Д-р Владимир Андоновиќ
М-р Александар Андоновиќ

ВОЗДУХОПЛОВНИ СИСТЕМИ И МОТОРИ

III година
МАШИНСКА СТРУКА
МАШИНСКИ ВОЗДУХОПЛОВЕН ТЕХНИЧАР

СКОПЈЕ 2011

Рецензенти:
Проф. д-р Стојче Десковски
Проф. Митре Јовановски
Проф. Биљана Лумбуровска

Лектор:
Оливера Павловска

Компјутерска обработка:
Александар Андоновиќ

Издавач: Министерство за образование и наука за Република Македонија

Печати: Графички центар дооел, Скопје

Тираж: 20

Со Одлука за одобрување на учебник по предметот Воздухопловни системи и мотори (редовен и изборен) за трета година Струка; машинска профил;машински воздухопловен техничар бр.22-1017/1 од 14.06.2011 донесена од Национална комисија за учебници.

CIP - Каталогизација во публикација
Национална и универзитетска библиотека "Св.Климент Охридски" , Скопје
АВТОР: Андоновиќ, Владимир - автор
ОДГОВОРНОСТ: Андоновиќ, Александар - автор
НАСЛОВ: Воздухопловни системи и мотори : III година машинска струка:машински воздухопловен техничар
ИМПРЕСУМ: Скопје : Министерство за образование и наука на Република Македонија, 2011
ФИЗИЧКИ ОПИС: 296 стр. : илустр. ; 29 см
ISBN: 978-608-226-292-5
УДК: 629.7.03(075.3), 621.43:629.7(075.3)
ВИД ГРАЃА: монографска публикација, текстуална граѓа,печатена
ИЗДАВАЊЕТО СЕ ПРЕДВИДУВА: 07.11.2011
COBISS.MK-ID: 89107466

Предговор

Во принцип, секој воздухоплов се состои од: змеј, погонска група и опрема (електрична, електронска и инструменти). Во третата година, под наслов Воздухопловни конструкции, беа третирани конструкцијата и структурата на воздухопловот - авионот и хеликоптерот. Врз база на тие знаења, во овој курс се даваат потребните описи на функцијата и конструкцијата на воздухопловните системи и воздухопловните мотори. Одделните елементи на системите и моторите се илустрирани со бројни шеми, технички цртежи и фотографии, со што текстот станува пожив, појасен, поинтересен и, пред сè, поблизок до ученикот - идниот воздухопловен техничар.

Авторите се надеваат дека ученикот, идниот воздухопловен техничар по совладувањето на наставната програма од воздухопловни системи и мотори, ќе се стекне со потребните стручни знаења и ќе биде во состојба:

- да го познава функционирањето на хидрауличнииот систем кај воздухопловите,
- да го разбира функционирањето на пневматскиот систем кај воздухопловите,
- да ја објаснува работата на четиритактниот клипен мотор;
- да ги објаснува системите за палење, подмачкување, ладење и системите за гориво кај воздухопловите;
- да ја опишува конструкцијата на елиса со променлив чекор;
- да ги идентификува командите и инструментите на погонската група;
- да го познава системот за климатизација;
- да го објаснува системот за кислород;
- да го познава системот за заштита од мраз;
- да ја познава програмата за работа на одржување на воздухопловите (редовни и специјални прегледи);
- да ги опишува начините на отстранување на забелешките;
- да ја познава структурата на турбомлазен мотор;
- да ја познава конструкцијата на компресорот на турбомлазен мотор на хеликоптер;
- да ја објаснува улогата на впрскувачите и коморите за согорување;
- да опишува конструкција на турбина на турбомлазен мотор кај хеликоптер;
- да го познава погонот на агрегатите на турбомлазен мотор;
- да ги опишува контролата и одржувањето на турбомлазен мотор на хеликоптер;
- да развива позитивен однос кон воздухопловните стандарди и прописи;
- да развива способност и вештини за тимска работа и за позитивен однос кон средствата за работа;
- да научи да ја заштитува работната и животната средина.

На крајот на книгата е додаден мал англиско-македонски воздухопловен речник, објаснување на одделни, вообичаени во воздухопловството, кратенки, како и користената литература.

Со системот на контролни прашања ученикот секогаш ќе биде во можност да провери колку ја совладал материјата.

Најпосле, некои содржини, кои не се во наставната програма а се интересни за понапредните ученици и за оние кои имаат пошироко интересирање, се одвоени со линии од другиот текст и напишани со поситен фонт.

За успешно совладување на содржините од предметот воздухопловни системи и мотори потребни се знаења од предметите физика, машински елементи со механика, аеродинамика со механика на летањето и, се разбира, воздухопловни конструкции од трета година

Скопје 12.4.2011 година Авторите

СОДРЖИНА

	ВОЗДУХОПЛОВНИ СИСТЕМИ	**7**
1.	**ХИДРАУЛИЧЕН СИСТЕМ**	**7**
	1.1 Улогата на хидрауличните системи кај воздухопловите	**7**
	1.2 Применети притисоци и флуиди во хидрауликата	**11**
	1.3 Класификација на компонентите на хидрауличниот систем	**16**
	1.3.1 Хидраулични пумпи:запчести, крилни, клипни, ротациони, рачни	**16**
	1.3.2 Хидраулични задвижувачи: работни цилиндри, хидраулични мотори	**22**
	1.3.3 Хидраулични разводници: улога, вентили за притисок, блокирачки, за проток, неповратни	**23**
	1.3.5 Цевни системи во хидрауличниот систем на авионот: улога, опис, цевки, цевни споеви, хидраулични приклучоци, филтри, акумулатори	**28**
	1.3.6 Хидраулични системи кај современите воздухоплови: типични распореди, извори на енергија, командување и задвижување на стојниот трап, заклучување и осигурување на стојниот трап, на вратите и индикација на положбата, командување и задвижување на командните површини, управување со експериментални облици на крило	**31**
	1.3.7 Контрола и одржување на хидрауличните системи	**40**
2.	**ПНЕВМАТСКИ СИСТЕМ КАЈ ВОЗДУХОПЛОВИТЕ**	**44**
	2.1 Основни поими	**45**
	2.2 Воздухот како работен флуид на пневматскиот систем	**45**
	2.3 Создавање воздух под притисок и развод	**47**
	2.4 Пневматски компоненти и уреди	**50**
	2.5 Пневматски мотори	**53**
	2.5.1 Ротирачки пневматски мотори	**53**
	2.5.2 Праволиниски пневматски мотори	**55**
	2.6 Вакуумски систем	**56**
	2.7 Улогата на пневматскиот систем кај воздухопловите	**57**
	2.7.1 Видови пневматски системи кај воздухопловите	**58**
	2.8 Споредба помеѓу хидрауличните и пневматските системи	**59**
	2.9 Електричен систем	**61**
3.	**ВОЗДУХОПЛОВНИ КЛИПНИ МОТОРИ**	**65**
	3.1 Поим за погонска група	**65**
	3.2 Принцип на работа на клипниот мотор	**65**
	3.3 Работни циклуси на четворотактен мотор	**65**
	3.3.1 Степен на компресија на моторот	**67**
	3.3.2 Ненормално согорување	**68**
	3.3.3 Детонација	**68**
	3.3.4 Прерано палење (самопалење)	**69**
	3.4 Вентили и кружен дијаграм на разводниот механизам	**70**
	3.5 Силина (моќност) на моторот	**72**
	3.5.1 pV - дијаграм на идеалниот и реалниот циклус	**72**
	3.5.2 Индицирана силина	**74**
	3.5.3 Среден ефективен притисок, ефективна силина	**76**
	3.5.4 Степени на корисност	**78**
	3.5.5 Специфична потрошувачка на гориво	**80**
	3.6 Постапки за мерење на вртежниот момент, силината и работните карактеристики	**80**
4.	**КОНСТРУКЦИЈА НА ВОЗДУХОПЛОВНИ КЛИПНИ МОТОРИ**	**83**
	4.1 Основни делови на клипниот мотор СВС	**83**
	4.2 Линиски и ѕвездести мотори	**84**
	4.3 Опис на конструкција на клипен мотор	**86**
5.	**СИСТЕМ ЗА ПОДМАЧКУВАЊЕ И ЛАДЕЊЕ**	**92**
	5.1 Систем за подмачкување	**92**
	5.1.1 Својства на маслото	**92**
	5.1.2 Улога и функција на системот за подмачкување	**93**
	5.1.3 Компоненти на системот за подмачкување	**97**
	5.2 Неисправности на системот за подмачкување	**99**
	5.3 Систем за ладење	**101**
	5.4 Издувен систем	**105**

6.	ГОРИВО И СИСТЕМ ЗА ГОРИВО	107
	6.1 Создавање и снабдување со работна смеса	107
	6.2 Богати и сиромашни смеси	108
	6.3 Карбуратор со пливка, принцип на работа, конструкција	108
	6.4 Заледување на карбураторот	117
	6.5 Загревање на карбураторот	120
	6.6 Систем за впрскување гориво	122
	3.6.1 Елиса со фиксен чекор	123
	3.6.2 Елиса со константен број вртежи	125
	3.6.3 Надворешна карактеристика на моторот и избор на најпогодна елиса	128
	3.6.4 Споредни непожелни ефекти при работа на елисата	130
7.	ВИСИНСКИ КАРАКТЕРИСТИКИ НА МОТОРОТ	128
	7.1 Видови силини	128
	7.2 Промена на силината со висината	129
	7.3 Висинска карактеристика на мотор без компресор	129
	7.4 Висинска карактеристика на мотор со компресор	130
	7.5 Инсталации со еднобрзински компресор	132
	7.6 Инсталации со двобрзински компресор	133
	7.7 Видови компресори кај авионските мотори	134
	7.8 Поставување на компресорот на мотор	138
8.	СИСТЕМ ЗА ПАЛЕЊЕ	139
	8.1 Магнетски систем	139
	8.2 Стартер	142
	8.3 Проблеми при стартувањето на моторот	144
	8.4 Импулсна спојница. Употреба на прекинувачот за палење.	144
	8.5 Прекин на работа на мотор во лет	149
9.	ЕЛИСА	151
	9.1 Елиса со фиксен чекор	155
	9.2 Елиса со константен број вртежи	158
	9.3 Надворешна карактеристика на мотор и избор на најпогодна елиса	163
	9.4 Споредни и непожелни ефекти при работата со елисата	164
	9.5 Ракување со елиса со константен број вртежи	166
	9.6 Заштита на елисата од замрзнување	168
10.	ПОМОШНИ ЕЛЕМЕНТИ НА ПОГОНСКАТА ГРУПА	170
	10.1 Систем за откривање и гаснење пожар	172
	10.2 Моторски инструменти	175
11.	СИСТЕМ ЗА ГОРИВО НА ВОЗДУХОПЛОВОТ	179
	11.1 Компоненти на системот	180
	11.2 Гориво и ракување со него	184
12.	СИСТЕМИ ЗА КЛИМАТИЗАЦИЈА И ПРИТИСОК ВО КАБИНАТА	190
	12.1 Систем за греење и вентилација без кабински притисок	190
	12.2 Систем за греење и вентилација во кабини со притисок	192
	12.3 Составни делови на системот	193
	12.4 Улога и значење на системот за кислород	195
	12.5 Принцип на работа на системот за кислород во воздухопловите	196
	12.6 Оксигенски системи во воздухопловите	197
	12.7 Одржување и испитувања на системот за кислород	198
13.	СИСТЕМ ЗА ЗАШТИТА ОД МРАЗ	200
	13.1 Значење заштита на воздухопловите од мраз	200
	13.2 Заледување на авионите и хеликоптерите	200
	13.2 Системи за заштита од мраз	202
14.	ОДРЖУВАЊЕ	205
	14.1 Поим за пловидбеност	205
	14.2 Одржување на воздухопловите, редовни и специјални прегледи	206
	14.3 Анализа и опис на начините за отстранување на забелешки, дотерувања	207
	14.4 Чување, конзервирање и складиштење на моторот	209
	14.5 Ракување со погонската група	210
	14.5.1 Ракување со моторот на земја	210
	14.5.2 Проба на конкретен мотор	214
	14.5.3 Запирање на моторот	214
	14.5.4 Ракување со моторот во лет	215

	ИЗБОРНА ПРОГРАМА	**217**
1.	**ХЕЛИКОПТЕРСКИ ХИДРАУЛИЧЕН СИСТЕМ**	**217**
	1.1 Општо за хеликоптерски хидрауличен систем	**217**
	1.2 Класификација на компонентите на хеликоптерски хидрауличен систем	**220**
	1.2.1 Хидраулични пумпи	**220**
	1.2.2 Хидраулични задвижувачи	**222**
	1.2.3 Хидраулични разводници	**226**
	1.2.4 Командни вентили	**226**
	1.2.5 Хидраулични акумулатори	**227**
	1.2.6 Цевководен систем на хеликоптер	**229**
	1.2.7 Филтрирање и филтери	**230**
	1.2.8 Резервоари за хидро масло	**231**
	1.3 Хидраулични системи кај современи хеликоптери	**231**
	1.4 Хидраулично командување и задвижување	**233**
	1.4.1 Командување со стојниот трап	**233**
	1.4.2 Командување со сопирачките	**234**
	1.4.3 Командување со лопатките на роторот	**236**
	1.4.4 Команди на летање на хеликоптер	**238**
	1.4.5 Контрола и одржување на хидрауличниот систем	**241**
2.	**ПНЕВМАТСКИ СИСТЕМ НА ХЕЛИКОПТЕР**	**244**
	2.1 Општо за системот	**244**
	2.1.1 Примена на пневматски системи кај хеликоптерите	**245**
	2.2 Компоненти на пневматскиот систем	**246**
	2.2.1 Пневматски задвижувачи	**247**
	2.2.2 Воздушни пумпи	**247**
	2.2.3 Пневматски акумулатори	**248**
	2.2.4 Разводни вентили	**249**
	2.3 Распоред на компонентите на вакуум системот	**250**
	2.4 Контрола и одржување на пневматскиот систем	**250**
3.	**ГАСНА ТУРБИНА ПОГОНСКИ МОТОР НА ХЕЛИКОПТЕРИТЕ**	**252**
	3.1 Премин од клипен мотор на гасна турбина	**254**
	3.2 Конструкција на вшмукувачот на хеликоптерот	**257**
	3.3 Конструкција на компресор на турбомотор на хеликоптер	**259**
	3.4 Дифузор	**264**
	3.5 Комори за согорување, прскалки на гориво, палење	**264**
	3.6 Конструкција на гасна турбина на турбомлазен мотор кај хеликоптер	**270**
	3.7 Погон на агрегатите на турбомлазен мотор	**274**
	3.8 Систем за подмачкување и затинање на турбинскиот мотор	**283**
	3.9 Издувен систем на турбомлазен мотор, млазник	**284**
	3.10 Контрола и одржување на турбински мотор на хеликоптер	**286**
4.	**ДОДАТОК 1: "Airmaship", што ли беше тоа?**	**289**
	ДОДАТОК 2: Мерки за безбедност во експлоатацијата	**291**
	ДОДАТОК 3: Мал воздухопловен англиско-македонски речник	**293**
10.	**БИБЛИОГРАФИЈА**	**296**

Воздухопловни системи

Според дефиницијата, ***систем*** е определен ограничен дел од стварноста што има определен однос кон околината, има своја структура и функција. Меѓу трите својства на системот, т.е. меѓу околината, функцијата и структурата, постојат определени односи. Секогаш функцијата е условена со структурата, а зависи од околината. Структурата на системот ја сочинуваат елементите на системот кои меѓусебно се поврзани или меѓу кои постојат точно определени релации (односи). Елементите и нивните релации ја образуваат структурата на системот.

Елементите на системот внатре во неговите граници се меѓусебно функционално поврзани со релации и ја сочинуваат внатрешната структура. Крајните елементи на системот воспоставуваат двојна врска: со елементите на внатрешната структура и со надворешната околина. На овој начин се воспоставува влез и излез од системот.

Во природата и во општеството постојат многу системи, како: управувачки, регулациони, електрични, биолошки, еко, планетарни итн. Некои од тие системи постојат без волјата на човекот, а некои тој ги создал со определена цел.

Воздухоповните системи постојат како објективна реалност, а се создадени целисходно според волјата и желбите на конструкторот за да вршат определена акција. Во воздухопловот постојат многу системи, од кои во овој курс ќе ги проучиме хидрауличниот и пневматскиот систем.

Првите успешни обиди за примена на хидростатички пренос на силината датираат од пред 130 години; тоа биле преси со вода како работен флуид. Следеле успешни реализации на аксијална клипна пумпа со девет клипови и подвижна плоча на Американците Williams и Janneys. Во триесеттите години на минатиот век се забележителни трудовите и конструкциите од областа на хидрауликата на професорот Thoma. Развојот на хидрауликата особено бил забележителен во четириесеттите години во САД, Англија и Германија.

Во текот на Втората светска војна, и подоцна, воздухопловството дало силен поттик на развојот на хидрауликата, така што цела низа уреди на авионите добиле командување и управување преку хидрауличните системи. По војната, искуствата, развојот и резултатите од истражувањата стекнати во воздухоповството, почнале интензивно да се користат кај алатните машини и во процесите во металопреработувачката индустрија, градежните и земјоделските машини, моторните возила, железницата, бродоградбата итн.

Се разбира, посебна област, која не може да се замисли без хидрауликата, и понатаму се воздухопловството и воздухопловната индустрија. Денес, не само што секој авион е опремен со сложен хидрауличен систем, туку и скоро сите помошни уреди на аеродромите се "хидраулизирани": од транспортните средства до уредите за истовар на багажот.

1. Хидрауличен систем

1.1 Улогата на хидрауличниот систем кај воздухопловите

Со зголемувањето на: брзините на летањето, големината на воздухопловите, бројот и видовите на механизмите со кои треба да се управува, како и

нараснатите сили што треба да се совладаат, сѐ повеќе раснела и потребата од автоматизација и механизација на одделните операции.
Механизираниот погон во воздухопловите може да биде: пневматски (сл.1.1), хидрауличен (сл.1.1), електричен (сл.3.7 в) и комбиниран.

Пневматскиот погон има многу добри особини, како: неосетливост на температурните промени, користење на воздухот од атмосферата како работен флуид, едноставна инсталација, "мека" работа...
Сепак, проблемите со затинањето и стисливоста ја ограничуваат неговата практична примена, и ги лимитираат применуваните сили.

Електричниот погон е погоден за помали авиони и за помали сили и силини.

Денес најпогодно средство за ефикасно пренесување на енергијата или силината од едно на друго место е воздухопловната хидраулика, олицетворена во **хидрауличниот систем.** Тоа е систем во кој за трансмисија на енергијата се користи течност (хидромасло, флуид) под притисок. Хидрауличниот систем ја презема силината од моторот и ја претвора во хидраулична силина со помош на хидропумпа. Оваа силина, со помош на цевководи кои се протегаат низ авионот, може да се распределува насекаде по него. Со помош на работен цилиндар или друг вид хидромотор, хидрауличната силина повторно може да се претвори во механичка силина и да се користи за други цели.

Примери на примена на хидрауличниот погон кај воздухопловите. Денес тешко може да се замисли воздухоплов на кој барем неколку важни системи не се задвижуваат со хидрауличните системи. Некои примери на примената се:

1. задвижување на сите примарни командни сервомеханизми од примарните команди на летањето;
2. извлекување и вовлекување на стојниот трап;
3. управување со носното тркало;
4. движење наназад и напред на крилата со променлива стрела на крило;
5. отворање и затворање на најразлични врати, капаци, отвори, жабри.
6. манипулација со отворот за товар - рампата;
7. функционирање на автоматскиот пилот и турелите за огнено оружје;
8. системи за апсорпција на удари и системи за кревање товар;
9. аеродинамички кочници (dive brakes), кочници за слетување, спојлери, преткрилца и флапсови;
10. промена на чекорот на елисата;
11. отворање врати од просториите за бомби, задвижување на механизмите за нивно поместување, репетирање на автоматското оружје.

Предности на хидрауличните системи над другите системи кои се применуваат во воздухопловството:

- пренесување големи сили или силини со помали габарити и маси од другите можни системи. Габаритот и масата на хидрауличните компоненти се многу помали од оние на електричните или механичките системи, при исти сили и силини. Компонентите на хидрауличните системи имаат многу мал габарит при голема акумулирана силина што е императив во воздухопловството. Посебна погодност е што овие системи можат да се развиваат за произволно големи сили или моменти;

- премин од големи на мали брзини без посебни преносници, остварување на големи преносни односи и висок степен на искористување;

- континуирана регулација на брзината и на притисокот преку придушни компоненти и регулатори на протокот и притисокот;

- лесно ограничување, регистрирање и пренесување на сили во системот преку манометри и притисни прекинувачи кои се стандардни компоненти на хидрауличните системи;

- лесна и безударна промена на насоката на движењето на елементите во системот поради релативно малите маси на елементите што се движат (клипови на работните цилиндри и хидромотори). Безударна промена на насоката на движењето се обезбедува со релативно прости хидраулични конструктивни елементи: кочници на крајот на одот на работниот цилиндар, преливни вентили во водовите на хидромоторите или со примена на вентили со предуправување и регулација на брзината;

- лесно преминување од вртежно во транслаторно движење или обратно. "Класичен" пар извршни органи со кои се реализира оваа трансформација е пумпа - работен цилиндар;

- можност за автоматизација на каков било вид движење или помошно движење со воведување вентили за предуправување и електрични контакти;

- хидрауличниот систем и неговите компоненти главно се стандардизирани, што придонесува за нивна голема надежност и сигурност, лесно одржување и прифатливи цени;

- во работа реагира моментално на побарувањата кои се поставуваат пред системот, т.е. нема инерција ("доцнење") во неговиот одговор;

- нема опасност од пожар, електричен удар, краток спој и сл.

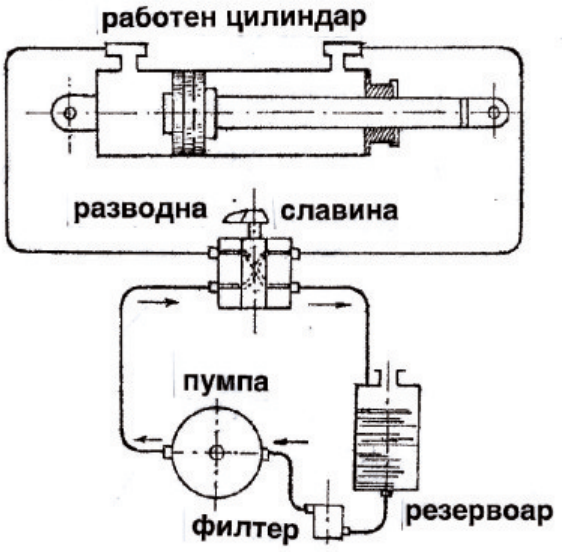
***Пример**: турела на огнено оружје (топ, митралез) мора да е во состојба да го менува правецот речиси моментално. Тоа може да се изведе само со хидрауличен систем. Во електричен систем, роторот претходно мора целосно да запре и дури тогаш да ја смени насоката на ротацијата зашто во спротивно ќе изгори.*

Хидрауличниот погон, поради своите бројни предности, денес, има најширока примена. Самиот систем се состои од: хидропумпа, разводни славини, погонски (работни) цилиндри, резервоари, филтери, регулатори, вентили и цевководи. Внимателниот читател ќе забележи дека наброените елементи може да припаѓаат на кој било хидрауличен систем за командување, и - нема да погреши.

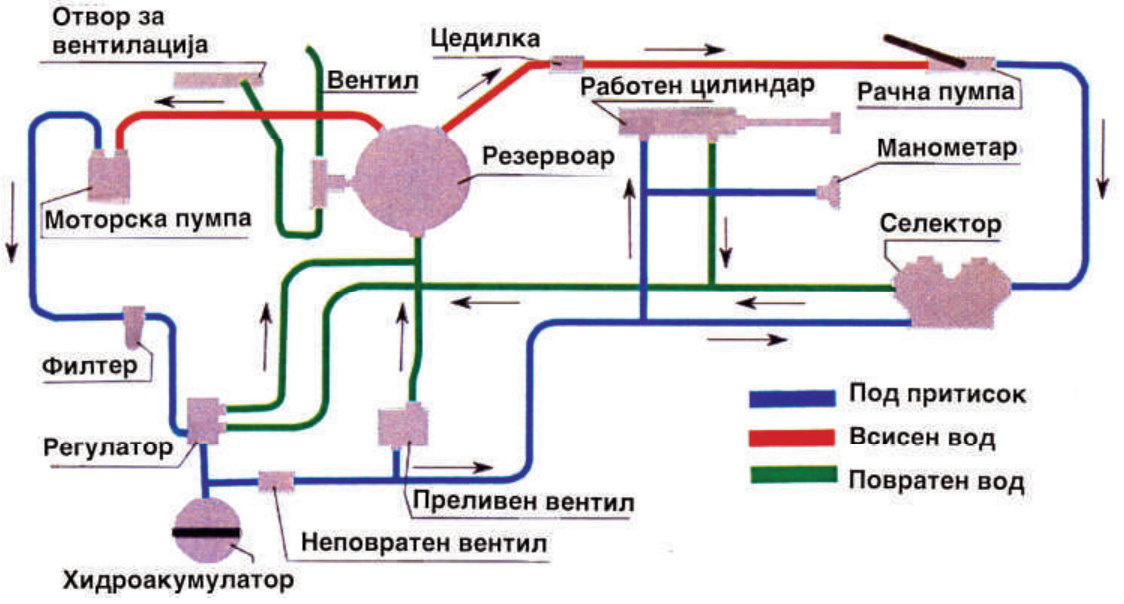
Навистина, користењето на еден централен извор на силина - во вид на мала хидраулична пумпа, и едноставното спроведување енергија со течност под притисок низ соодветни цевководи на сите места каде што е тоа потребно, претставува практична основа за автоматизација на многубројни функции на авионите со едно универзално и сестрано решение (сл.1.1). На оваа слика се гледаат сите компоненти на еден хидрауличен систем: резервоар, пумпа (рачна, електрична или моторска), филтер, разводна славина за управување со протокот и работен цилиндар. Посложени системи се добиваат со зголемување на бројот на елементарните компоненти и со усложнување на меѓусебните врски.

Кај ***големите авиони*** хидрауличниот систем може да се состои дури и од три ***независни системи***: ***основен, помошен и систем со рачен погон***.

Кај овие авиони хидрауличниот систем обезбедува работа на многубројни потсистеми: вовлекување и извлекување на стојниот трап, кочење на тркалата на главните нозе на стојниот трап, управување со носното тркало, управување со заткрилцата и со другите командни површини (аеродинамички кочници), работа на бришачите на стаклата, промена на чекорот на елисата и нејзино преведување во едрење ("на нож") во случај на потреба, отворање и затворање на разни врати и отвори (капаците на ладилникот за масло итн.), манипулирање со отворот за товар - со рампата.



Сл.1.1 Шема на основен хидрауличен систем со еден работен цилиндар



Сл. 1.2 Хидрауличен систем на авионот P-47, најуспешниот ловец-бомбардер од Втората светска војна

Хидрауличниот систем на авионот P-47 бил проектиран според стандардите MIL за борбени авиони од таа категорија. Притисокот на хидромаслото се обезбедувал со пумпа, вградена на авионскиот мотор, а сигурноста на системот била зголемена со постоење резервна инсталација на рачна помошна пумпа. Хидросистемот бил составен од: резервоар за масло,

акумулатор, вентили, славини, задвижувачи на нозете на стојниот трап и заткрилцата, селектор за управување и цевки за спроведување. Секоја нога на стојните органи и секоја од површините на заткрилцата имала свои сопствени работни цилиндри. Тие работеле врз принципот на заземање крајни позиции на клипот (вовлечено-извлечено).

Хидрауличната силина ја создаваат хидропумпите кои се или директно приклучени на авионските мотори или имаат сопствен електромоторен погон. Создадената хидраулична силина се користи за многу витални функции, така што откажувањето на моторите кои ги задвижуваат хидропумпите може да го загрози управувањето со авионот и неговото приземјување. Затоа, поволно би било кога оваа енергија би можела да се акумулира и користи кога е потребно. За жал, количеството на вака спремена енергија е недоволно.

И модерните комерцијални авиони имаат електрични хидропумпи, па ако сите мотори откажат во лет, пилотот може да употреби електричен генератор задвижуван од специјална елиса наречен ***Ram Air Turbine (RAT***, т.е. турбина на динамички притисок), која е скриена под трупот и во случај на потреба се извлекува и се активира. Овој резервен погон е во состојба да обезбедува доволно електрична силина за хидрауличните пумпи и за командниот систем, но со него можат да се алиментираат и други неопходни потрошувачи на електричната енергија (инструменти), што може да биде од пресудна важност за безбедно завршување на летот.

1.2 Применети притисоци и флуиди во хидрауликата

Хидрауличниот систем на воздухопловот е составен од хидраулични компоненти кои се карактеризираат со определени големини, таканаречени параметри на системот.

Основни параметри на хидрауличните системи се :

- притисокот и протокот;
- флуидот, т.е. хидромаслото;
- загубите во системот, и
- работната температура.

Определувањето на ***притисокот*** и ***протокот*** е основна работа на конструкторот на системот. Од овие големини зависат дефинирањето и димензионирањето на сите други компоненти на хидросистемот: хидропумпата, хидромоторите, работните цилиндри, дебелината на ѕидовите на цевководите и цревата, димензиите и видовите на разводните и регулационите вентили итн.

Од овие два параметра зависат и силите (од притисокот) и брзините (од протокот) кои се реализираат во хидросистемот.

Многубројните истражувања на влијанието на притисокот врз економичноста на хидрауличниот систем покажуваат дека поекономични се повисоките притисоци. Во зависност од големината и типот на воздухопловот, во примена се притисоци од 2,5 до 35 MPa (1 bar= 1 daN/cm^2 = 0,1 MPa). Се разбира, за секој воздухопловен хидрауличен систем се определува потребниот притисок и тој се наведува во техничката документација. Како карактеристична вредност овде ја наведуваме големината на притисокот од 210 bar (21 MPa или 3.000 psi), применувана од 1940 г. кај цивилните и кај воените авиони како стандардна вредност. Кај современите големи патнички авиони (Airbus A380)

хидрауличниот систем е под притисок од 350 bar (35 MPa или 5.000 psi), што се смета како осетно подобрување во однос на наведената стандардна вредност од 210 bar. Хидрауликата со повисок притисок има помал волумен на цевките, задвижувачите и другите компоненти, па, генерално, се намалува и тежината на системот. Притисокот од 5.000 psi кај авионот А380 го генерираат дури осум исклучни хидраулични пумпи.

Сл. 1.3 Големината на притисокот, најчесто во psi, се чита на манометарот во пилотската кабина

Хидромаслото, т.е. ***работниот флуид*** е следниот многу битен параметар на секој хидрауличен систем. На изборот на флуидот мора да се посвети големо внимание. Во светот постојат повеќе квалитетни производители на флуиди за хидраулични системи и нивните масла се јасно специфицирани во техничката документација на авионот,

Работниот флуид, во авионската хидраулична инсталација, во работа е изложен на многубројни штетни влијанија: високи и ниски температури, екстремно високи притисоци, можности за пожар, контаминација со метални честици и продукти на хемиски реакции, разни талози, создавање пена, стареење итн.

Ќе ги наброиме особините кои мора да ги поседува доброто хидромасло за примена во воздухопловството:

- ***вискозитет*** кој со промена на работната температура се менува минимално, така што во целиот дијапазон на работни температури се одржува приближно константна вредност;
- добри особини на ***подмачкување*** и при повисоки работни температури. Маслото во хидрауличниот систем не служи само за пренесување на силината но и како средство за подмачкување на површините на подвижните компоненти-работните цилиндри, пумпи, мотори итн;
- отпорност кон ***стареење*** при зголемени температури;
- отпорност кон ***создавање пена*** (мешање со воздухот). Маслото кое се пени не обезбедува добар и континуиран пренос на силината и предизвикува непријатна бучава во системот;
- ***таложењето*** на нечистотии и стареењето на маслото по интензивна употреба треба да се одвива во определен временски рок (никако порано);

- не смее да содржи ***киселини*** или други материјали кои дејствуваат деструктивно на деловите на системот, затинките и сл.;
- маслото не смее да содржи ***метална прашина*** или ситни тврди честици од кое било потекло кои би можеле да ги оштетат лизгачките површини на разводните и регулационите компоненти, да предизвикаат корозија или да го забрзаат процесот на стареење на маслото;
- мало ***пречекорување*** на работната температура не смее да предизвикува појава на штетно испарување на маслото;
- отпорност на ***мешање со водата*** (од кондензацијата на влажниот воздух во резервоарот) и создавање емулзија. Влагата во резервоарите и цевководите тешко е да се избегне, а таа доведува до појава на корозија;
- ***хемиската стабилност*** е од посебна важност. Хемиското разложување и декомпонирање на маслата под влијание на високите температури и каталитичкото дејство на металните површини може сериозно да ја попречи нормалната работа на хидросистемот (појава на воздушни "џебови", создавање соединенија со неповолни особини итн);

Основните (базни) масла не ги поседуваат во задоволителна мера сите наброени карактеристики. За среќа, потребните својства можат да се обезбедат со целисходна комбинација на следниве методи:

- додавање во базното масло определени ***адитиви*** со кои се зголемува отпорноста кон мешањето со вода, отпорноста кон корозијата, мазивноста и хемиската постојаност, а се намлува склоноста кон создавање пена. Треба да се истакне и фактот дека некои адитиви го подобруваат квалитетот на маслото во една насока но, истовремено, го влошуваат во друга, што комбинирањето го прави сложена операција. Така на пример, со додавање адитив за обезбедување константен вискозитет обично се влошуваат подмачкувачките карактеристики на маслото итн.;
- целисходно конструирање (обликување и димензионирање) на компонентите на системот при што се елиминираат факторите кои го "расипуваат" маслото.

Маслата за хидрауличните системи можат да се класифицираат во три основни групи:

- ***водени емулзии*** според MIL-O-7083. Наспроти корозивноста, се користат кај морнаричките воздухоплови поради нивната незапаливост. Се работи за вода хемиски третирана со адитиви кои ја прават способна да подмачкува. Комерцијалното име на овие масла е ***Hydrolube.***
- ***минерални масла*** базирани врз петролеумот според MIL-O-5606. Најмногу се користат за мали авиони, а ги препорачува NATO (поранешениот назив на ова масло е AN-VV-O-366). Маслото е обоено црвено за да се разликува од другите масла (лесна идентификација). Минералните масла претставуваат сложена смеса на јаглеводородни молекули со ***различни*** молекуларни маси, структура и особини. Заеднички особини им се: добри подмачкувачки својства, хемиска стабилност, мала промена на вискозитетот со температурата, а со додадени адитиви не се пенат и не се корозивни. Некои попознати минерални масла се:
  Mil-H-5606: масло од минерална база, запаливо, со ниска точка на палење, применливо од -65°F (–54 °C) до 275 °F (135 °C), црвено обоено,

Mil-H-83282: масло од синтетичка хидрокарбонска база, со повисока точка на палење, самоизгасливо, некомпатибилно со 5606, црвено обоено, проценето на −40 °F (−40 °C) степени.

- ***синтетичките флуиди***, за разлика од минералните масла, претставуваат смеса на јаглеводородни молекули со ***точно дефинирани*** молекуларни маси и структура, кои ги обезбедуваат потребните особини: оксидациона и термичка стабилност, испарливост, вискознотемпературни особини, температура на палење и стинување, незапаливост итн. Очигледно, овие масла поседуваат многу привлечни особини: не се запаливи и работат во широк дијапазон на температури. Затоа синтетичките и полусинтетичките масла добиваат сèпоголема важност. Овде се наведува маслото ***Skydroll 500*** со виолетово/пурпурна или зелена боја. Маслото е направено врз фосфатно-естерска база.
  Во хидрауличните воздухопловни системи минералните хидраулични масла сè повеќе се заменуваат со смеса од полиалфаолефини/естри. Синтетичките масла, во однос на најдобрите минерални масла, покажуваат бројни предности: век на траење и до 20 пати подолг, поголема способност за подмачкување што се гледа во намаленото абење на деловите кои релативно се движат (особено кај пумпите) и до 50%. Материјалите од кои се направени хидрауличните компоненти (челикот, алуминиумот, месингот, бакарот, гумата) се неосетливи на синтетичките флуиди. Единствено цинкот во допир со синтетичките масла е неотпорен на корозија. Во случај на примена на синтетички флуиди врз база на естри, сите елементи од природна гума треба да се заменат со елементи од силикони, тефлон или од неопрен.

Веќе од овие факти може да се согледа дека ***проста замена*** на едно хидромасло со друго ***не смее*** да се врши.

Важно правило: ***недозволено е мешање масла од различни бази бидејќи карактеристиките и подрачјето на употребата на смесата можат да бидат сериозно деградирани.***

Предупредување: никогаш не употребувајте растително базно масло. На високи температури, растителните базни масла формираат лепливи остатоци кои можат да го затнат хидрауличниот систем, што може да доведе до катастрофални последици.

Сл.1.4 Оригинално пакување на Aeroshell Fluid 41 - хидраулично минерално авионско масло од петролеумска база според MIL-PRF-5606 за користење во хидраулични системи и кочници со затинки од синтетичка гума. Содржи адитиви и инхибитори против оксидација и абење.

Кратка анализа на примената и развојот на полиалфаолефините за производство на синтетички масла

Нема никакво сомнение дека денес синтетичките флуиди ги истиснуваат минералните поради низа предности:

- поголема оксидациона стабилност
- повисока термичка страбилност
- повисок индекс на вискозност
- помала испарливост
- пониска точка на течење
- повисока точка на палење
- биодеградибилност
- нетоксичност
- подолг век во експлоатацијата и помали трошоци на одржувањето

Постојат повеќе видови синтетички флуиди, меѓу кои ***најпознати*** се:

- синтетичките јаглеводороди:полиалфаолефини (ПАО-олигомери на олефините), полиизобутени (олигомери на изобутенот) и алкилбензените,
- естрите,
- етрите,
- халогенизираните јаглеводороди,
- силиконите, итн.

Полиалфаолефините (ПАО) се најперспективни поради исклучително добрите особини, па се користат за производство на синтетички и полусинтетички моторни масла во комбинација со естри, масла за менувачи и диференцијали на моторните возила, индустриски редукторски и хидраулични масла, моторни, хидраулични и други масла за воздухоплови, масла за воздушни компресори, во прехранбената и во фармацевтската индустрија итн.

Естрите како синтетички базни масла можат да се користат: за производство на масла за подмачкување на млазни мотори и запченички системи кај турбоелисните авиони (***диестри***), за производство на тешко запаливи хидраулични флуиди (***естри на фосфорната киселина***) и за производство на синтетички хидраулични флуиди, флуиди за пренос на топлина и за производство на масти кои се користат на ниски температури (***естри на силициумовата киселина***).

Новите механички системи, односно барањата на нивните производители се сѐ поостри, така што класичните минерални базни масла не можат да ги исполнат нивните барања во смисла на:

1. подобрени перформанси: повисока термичка стабилност, повисока оксидациона стабилност, повисока точка на палење, подобри вискозно-температурни карактеристики (повисок индекс на вискозност), пониска точка на течење;

2. заштеда на енергијата: пониска испарливост, заштеда на горивото, подолг век во експлоатацијата, односно помали трошоци за одржување;
3. заштита на животната средина: биодеградибилност, помала испарливост на маслата, нетоксичност.

Синтетичките мазива првенствено се користат таму каде што проблемот на подмачкување не може успешно да се реши со масло од минерално потекло,

таму каде што тоа го бара спецификацијата на производителот на техничкиот систем и таму каде што трошоците на производството или експлоатацијата можат да ги поднесат високите цени на синтетичките масла.
Полиалфаолефините позначајна примена во Европа доживеале во 1970 г., по издавањето на спецификацијата **MIL-H-83282** за хидраулични масла врз база на ПАО. Во 1977 година, **Mobil** го започнал производството на синтетички моторни масла врз база на ПАО и естри.

ЗАКЛУЧОК: класичните минерални базни масла сѐ повеќе се заменуваат со синтетички и полусинтетички базни масла кои имаат далеку повисока оксидациона и термичка стабилност, повисоки индекси на вискозитет, пониска точка на стинење, нетоксичност итн.

Колку класичните базни масла, произведени со солвентна рафинација, имаат понизок вискозитет толку е поголемо губењето на маслото поради испарување на високи температури, поголемо е загадувањето на атмосферата, а освен тоа - поголемо е таложењето на масленaта смола на клиповите и на вшмукувачките вентили.

1.3 Класификација на компонентите на хидрауличниот систем

Со тек на времето се дошло до заклучок дека хидрауличните системи можат да се составуваат (компонираат) од стандардизирани елементи, кои пак се произведуваат за различни притисоци и протоци, сосема слично како во електротехниката и електрониката. Со време се издиференцирале реномирани производители на овие елементи, така што каков и да е хидрауличен систем може да се склопи од висококвалитетни елементи, со што се поевтинува производството, лесно се набавуваат резервни делови, а сигурноста на хидрауличните системи станала многу висока. Од многубројните хидраулични компоненти ќе ги изучиме следниве:

- **извори** на хидрауличната силина, т.е. хидрауличните пумпи. Тие добиваат механичка енергија директно од моторот или преку сопствен електромотор и ја претвораат во хидраулична енергија (проток и притисок на хидромаслото);

- **хидраулични задвижувачи** (извршни органи), т.е. уреди кои хидрауличната енергија ја претвораат во движење, сила или момент. Овде се вбројуваат работните цилиндри и хидрауличните мотори;

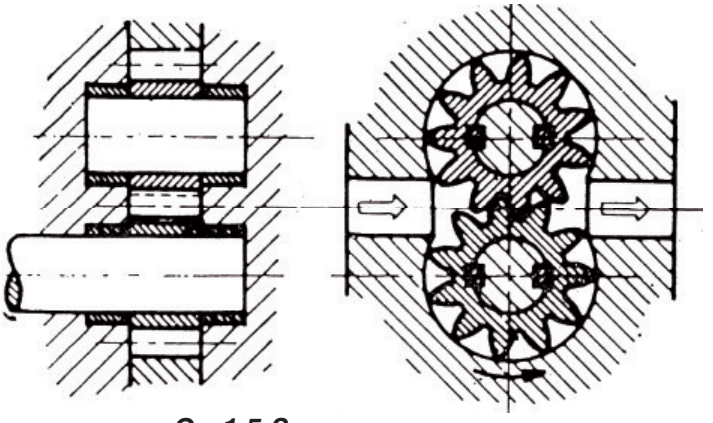
- **хидраулична инсталација,** ја реализира врската помеѓу пумпите и моторите (често многу раздалечени еден од друг) и управува со целиот систем. Овде спаѓаат: разни командни вентили, разводници, регулатори, придушни вентили, хидраулични акумулатори, филтери и, се разбира, систем од крути и еластични водови споени во целина со специјални приклучни елементи.

1.3.1 Хидраулични пумпи: запчести, крилни , клипни (аксијални, радијални), центрифугални, ротациони, пумпи со променлив проток, рачни пумпи

Хидрауличните пумпи се извори на хидрауличната енергија и со својата работа овозможуваат проток на хидромаслото низ хидрауличниот систем до извршните органи (задвижувачи).

Запчестите пумпи се наједноставни и најевтини хидраулични пумпи. На сликата е прикажан пресекот на пумпа која се состои од два цилиндрични

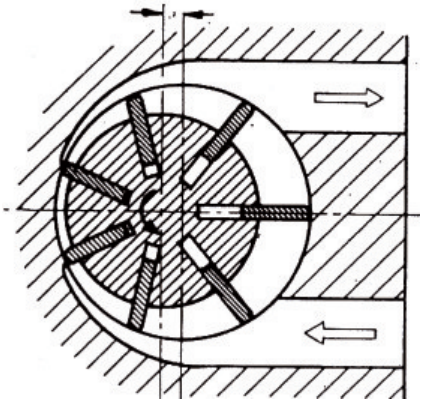
запченика со прави заби. Главни осбини на пумпата се: едноставна конструкција, мал број делови, лесен и едноставен ремонт и мала осетливост на нечистотиите во маслото. Често пати, целата пумпа се потопува во резервоар за масло, со што се намалува бучавата на поголеми притисоци и вртежи. Пумпата се користи за работни притисоци од 5 до 7 MPa.



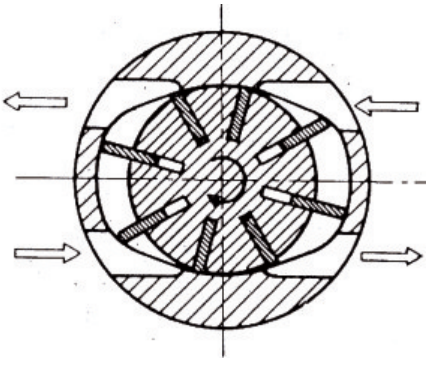
Сл.1.5 Запчеста пумпа

Крилните пумпи имаат радијално подвижни крилца, кои се вртат заедно со роторот или се вградени во статорот. Во првиот случај, пумпата се состои од неподвижно куќиште во кое ексцентрично се врти роторот со крилцата,при што наизменично се создаваат комори во кои се врши компримирање и потискување на маслото.

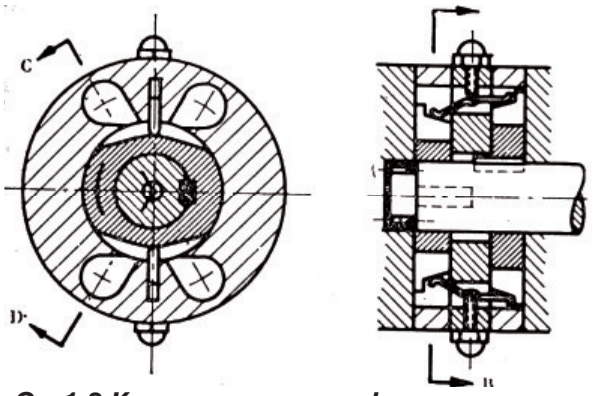
На сликата 1.8 е прикажана пумпа со крилца, која го реализира истиот ефект но со спротивно дејство. Кај оваа пумпа ротира куќиштето или едно бреговито вратило, додека крилцата се неподвижни.



Сл.1.6 Едностpана крилна пумпа со ротирачки крилца



Сл.1.7 Двостpана крилна пумпа со ротирачки крилца



Сл.1.8 Крилна пумпа со фиксни крилца

Позитивни особини на крилните пумпи со ротирачки крилца се:

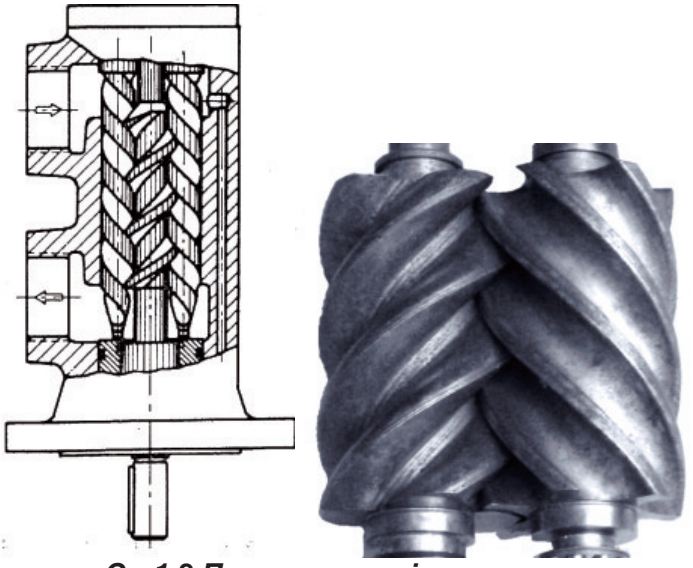
- мирна и тивка работа без шум;
- можност за регулирање на протокот со промена на ексцентрицитетот;
- рамномерен проток (без пулсирање).

Слабост на овие пумпи е нивната осетливост на удари на притисокот, при што може да дојде до кршење на крилцата.

Овие пумпи се користат за работни притисоци од 10 до 17 MPa, за протоци над 200 l/min и за високи степени на искористување до 85%.
Крилната пумпа со неподвижни крилца (крилца во статорот) ги има истите позитивни особини како и пумпата со ротирачки крилца.

Општа карактеристика на сите крилни пумпи е релативно ниската цена и многу малата специфична тежина (тежина по kW силина), што ги прави погодни за примена во хидрауличните системи на мобилните машини, и во воздухопловството.

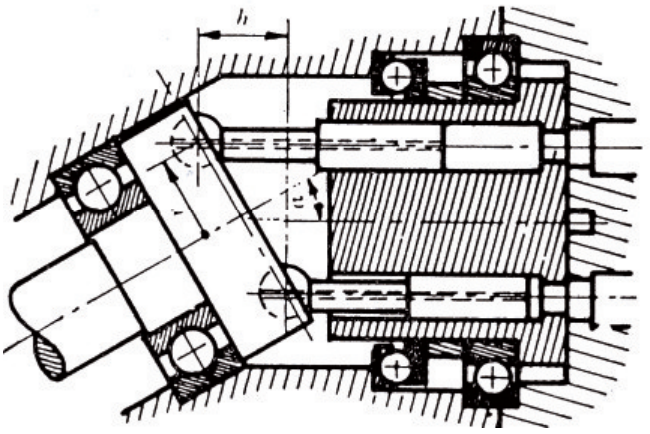
Пумпите со навојни вретена го компримираат и потискуваат маслото низ комори кои се создаваат по должината помеѓу куќиштето и двете навојни вретена. На ваков начин движењето на маслото е без вртложење и без пулсирање. Овие пумпи имаат мирна работа, без шумови. Притисоците се движат и до 35 MPa, а протоците и до 6.000 l/min, при вртежи и до 30.000 min^{-1}.



Сл.1.9 Пумпа со навојни вретена

Аксијалните клипни пумпи денес се ***најпознати*** и ***најмногу користени*** хидропумпи. Примената на овие пумпи во хидрауличните системи за пренос на силината (хидростатичка трансмисија) е многу голема, а во одделни области и исклучителна.

Во практиката се среќаваат повеќе конструктивни концепти, но најчеста е аксијалната клипна пумпа со косо поставен цилиндарски блок или со коса плоча.

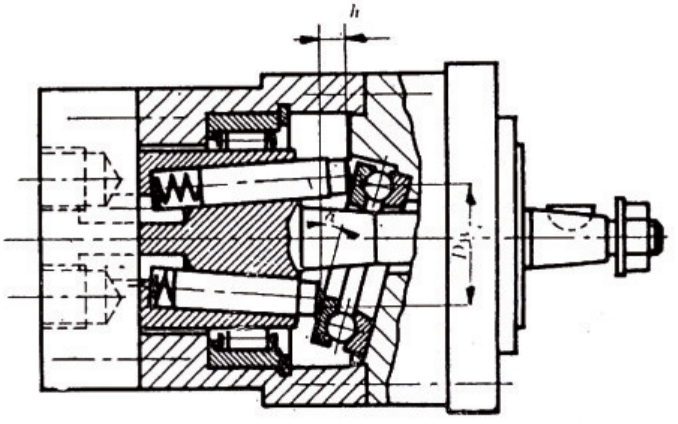


Сл.1.10 Клипна аксијална пумпа со косо поставен цилиндарски блок

Кај клипните пумпи со косо поставен цилиндарски блок, поради таа искосеност (агол α на сликата), клиповите чии одови се пропорционални на овој агол, при своето осцилаторно движење го компримираат и го потискуваат маслото преку една разводна плоча во потисниот вод. Вшмукувањето се изведува во оние цилиндри кои преку разводната плоча се споени со вшмукувачкиот вод. Наизменичната работа, т.е. потискувањето и вцицувањето, се реализира со ротацијата на блокот на цилиндрите.

Позитивни особини на аксијалните клипни пумпи со косо поставен цилиндарски блок се:

- добар степен на искористување;
- мирна и бесшумна работа (до 15 MPa);
- регулирање на протокот со едноставна промена на аголот на блокот;
- робусност и сигурност во работата.



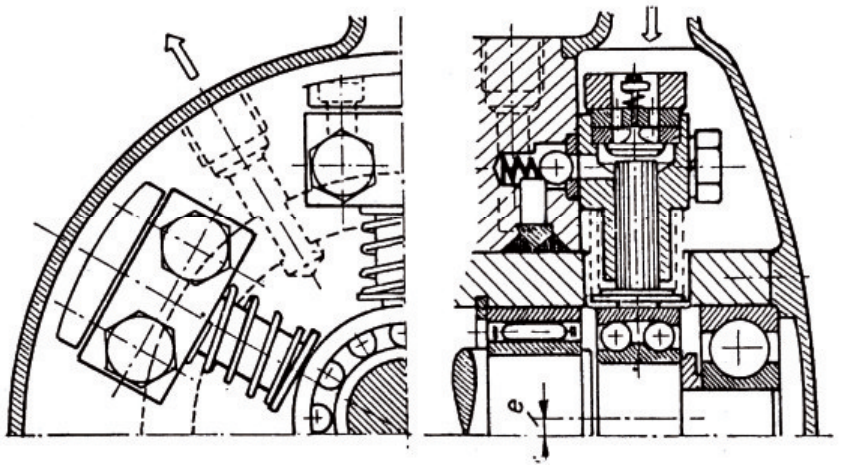
Сл.1.11 Клипна аксијална пумпа со наведната (искосена) плоча

Универзални недостатоци на сите клипни пумпи, па и на аксијалните, се: технолошката сложеност, барањата за голема точност на изработката, прецизната контрола на деловите, скапата обработка со брусење и лепување.

Волуменскиот степен на искористување на овие пумпи оди и до 0,9; а работните притисоци од 10 до 30 MPa.

Аксијалната клипна пумпа со наведната (коса) плоча го реализира осцилаторното движење на клиповите на тој начин што плочата, со притискање на клипниците на клиповите, остварува ист ефект како во претходниот случај цилиндарскиот блок.

И оваа пумпа има исти особини како претходната само што е предвидена за малку пониски притисоци. Оптималниот притисок е 15 MPa, а максималниот 25 MPa.



Сл.1.12 Клипна радијална пумпа

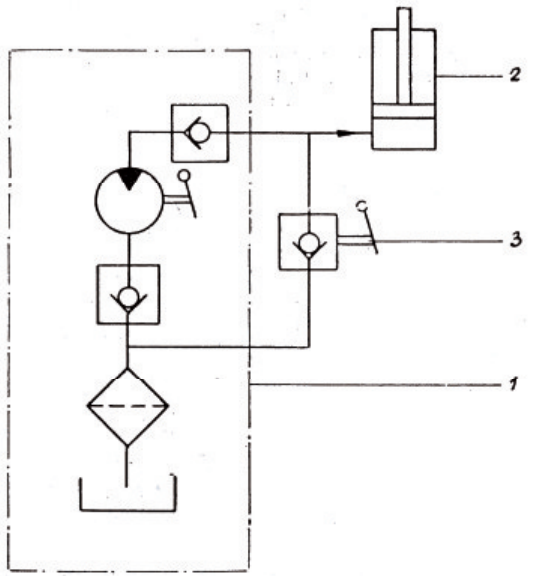
Радијалните клипни пумпи се изведуваат со цилиндри во радијален распоред (види слика). Движењето на клиповите се реализира преку еден ексцентар кој при ротирањето ги задвижува клиповите и со циклично повторување на операциите врши вшмукување, компресија и потискување на маслото.

Добри особини на овој тип клипни пумпи се:
- многу високи притисоци од 10 до 60 MPa;
- можност за регулација на протокот со промена на ексцентрицитетот (**e**);
- висок степен на корисно дејство (до 0,95);
- помала осетливост на нечистотии во однос на аксијалните пумпи.

Радијалните клипни пумпи, поради положбата на цилиндрите, имаат ***поголеми димензии*** од аксијалните клипни пумпи.

Рачни пумпи. Во првите денови на примена на хидрауликата во воздухопловството овие пумпи се применувале масовно и биле основен извор на хидраулична енергија. Со усовршувањето на хидрауличниот систем и поставувањето пред него сè нови и нови барања, овие пумпи станале недоволни, па се заменети со моторски погон. Денес можат да се најдат кај лесните авиони, кај постарите модели или како резервна варијанта на моторскиот погон, а служат за тестирање на хидрауличниот систем кога авионот е на земја и како помошен извор на хидраулична силина.

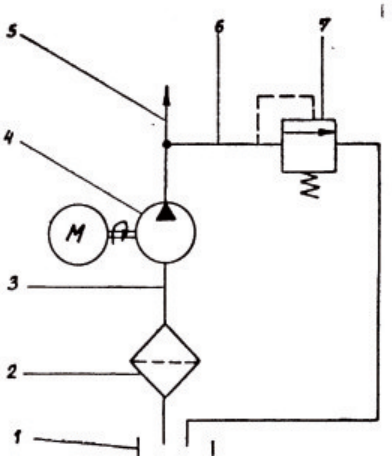
Хидраулични кола. Во хидрауличните системи пумпите најчесто се здружуваат со некои стандардни компоненти во хидраулично коло. Задолчителни елементи се: резервоар за масло, филтер, неповратни вентили, вентили за сигурност, преливни вентили, цевни водови и, се разбира, самата пумпа со нејзиниот погон.



Сл.1.13 Далечински пренос на силината со рачна пумпа и неповратен вентил за растоварување:

1- блок со вообичаените елементи на едно хидраулично коло: резервоар за масло, филтер, неповратни вентили на всисниот и потисниот вод, рачна хидропумпа; 2-едностран работен цилиндар; 3-активирање на неповратниот вентил со рачна команда за растоварување.

Хидрауличните пумпи се важен и често **најскапиот** дел од хидрауличниот систем, па мора да се посвети големо внимание на нивната монтажа и одржување. Често се случува откажувањата на пумпите да настануваат поради неисправни спојки за поврзување со инсталацијата, неправилно прицврстување со носачот на пумпата, ексцентрична врска со моторскиот погон, примена на несоодветно масло итн.



Сл.1.14 Хидраулично коло на изворниот орган на хидрауличната силина (моторната хидропумпа)

1-резервоар; 2-филтер; 3-вшмукувачки вод; 4-моторна хидропумпа; 5-потисен вод; 6-повратен вод; 7-сигурносен вентил

1.3.2 Хидраулични задвижувачи

Работните цилиндри и хидрауличните мотори се извршни органи на хидрауличните системи. Задачата на овие хидраулични компоненти е хидрауличната енергија добиена од пумпата, како изворен орган, да ја трансформираат во механичка работа со транслаторно или вртежно движење.

Хидрауличните мотори се компоненти со вртливо движење, а работните цилиндри компоненти со праволиниско движење.

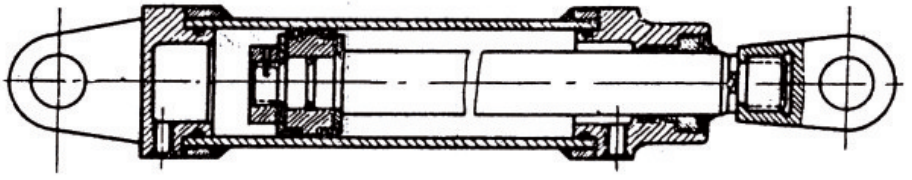
1.3.2.1 Работни цилиндри

Хидрауличните работни цилиндри се компоненти на хидрауличните системи со транслаторно (праволиниско) движење. Принципот врз кој работат работните цилиндри е ист како и кај клипната пумпа. Се разликуваат два основни вида:

- еднострани работни цилиндри и
- двострани работни цилиндри.

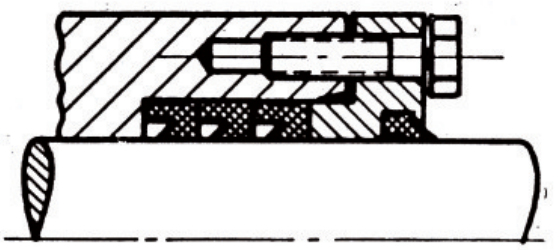
Кај **едностраните** работни цилиндри притисокот на маслото дејствува само од една страна. Од другата страна нема притисок, а повратниот од се врши под влијание на сопствената тежина, товарот или повратната пружина.

Кај **двостраните** работни цилиндри притисокот може да дејствува од двете страни (на еднакви или на различни површини-диференцијални работни цилиндри), така што движењето се извршува под сила на притисокот на двете страни.



Сл.1.15 Работен цилиндар со двострано дејство

Покрај оваа основна поделба, цилиндрите можат да се поделат според начинот на поврзување, пречникот, одот итн. За многу големи работни одови можат да се користат таканаречени телескопски (повеќестепени) работни цилиндри.



Сл.1.16 Затинање на клипница за притисок до 45 MPa

Во конструктивен поглед работниот цилиндар е составен од челична цевка со заварени продолженија - од едната страна со ушка за поврзување, а од другата страна со водилка за клипницата. Клипот се движи транслаторно и наизменично во работниот цилиндар, а поврзан е со клипницата која е

изработена од легиран челик и обработена со брусење. Клипницата во работа е оптоварена на променливи напрегања од истегнување и збивање, а особено на извивање. И клипот и клипницата имаат на себе систем од затинки со кои се обезбедува лизгачко движење без загуби на маслото низ зјаевите и умерено триење.

1.3.2.2 Работни цилиндри со ограничување на силата

Во принцип, се работи за иста конструктивна единка но доколку е потребно да се ограничи силата што може да ја пренесе, во неговото хидраулично коло се вклучува и вентил на сигурност. Доколку во системот на цилиндарот дојде до покачување на притисокот (поради преголема сила), вентилот се отвора и не дозволува оштетување на инсталацијата, оштетување на цилиндарот (клипницата) или на елементот кој е задвижуван од цилиндарот.

1.3.2.3 Хидраулични мотори

Принципот врз кој се базира работата на хидрауличните мотори е идентичен со принципот на работата на хидрауличните пумпи.

Најчеста примена имаат запчестите, крилните и клипните хидромотори. Првите две групи се применуваат за помали притисоци.

Запчестите мотори имаат релативно големи загуби при мали вртежи и поради тоа се применуваат само за големи брзини. Нивната област на примена е од 500 до 3500 $\min^{-1}$. Работните притисоци се најчесто под 10 MPa, но постојат и конструкции до 21 MPa. При работа со големи притисоци и вртежи, запчестите мотори имаат непријатен звук, па работа во такви подрачја треба да се избегнува.

Крилните хидромотори работат по истата шема како и крилните пумпи (веќе објаснети). Поради малите загуби можат да се применуваат и на екстремно мали вртежи (од 10 до 1500 $\min^{-1}$), со максимални работни притисоци од околу 15 MPa.

Клипните хидромотори работат исто како и клипните радијални или аксијални пумпи. Особено широка примена имаат аксијално-клипните мотори. Тие се карактеризираат со многу мали загуби, а се применуваат од 50 до 3000 $\min^{-1}$. Работните притисоци можат да достигнат и до 50 MPa.

1.3.3 Хидраулични разводници

Ова е многу обемна група на хидраулични компоненти. Во принцип, управувањето (разводување и регулирање) со хидрауличен систем се остварува со следниве компоненти:

- разводници,
- вентили за притисок,
- вентили за проток,
- блокирачки вентили.

Разводниците се јавуваат во две конструктивни форми: со надолжно движење на клипот и со вртливо движење на клипот.

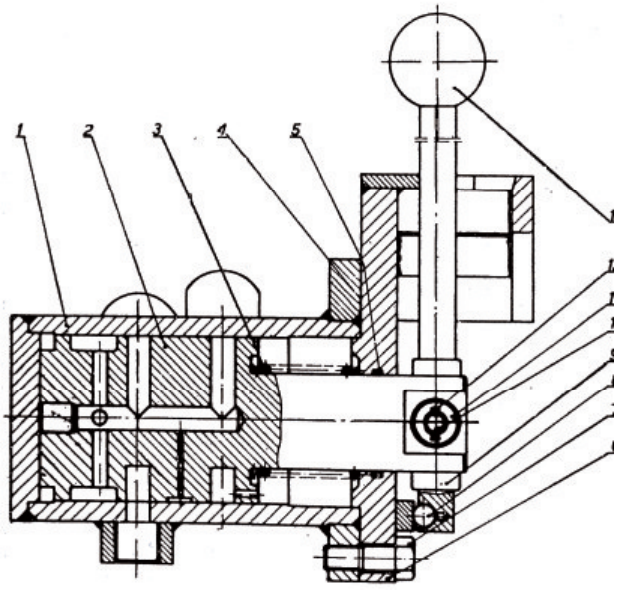
Вентили за притисок: сигурносни вентили, вентили за претпритисок, вентили за редукција на притисокот, вентили за "празен од" итн.

Вентили за проток: придушни вентили, вентили за константен проток, регулатори на протокот и распределители на протокот.

Блокирачките вентили се разни неповратни вентили.

1.3.3.1 Улога на хидрауличните разводници

Хидрауличните разводници се управувачки елементи во хидрауличните системи. Со нив се активира хидрауличното коло, се управува со извршувањето на определена акција и се запира нејзиното извршување. Поради тоа хидрауличните разводници се задолжителен елемент на секој хидрауличен систем.

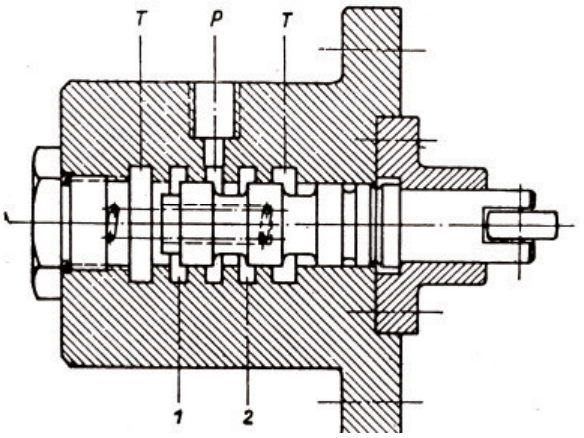


Сл.1.17 Разводник со вртлив клип

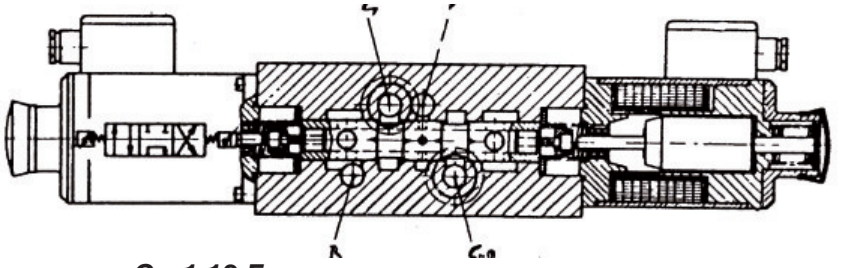
Во поглед на конструктивната изведба, секој разводник се состои од тело со неколку приклучоци за доведување и одведување на маслото, отвори преку кои се одвива внатрешната дистрибуција на маслото и клип со кој одделните отвори се затвораат или отвораат за извршување на определена задача. Во принцип, разводниците можат да бидат со аксијално надолжно поместлив клип или со вртлив клип. Поради тешкотиите во затинањето на вртливиот клип, разводниците со надолжно движење на клипот се применуваат почесто.

Карактеристики на разводниците се:
- бројот на положбите (позициите) на разводникот (обично 2,3 и 4);
- бројот на отворите, односно приклучоците (2,3,4,5 и 6);
- видот на управувањето;
- видот на изведбата (поединечна, во блок итн.);

Управувањето со разводникот може да биде: рачно, механичко (брег, тркалце, тастер), хидраулично, електромагнетско итн.



Сл.1.18 Разводник со тркалце и со надолжно движење на клипот

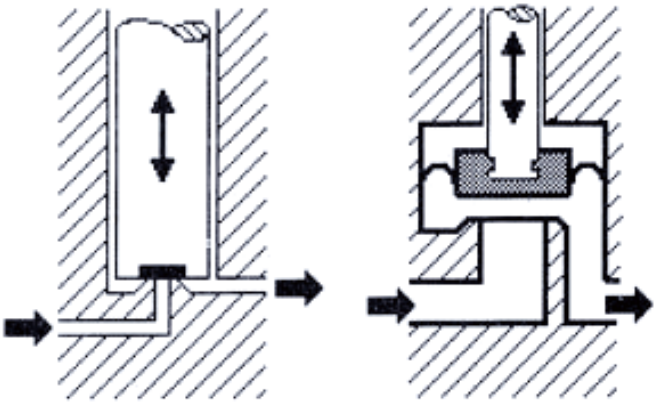


Сл.1.19 Електромагнетски разводник

1.3.3.2 Вентили за притисок и блокирачки вентили

Вентилите за притисок се сигурносни вентили и нив мора да ги поседува секој хидрауличен систем. Тие служат како заштита на системот, или како ограничувачи на силата на работните цилиндри (или на моментот кај хидромоторите). Меѓу најпопуларните вентили за сигурност се куклените вентили.

Куклениот-чиниестиот вентил (**poppet valve**) е влезен или излезен вентил, задвижуван со пружина или со гребен (брег, ексцентар), кој се затвора и отвора со аксијално движење на затиначкиот елемент во облик на печурка. Обично се применува во разводот на работната материја (хидромаслото кај хидрауличните системи) и за затворање на компресиониот простор кај моторите СВС. Се среќава и под името **печуркест вентил (mushroom valve).**



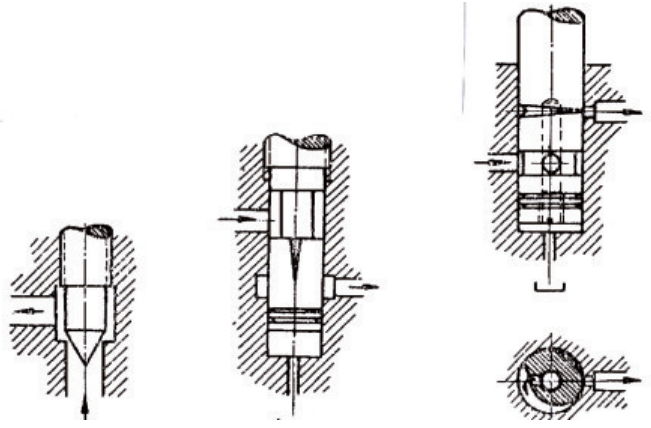
Сл.1.20 Шема на дејство на куклен вентил

На сликата 1.20 шематски е прикажан куклениот вентил, како најпрост вентил за сигурност. Кај него, печурката со пружина е притисната на седиштето и на тој начин го спречува протокот до нараснување на притисокот над вредноста на силата во пружината. Регулирањето на силата во пружината, а со тоа и на притисокот на отворањето на вентилот за сигурност, обично се изведува со една завртка. Вакви вентили се среќаваат во разни варијанти на затинањето: топче, клип, игла, и често се придружени со придушни вентили за елиминирање на појавата на осцилирање на вентилот.

1.3.3.3 Вентили за проток

Ако еден пресек низ кој струи флуид се намали, доаѓа до придушување од кое зависи и протокот низ тој пресек. Врз основа на овој принцип работат и вентилите за проток (аналогија со отпорниците во електрониката).

Најпрости типови вакви вентили се разни придушни вентили прикажани на сл.1. 21 .

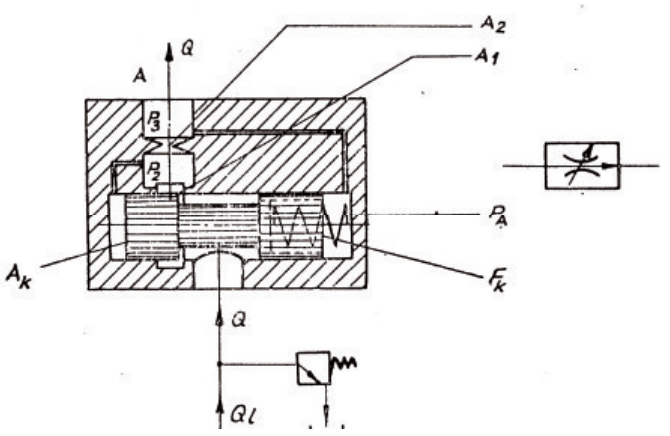


Сл.1.21 Придушни вентили

Ако е потребно протокот низ еден вентил-придушник да биде константен, независно од променливото оптоварување на потрошувачот (работниот цилиндар, хидромоторот), тогаш и паѓањето на притисокот на местото на придушувањето мора да се одржува константно. Тоа се постигнува така што пред придушникот се вклучува еден друг придушник, кој со него е поврзан во серија или паралелно. На другиот придушник, зависно од отпорот на потрошувачот, му се менува пресекот така што падот на притисокот останува константен, што значи дека и протокот **Q** останува константен. На сликата 1.22 шематски е прикажан еден регулатор на протокот кој работи врз објаснетиот принцип. Во пресекот A_2 падот на притисокот е:

$$\Delta P_2 = P_2 - P_3 = Const. = P_A = F/A_K$$

Низ пресекот A_1 протокот на маслото е **Q**, притисокот $p_1 = p_{max}$, а падот на притисокот $p_1 = p_{max} - p_2$. Ако отпорот расте, расте и притисокот P_3, што ја нарушува рамнотежата на силите на клипот ($\Delta p < p_A$) и тој, под влијание на силата на пружината, се поместува налево, го отвора пресекот A_1 и повторно воспоставува рамнотежа на силите на клипот.

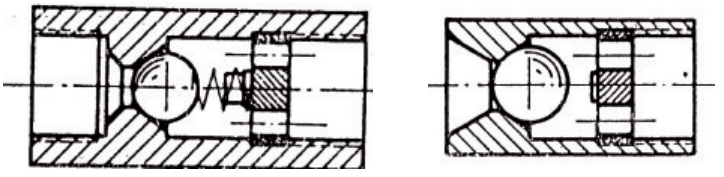


Сл.1. 22 Шема на регулатор на проток

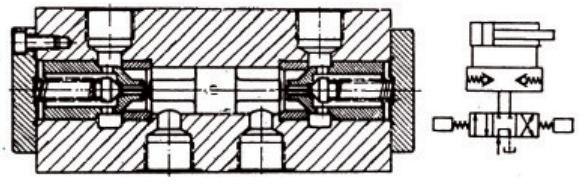
1.3.3.4 Неповратни вентили и блокирачки вентили

Оваа група компоненти на хидрауличните кола е многубројна, голема и разновидна што, од една страна, го отежнува изборот на најадекватната компонента, но од друга страна дава и широки можности во комбинирањето.

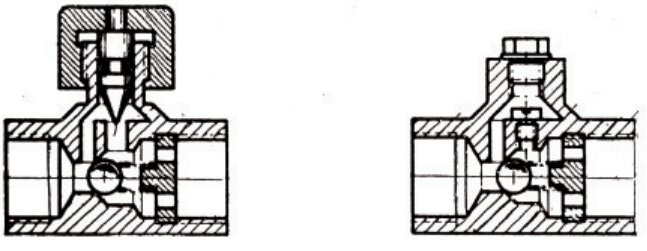
Неповратните вентили се компоненти кои обезбедуваат проток на маслото во една насока, додека во друга целосно блокираат или го пропуштаат само под посебни услови. Најпрост неповратен вентил е прикажан на сл.1.23. Маслото може да струи само надесно, откако притисокот ќе ја совлада силата во пружината и ќе го потисне топчето. На истата слика е прикажан и вшмукувачки вентил, исто така неповратен, кој се применува во вшмукувачките водови каде што поместување на топчето се случува поради создадениот потпритисок на вшмукување.



Сл.1.23 Неповратен вентил (лево), вшмукувачки вентил (десно)



Сл.1.24 Блокирачки вентил



Сл.1.25 Неповратни вентили со придушување

Неповратни вентили со придушување (сл.1.25) се применуваат во хидрауличните кола кај кои е потребно од една страна да постои слободен полн проток на маслото, а во спротивната насока придушен проток.

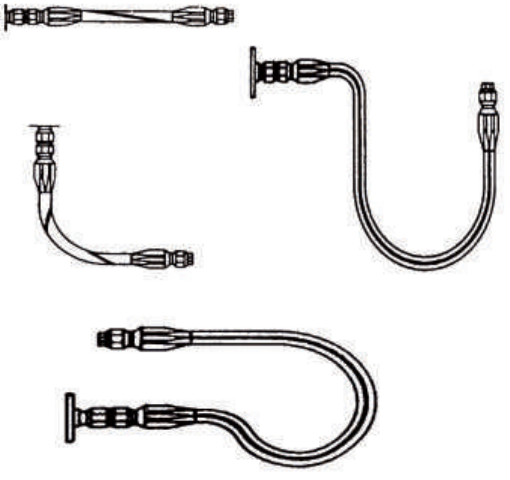
1.3.5 Цевни систем во хидрауличниот систем на авионот

1.3.5.1 Улога, опис на елементите: цевки, цевни споеви, крути и еластични водови

Врската помеѓу изворите на хидрауличната енергија (пумпите) и извршителите на определена акција (работни цилиндри, мотори) ја овозможува системот на цевководи (водови). Понекогаш физичкото растојание помеѓу одделните компоненти на системот е толку големо што мрежата на цевководите се протега низ целиот авион (трупот и крилата).

За **крути цевководи** се користат прецизно извлечени бесшевни челични цевки. Нивниот пречник зависи од протокот и притисокот во системот и од дозволената брзина на струење на флуидот. Цевководите се обликуваат според местото на монтажата, најчесто со ладно обликување со специјален алат. Подолгите водови се прицврстуваат за структурата на авионот со специјални држачи. Покрај крутите челични цевки, во структурата на цевководот се монтираат и **еластични** гумени црева, однадвор армирани со челична мрежа. Се разбира, овие црева мора да ги издржат притисокот и работните температури на маслото. Бидејќи гумата старее, треба да се посвети посебно внимание на нивното контролирање и навремената замена. При замената треба да се внимава еластичната цевка да не се усука и радиусот на кривината да биде според стандардите. Еластичните врски навистина се послаб елемент од крутите, но нивната улога во поврзувањето на други компоненти на системот, како пумпи, мотори, работни цилиндри и сл., со цел намалување на вибрациите и компензирање на разни дилатации, е незаменлива.

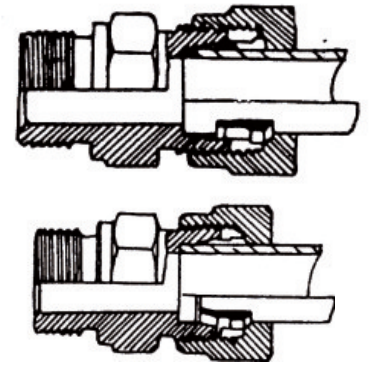
Со порастот на работните притисоци во хидрауличните системи на модерните големи авиони, од 3.000 на 5.000 psi, за да не се зголемат димензиите на цевководниот систем, во последно време се користат цевки од титаниум.



Сл.1.26 Еластичните црева треба особено внимателно да се монтираат: да не се усукуваат(горе лево) и да се запази радиусот на кривината (десно и најдолу)

1.3.5.2 Хидраулични приклучоци

Секоја хидраулична компонента се произведува одделно, а во систем со другите компоненти се поврзува со посредство на хидраулични приклучоци со навој. При монтажата и демонтажата на овие приклучоци треба да се внимава да не се оштети навојот поради погрешно или пресилно затегнување. Секогаш треба да се користи првокласен алат и да се применуваат пропишаните моменти на притегањето.



Сл.1.27 Приклучоци за хидрауличните компоненти

1.3.5.3 Филтри

Цевниот систем на хидрауличната инсталација мора да содржи еден или повеќе **филтри** кои треба да ги задржат и елиминираат од системот најголемите непријатели на хидрауликата, како: металните честици, прашината и другите видови нечистотии. Според некои статистички показатели, дури 80% од откажувањата на хидрауличниот систем се последица на контаминацијата на маслото, т.е. на нечистотиите во системот. Се разбира, ова му дава на филтерот посебно значење, од кое може да се изведе и следниов важен ***заклучок: хидрауличниот систем не смее да биде без филтер.***

Бидејќи ниеден филтер не е во состојба да ги елиминира сите нечистотии, ќе констатираме дека задача на филтерот е од хидромаслото да ги елиминира нечистотиите во оној процент и во обем кој е потребен да се обезбеди нормална работа на хидрауличниот систем.

Според местото на монтажата, филтерите можат да бидат: вшмукувачки, потисни и повратни.

Вшмукувачкиот филтер се монтира на вшмукувачкиот вод на пумпата и треба да го спречи неговото затинање. Филтерите од ваков вид се обично погруби.

Филтерот во потисниот вод е **филтер за висок притисок** и неговата цена е повисока. Поради тоа вакви филтери се употребуваат само кај: авионите, ракетите, атомските централи, пробните столови и сл. Најчесто се изработени од синтеруван материјал во соодветно куќиште кое мора да го издржува високиот притисок. Со вакви филтери се елиминираат сите честици поголеми од 0,005 mm.

Повратните филтри, т.е филтерите во повратниот вод се најчесто применуваните во хидрауличните системи. Се монтираат директно на повратниот вод или директно во резервоарот.

1.3.5.4 Хидроакумулатори

Хидроакумулаторот е компонента која ја акумулира енергијата на компримираниот, под определен притисок, флуид и ја враќа во системот кога за тоа има потреба.

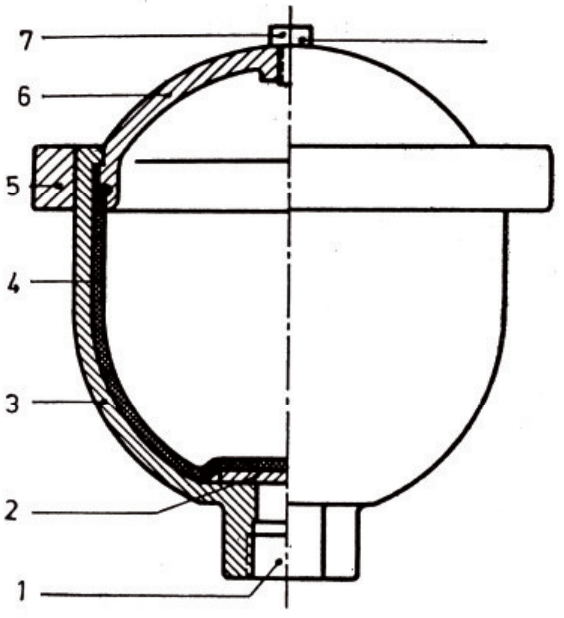
Во зависност од начинот со кој е реализирано компримирањето на флуидот, акумулаторите, генерално, може да се поделат на следниве групи:

- со тегови;
- со пружина;
- со гас под притисок.

Во воздухопловството се користат акумулатори со гас под притисок. Употребениот гас е воздух или азот, а во зависност од конструктивното решение се разликуваат два типа: клипен и со мембрана.

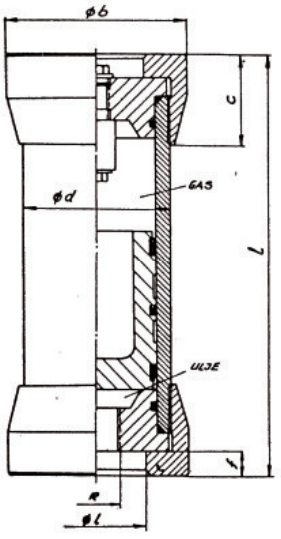
Акумулаторите во хидрауличниот систем се поставуваат од следниве причини:

- да се обезбеди константен притисок без осцилации кога работниот цилиндар е во мирување а пумпата работи "на празно", односно да се компензираат загубите на маслото низ зјаевите;
- да се обезбедат краткотрајните потреби за поголемо количество масло;
- да се обезбеди извор на енергија во случај на откажување на хидропумпата;
- да се намалат осцилациите на притисокот и ударите при извршување сложени управувачки функции на системот;
- да се придушат осцилаците на притисокот при работа на пумпата.



Сл.1.28 Акумулатор со мембрана

1-приклучок за влез на маслото; 3 и 6 - куќиште на акумулаторот; 4-еластична мембрана; 5-прирабница; 7-приклучок за полнење со гас

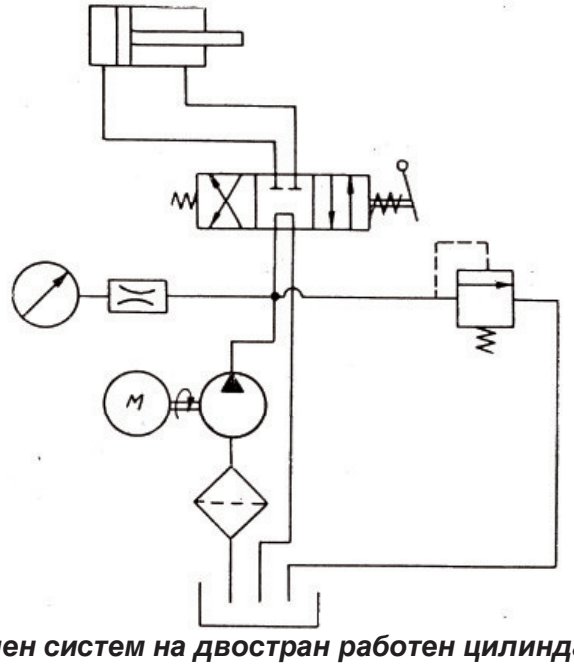


Сл.1.29 Хидрауличен акумулатор со клип

1.3.6 Хидраулични системи кај современите воздухоплови

1.3.6.1 Типични распореди на хидрауличните системи

На сл.1.30 е прикажана една упростена но типична шема на хидрауличен систем со двостран работен цилиндар (вовлечено-извлечено) кој, како таков, може да управува со движењето на стојниот трап, флапсовите итн. Со движењето на работниот цилиндар се управува преку еден разводник со три позиции и 4 отвори, со тоа што во средната положба работниот цилиндар е блокиран. Поради нецелосното затинање и загубите на маслото низ процепите, блокирањето би било нецелосно и краткотрајно. Затоа, за построги барања, во основната шема би морале да се додадат и да се применуваат кола со блокирачки вентили.

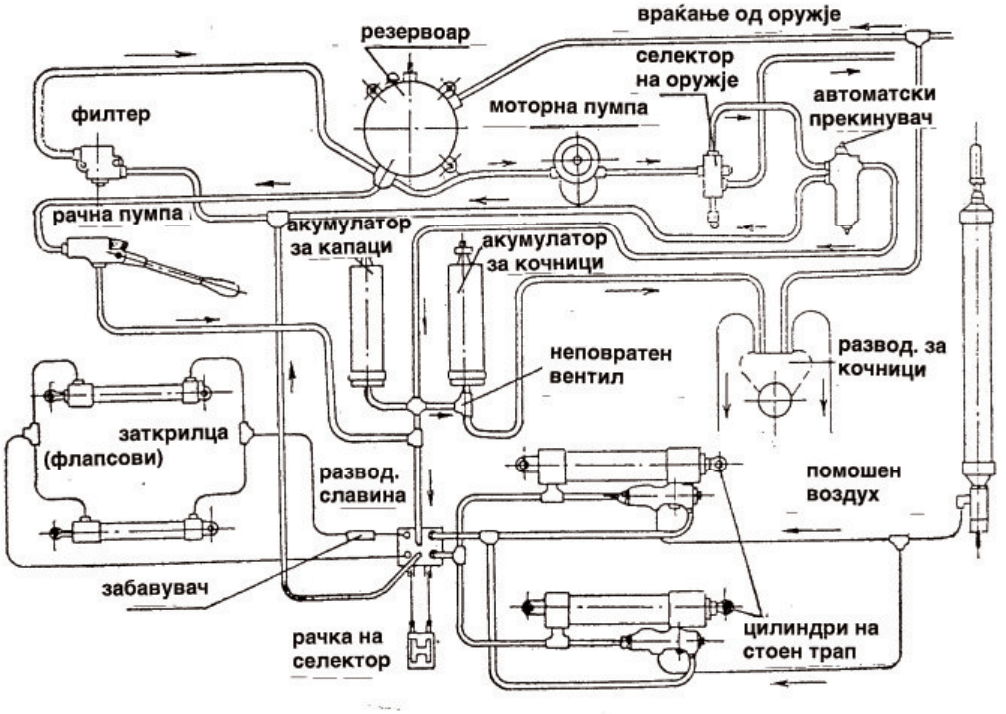


Сл.1.30 Хидрауличен систем на двостран работен цилиндар со блокирана неутрална положба

1.3.6.2 Извори на енергија кај хидрауличните системи. Кај современите авиони, оние најголемите, воените и авионите од општата авијација се користи ***моторен погон***. Во зависност од концептот на хидрауличниот систем и конфигурацијата на воздухопловот, во примена е моторен погон директно од авионскиот мотор (клипен или турбомлазен - преку трансмисија) или индиректно со сопствени електромотори. Рачните пумпи не се користат освен како резервен погон кај лесните авиони. Како ***резервен погон*** може да се користи и компримиран воздух, но и веќе опишаната помошна турбина на динамички притисок која во нормални околности е скриена во трупот, а во вонредни околности се извлекува и се активира.

1.3.6.3 Командување и задвижување на стојниот трап

На примерот на стоен трап најдобро се гледаат сите предности на примената на хидрауликата во воздухопловството. Пред сè, стојниот трап е витален орган на воздухопловот кој мора сигурно и надежно да работи, без и најмал застој. Стојниот трап е изработен од легиран челик, често пати со големи димензии и маси, и во моментот на полетувањето на него дејствуваат големи инерцијални сили, што значи дека за неговото подигање се потребни големи сили. Спуштањето и вовлекувањето на стојниот трап е операција која мора да се изведува по прецизен редослед: отклучување на капаците на гондолите на двете главни нозе и на носната нога и нивно целосно отворање, отклучување на бравите на сите три еластични нозе, испуштање на нозете, заклучување на преклопните дијагонали, подигање на капаците и нивно затворање (вовлекувањето се врши по обратен редослед). Хидрауличниот механизам мора да биде **робусен**, способен да **пренесува големи сили** и во комплексни операции да обезбедува **редоследност** во нивното извршување. Сите активности уредот треба да ги извршува со **100% сигурност**.

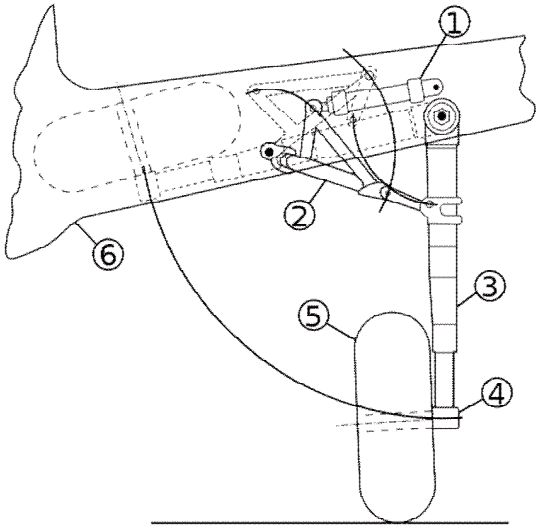


Сл.1.31 Хидрауличен систем за погон на стоен трап, заткрилца, кочници и вооружување

И навистина, денешните хидраулични системи за командување и задвижување на стојниот трап ги задоволуваат горните побарувања во целост. Само неколку производители во светот произведуваат вакви хидраулични уреди, така што сите авиони, лесните и најголемите се снабдуваат од нив. На овој начин не се создава монопол во производството туку, напротив, врвен квалитет и сигурност во експлоатацијата, лесно снабдување со резервни делови и обезбеден прогрес и усовршување на ваков витален дел.

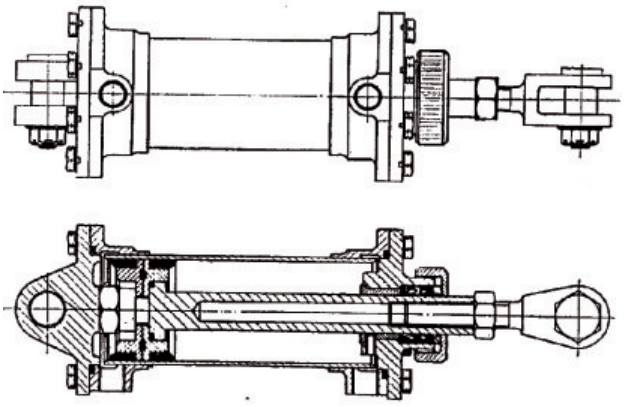
На сликата 1.31 е прикажан хидрауличен систем на ловец со хидрауличен систем за погон на стојниот трап, заткрилцата, кочниците и вооружувањето. Со стрелки е прикажан текот на маслото, а применети се сите веќе опишани компоненти на еден хидрауличен систем, така што ученикот лесно може да ја следи функцијата на одделните органи. Оваа шема, без впишаните компоненти, може корисно да послужи како помагало за проверка на наученото од хидрауличните системи.

Стојниот трап на авионот АН-26 се состои од две главни нозе и една носна нога. За нивно извлекување, освен основниот начин, постојат уште два помошни: полумеханички и механички. Секоја нога на стојниот трап поседува по две гуми. Гумите имаат голема налегнувачка површина на подлогата и со самото тоа, а со помош на масивните амортизери, овозможено е полетување и слетување и од натапкани земјани површини. Со носните тркала може да се управува при возење (по 45 степени налево и надесно), како и во режимот на полетување и слетување (по 10 степени налево и надесно). Системот на кочење на главните тркала поседува систем против блокирање и пролизгување.



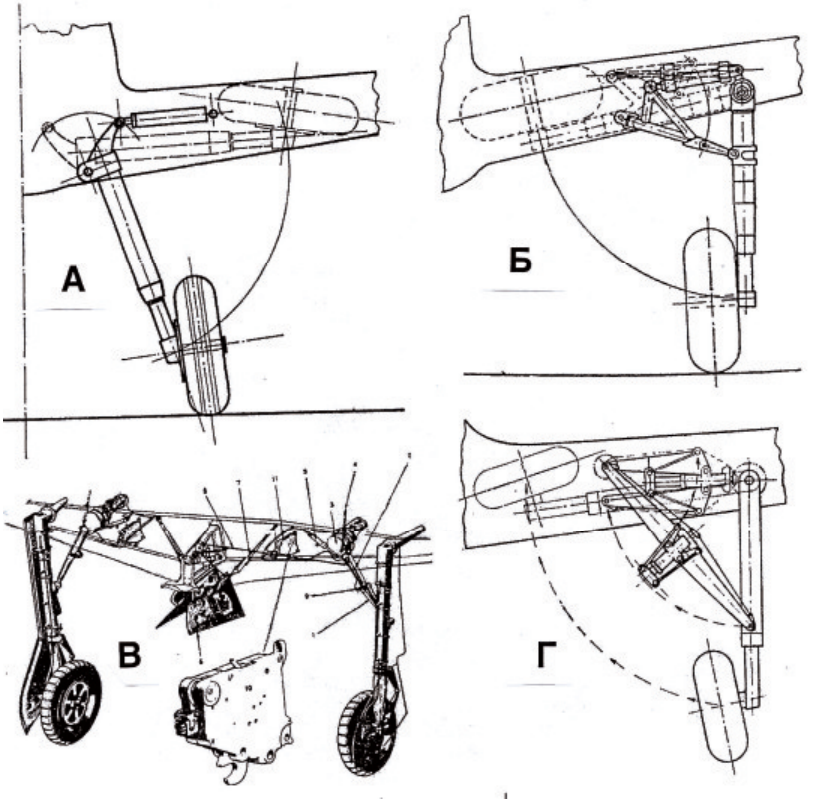
Сл.1.32 Хидрауличен потсистем за напречно вовлекување на главната еластична нога:

1-главен работен двостран цилиндар за вовлекување и извлекување на ногата; 2-преклопен упорник; 3-еластична хидропневматска нога; 4-оска на тркалото; 5-тркало; 6-отвор во крилото



Сл.1.33 Конструктивна изведба на работните цилиндри од сл.1.1

Конечно, важен елемент на оваа инсталација е и **резервниот погон** кој се користи во случај на откажување на редовниот. Резервен погон може да биде: рачна хидропумпа, сад со компримиран воздух, механички погон со сајли или резервен електричен погон.

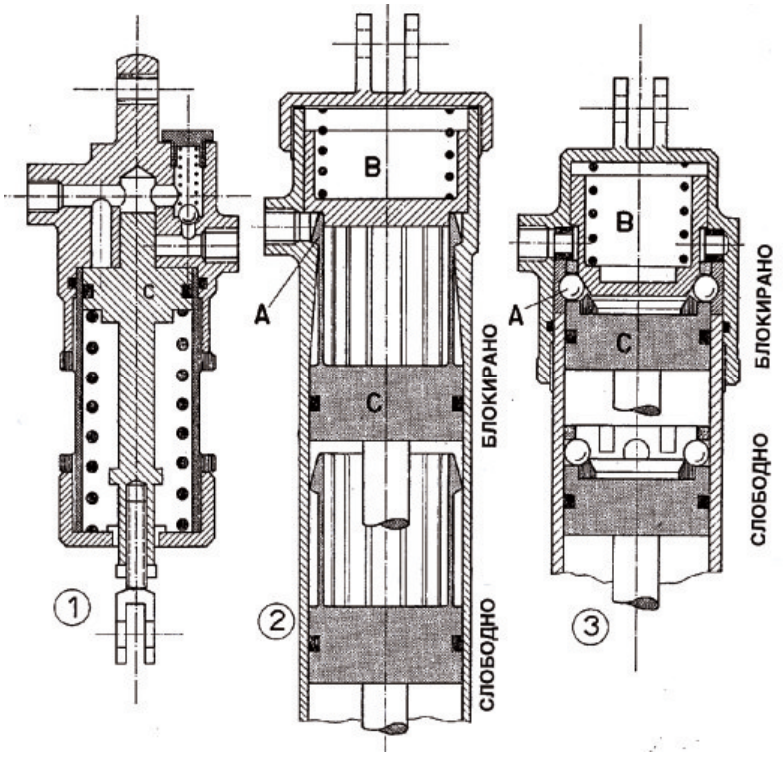


Сл.1.34 Неколку примери на потсистеми за напречно вовлекување на стоен трап:
А-со врзување на еластичните нозе со јазли на структурата на трупот; Б,В,Г- со врзување на еластичните нозе со структурата на крилните рамениците; В- варијанта со **електричен погон** на преклопната дијагонала

1.3.6.4 Заклучување и осигурување на стојниот трап, на вратите и индикација на положбата

Задвижувањето на витален орган каков што е стојниот трап, било да се работи за вовлекување или за извлекување, создава бројни проблеми од доменот на надежноста и безбедноста. Еднаш вовлечениот стоен трап треба да се осигури во вовлечена положба, така што ни при најголеми забрзувања и еволуции на авионот при летањето да не може да дојде до негово спонтано самоизвлекување. Стојниот трап може да биде вовлечен или извлечен и осигурен во саканата положба **само со свесна акција на пилотот**. Во извлечена состојба тој мора да дејствува како единствена крута потпора и да обезбедува безбеден контакт на авионот со земјата: при атерирање, возење, стоење и, се разбира, при полетување. Ова се логични барања, меѓутоа, требало да помине долго време за да дојде до усовршување на погонот на стојните органи до степен на апсолутна безбедност и надежност. Сосема е јасно дека секое откажување во функционирањето на стојните органи доведува до катастрофални последици по екипажот, по патниците и по самиот авион.

Осигурувањето на стојниот трап и на вратите што ги затвораат отворите во кои тој се вовлекува го вршат механички брави за обесување и осигурување. Активирањето на овие брави го врши пилотот со посредство на специјални рачни команди, кои од првите, чисто механички, еволуирале во хидраулични.



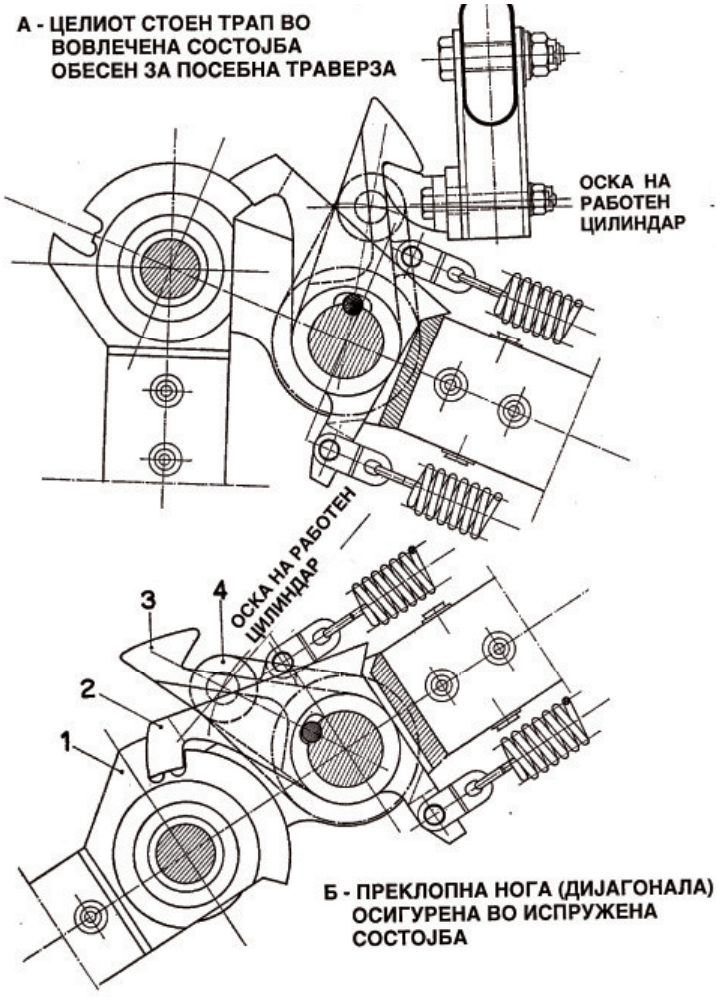
Сл.1.35 Конструктивни решенија на разни типови брави:
1-проточна брава; 2-цилиндар за осигурување со клип; 3-цилиндар за осигурување со челични топчиња

Кога станува збор за претходно механички осигурен дел (нога на стоен трап), потребно е, по ***строго утврден редослед***: прво, да се изврши ослободување на осигурениот елемент, и второ, елементот да се подигне (или спушти). Тоа

се постигнува со специјални таканаречени проточни или ***редоследни вентили*** (брави). Позиција 1 на сл.1.35 претставува една таква "проточна" брава. Во неа маслото влегува од левата страна и го потискува клипот **С** надолу, со што тој со својата долна виљушка извршува прво ослободување на осигурениот елемент. Меѓутоа, со ова движење клипот го ослободува протокот на маслото кон десниот излез, т.е кон работниот цилиндар (не е прикажан на сликата) кој треба да го изврши главното движење.

Позициите 2 и 3 претставуваат краеви на цилиндри со **вградено** осигурување. И овде маслото под притисок прво извршува ослободување на осигурениот елемент, а потоа струи во работниот цилиндар заради извршување на саканото движење.

На горниот дел на сликата 1.37(А) е претставена обесена преклопена дијагонала во својот централен преклоп, а на долниот дел на сликата (Б) истата дијагонала е осигурена во испружена состојба. Работниот погонски цилиндар, преку лостот 4, дејствува на шрафираната десна спојна оска, па преку неа на куките 2 и 3. Куката 2 извршува осигурување во испружена состојба, а куката 3 служи за обесување на напречната траверза во основната конструкција на моторскиот носач.



Сл.1.37 Осигурување на еластичната нога од главниот стоен трап

Индикацијата на положбата на стојниот трап е од голема практична важност бидејќи пилотот нема визуелна претстава дали стојниот трап е извлечен и заклучен, па може безбедно да слетува.

Сл.1.38 Индикатори на положбата на стојниот трап во пилотска кабина

Индикацијата најчесто се состои од еден микропрекинувач за сигнализирање за вовлечена или за извлечена еластична нога и инструмент-индикатор во кабината (сл.1.38). Големите современи воздухоплови имаат вградена камера на долниот дел од трупот, така што пилотот визуелно добива информации од прва рака за состојбата на стојниот трап.

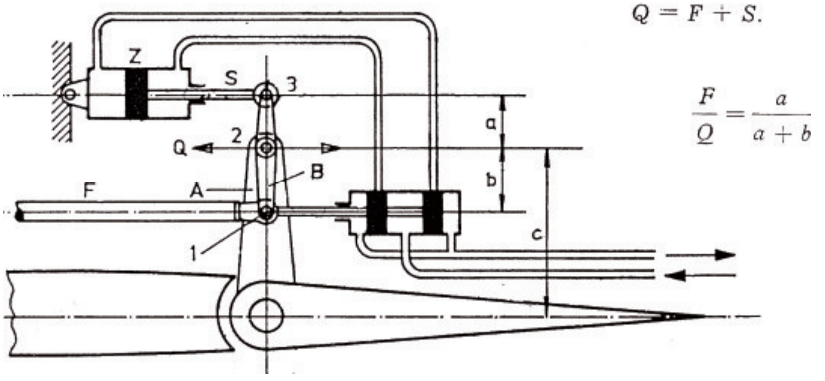
Сл.1. 39 Колкава сила ли е потребна да се вовлече овој стоен трап при полетувањето?

1.3.6.5 Командување и задвижување на командните површини

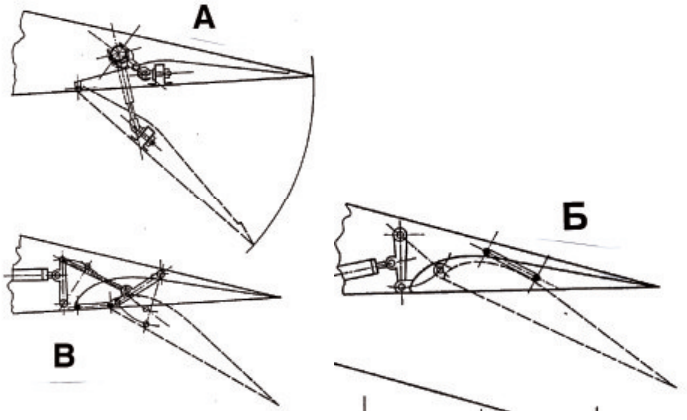
Како што перформансите и големините на авионите се зголемувале во средината на 20 век, износот на силата потребна за задвижување на командните површини станувал сè поголем, што доведувало до замор на пилотот или до неможност тој физички, со свои сили, да ги совлада нараснатите аеродинамички сили. Решението било најдено со воведување на хидраулични или електрични сервосистеми. Хидрауличните задвижувачи (извршните органи) биле управувани со разводни вентили, кои биле ставани во движење директно со мануелно дејство на пилотот (хидромеханички команди) или со управувачки сигнали од компјутери (fly-by-wire систем на команди).

Кај малите авиони во широка примена останале разни аеродинамички компензации и тримери, што беа анализирани во претходниот курс.

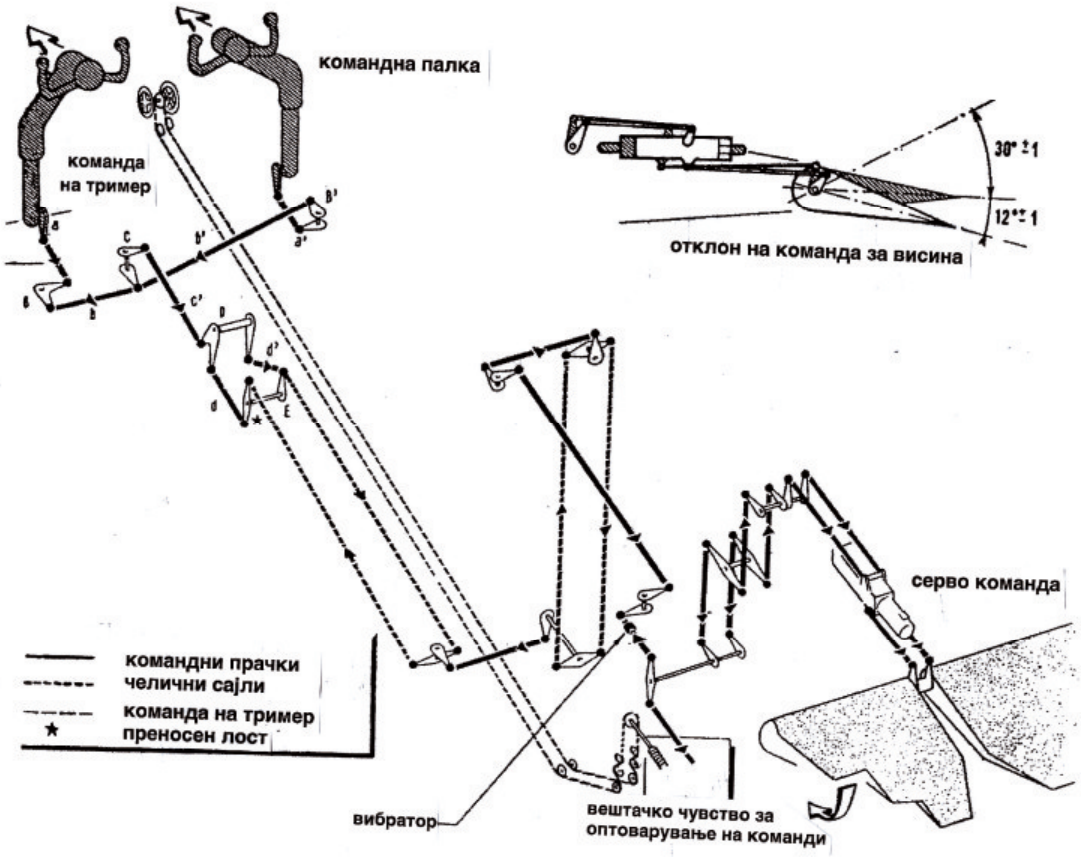
На погонскиот лост **A** на некое кормило, во јазолот 2 треба да се примени сила **Q** за да се совлада шарнирниот момент **M=Qc**. Силата **Q** се создава на помошниот лост **B** како збир на две паралелни сили: **F -** од пилотската палка и **S -** од сервокомандата. Пилотот со иницијално дејство на командниот лост **F**, ја активира циркулацијата на маслото под притисок од хидропумпата (не е прикажана на сликата) кон разводниот цилиндар **Z**. Маслото предизвикува движење на клипницата **S** во саканата насока. Со згоден избор на краците **a** и **b** на лостот **B**, може да се постигне однос меѓу силите **F** и **Q** и до 1:10.



Сл.1.36 Принципиелна шема на дејство на сервокоманда



Сл.1.37 Хидрауличен погон на заткрилцата:
А-обичен капак "Schrenk"; Би В-заткрилца со процеп "Fowler" поврзани со осцилирачки лостови



Сл.1.38 Шематски приказ на дел од механичко-хидрауличниот систем на команди за висина на патнички млазен авион

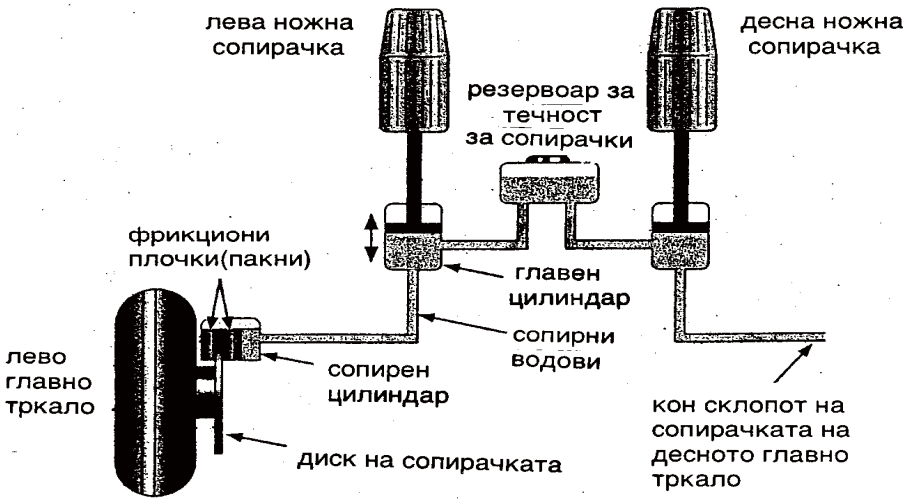
Со повлекување на палката во облик на полуволан (сл.1.38), пилотот по механички пат го активира хидрауличниот сервомеханизам со двостран работен цилиндар (горен десен агол). Маслото под притисок влегува на едната или на другата страна на работниот цилиндар и предизвикува движење на хоризонталното кормило нагоре или надолу.

1.3.6.6 Примена на хидрауличните системи за командување и задвижување на кочниците

Примената на хидрауличните системи кај авионите, речиси без сомнение, почнала со системите за кочење.

На сл.1.39 е прикажана принципиелна шема на хидрауличен систем за кочење кој се применува кај ***лесните авиони***. Системот е целосно автономен, т.е. тој е одделен систем и нема никаква врска со другите можни системи.

Кај ***големите авиони*** оваа шема не задоволува зашто тешко може да се поверува дека пилотот со силата на своите нозе може да сопре маса од повеќе десетици тони. Во таков случај сопирачкиот систем е само потсистем од поголемиот хидрауличен систем со моторска пумпа и сите други потребни вентили (сл.1.31). Пумпата го држи целиот систем под притисок, а пилотот со нозете управува со отворање на командните вентили, со што предизвикува струење на маслото кон сопирните цилиндри. Понатамошниот процес на кочење е идентичен како и на сликата 1.39.



Сл.1.39 Принципиелна шема на хидрауличниот систем за сопирање

1.3.6.7 Управување со експериментални облици на крило

Адаптивно крило е крило кое се приспособува на секој режим на летање, а неговото создавање било овозможено со развојот на компјутерската и дигиталната технологија. Во зависност од условите на летањето се менува аеропрофилот, но и: стрелата на крилото, распонот и површината на крилото, така што се создаваат оптимални услови за реализација на поставените цели. Овие промени се реализираат во лет, со помош на внатрешни **хидраулични механизми.** Притоа, надворешната површина на крилото, сето време, останува интегрална и мазна, бидејќи на ова крило не се вградени вообичаените елементи на механизацијата, како: класични крилца, заткрилца (флапсови), преткрилца (слотови) и спојлери. Нападниот раб е од еден дел, но излезниот раб има три сегменти. Промената на аеропрофилот се состои во постигнување: голема кривина - за мали брзини, суперкритичен аеропрофил-за транссонични брзини, скоро симетричен аеропрофил - за надзвучни брзини. Целата постапка е автоматизирана и управувана од компјутеризиран систем во кој влегуваат различни параметри на летот, а на излезот се добива соодветен дигитален сигнал за **хидрозадвижувачите**, со кои крилото добива различни облици на контурата на аеропрофилот, соодветно на условите на летот, при што надворешната површина и понатаму останува мазна. Ваквото крило автоматски ги минимизира отпорите и ги изведува потребните командни задвижувања. Истражувањата на него почнале во 1982 (Boeing Military Airplane Corporation), а на крајот на 1986 успешно завршиле. Според мислењето на експертите, ова крило има добра перспектива и ќе најде примена на сите типови авиони од следната генерација.

1.3. 7 Контрола и одржување на хидрауличните системи

Воздухопловниот хидрауличен систем е софистициран, надежен и висококвалитетен производ кој, при нормални услови на експлоатацијата, ќе работи без откажувања долго време и без потреба од интервенции. Сепак, како и секој технички систем, и тој може да откаже. Основен предуслов за негова сигурна работа е редовен преглед пред секое летање. Генерално,

прегледот се состои од визуелна контрола на маслото, проверка на херметичноста на системот, на чистотата и прицврстеноста на компонентите. Обемот и видот на прегледот се извршуваат според техничките упатства, а неговото извршување се потврдува со потпис во документацијата на воздухопловот.

Техничката документација на хидрауличниот систем, која секој корисник на воздухопловот мора да ја поседува, содржи:

- хидраулична функционална шема;
- хидраулична монтажна шема со спецификација на деловите;
- електрична функционална шема;
- електрична монтажна шема со спецификација на деловите;
- технички монтажни цртежи со технички опис, евентуално и со пресеците на главните компоненти;
- список и цртежи на резервните делови;
- технички опис на хидрауличниот систем;
- карактеристики и препораки за маслото;
- упатство за одржување.

Контаминацијата е една од најчестите неисправности на хидрауличниот систем. Таа може да биде надворешна или внатрешна.

Надворешната контаминација се случува при одржување на системот: полнење со хидрауличен флуид, замена на филтер, затинка или некој друг елемент. При ракувањето со воздухопловниот хидрауличен флуид се бара специјална и строга претпазливост затоа што тој е критичен за безбедноста на летањето и мора да остане апсолутно чист. Контаминирања од ваков вид може да се избегнат со одржување беспрекорна чистота на сите елементи што учествуваат во интервенцијата. Нечистотиите можат да навлезат во хидрауличниот систем на местото на споевите на цевководите и цревоводите, низ оштетениот филтер, низ неквалитетните затинки и, воопшто, поради незатнатоста на системот.

Внатрешната контаминација се случува, во текот на нормалната работа, со триење и абење на металните површини (пумпа, работен цилиндар, различни вентили), со откинување честици од затинките, со создавање декомпонирано масло од хемиски реакции и сл. На прв поглед изгледа дека на внатрешната контаминација не може да се влијае, но не е така. Примената на препорачаното и квалитетно масло, придржувањето до сите препораки на производителот во врска со одржувањето на системот (редовна замена на маслото и филтрите), спречувањето на прегревање и на работа со преголеми притисоци, внимателната замена на неисправните со оригинални резервни делови - се некои од претпоставките за намалување и избегнување на внатрешната контаминација на хидрауличниот систем.

Во воздухопловството секој авион мора да поседува упатство за одржување и обезбедено водење дневник на одржување. Упатството содржи технички податоци за повремените контроли на следниве компоненти:

- филтер;
- ниво на маслото;
- температура на маслото;
- притисок на гасот во акумулаторот;
- затинање на инсталацијата и компонентите;

- вентили на сигурноста (граничен притисок во инсталацијата);
- подмачкување;
- ладење.

Контролата на маслото е мошне важна, а во тие рамки и контролата на "стареење". Не се дозволува мешање на ново и старо масло, бидејќи новото не ја подобрува ситуацијата туку бидува упропастено од старото масло. Ова значи само едно: целосно плакнење и замена на маслото.

Контролата на вентилите за сигурност, подмачкувањето и контролата на електричниот дел на опремата, контролата на механичките делови, состојбата на цевководите (крути и еластични), капењето на масло, се операции кои се извршуваат повремено, според техничките побарувања, со специјален алат и со лиценциран персонал.

Нормалната промена на маслото во пропишани временски интервали е услов за заштита на хидросистемот од оштетувања и овозможува долг живот на агрегатите.

Основни правила при сервисирањето на хидрауличните системи

1. Основен предуслов за елиминирање каква било контаминација е одржувањето ***беспрекорно ниво на чистотија***.
2. При сервисирањето на воздухопловните хидраулични системи дозволено е да се користат само одобрени алати и работилничка опрема.
3. Никогаш не користете хидромасло кое било оставено отворено неопределено долго време. Изложен на воздух, хидрауличниот флуид може да апсорбира прашина, влага и други нечистотии.
4. Никогаш не пресипувајте хидрауличен флуид од еден сад во друг. Користете само одобрена опрема за опслужување на конкретен тип воздухоплов.
5. Опремата за ракување со хидрауличниот флуид треба да се одржува секогаш чиста. Осигурајте се дека користите коректно хидромасло.
6. Контаминација на хидрауличниот систем може да се предизвика и од облеката или од оштетени хидраулични компоненти и затинки. Овој тип контаминација обично се открива при прегледот на филтерот и анализата на маслото.
7. Продолжување со работа на контаминираниот систем може да предизвика откажување на системот или прерани дефекти на хидрауличните компоненти.

Контролни прашања

1. ***Објасни ја улогата на хидрауличниот систем кај воздухопловите.***
2. ***Наведи неколку карактеристични големини на применетите притисоци во воздухопловната хидраулика.***
3. ***Наведи ги основните карактеристики и особини на флуидите што се применуваат во хидрауличните воздухопловни системи.***
4. ***Дефинирај ја хидрауличната контаминација. Кој е основниот предуслов за елиминирање на каква било контаминација на хидраулиниот систем?***
5. ***Извори на енергија кај хидрауличните системи.Објасни ја работата на хидрауличните пумпи (клипни, рачни, ротациони, запчести, крилни, центрифугални).***
6. ***Опиши ги хидрауличните задвижувачи (работни цилиндри и ротациони мотори). Кои се нивни основни параметри?***
7. ***Што се тоа сервомеханизми, што се задвижува со нив?***
8. ***Објасни ја улогата на хидрауличните разводници во хидросистемот.***
9. ***Објасни ја улогата на командните вентили во хидросистемот.***
10. ***Зошто служат хидрауличните акумулатори; видови и решенија.***
11. ***Улога и опис на цевните системи во хидрауличниот систем. Цевни споеви. Примена на еластични и крути водови.***
12. ***Опис и видови хидраулични системи кај современите воздухоплови.***
13. ***Објасни го командувањето и задвижувањето на стојниот трап, заткрилцата, кочниците и командите на летањето.***
14. ***Опиши ја контролата и одржувањето на хидрауличните системи.***
15. ***Опиши ја содржината на техничката документација на хидрауличниот систем што мора да ја поседува секој корисник на воздухопловот.***

2. Пневматски систем кај воздухопловите

Пневматските апарати и системи се познати одамна и се применуваат во сите области на техниката. Кон крајот на 19 век се користеле пневматски секачи за метал, преси, алати за чистење на цевки од бигор и рѓа, дигалки, пиштоли за бојадисување, движење на свртници во железничкиот транспорт, во текстилната индустрија, кочници на локомотиви и трамваи итн. Малку подоцна, воздух под притисок почнал да се користи и за погон на воздушни мотори, разни ротирачки алати, точила, за увртување завртки. Компримираниот воздух се применува секаде каде што од алатите се бара да бидат лесни и со голем број вртежи

Денес пневматските компоненти се изработуваат во стандардни димензии и со широк асортиман, така што е можно нивно комбинирање во пневматски кола со определена функција, баш како и електричните и електронските кола. Овие компоненти ги изработуваат релативно мал број специјализирани производители, со што се гарантира висок и изедначен квалитет на производите.

Со развојот и стандардизацијата на пневматските компоненти создадени се услови за компонирање разни уреди и инсталации за автоматизација и широка примена на пневматиката. Управувањето на задвижувачите (работните цилиндри и воздушните мотори) со помош на механички, електромеханички и компјутерски управувани разводници овозможува управување на сложени системи, како: валавници, во сите гранки на индустријата и кај сите мобилни системи, а особено во воздухопловството.

Пневматските системи и нивните компоненти се одликуваат со едноставна и робусна конструкција, што ја детерминирала и нивната примена секаде каде што се тешки работните услови и каде што се бара голема сигурност во работата. Поради фактот што секогаш се под натпритисок можат да работат во агресивна хемиска и влажна атмосфера. Секаде каде што постои опасност од експлозија се користат пневматски уреди (најчесто, употребата на електричните уреди во такви системи е забранета).

Пневматските задвижувачи (цилиндри и мотори) поднесуваат преоптоварување без какви било последици, што за електричните системи е недостапно.

Карактеристични особини на пневматските системи кои го трасирале патот на нивната употреба во воздухопловството се:

1. **едноставно одржување**;

2. **минимално влијание на околната средина**. Електричните системи, на пример, се истовремено и извор на електромагнетни полиња, што во одредени ситуации може да биде штетно. Течењето од хидроинсталација силно ја загадува околината;

3. **преоптоварување**. Пневматските механизми можат да се преоптоваруваат до запирање на роторот на моторот. Електрична машина во такви околности едноставно би се презагреала или би прегорела;

4. **мала тежина**. За иста силина пневматските мотори се полесни од електромоторите, во зависност од видот, 3 до 10 пати. Од какво значење е тоа за воздухопловството не треба посебно да се истакнува;

5. **мала опасност од несреќни случаи**. При работата со електрични уреди секогаш постои опасност од струен удар или пожар, посебно во услови на влажна атмосфера. Пневматските уреди се ослободени од вакви проблеми;

6. одлични можности за ***фино регулирање на брзината*** и постепено зголемување на силите. Кај работните цилиндри може да се регулираат и брзината на движењето ***и силата на клипницата***, а кај пневматските ротациони мотори и зачестеност на вртежите и вртежниот момент.

2.1 Основни поими

За подобро разбирање на работата на пневматските системи и компоненти треба да се запознаеме со некои од основните поими.

- **Брзина на струењето** на воздухот низ системот. Струењето низ помали напречни пресеци создава поголеми брзини но и поголеми загуби, и обратно. Поголемите цевководи даваат струења со помали брзини, помали енергетски загуби, но се поголеми и потешки. Конструкторот треба, ценејќи ја улогата на секоја компонента, да направи компромис помеѓу големината на цевководот, неговата маса и енергетските загуби и да определи оптимално техничко и економско решение.
- Секоја материја, независно од агрегатната состојба, може да биде пренесувач на енергијата. Во хидрауличните и во пневматските системи флуидните материи (гасови и течности) ја претвораат енергијата на притисокот во механичка работа.
- **Притисок**. Притисокот е сила по единица површина а се мери во N/m^2, т.е во паскали (Pa). За практична примена ова е мала единица па се користат нејзините мултипли: мега или килопаскали. Во англиската литература и во авијацијата често се користи единицата PSI (изговор "пиесај"), т.е. фунти на квадратен инч. За мерење на притисокот во инсталациите се користат манометри. Зголемување на притисокот на воздухот во затворен сад може да се изведе со намалување на волуменот или со зголемување на температурата, т.е. со загревање.

Загревањето на воздухот во пневматските инсталации е штетно и треба да се спречува. Превисоките температури можат да предизвикаат согорување на средствата за подмачкување или големи топлотни дилатации. При многу ниски притисоци (висок вакуум) може да дојде до замрзнување на подвижните делови или до затнување на фините отвори.

2.2 Воздухот како работен флуид на пневматскиот систем

Воздухот е материја со особини на компресибилност и експанзија, со кои може да се користи како пренесувач на енергијата.

Главни особини на воздухот се: густината (маса во единица волумен), еластичноста, температурата, специфичната топлина, вискозноста и можноста за струење.

Под струење ја подразбираме способноста на воздухот да се движи од области со висок притисок кон области со понизок притисок.

Притисокот, температурата и волуменот ја определуваат состојбата на воздухот и се нарекуваат параметри на состојбата. Со промена на еден од параметрите, на определен начин, се менуваат и другите. Така се менува и состојбата на воздухот.

Параметрите на состојбата на сите двоатомни гасови, па и на воздухот, се поврзани меѓу себе со равенката:

$$pv = RT$$

R= универзална гасна константа на воздухот**,** ***T***=апсолутна температура

Промената на состојбата на параметрите на воздухот се одвива преку основните термодинамички процеси:

- процес со константен волумен (изохорски процес),
- процес со константен притисок (изобарски процес),
- процес со константна температура (изотермски процес),
- политропска промена на состојбата (процес кој се случува во реалните машини).

Анализата на овие процеси е задача на термодинамиката (физиката), и овде со тоа нема да се занимаваме.

Струење на воздухот. Во пневматските уреди и машини се случува процес на претворање на енергијата во механичка работа, на два начина: преку експанзија на воздухот и преку струење на компримираниот воздух.

Струењето на компримираниот воздух се користи за пренесување на силите на притисокот со цел извршување на некоја работа.
Струењето на воздухот може да биде ламинарно или турбулентно (критериум за ова е **Рејнолдсовиот број**, $R_e = vd/\nu$). Критичната вредност на Рејнолдсовиот број изнесува 2300. За помали вредности струењето е ламинарно, за поголеми вредности од критичната, струењето е турбулентно. Рејнолдсовиот број е важен критериум во областа на струењето на воздухот.
Струењето на воздухот низ цевките е турбулентно и придружено со негово триење со ѕидовите на цевката, поради што дел од енергијата се претвора во топлина и се јавува како загуба.

Влага во воздухот и создавање кондензати. Под влажност на воздухот подразбираме присуство на водената пареа во него. Атмосферскиот воздух содржи различни гасови, меѓутоа единствената компонента која битно му ги менува особините е водената пареа.

Сув воздух е воздух што не содржи водена пареа.

Заситениот воздух содржи толку водена пареа што, на една определена температурата на смесата, постои стабилна рамнотежа помеѓу воздухот и водата.

Презаситениот воздух содржи повеќе водена пареа отколку што е потребно за негово заситување за дадена температура и притисок.

Специфична влажност е односот на масата на водената пареа во единица волумен на смесата и масата на водената пареа на заситената смеса при иста температура.

Законите на смесата воздух и пареа се базирани врз Далтоновиот закон за смеса на идеални закони:

1. притисокот на смесата на гасови е еднаков на сумата на притисоците на одделните компоненти, кога секој гас самиот би го заземал целиот волумен како и смесата на иста температура;

2. внатрешната енергија и ентропијата на смесата се еднакви на сумата на внатрешните енергии и ентропиии на одделните компоненти кога самите компоненти би го заземале целиот волумен на смесата при иста температура.

Во воздухот што доаѓа од компресорот се јавуваат честици на маслото за подмачкување на компресорот. Доколку овие честици ефикасно се елиминираат, компримираниот воздух е економичен и безопасен преносник на енергијата.

Во многу случаи е потребно од компримираниот воздух да се издвојат механичките нечистотии, честиците на маслото за подмачкување и влагата. За таа цел се користат сепаратори и филтери, пред компримираниот воздух да се пушти низ пневматската инсталација.

Атмосферски воздух. Атмосферскиот воздух е смеса на воздух и водена пареа. Во незаситениот воздух, водената пареа е прегреана, бидејќи нејзината температура е повисока од температурата на која одговара парцијалниот притисок на воздухот на температурата на заситување. Ако заситениот воздух се лади, водата се издвојува сè додека не се достигне притисокот на заситување.
Воздухот може да се компримира при секој однос на параметрите. При компресијата се менува состојбата на воздухот од влезот во компресорот до постигнување негова компримирана состојба.

2.3 Создавање воздух под притисок и развод

Компресор. Пневматската енергија што ја содржи воздухот под притисок се создава во машини во кои атмосферскиот воздух се компримира. Механичката работа на компресорот преоѓа на компримираниот воздух, чија потенцијална енергија се користи за извршување работа преку управувачките и извршните органи на пневматската инсталација - баш како и кај хидрауличните системи.

Според главните работни и конструктивни карактеристики, компресорите ги делиме на: клипни и ротациони (турбо) компресорори.

Клипните компресори работат на сличен принцип како пумпите. Преку коленесто вратило се става во движење клипен механизам кој со крута кинематичка врска е споен со разводниот (вентилски) механизам. При движење на клипот од надворешната крајна положба, при отворен вшмукувачки вентил, воздухот од атмосферата струи во внатрешноста на цилиндарот. Кога клипот ќе дојде до внатрешната крајна положба, вшмукувачкиот вентил се затвора, а клипот се движи во спротивна насока и го компримира воздухот. Кога притисокот во цилиндарот ќе ја достигне зададената вредност, се отвора потисниот вентил и воздухот се потискува низ него, во акумулаторот за притисок или во резервоарот за воздух.

Циклусот се повторува сè до запирањето на погонот на компресорот.
Важни карактеристики на компресорот се капацитетот и потребната силина. Капацитетот зависи од димензиите на цилиндарот и од бројот на вртежите.
При компресија воздухот се загрева па е потребно негово ладење. Доколку во едностепен компресор се создаде висок притисок, температурата на воздухот би можела да достигне висока вредност, што би го загрозило подмач-

кување на компресорот. За да се избегне ова се користат двостепени или повеќестепени компресори.

Погон на компресорот може да биде: од сопствен мотор (електромотор или гасна турбина), со приклучување кон авионскиот мотор (клипни авионски компресори), или да биде составен дел од турбинската постројка на млазниот авионски мотор, при што потребниот воздух се "одзема" од некој степен на аксијалниот компресор.

Ротационите (турбо) компресори се применуваат кај гасните турбини, турбомлазните мотори и клипните авионски мотори, како составен дел од моторот или како додаден компресор.

На постарите авиони, за помали капацитети и помали притисоци се користеле Рутсовиот компресор (Roots) и Лисхолмовиот (Lysholm) компресор со хеликоидални валјаци, а за поголеми капацитети и притисоци - радијалниот компресор како извор на пневматска енергија или како висински компресор.

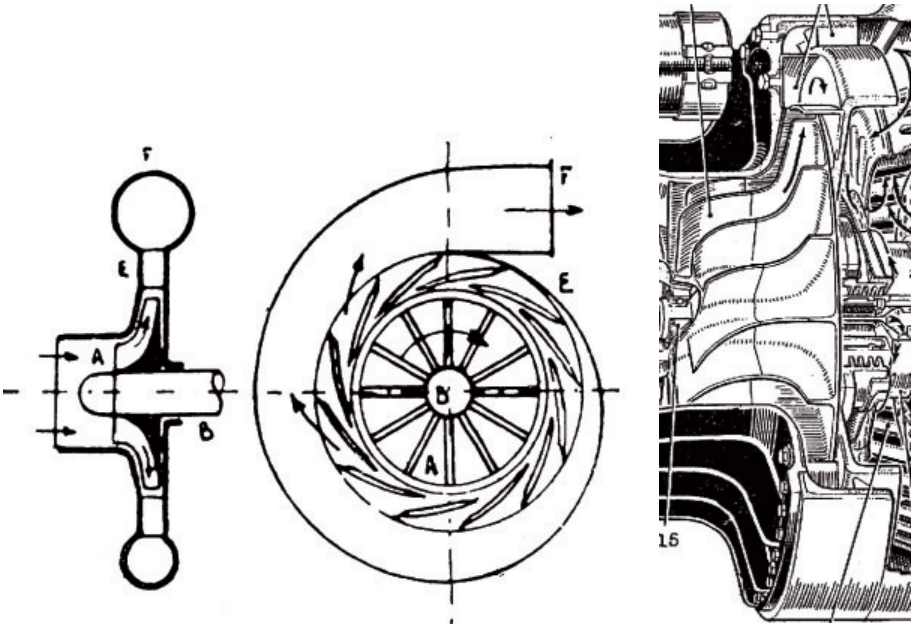
Ако раната фаза на развојот на турбомлазните мотори ја одбележал радијалниот компресор, ***денес,*** кај ***млазните пропулзори*** и кај ***гасните турбини***, скоро единствено се користи ***аксијалниот повеќестепен*** компресор, поради робусната и релативно едноставна конструкција, како и поради добриот степен на искористување (и до 90%).
Овде компримираниот воздух за разни примени (пред сè пресуризација и климатизација на кабината, одмрзнување и сл.) не се добива со посебен компресор, туку се одзема од некој од степените на низок притисок на ***аксијалниот турбокомпресор*** (***bleed air***), што претставува технички едноставен и ефикасен зафат, без притоа да се деградираат перформансите на моторот. Овој воздух има висок притисок и температура и по извршената регулација и ладење со околниот воздух, тој достигнува типични вредности од 250-350°C и 27,5 MPa (4000 psi). Со вакви параметри тој може да се користи насекаде по авионот во облик на пневматска енергија: за пресуризација и климатизација на кабината, за одмрзнување, за погон на пневматските задвижувачи.
Проблематиката на аксијалниот компресор, како и важноста на одземањето воздух од некој негов степен и неговата примена, ќе бидат подетално опишани во системот за климатизација и за аксијален компресор.

Радијалниот (центрифугалниот) турбокомпресор е од посебна важност за ***клипната авијација***. Има едноставна конструкција, лесен е и со мали димензии. Степенот на искористување му е над 80%. За погон може да користи силина од клипниот мотор (преку мултипликатор) или од посебна гасна турбина задвижувана од издувните гасови од моторот. Брзините на вртење му се навистина импресивни: 15-30000 min^{-1} па до 60000 min^{-1} кај турбинскиот погон.

Ротацијата на роторот ја зголемува брзината на вшмуканиот воздух на скоро 400 m/s, но веќе во дифузорот таа се намалува на околу 70-100 m/s, и притоа зголемената кинетичка енергија на воздухот се претвора во притисок, и се одведува кон карбураторот на моторот.

Денес, овие компресори се употребуваат само за надоместување на силината на моторот со висината. Работата на овој тип компресор и правилното регулирање на неговото функционирање на која било висина се контролира и се управува со помош на автомати кои дејствуваат врз принципот на промена

на барометарскиот притисок со висината. Оваа промена, преку специјален механизам со анероидна капсула и со сервомеханизам, се пренесува на регулаторот на доводот на воздух во компресорот. На тој начин се елиминира индивидуалното влијание на пилотот врз работата на компресорот со што се постигнува поефикасна работа во сите режими на летот.



Сл. 2.1 Радијален (центрифугален)компресор:горе изведба, долу шема
А- ротор со крилца; Б-вратило; Е- статор со дифузорски лопатки; Ф-спирално куќиште на дифузорот

Резервоар за воздух. Воздухот од компресорот (каков и да е) оди во резервоарот за воздух, каде што пулсирачката струја (особено на клипниот компресор) се смирува, се регулира работата на компресорот според потрошувачката, се издвојуваат кондензираната вода и капките масло од него. Кога во резервоарот ќе се постигне прописниот притисок, преку регулатор на работата на компресорот, се овозможува работа на компресорот на празно, без оптоварување, или се исклучува погонот. Секој резервоар за воздух поседува: приклучоци за довод и одвод на воздухот, приклучок за врска со регулаторот, вентил за сигурност, манометар, славина за испуштање вода и масло, вентил за исклучување на резервоарот од мрежата.

Цевководи. Пневматските елементи, како и кај хидрауличниот систем, се составени од извор на пневматска енергија (практично компресор или сад под притисок) и извршители во облик на работни цилиндри или пневнатски мотори. Тие компоненти понекогаш се значително оддалечени едни од други, па функционално се поврзуваат со цевководи во пневматско коло. Во авионските инсталации се користат челични крути цевки, гумени армирани еластични црева оплетени со челична поцинкувана жица, а, во последно време, и цевки од пластична маса.

Приклучоци за цевки. Врската помеѓу цевководите и некоја пневматска компонента (елемент) се реализира преку приклучоци, слично како и кај хидрауличните системи.

И цевките и приклучоците се стандардни елементи (облик, квалитет, материјал и димензии, притисок и температура) и тука не смее да има никакви импровизации.

Пречистување на воздухот. Компримираниот воздух кој доаѓа од резервоарот содржи во себе водени и маслени пареи. За да може компримираниот воздух да се користи во пневматските авионски системи мора да биде исчистен од сите туѓи тела и примеси. Нечистотиите или присуството на маслена и/или водена пареа дејствуваат штетно на пневматските уреди, а во некои случаи можат да го блокираат нивното дејство. Звучи претерано, но на зголемените температури на компримираниот воздух од капките на маслото за подмачкување може да се создаде заситена смеса од воздух и маслени пари што може да биде експлозивно. Поради сето тоа загреаните цевки и резервоарот во кој се наоѓа воздух со маслени пареи треба интензивно да се ладат и одвреме навреме да се отстранува кондензатот.

Регулатор на притисок. Воздухот од резервоарот доаѓа со висок притисок. Во зависност од оптоварувањето на системот, притисокот на воздухот во мрежата може да варира, а тоа може да пречи на точната работа на пневматските уреди. Затоа, пред инсталацијата се поставува регулатор на притисок со манометар, кој, без оглед на осцилациите на притисокот во неа го одржува константен. Во кои граници ќе се одржува притисокот зависи од конструктивната изведба на регулаторот. Во примена се регулатори со мембрана и пружина. Воздухот кој под притисок доаѓа до мембраната создава сила која ја подига мембраната, а оваа дејствува на клипот кој го регулира протокот кон потрошувачите. Доколку притисокот на воздухот зад регулаторот расте, мембраната се деформира и го повлекува клипот, со што постепено се запира протокот во регулаторот. Доколку притисокот на воздухот зад регулаторот, поради потрошувачката на воздухот, опаѓа, мембраната бива потисната од една пружина во насока на отворање на вентилот, па воздух под притисок повторно навлегува во регулаторот. На овој начин во водот зад регулаторот секогаш се одржува ист притисок.

2.4 Пневматски компоненти и уреди.

Разводници. Разводниците се пневматски компоненти за управување со извршните органи (работните цилиндри и пневматските мотори). За да може во пневматскиот цилиндар да се добие сила на клипницата, воздухот под притисок треба да помине низ разводникот. Цилиндрите што се користат во воздухопловните пневматски инсталации можат да бидат со едностране и со двостране дејство. Во првиот случај повратниот од на клипот во цилиндарот се врши со помош на пружина, а во вториот случај и работниот и повратниот од се реализираат со дејство на компримираниот воздух. Во разводникот воздухот се насочува кон цилиндарот или, пак, цилиндарот преку разводникот се поврзува со атмосферата. Со разводникот воздухот се пушта на едната или на другата страна на пненвматскиот цилиндар со двостране дејство.

Основни карактеристики на разводниците се:

- проток на воздух,
- начин на активирање и
- функција.

Во зависност од големината на извршниот орган, потребно е да се обезбеди и соодветно количество на воздух, во што е можно покусо време и без поголем пад на притисокот. Според тоа, проточните површини на разводникот, т.е. напречниот пресек на сите канали низ разводникот мора да соодветствува на слободниот напречен пресек на цевководот кој води до потрошувачот.

Разводникот може да се активира: рачно, механички, пневматски, со нога, со електромагнет итн. Кој од начините ќе се користи зависи од местото на примената и од условите на работа на целиот систем. На пример, со ножно активирање на некој разводник, на пилотот му се остваат двете раце слободни. Во некои случаи компримираниот воздух од еден разводник се претвора во пневматски сигнал за активирање на неколку други разводници. Во тој случај зборуваме за пневматски активирани разводници.

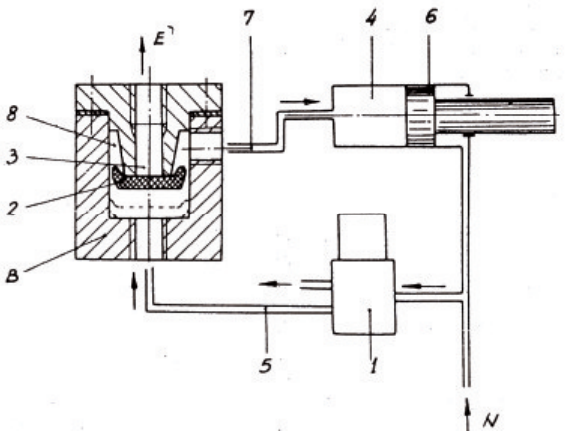
Во зависност од видот на работните цилиндри, разводниците со кои тие се активираат ќе бидат: разводници за едностран и разводници за двостран цилиндри. Разводниците за едностран цилиндри овозможуваат трансфер на воздухот до самиот цилиндар за да се изврши некоја работа преку клипницата. Во таков случај се врши работниот од на клипот. Кога во разводникот ќе се воспостави врската цилиндар-атмосфера, под дејство на пружината во цилиндарот, клипот се враќа, со што се извршува повратниот од.

Разводниците за двострани цилиндри се поврзани со двете страни на работниот цилиндар, така што и работниот и повратниот од се извршуваат под дејство на притисокот на воздухот, кој преку разводникот се насочува еднаш кон едната, а другпат кон другата страна на цилиндарот.

Битно е да се забележи дека, благодарејќи на разводниците, за чие активирање е потребна мала сила, извршните органи преку компримираниот воздух остваруваат значително поголеми сили, така што со нив може да се управува и со механизми кои за погон бараат големи сили и моменти.

Вентили за брзо празнење. Кога е потребно брзо да се испразни работниот цилиндар преку разводникот, се применуваат вентили за брзо празнење. Ако пневматските цевководи помеѓу разводникот и цилиндарот се долги, а празнењето на цилиндарот мора да се изведе брзо, тогаш овој вентил се монтира на самиот цилиндар, па тој се празни преку него, а воздухот од цевководот преку разводникот.

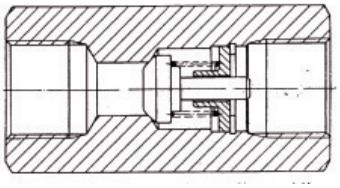
На сл.2.2 е прикажана функцијата на овој вентил. Од мрежата N, компримираниот воздух доаѓа до разводникот 1 и до едната страна на работниот цилиндар 4. На водот 5, блиску до цилиндарот е поставен вентил за брзо празнење В. Под притисок на компримираниот воздух специјална манжетна 2 стои на седиштето на одводниот канал 3 и овозможува поминување кон цилиндарот. Кога активната состојба на разводникот 1 ќе престане и во водот 5 притисокот ќе падне, манжетната се одвојува од седиштето поради разликата во притисоците. Манжетната го затвора отворот за довод на воздух, а цилиндарот 4 преку водот 7 и каналот 3 се поврзува со атмосферата. Поради притисокот на воздухот од спротивната страна, клипот во цилиндарот 4 преку преку водот 7 и каналот 3 се поврзува со атмосферата. Со повторно доведување на воздухот преку разводникот, манжетната ја затвора врската со атмосферата во вентилот за брзо празнење и клипницата на цилиндарот врши работен од.



Сл.2.2 Функција и шема на вентил за брзо празнење

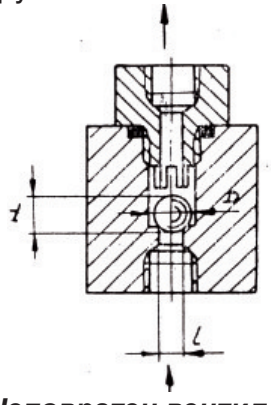
N- довод на компримиран воздух од мрежата; B- вентил за брзо празнење; E- врска со атмосферата; 1-разводник; 2- затинка; 3- одводен канал; 4-работен цилиндар; 5-вод на кој е монтиран вентилот за брзо празнење; 6- клип со клипница; 7- одводен вод за врска со вентилот за брзо празнење

Неповратен вентил. Овие вентили се скоро идентични со хидрауличните. Задача им е да пропуштаат воздух низ цевната мрежа во една насока, без можност за спротивно струење. Неповратните вентили се изработуваат со топче или со клип и, обично, од една страна се притиснати со пружина.



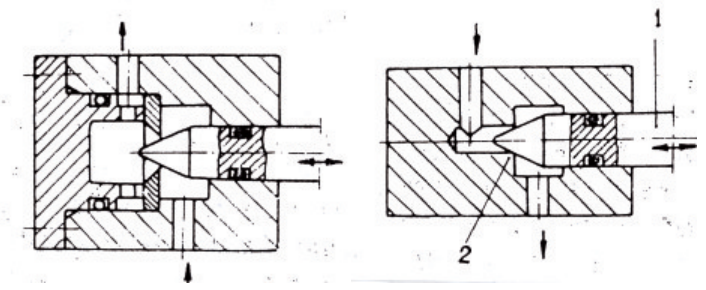
Сл.2.3 Неповратен вентил со клип

Ако еден резервоар се полни со воздух со определен притисок, пред влезот во резервоарот се поставува неповратен вентил. Сѐ додека во влезниот цевковод притисокот на воздухот е поголем, неповратниот вентил е отворен и пропушта воздух во резервоарот. Кога во мрежата притисокот ќе опадне, поради дејството на пружината, вентилот се затвора и го оневозможува враќањето на воздухот. Во некои конструкции неповратните вентили (сл.2.4) се изведуваат без повратна пружина.



Сл.2.4 Неповратен вентил со топче

Придушни вентили. Придушните вентили остваруваат помало или поголемо придушување на проточната воздушна струја



Сл.2.5 Придушни вентили: со бленда (лево) и со конично седиште (десно)

Кај придушниот вентил со конично седиште, подвижниот клип во облик на конус приоѓа помалку или повеќе кон седиштето во телото на вентилот и врши придушување. Пофина регулација се постигнува со конус на подвижниот клип и бленда како седиште.

2.5 Пневматски мотори

Енергијата на притисокот содржана во компримираниот воздух може да се претвори во корисна механичка работа, но само во специјални машини, таканаречени пневматски мотори.

Во принцип, притисокот дејствува на сите ѕидови на затворениот простор во кој се наоѓа. Ако еден дел од тој простор се направи подвижен и му се дозволи движење под влијание на притисокот на воздухот, тој ќе се движи сè додека постои разлика во притисоците. Со движењето на делот се зголемува волуменот на просторот, па притисокот на воздухот се намалува според равенката на состојбата на гасот.
Машините кои за вршење работа користат воздух под притисок се викаат пневматски мотори. Во зависност од конструктивното решение, пневматските мотори може да имаат праволиниско или ротационо главно движење. Секое од двете решенија има свои карактеристики кои ги прават погодни за определена примена во техниката воопшто, и во воздухопловството посебно.

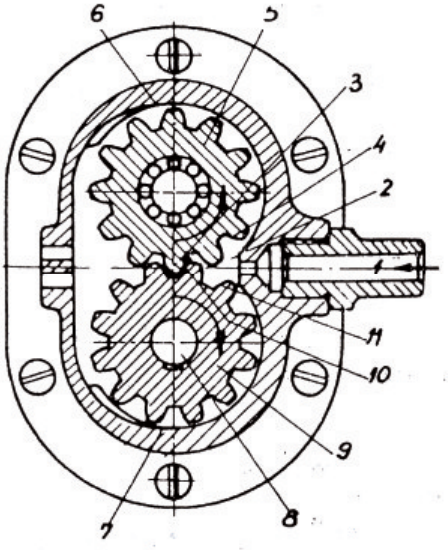
2.5.1 Ротирачки пневматски мотори

Овие мотори директно ја претвораат енергијата на притисокот на воздухот во механичка работа, но можат да се користат и како погонски мотори за движење на други машини и уреди. Ротационото движење на излезните вратила на овие мотори може да се реализира со различни конструктивни решенија. Клипните мотори, многу слични на парните клипни машини, не нашле примена во воздухопловството. Како многу подобри решенија се покажале пневматските мотори со спрегнати запченици и со ламели, а за определени намени и турбинските мотори.

Основни карактеристики на секој мотор се вртежниот момент, бројот на вртежите и силината.

Мотор со спрегнати запченици. Наједноставен пневматски мотор кој како погонска енергија користи воздух под притисок е комбинација од два спрегнати запченика (сл.2.6). Едниот запченик е прицврстен за погонското вратило а другиот се врти слободно. Компримираниот воздух кој доаѓа од мрежата дејствува на бочните страни на забите, со што се постигнува ротационо движење на двата запченика. На запченикот кој слободно се врти, исто така, дејствува притисокот на воздухот така што, поради спрегата во

која се наоѓаат двата запченика, вртежниот момент на излезното вратило се зголемува речиси за два пати.



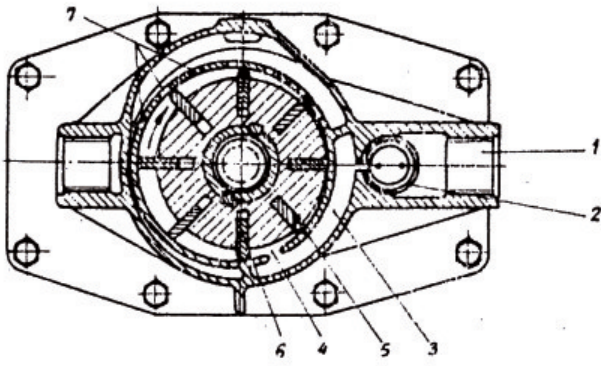
Сл.2.6 Ротирачки пневматски мотор со спрегнати запченици

Овие мотори порано се користеле само за мали силини, но денес со нив може да се реализираат и многу големи, што им обезбедува примена во воздухопловството.

Мотор со ламели. Кај пневматскиот мотор на сл.2.7, на ексцентрично поставениот ротор вградени се ламели (крилца). Воздухот под притисок влегува во моторот низ отворот 1. Низ прорезот на цилиндарот 2 преминува во комората 3 и низ каналот 4 во просторот помеѓу ламелите (крилцата) 5 и 6. Бидејќи ламелата 6 со поголема површина е изложена на притисокот, роторот ќе се задвижи во насока на стрелката. Со завртувањето на роторот се зголемува волуменот помеѓу ламелите, при што се искористува особината на експанзија на компримираниот воздух. Во секоја од положбите на роторот, предната ламела има поголема површина изложена на притисокот на воздухот, така што се јавува една тангенцијална сила која дејствува на оската на вртењето и врши ротација на роторот. Поради дејството на создадената центрифугална сила, ламелите излегуваат од своите лежишта и со својата надворешна површина се прилепуваат по цилиндричниот ѕид на статорот (телото на машината), па така остваруваат затинање во работата.

Со ротација на роторот просторот помеѓу ламелите доаѓа до отворот 7, преку кој се воспоставува врска со атмосферата. Доколку ваков мотор работи без оптоварување, бројот на вртежите може да стане недозволено голем. За таа цел постои уред кој на моторот, кога работи без оптоварување, му го намалува количеството воздух што доаѓа од мрежата. Истиот уред реагира на зголемено оптоварување, па, доколку бројот на вртежите се намалува, пропушта поголемо количество воздух во коморите на моторот.

Турбински мотори. Кога е потребно да се добијат релативно мали силини но големи броеви вртежи се користат ***турбомотори***. Овие мотори за погон ја користат кинетичката енергија на компримираниот воздух која, излегувајќи од млазницата, струи кон лопатките на турбината.

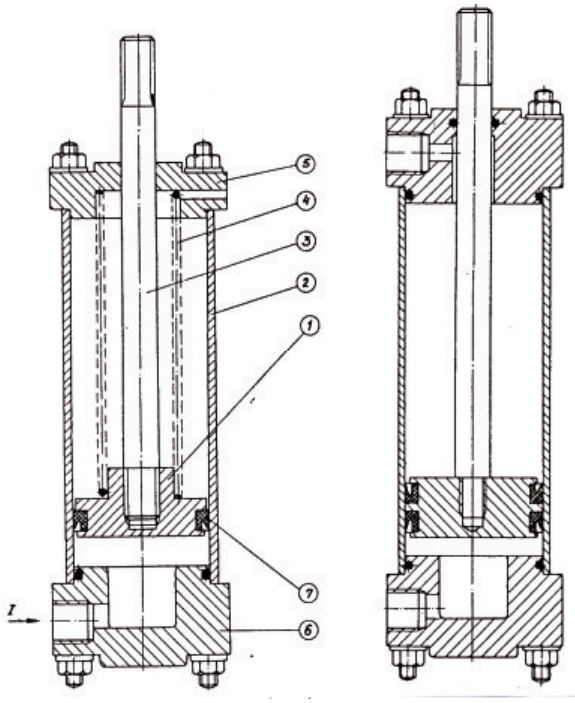


Сл.2.7 Ротирачки пневматски мотор со ламели (крилца)

2.5.2 Праволиниски пневматски мотори (работни цилиндри)

Во зависност од потребната силина, силата, големината на работниот од и применетите притисоци, овие мотори се изработуваат во различни конструктивни форми, како: мотори со ударно дејство, мотори со мембрана и пневматски цилиндри. Во воздухопловството примена имаат пневматските цилиндри, кои, слично како и хидрауличните, можат да бидат ***едностран***и и ***двострани***. Сѐ што е речено за хидроцилиндрите важи во целост и за пневматските цилиндри.

Една битна разлика, сепак, постои: кај пневматските цилиндри битен елемент за нивно добро функционирање е подмачкувањето на клипот. Доволно е подмачкувањето да е недоволно, па и силата и брзината на клипницата да се намалат.



Сл.2.8 Пневматски цилиндри со едностранo дејство и повратна пружина (лево) и со двострано дејство (десно)

1- клип; 2-тело на цилиндарот; 3-клипница; 4-пружина за повратен од; 5-капак и излез на водухот во атмосферата; 6- капак; 7-затинка на клипот; I- влезен канал за воздухот.

Телата и клипниците на работните цилиндри се изработуваат од висококвалитетни легирани челици кои се брусат и се хромираат.

Брзината на движење на клипот е важен оперативен параметар и во многу случаи е поголема од потребната. Регулирањето на брзината на движењето на клипот многу зависи од отпорот на воздухот кој излегува од цилиндарот. Таа може да се зголеми со примена на вентил за брзо празнење на воздухот на излезниот вод (сл.2.2), или да се регулира со поголемо или помало придушување на излезниот воздух.

Уште еден параметар е карактеристичен за пневматските мотори. Станува збор за **специфичната потрошувачка на воздух**. Во пневматските мотори енергијата на притисокот на воздухот се претвора во механичка работа. По предавањето на оваа енергија воздухот се испушта во атмосферата, што претставува определена загуба непозната кај хидрауличните системи.

2.6 Вакуумски систем

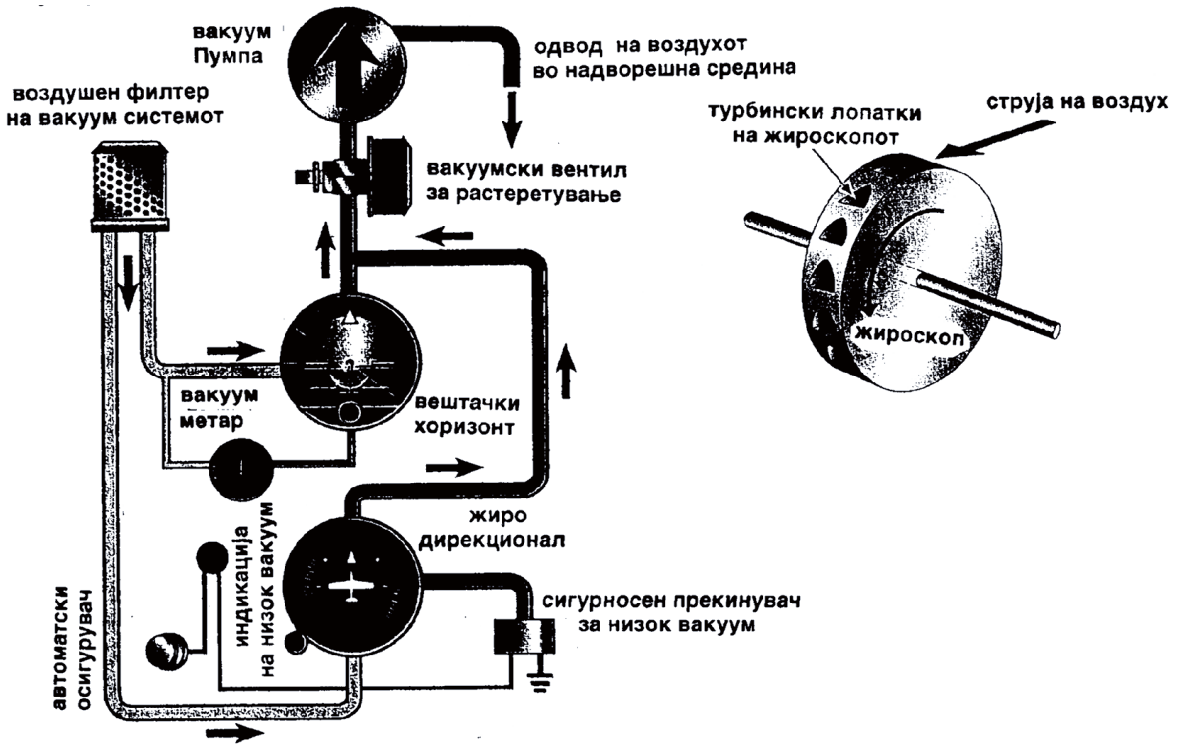
Ова е дефинитивно пневматски систем кој денес масовно се применува кај лесните авиони. Вакуум-пумпа која вшмукува воздух е поповолно решение од компресорот кој дува воздух, бидејќи воздухот на излезот од компресорот може да биде контаминиран со масло, а тоа може да дејствува неповолно врз осетливиот ротор на жироскопските инструменти.

Вакуумскиот систем вшмукува воздух од атмосферата, и тој со голема брзина се насочува врз лопатките на жироскопот. Вакуумот во повеќето лесни авиони се обезбедува од моторската вакуум пумпа (the engine-driven suction - vacuum pump).

Големината на создаваниот вакуум за време на летот се индицира со вакууметар (suction gauge) во пилотската кабина и изнесува 3 до 5 инчи живин столб (т.е. 3 до 5 "Hg) помалку од атмосферскиот притисок. Ако покажување-то на вакуумот е многу ниско, воздушната струја ќе биде слаба, роторите нема да се вртат со потребната брзина и жироскопите нема да бидат стабилни или побавно ќе одговараат на надворешните влијанија. Ако вакуумот е многу висок, жироскопските ротори може да се вртат премногу брзо и да се оштетат. Некои авиони се опремени со предупредувачко светло кое се вклучува штом вакуумот ќе падне под прифатливото ниво.

На влезот во системот се наоѓа воздушен филтер кој овозможува во инструментите константно да влегува само чист воздух и преку млазниците да дува во лопатките врежани во периферијата на роторот. Ова предизвикува голема брзина на вртење на роторите која често пати надминува и 20000 вртежи во минута. Изработениот воздух излегува во атмосферата.

Неисправностите на вакуумскиот систем се малубројни и тие, главно, се сведуваат на блокирање на воздушен филтер, откажување на вакуум пумпата и преголем вакуум предизвикан од откажувањето на преливниот вентил (vacuum relief valve) или вакуумскиот регулатор (vacuum regulator). Во сите 3 случаи неисправностите ќе бидат индицирани со премало, нула или преголемо покажување на вакуумметарот. Во случај на индикација 0, треба да се помисли и на неисправност на вакуумметарот.



Сл.2.9 Вакуумски систем кај лесните авиони, и изглед на жиро-роторот

Кај некои постари лесни авиони вакуумот се обезбедува со една **Вентуриева цевка**, **на трупот монтирана однадвор**. Ова е крајно едноставен систем кој не може да се расипе, но жироскопските инструменти приклучени на вакуумот од овој извор се нестабилни или неупотребливи неколку минути по полетувањето, додека да се воспостави потребната воздушна брзина.

2.7 Улогата на пневматскиот систем кај воздухопловите

Во многу случаи енергијата на компримираниот воздух кај авионот има разни предности, специјално кај авионите со турбомлазен погон, бидејќи воздухот може лесно и економично да се одземе од компресорот.

Пневматскиот систем на воздухопловот обезбедува компримиран воздух за:

- одржување на притисокот во кабината (пресуризација на кабината);
- контрола на животната средина (загревање, притисок);
- заштита од мраз и одмрзнување;
- затоплување на отворите за воздух (вшмукувачите);
- затоплување на критичните делови на авионот (нападните рабови на крилата и стабилизаторите - "hot wing" метод) и заштита од замрзнува ње;
- спречување на замаглување и распрскување дожд по пилотското кабинско стакло;
- пресуризација на резервоарите за хидромаслото, горивото, резервоарите за вода итн.;
- стартување на турбинскиот мотор (во некои случаи);
- активирање на разни задвижувачи (работни цилиндри, мотори);
- репетирање на автоматското вооружување;
- дигање/спуштање на покривот на кабината и негова херметизација.

Kaj млазните мотори, компримираниот воздух, обично, се одзема од делот на компресорот за низок притисок, што претставува технички едноставна и ефикасна операција. Овој воздух има висок притисок и висока температура и се подложува на регулација и ладење (типични вредности се 200-250°C и 28 MPa (4000 PSI), па е потребно да се лади со околниот воздух.
Така, разладениот воздух се користи за одржување на животните услови во кабината и за ладење на опремата.
Некои воени авиони ги стартуваат моторите со приклучување на надворешни извори за компримиран воздух, за која цел се опремени и со специјални приклучоци.

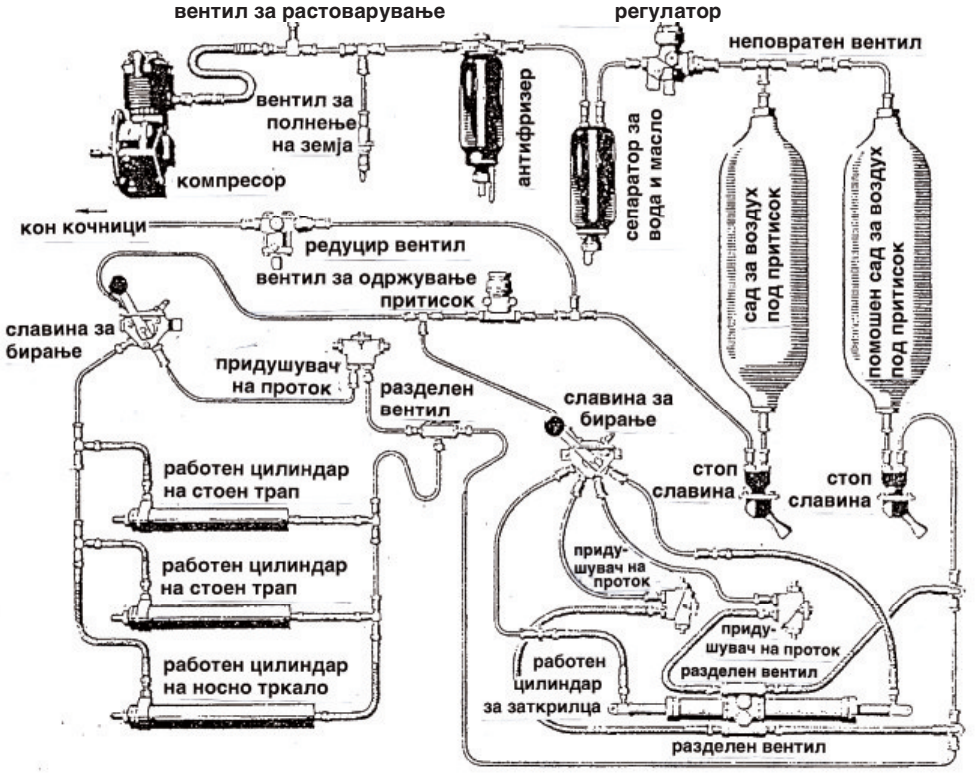
2.7.1 Видови пневматски системи кај воздухопловите

Генерално, се разликуваат два типа пневматски системи што тековно се користат во воздухопловството. Едниот тип, како извор на пневматска енергија користи садови со компримиран воздух (главно за вонредна состојба), а другиот тип поседува свој сопствен воздушен компресор (редовен погон).

Системот со садови со компримиран воздух обично се користи за помошни операции и како резервен систем. Тој (види слика 2.11) се состои од: сад со компримиран гас (воздух или азот), манометар за индикација на притисокот во инсталацијата, команден вентил во пилотската кабина за насочување на компримираниот гас од резервоарот во цилиндрите и вентил за полнење на резервоарот од извор на земјата. Пред летот резервоарот за воздух мора да се наполни со компримиран гас (воздух или азот).
Овој пневматски систем се користи во ***вонредни*** ситуации, кога од некоја причина редовниот систем ќе откаже: за кочење, за извлекување на стојниот трап, за извлекување на заткрилцата и за подигање на капакот на пилотската кабина. Кога контролниот вентил е прописно позициониран, оддушниот вентил (т.е. врската со атмосферата) е блокиран и компримираниот гас од резервоарот преку разводниот вентил (shuttle valve) навлегува во работниот цилиндар. Разводниот вентил се отвора под дејство на притисокот кој го одвојува нормалниот хидрауличен систем од помошниот пневматски систем. Кога контролната рачка ќе се врати во нормална позиција, доводот на воздух од резервоарот под притисок се прекинува, инсталацијата се поврзува преку оддушниот вентил со атмосферата и притисокот од водовите се губи.

Другиот тип пневматски систем користи свој сопствен воздушен компресор. Тој, исто така, има потребна опрема за одржување на адекватно снабдување со компримиран воздух за време на летот. Повеќето системи од овој тип треба да се сервисираат пред летот.

Пневматскиот систем на авионот МиГ 37 се состои од 2 система: главен и резервен. ***Главниот систем*** *обезбедува отворање, сигурно затворање и херметизација на покривот на кабината, кочење на главните тркала, управување со затворањето на капаците на системот за гориво, управување со падобранот за кочење и ладење на електронските системи.*
Резервниот систем*, во случај на откажување на главниот систем, обезбедува исфрлање на стојниот трап во текот на слетувањето, како и кочење при слетувањето.*



Сл.2.10 Пневматски систем за погон на стојниот трап, заткрилцата и кочниците

2.8 Споредба помеѓу хидрауличните и пневматските системи

Основни **предности** на хидрауличните системи се:

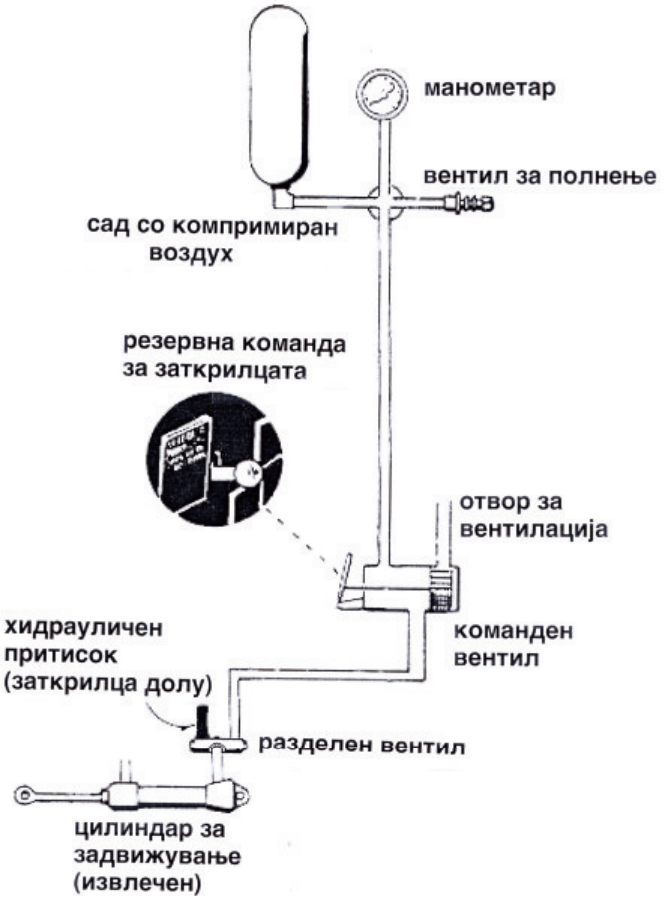
- низок однос тежина/силина и мали димензии на одделните компоненти;
- добра управливост со протокот и притисокот, односно со брзината и моментот;
- голема брзина на одговорот и лесна промена на положбата и насоката на движењето;
- ефикасен пренос на силината на средни растојанија;
- лесно претворање на хидрауличната силина во механичка работа;
- лесно одведување на топлината од компонентите со работниот флуид.

Основни ***недостатоци*** на хидрауличниот пренос на силината се: загуби на енергијата, строги услови за чистотата на работниот флуид, бучава, течење и загадување на околината, посебен извор на енергија за погон, сложена внатрешна динамика на системот, потреба од комплетна инсталација за враќање на маслото, поголема маса на системот, технолошки сложена изработка на одделните компоненти итн.

Основни ***предности*** на пневматските системи се: чистота, достапност до работниот флуид, пренесување на енергијата и сигналите на поголеми растојанија, флексибилност во поврзувањето на компонентите, мали димензии на компонентите и нивна лесна интеграција во системи со дигитална изведба, неосетливост на зголемени температури, отсуство на повратна инсталација за воздухот (изработениот воздух едноставно се испушта во атмосферата), помала маса, поедноставна изведба итн.

Основни ***недостатоци*** на пневматските системи се: компресибилност на работниот флуид т.е. на воздухот (бидејќи гасовите се компресибилни а флуидите не, хидрауличните системи имаат поголема брзина на одговорот и пренесуваат поголеми сили), проблеми со постигнувањето висока точност и повторливост на движењето, мали сили (моменти), сложена внатрешна динамика, влијание на температурата врз однесувањето на системот.

Во поглед на примената на пневматските задвижувачи (работни цилиндри, сервомеханизми) во воздухопловството, само ограничена категорија на овие механизми може да се користи, бидејќи достапните притисоци се мали, но најмногу поради компресибилноста на воздухот која прави позицијата на задвижувачот да е стриктно зависна од надворешното оптоварување и е тешка за контрола. Пневматските задвижувачи најчесто имаат само две крајни позиции (отворено-затворено) и се наменети за мали надворешни оптоварувања. Сепак, задвижувачите, лоцирани во просторот на моторот, се пневматски; поради високите температури примената на хидромаслото може да биде критична (на пр., завртување на млазот поради кочење и разни вентили).



Сл.2.11 Помошен пневматски систем

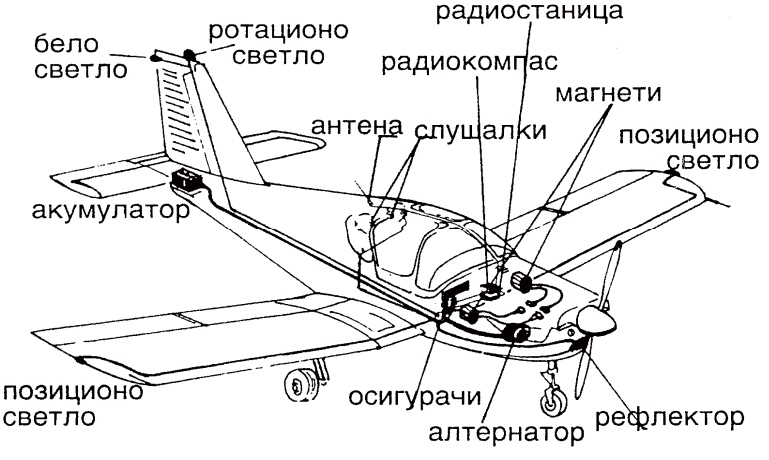
Кај ***постарите*** авиони пневматскиот систем бил многу повеќе користен: за извлекување и вовлекување на стојниот трап, за кочење, за управување со носното тркало, за затворање на вратите од патничката кабина итн. За овие цели бил користен компримиран воздух со висок притисок кој го обезбедувале два радијални компресора.

2.9 Електричен систем (The Electrical System)

Сите воздухоплови поседуваат, помалку или повеќе сложен, електричен систем за погон или за ставање во функција на бројни електрични потрошувачи, како што се:

- кабинските светла (interior cabin lights),
- инструменталните светла (instrument lights),
- позиционите светла (position lights),
- рефлекторот за слетување (landing lights),
- ротирачкото светло против судир (anticollision lights),
- рефлекторот за рулање (taxi lights),
- стартувањето на моторот (starting motor),
- електричните флапсови (electrical flaps),
- радиоопремата (radio equipment),
- радарот (radar),
- грејачот на пито цевката (pitot heat),
- мерачите на гориво (fuel gauges),
- горивната бустер-пумпа (electric fuel pump),
- електрично вовлечливиот стоен трап (electrical retractable landing gear),
- системот за сигнализација на губењето на брзината (stall warning system)
- жироскопските инструменти, итн.

Делумен распоред на наброената електрична опрема е прикажан на следната слика.



Сл.2.12 Распоред на некои електрични потрошувачи на авионот

Електричниот систем на авионот се состои од: извори на електрична енергија, систем на спроводници, безбедносни уреди и потрошувачи.

Пилотскиот прирачник за ракување на секој конкретен авион содржи и шема на неговиот електричен систем со потрошувачите на кои им се испорачува електричната енергија. Доброто воздухопловно постапување бара пилотот и техничкиот состав да ја познаваат оваа шема, како и силината на виталните потрошувачи. Иако бројот и видот на приклучените електрични уреди, од авион до авион многу варира, сепак извесни важни потрошувачи се заеднички за секој електричен систем. Тоа се:

- некои (или сите) пилотски жироскопски инструменти (flight instruments): координаторот на свртувањето, вештачкиот хоризонт и жиродирекционалот. Општо прифатена комбинација е електрично задвижуван координатор на свртување со вакуумски гонети вештачки хоризонт и жиродирекционал, со цел да се намали можноста сите жироскопски инструменти да откажат едновремено. Пито-статичките инструменти: брзиномерот, висиномерот и вариометарот, не се електрични инструменти;
- мерачите на количеството на гориво (fuel quantity indicators) и, можеби, мерачот на температурата на маслото, или термометарот за температурата на воздухот во карбураторот (ако е вграден);
- системот за стартување (систем за иницијално задвижување) на моторот;
- светлата за слетување, светлосниот фар, блескавото светло, кабинските светла, инструментните светла. (landing lights, beacon, strobe, cabin lights, instrum. lights);
- радиоопремата.

За снабдување на сите наведени и, уште повеќе, ненаведени потрошувачи на електричната енергија, на типичен авион е вграден електричен систем кој, главно, се состои од следниве компоненти:

- алтернатор или генератор (alternator/generator),
- акумулатор (battery),
- главен прекинувач (master switch),
- напојна шина на авионскиот електросистем (bus bar),
- топливи и автоматски осигурувачи (fuses and circuit breakers),
- напонски регулатор (voltage regulator),
- амперметар (ammetar, loadmetar),
- придружна мрежа од кабли (associated elecrtical wiring)

Проучете ја шемата на електричниот систем на вашиот авион и добро запаметете ја.

Детални информации за електричниот систем на конкретен авион се наоѓаат во Оперативниот пилотски прирачник (РОН) на авионот.
Типичен модерен авион располага со електричен систем на еднонасочна струја (DC - direct current) од 14 или 28 V. Струјата ја создава алтернатор - кога моторот работи, или акумулатор или надворешен извор на електричната енергија - кога моторот не работи.
Струјата се спроведува со напојна шина (bus bar) и систем на спроводници до електричните компоненти што побаруваат електрична енергија, и, по извршената работа, се враќа преку спроводник за врска со масата на авионот (метализација) кој е поврзан со структурата на авионот (повратен пат на електричната струја) .

Транспортниот авион АН-26, како пример на модерен голем авион, поседува електричен систем кој се состои од мрежа на еднонасочен напон 28 V, мрежа на наизменичен напон 115 V 400HZ и мрежа на наизменичен напон 36 V 400 HZ. Сите три мрежи имаат трикратна резерва во случај на откажување на системот.

Kaj овој авион, како впрочем и кај многу други, во примена се инструменти кои работат со трифазна наизменична струја од 115 V и 500 Hz, со синхрона брзина и до 30000 вртежи во минута. За добивање струја со такви карактеристики, во електричниот систем се вградуваат посебни електрични или електронски претворувачи. Самите инструменти се асинхрони електромотори со мали димензии; статорот се наоѓа во внатрешноста на жироскопот со намотки за трофазна наизменична струја, роторот на жироскопот е всушност кафезен ротор на мал повеќефазен асинхрон електромотор, поставен на оската и влежиштен во специјални тркалачки лежишта.

Кога електричниот главен прекинувач (master switch) се вклучува, се слуша тивко брмчење на жироскопите кои почнуваат да се вртат. Жироскопските инструменти треба сами да се "подигнат", а црвените предупредувачки знаменца за нефункционирање на инструментите да се повлечат.

Ако моторот на авионот е згаснат (престанал со работа) на земја, а главниот прекинувач (master switch) е оставен вклучен, електричните жироинструменти ќе продолжат со работа трошејќи ја акумулаторската батерија која на овој начин може и да се испразни. Секако, ова никој не го сака, па затоа обезбедете електричните жироскопски инструменти да бидат исклучени кога авионот го напуштате макар и за кратко време.

Еден од најсовремените патнички авиони Airbus A380 користи четири електрични генератори од по 150 kVA со променлива фреквенција. Исто така користи алуминиумски електрични кабли наместо бакарни, што овозможува големо намалување на тежината, имајќи го предвид големото количество на електрични спроводници во авион со толкави димензии и комплексност. Системот за снабдување со електрична енергија во целост е компјутеризиран, па многубројните прекинувачи и склопки се заменети со полуспроводници заради подобри перформанси и за поголема надежност. Класичните светилки за осветлување се исфрлени од кабината, кокпитот, товарниот простор и од другите зони во трупот, а се користат светлечки диоди со кои може да се симулира дневно светло, ноќ или меѓунијанси. На овој начин новата технологија, во однос на класичните светилки, овозможува подобро осветлување, подолг работен век и помало трошење на енергијата.

На авионот А380 применети се електрични системи за риверсирање на млазот од внатрешните мотори. Во овој случај електричниот систем се покажал како полесен и понадежен во однос на пневматските или хидрауличните.

Хеликоптерот BELL MODEL 406 (AHIP) OH-58D Kiowa i Kiowa Warrior, поседува примарен извор на електрична енергија 10kVA, 400Hz, 120/208 V AC алтернатор со трансформатор-исправувач за 200A 28V DC. Помошни извори на електрична енергија се генераторите 500VA 400Hz 115V AC i 200A 28V DC.

Важно е да се заклучи дека ***трите, употребливи во воздухопловството, системи*** (хидрауличниот, пневматскиот и електричниот-овде само спомнат) не си конкурираат меѓусебно и не се исклучуваат. Напротив, во зависност од местото на примената предностите на едната, другата или третата погонска енергија можат да се покажат супериорни. Со складно комбинирање на сите три видови енергија се постигнуваат оптимални резултати. Но, тоа е веќе задача на конструкторот.

Контролни прашања

1. Наброј барем 5 карактеристични особини на пневматските системи кои ја овозможуваат нивната примена во воздухопловството.

2. Наброј ги главните особини на воздухот релевантни за примена во пневматските системи.

3. Напиши ја равенката со која се поврзани притисокот, температурата и волуменот и објасни ги последиците што од неа произлегуваат.

4. Наброј ги основните термодинамички процеси.

5. Објасни го значењето на влагата во воздухот и создавањето кондензати.

6. Објасни ја улогата на пневматскиот систем кај воздухопловите.

7. Принцип на работа на изворите на воздух под притисок. Видови компресори употребувани во воздухопловството.

8. Манипулирање со компримираниот воздух: разведување, складирање, пречистување, регулирање.

9. Пневматски задвижувачи: видови, особини, основни карактеристики.

10.Пневматски компоненти за управување со извршните органи.

11.Опиши ги пневматските цилиндри:конструкција, примена, оперативни параметри.

12.Објасни ја улогата на вакуум- системот кај воздухопловите.

13. Опиши го типичниот распоред на компонентите на вакуум- системот.

14. Опиши неколку пневматски системи на современите воздухоплови.

15.Опиши ги контролата и одржувањето на пневматските системи.

16.Изврши споредба помеѓу хидрауличните и пневматските системи. Според твое мислење, кој систем е подобар?Образложи го одговорот.

17. Објасни го поимот "bleed air ": што претставува, каде се користи, како се добива.

18. Покрај хидрауличниот и пневматскиот систем, во воздухопловите се користи уште еден систем. Опиши ги неговите основни компоненти и неговата примена. Според твое мислење, дали овој систем има алтернатива?

3. Воздухопловни клипни мотори

3.1 Поим за погонска група (The Aircraft Poverplant)

Погонската група ја сочинува целиот моторски агрегат кој треба да ја претвори хемиската енергија на горивото во топлинска енергија, да создаде потребна силина (моќност, power) и да ја претвори во соодветна влечна/потисна сила, која на авионот му овозможува движење низ воздухот.

Оваа група е составена од: мотор, елиса, носач на моторот, противпожарен ѕид, команди на моторот, моторски инструменти, ладилници, обвивка на моторот и инсталација со арматура, филтери, славини, систем за откривање и гаснење пожар, итн.

Резервоарите за гориво и масло обично не се вклучуваат во оваа група, бидејќи се расфрлани по авионот.

Кај едномоторните авиони погонската група обично е сместена во носот на трупот, а кај повеќемоторните авиони на крилата или на страните на задниот дел на трупот.

МОТОРОТ е, во принцип, трансформатор на некој облик на енергија (хемиска, нуклеарна, соларна, електрична) во облик погоден за вршење некоја работа. Кај авионите моторот ја трансформира хемиската енергија на горивото (бензинот) во топлотна, а оваа во механичка енергија на вратилото на елисата, или во потисок.

ЕЛИСАТА е орган кој силината на моторот (механичката енергија во облик на вртежен момент) ја претвора во влечна или во потисна сила за совладување на отпорите на летањето, со што му овозможува на авионот да полета, да се качува и да одржува брзина во хоризонтален лет.

3.2 Принцип на работа на клипниот мотор

Клипен мотор со внатрешно согорување е ***термичка машина*** во која хемиската енергија на бензинот или на гасното гориво се претвора во механичка енергија. При трансформирањето на хемиската енергија во механичка, присутни се ***два основни процеса*** - ***добивање топлина*** со согорување на горивото и ***трансформирање*** на добиената топлина ***во механичка енергија***.

Комплетниот енергетски циклус на четиритактен клипен мотор се состои од ***четири такта***, т.е. сукцесивни движења на клипот од едниот крај до другиот крај на цилиндарот - оттаму и името четиритактен мотор, и ***пет процеси***. ***Работната материја*** во моторот е ***смеса*** од гориво и воздух, а, по извршеното согорување, и ***согорени гасови***.

Теоретски, термодинамичкиот циклус по кој овој мотор работи е ото-циклус

Овој мотор го пронашол Nikolaus Otto во 1876 г., па затоа четиритактниот мотор со овој циклус е познат уште како ото-мотор (за разлика од дизел-моторот (Diesel).

3.3 Работни циклуси на четиритактниот мотор

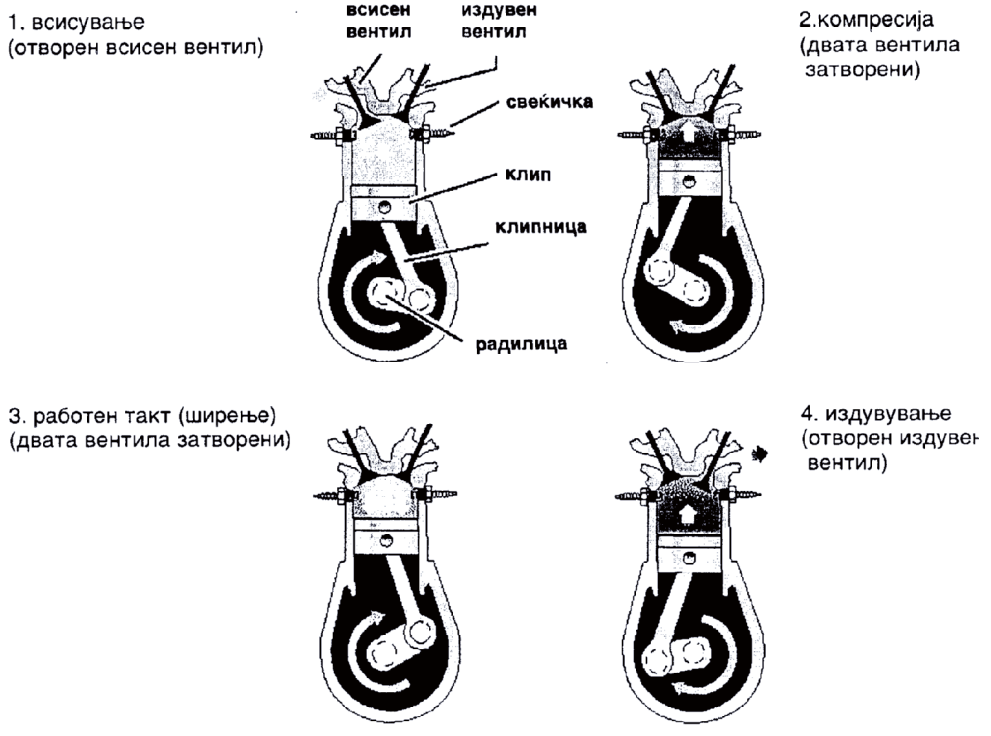
Циклусот претставува множество на различни енергетски процеси со кои се подготвува смесата од гориво и воздух, со неа се полни цилиндарот на моторот, таа согорува, се добива механичка работа и, најпосле, се празни

цилиндарот на моторот од согорените гасови. Истите процеси се повторуваат и во наредниот циклус. Во моторот во единица време се извршуваат голем број еднакви циклуси со кои од вложената хемиска енергија (горивото) се добива механичка работа. Значи, еден комплетен циклус претставува основен единичен и комплетен тек на енергетски случувања во моторот, со кои се добива определено количество механичка работа во одреден временски интервал.

Кај сите мотори со внатрешно согорување комплетниот циклус се состои од 4 основни процеси или четири такта: 1. ***вшмукување*** (полнење); 2. ***компресија***; 3. работен такт или ***согорување со експанзија*** (ширење); 4. ***издувување*** (празнење).

Основната термодинамичка разлика помеѓу ото-моторот и дизел-моторот се наоѓа во процесот на согорување, кој кај ото-моторот се изведува при константен волумен (теоретски), а во дизел-моторите при константен притисок (теоретски).

Во тактот ***вшмукување***, смесата гориво/воздух се вшмукува или се поттикнува да струи во внатрешноста на цилиндарот. Клипот се движи од врвот кон дното (или од надвор кон внатре), при што притисокот во цилиндарот се намалува. Тоа предизвикува струење на воздухот низ вшмукувачкиот систем, низ карбураторот (каде што на воздушниот поток му се додава гориво за да се создаде согорлива смеса гориво/воздух), преку главниот вшмукувачки вод и отворениот вшмукувачки вентил до секој од цилиндрите. Овој такт завршува со пристигнување на клипот во внатрешната крајна положба (ВКП, "долна мртва точка").



Сл.3.1 Четирите тактови на клипниот ото-мотор со внатрешно согорување

Со започнувањето на тактот ***компресија,*** вшмукувачкиот (влезниот) вентил се затвора и клипот се движи кон главата на цилиндарот. Тоа движење

прогресивно ги зголемува притисокот и температурата на смесата гориво/воздух.

Малку пред клипот да пристигне во надворешната крајна положба (НКП, "горна мртва точка") и да го заврши тактот компресија, компримираната смеса гориво/воздух се пали со погодно електрично празнење помеѓу електродите на свеќичката (види сл.3.5), со што започнува нејзиното прогресивно согорување во комората. Тоа предизвикува силен пораст на притисокот на согорените гасови на ѕидовите од комората на согорување и, се разбира, на челото на клипот, кој, бидејќи веќе ја поминал надворешната крајна положба (НКП), поттикнат од експанзијата на врелите гасови, се движи назад по цилиндарот, извршувајќи го ***работниот такт (ширење*)**.

Токму пред завршувањето на работниот такт (ширење) во ВКП, издувниот вентил се отвора и тогаш, како што клипот се враќа кон НКП, започнува тактот ***издувување***, во кој согорените гасови се присилуваат да излезат преку издувниот вод надвор од цилиндарот, во атмосферата.

Како што клипот повторно се доближува до НКП (цилиндарската глава), и додека последните количества од издувните гасови излегуваат, вшмукувачкиот вентил се отвора за да се подготви следниот вшмукувачки такт. Така циклусот се одвива понатаму и моторот работи континуирано.

Во еден комплетен ото-циклус на моторот, само во еден од четирите такта на клипот се создава силина, при што коленестото вратило (кое ја пренесува таа силина на елисата) се завртува два пати.

За зголемување на развиената силина од моторот и за да се обезбеди порамномерна работа, моторот има поголем број цилиндри чиј работен такт (ширењето) се случува на различни позиции за време вртењето на коленестото вратило. Работните тактови се рамномерно распределени така што на коленестото вратило му се соопштува рамномерен распоред на импулси на силината. На пример, во комплетен ото-циклус на четири-цилиндарскиот мотор (вообичаен кај лесните авиони) коленестото вратило, во две завртувања, ќе прими силина од четири различни работни такта - по еден од секој цилиндар. Во мотор со шест цилиндри, во две завртувања на коленестото вратило ќе се "испорачаат" шест импулси на силината, што значи и поголема силина и порамномерна работа на моторот.

3.3.1 Степен на компресија на моторот

Степенот на компресија на еден клипен мотор го претставува односот на вкупниот волумен на цилиндарот (збир на компресиониот и работниот волумен) кон компресиониот волумен. Со порастот на степенот на компресијата се зголемуваат: степенот на искористувањето на енергијата на горивото (поради подобрено празнење на компресиониот простор од согорените гасови), температурата на компримираната смеса (што придонесува за нејзина подобра хомогенизација), степенот на ширење на врелите гасови (помалку топлотна енергија се одведува во околината во вид на загуби).

Степен на компресија = Вкупен волумен / Компресионен волумен

Клипните мотори со внатрешно согорување се конструирани така што износот на компресијата (притисокот) создаден од клипот на крајот на процесот на вшмукување, да одговара на типот на горивото што ќе се користи. Повисок степен на компресија дава повеќе силина (за даден волумен на моторот), но

бара и поквалитетно гориво способно да издржи високи притисоци и температури, и да не експлодира или "детонира" (види систем за гориво). Цената на повисоките перформанси на моторот е зголемено абење на цилиндрите и зголемени механички напрегања на целиот моторски механизам.

Вредностите на степенот на компресијата за моторите на лесните авиони се движат главно од 7,8 до 8,7 (Lycoming IO-540). На поголеми вредности не се оди поради опасноста од детонација (која се зголемува со зголемувањето на степенот на компресијата) и поради можното достигнување на температурата на самопалење на смесата, што би довело до самопалење и до неконтролирано согорување.

3.3.2 Ненормално согорување (Abnormal Combustion)

Согорувањето во моторите СВС претставува хемиско-топлотен процес, при кој со комбинација на хемиски и физички претворања во горивото се развива одредено количество топлинска енергија. Всушност, процесот на согорување претставува бурна оксидација на горивото која се развива со голема брзина. Вака развиената топлина се користи за зголемување на потенцијалната енергија (притисокот и температурата) на работниот флуид, заради подоцнежното претворање на оваа во механичка работа на моторот.

По палењето на смесата, кај ото-моторите се формира фронт на пламен кој се движи со брзина од 20 до 30 m/sec , со што процесот на согорување се шири и на другите делови на смесата (оддалечени од изворот на искрата). Во принцип, поголемите брзини на согорување имаат предност над помалите зашто даваат подобар термодинамички степен на искористување, поголема силина, помирна работа на моторот и лесно забрзување. Меѓутоа, со тоа не треба да се претерува, зашто преголемите брзини на согорување може да ги загрозат правилноста и ефикасноста на согорувањето, особено кога брзините ќе достигнат и повеќе стотици метри во секунда.

3.3.3 Детонација

Опишаното коректно прогресивно согорување на смесата гориво/воздух предизвикува зголемување на притисокот кој рамномерно го потиснува клипот надолу по цилиндарот, во работниот такт.

Кога смесата се компримира, нејзината температура се зголемува. Ако зголемувањето на притисокот и температурата на смесата гориво/ воздух во цилиндрите на моторот е многу големо, може да дојде до локално самозапалување и до силен пораст на брзината на согорувањето на оној дел на смесата до кој фронтот на пламенот уште не стигнал. Согорувањето не е веќе прогресивно, туку ***експлозивно***, ***неконтролирано***. Во одделни делови на смесата нагло се појавуваат високи температури и притисоци, што предизвикува "тврда" работа на моторот проследена со метални удари. Истовремено настапува силно колебање на притисокот кое доведува до тешко механичко и термичко оптоварување на клипот и цилиндарот и до неизедначена распределба на температурата по одделните места на цилиндарот.

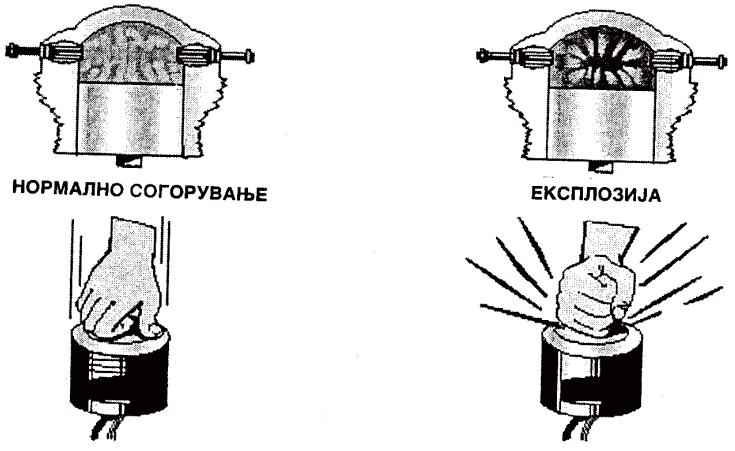
Ова експлозивно зголемување на притисокот е наречено ***детонација*** и може да предизвика сериозни оштетувања на клиповите, вентилите, свеќичките и лежиштата, но и намалување на силината и, сосема можно, ***комплетно откажување на моторот.***

Фактори кои можат да предизвикаат детонација, а зависат од пилотот се: оптоварувањето на моторот, зголемената температура на вшмукување смеса, прегревање на моторот (намален интензитет на ладење на моторот, односно недоволно ладење на цилиндрите), користењето гориво со понизок октански број од пропишаниот, гориво со изминат рок на употреба, пресиромашната смеса, премногу високиот притисок во вшмукувачката гранка (manifold pressure) на моторот.

Авионските мотори обично се конструирани да работат со смеса која е малку побогата од теоретската; дополнителното гориво со своето испарување дејствува како разладно средство кое спречува смесата да стане премногу жешка, и ги лади ѕидовите на цилиндрите.

Ако моторот работи грубо и неговата силина опаѓа, ако од внатрешноста се слушаат метални звуци и ако температура на главата на цилиндарот е висока, треба да се посомнева на детонација и да се преземат следниве мерки:

- да се збогати смесата;
- да се намали притисокот во цилиндрите (команда за гас назад);
- да се зголеми воздушната брзина за таа да помогне во ладење на моторот и во намалувањето на температурите на цилиндарските глави.



Сл.3.2 Споредување помеѓу нормално согорување и детонација

3.3.4 Прерано палење (самопалење, Pre-ignition)

Прерано палење е неконтролирано палење на горивната смеса кај ото-моторите пред нормалното прескокнување на искрата на свеќичката. Ова прерано палење обично е предизвикано од присуството на некое усвитено место во комората за согорување (наслојки од неизгорен јаглерод на клипот, вентилите, свеќичката и на главата на моторот, оштетен изолатор на свеќичката) кое неконтролирано ја запалува претходно компримираната смеса.

Навистина, и прераното палење предизвикува прогресивно согорување на смесата гориво/воздух, но тоа почнува пред нормалното прескокнување на искрата на свеќичката, а секое палење на смесата кое не потекнува од искра, е неконтролирано, па и процесите согорување и ширење што следат ќе се одвиваат неконтролирано, под неповолни услови и со послаб ефект.
Ваков случај на неконтролирано палење и случувањата поврзани со него се можни ако поради несоодветно високиот степен на компресија или присуството на некое усвитено место во комората за согорување, смесата

достигне температура еднаква на температурата на сопственото палење, пред да настапи момент на палење со искра.

Резултат на неконтролираното палење е груба работа на моторот, можен повратен пламен во карбураторот, нагло зголемување на температурата на главата на цилиндрите и опасност од детонација.

Прераното палење може да биде предизвикано од "карбонизиран" мотор или од работа со голема силина и со многу сиромашна смеса (без присуство на дополнително гориво за ладење).

Прераното палење е последица на состојбата во одделен цилиндар или во сите цилиндри, за разлика од детонацијата која е последица на составот на смесата гориво/воздух со која се снабдува моторот (сите цилиндри), па може да настапи во еден, во два или во сите цилиндри на моторот.

Детонацијата и прераното палење, како облици на ненормално согорување, обично се јавуваат истовремено и едниот може да го предизвика другиот. Бидејќи и двете појави предизвикуваат прегревање на моторот проследено со губење на моторските перформанси, често е тешко да се разликуваат. Сепак, тие може да се спречат ако строго се внимава на квалитетот на горивото и ако се почитуваат функционалните ограничувања на моторот. Овие информации може да се најдат во пилотскиот прирачник за ракување (Pilot's Operating Handbook - POH).

3.4 Вентили и кружен дијаграм на разводниот механизам (Работа на механизмот за распоред на гасовите)

Вшмукувачкиот вентил, преку кој навлегува смесата гориво/воздух, и издувниот вентил, низ кој согорените гасови го напуштаат цилиндарот, мора да бидат отворени или затворени во точно определено време во однос на движењето на соодветниот клип (сл.3.4). Ова се постигнува со брегесто вратило (camshaft) кое се задвижува од коленестото вратило.

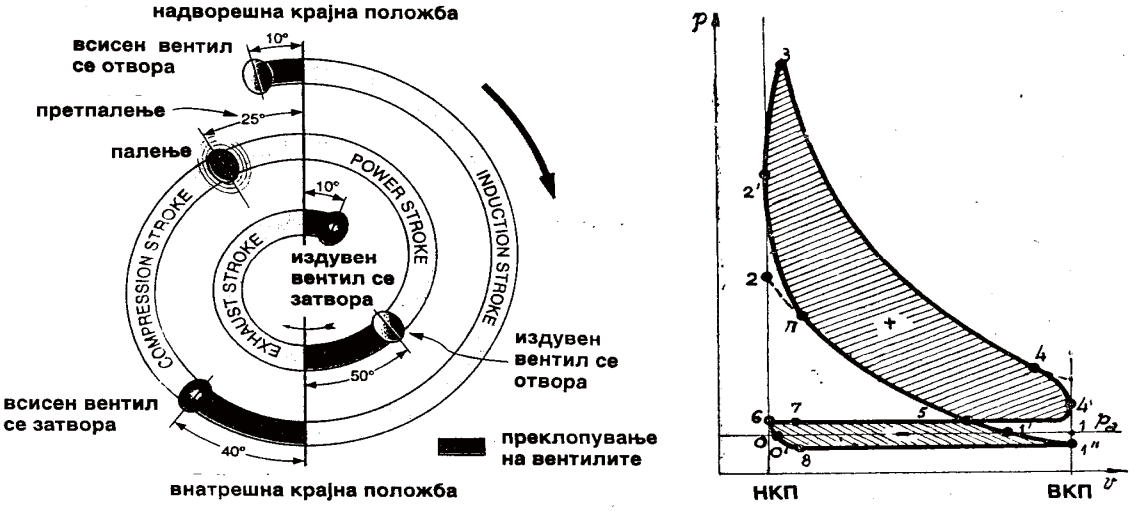
Брегестото вратило ротира со двојно помал број вртежи од коленестото и во повеќето мотори неговата ротација предизвикува поместување на разни подигачи и клацкалки кои го туркаат вретеното на соодветниот вентил надолу и го принудуваат да се отвори (наспроти притисокот на силната торзиона пружина која го затвора вентилот), што е детерминирано со конструкцијата. Ова движење мора да се случи во точно определено време во циклусот, ни порано ни подоцна.

Кога моторот би ротирал со многу мала брзина, отворањето и затворањето на вентилите би се случувало, како што е теоретски предвидено, во ВКП, односно во НКП. Типичниот број вртежи (зачестеност на вртежите) на моторот во режимот на крстосување е околу 2400 во минута (скратено ***rpm*** или ***врт/мин***). Секој вшмукувачки вентил се отвора еднаш во четирите такта на циклусот, т.е. еднаш на секои две завртувања на коленестото вратило (тоа се случува и со издувниот вентил).

За тоа да се постигне, брегестото вратило ротира со половина од вртежите на моторот. На 2400 врт/мин, секој вентил ќе се отвори и затвори 1200 пати во минута - 1200 пати во 60 секунди, т.е. 20 пати во секунда. Очигледно, времето што е на располагање за извршување на полнењето на цилиндарот со свежа смеса и за исфрлање на согорените гасови е екстремно кратко. Со

зголемување на бројот на вртежите, поради инерцијата на флуидната струја, движењето на гасовите и движењето на клипот повеќе не се совпаѓаат.

Од друга страна, силината што еден мотор може да ја развие зависи од тоа колкаво количество смеса гориво/воздух може да се вшмука преку вшмукувачкиот вентил за време на тактот вшмукување. За да се елиминираат неповолните последици од екстремно кратките временски интервали во кои треба да се изврши вшмукувањето и издувувањето, изведени се определени корекции на реалните тактови во тек на еден циклус.



Сл.3.3 Кружен дијаграм на работа на разводниот механизам на четиритактен ото- мотор со внатрешно согорување и соодветен дијаграм на промената на притисокот во реалниот 4-тактен ото-циклус

Така, отворањето на вшмукувачкиот вентил почнува малку пред клипот да ја достигне НКП (10-20 степени) и не се затвора штом клипот ќе ја достигне ВКП, туку откако малку ќе ја помине (50-60 степени). На овој начин се продолжува времето во кое се извршува вшмукувањето и за поголем прилив се користи кинетичката енергија на смесата што струи во цилиндарот. Оваа конструктивна финеса се нарекува предотворање и доцнење на затворањето на вентилите. Слично е и со издувниот вентил кој се отвора малку пред клипот да ја достигне ВКП во тактот ширење (30-50 степени) и останува отворен додека клипот малку ја помине НКП во тактот издувување (10-25 степени) и додека започне тактот вшмукување. Ако се вратиме за момент неколку реда погоре, ќе забележиме дека во еден краток период од почетокот на тактот вшмукување, согорените гасови уште се исфрлаат низ сè уште отворениот издувен вентил, додека свежото мало количество од смесата гориво/воздух почнува да навлегува низ тукушто отворениот вшмукувачки вентил. Краткиот временски период кога двата вентила (вшмукувачкиот и издувниот) се истовремено отворени е познат како ***преклопување на вентилите.***

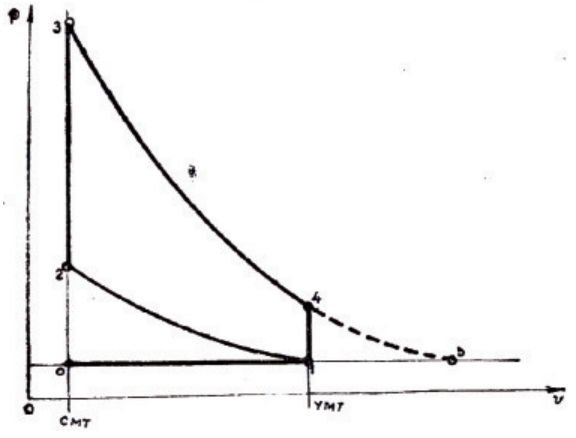
Сите овие агли на предотворање и задоцнето затворање на вентилите, како и времето на преклопување, сликовито се прикажани во ***кружен дијаграм*** на работата на разводниот механизам на моторот (the four-stroke cycle valve timing) кој, заедно со моторот, се испорачува од производителот (сл.3.3).

Аголот на палење (создавање искра за палење на смесата пред НКП), исто така, е даден во кружниот дијаграм, и изнесува 20 до 45 степени (кај моторите за лесни авиони обично 25 степени).

3.5 Силина (моќност) на моторот

3.5.1 *pV-дијаграм на идеалниот и на реалниот циклус*

Врз основа на сето досега речено може да се заклучи дека случувањата во четиритактниот ото-мотор претставуваат низа точно определени процеси, целосно усогласени со движењето на клипот. За време на тоа движење во моторот се менуваат притисокот, волуменот и температурата по точно определени термодинамички закони и во меѓусебна зависност. Не е тешко да се воспостави аналитичка врска помеѓу нив и извршената механичка работа, а нивните промени да се прикажат со помош на таканаречениот ***pV-дијаграм*** (сл.3.4)***.*** Овој дијаграм ги прикажува промените на притисокот во зависност од промената на волуменот на работниот флуид (попрецизно, промените на волуменот помеѓу главата на цилиндарот и челото на клипот). Ординатите ги претставуваат притисоците на работниот флуид, а апсцисите неговите специфични волумени. Значи, овој дијаграм, како апсциса, не го користи апсолутниот волумен на цилиндарот, туку волуменот на еден килограм смеса прикажан како однос на апсолутниот волумен на цилиндарот и тежината на смесата, познат како "специфичен волумен V". На ваков начин pV-дијаграмот ги прикажува енергетските промени во цилиндарот и механичката работа по 1 kg смеса, а неговата практичност се должи на фактот што тој чисто термодинамичките и енергетските големини ги прикажува во вид на криви линии и површини. Геометриски, производот на ординати и апсциси претставува површина, меѓутоа, бидејќи ординатите и апсцисите се всушност притисоци и специфични волумени на флуидот - нивниот производ енергетски претставува механичка работа. Најпосле, тоа значи дека површината помеѓу одделните криви на промената на притисокот во одделни тактови претставува механичка работа добиена или потрошена во текот на еден циклус во цилиндарот. Сега е сосема јасно дека со мерење на површините во pV-дијаграмот и познавајќи го неговиот размер, можеме точно да го определиме количеството на механичка работа добиена од 1 kg смеса.



Сл.3.4 Теоретски циклус на 4-тактниот ото-мотор прикажан во pV-дијаграм

Основни претпоставки кои се усвојуваат за теоретскиот циклус на четиритактниот ото-мотор (сл.3.4) се:

1. вшмукувањето (0-1 на сл.3.4) се изведува без загуби, притисокот останува непроменет (изобара) и е еднаков на надворешниот атмосферски;

2. компресијата (1-2) се изведува според законот на повратна адијабата (изентропа), без триење и без размена на топлина помеѓу смесата и ѕидовите на цилиндарот;

3. согорувањето (2-3) се изведува според законот на изохора (v=const.), т.е. со бесконечно голема брзина, додека клипот е во надворешната крајна положба;

4. ширењето (3-4) се изведува според законот на изентропа, т.е. без триење и без размена на топлина помеѓу согорените гасови и ѕидовите на цилиндарот;

5. издувувањето (4-1) се изведува моментално, при константен волумен (изохора), додека е клипот во внатрешната крајна положба;

6. процесите согорување и ширење се изведуваат без топлотни загуби; целата ослободена топлина останува во согорените гасови;

7. специфичната топлина на работниот флуид е константна во целиот циклус.

Со овие претпоставки теоретскиот ***pV-дијаграм*** (сл.3.4) се состои од една изобара (вшмукување), 2 изентропи (компресија и ширење) и 2 изохори (согорување и издувување). Теоретски добиената ***механичка работа*** е еднаква на површината помеѓу двете изобари и двете изентропи и е еднаква на разликата на внесената во циклусот топлотна енергија на смесата Q_1 и загубената топлотна енергија Q_2, однесена со согорените гасови при издувувањето.

$$W_t = \frac{Q_1 - Q_2}{A}$$

A е термички еквивалент на механичката работа.

Единствената топлотна загуба настанува со одведување на топлината во согорените гасови.

Ефикасноста на топлотната трансформација во идеалниот ото-циклус се изразува преку односот на искористената енергија кон внесената термичка енергија, т.е. со ***теоретскиот степен на корисност*** на ото-циклусот, во облик:

$$\eta_{t-O} = 1 - \left(\frac{p_1}{p_2} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}$$

И тој, дури и во ваква идеализирана форма, ***е помал*** од степенот на корисноста на ***најидеалниот*** од сите термодинамички циклуси - циклусот на Карно (Carnot).

$$\eta_{t-C} = 1 - \frac{T_1}{T_3}$$

Само за потсетување, и степенот на корисност на циклусот на Карно е помал од 1, бидејќи процесите во природата, па и во моторите, се случуваат на нормална атмосферска температура ($T_1 = T_a$), безусловно поголема од апсолутната нула.

Усвоените претпоставки за анализа на теоретскиот циклус на ото-моторот (сл.3.4), во практиката ***никогаш не се исполнети***. Во реалниот мотор сите наброени процеси се одигруваат со помали или со поголеми отстапувања од усвоените претпоставки, па затоа реалниот циклус (сл.3.5) многу отстапува од теоретскиот или идеалниот. Причините за овие отстапувања лежат во несовршеноста на моторот и на особините на користениот работен флуид.

Навистина, ниту смесата ниту согорените гасови не се однесуваат како идеален флуид. Пред сè, нивните специфични топлини се променливи во текот на циклусот.

Претпоставките за отсуство на триење при вшмукувањето и издувувањето не се точни. За совладување на отпорите во овие процеси потребна е механичка работа која се одзема и се троши од коленестото вратило. И во двата случаја клипот работи како пумпа и за тоа троши механичка работа; издувувањето се извршува со мал натпритисок, а вшмукувањето со мал потпритисок. Во секој случај, во реалниот pV-дијаграм, таа работа е обележана како негативна.

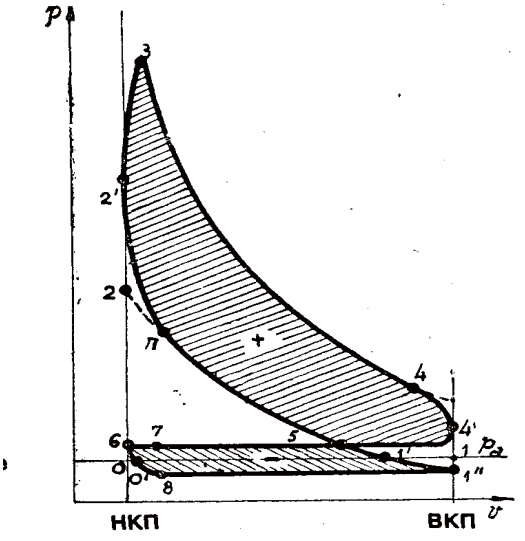
Согорувањето не се одвива со бесконечно голема брзина и моментално, туку со конечна брзина (20 до 30 m/s). За да се изврши што поблиску до надворешната крајна положба, тоа треба да почне порано, а ќе заврши малку зад НКП. Очигледно, претпоставената изохора не може да се реализира.

Ширењето не се изведува до крајот на тактот, бидејќи издувниот вентил, за да се олесни издувувањето, се отвора пред клипот да стаса во ВКП. Меѓутоа, со ова се намалува работата на овој единствен продуктивен такт.

Во текот на одвивањето на циклусот се случува интензивна размена на топлината со ѕидовите на цилиндарот, а доаѓа и до појава на асоцијација и дисоцијација на гасовите.
Итн., итн..
Поради сите овие наброени, и ненаброени, причини постои силно несовпаѓање на теоретскиот и реалниот pV-дијаграм, што резултира со многубројни последици.

3.5.2 Индицирана силина

Од реалниот ***pV-дијаграм*** (сл.3.5) се забележува ***големата променливост*** на притисокот на работниот флуид во цилиндарот во текот на еден циклус, а со тоа и променливоста на гасните сили кои, дејствувајќи на клипот, произведуваат механичка работа, односно ***силина.*** Ваквата променливост на притисокот, односно на гасните сили, е ***непрактична*** за определување на силината на моторот по аналитички пат, па затоа, наместо ***променлив*** притисок на работниот флуид, се применува поимот ***среден индициран притисок*** - p_{im}, т.е. ***претпоставен*** притисок со ***константна*** вредност во текот на целиот работен од на клипот (при експанзија). Кога овој замислен константен притисок, стварно би постоел во текот на работниот такт во цилиндарот, тој би давал иста корисна работа на клипот W_i, која се добива при реалните случувања во моторот но со реално променливите притисоци. Големината на овој среден индициран притисок се определува со делење на површината која одговара на корисната индицирана работа на клипот W_i со одот на клипот (h); така, оваа површина - еквивалентна на индицираната работа - би била прикажана со правоаголник чија основа е еднаква на одот на клипот h, а висината е еднаква на бараниот ***"среден индициран притисок p_{im}".***



Сл.3.5 Изглед на реален p-v дијаграм на клипен мотор СВС

За определување на расположливата **силина** на клипот, т.е. на ***индицираната силина Pi,*** треба да се внесе и поимот за времето, бидејќи силината е работа во единица време. За таа цел, во анализата се внесува и бројот на вртежите на моторот. За добивање на силината на моторот (т.е. на работата во единица време) добиената работа се множи со половината броеви на вртежите, бидејќи за две завртувања на вратилото се случува само еден работен такт, а за ***n*** вртежи се случуваат ***n/2*** работни тактови. Ако тоа уште се подели со 75 (заради добивање израз во коњски сили), се добива познатиот израз за индицираната силина (моќност):

$$Pi = \frac{p_{im} \cdot V_t \cdot n}{900} \qquad \text{KS}$$

Од реалниот ***p-V*** дијаграм на клипниот мотор СВС (сл.3.5) може да се определи количеството на корисната механичка работа добиена на клип од 1 kg смеса, ако се направи пресметка на сите работи во текот на еден циклус.

Извршената работа при вшмукување на смесата е прикажана со површината 0´-1"-1´-0´. Оваа работа е негативна и мора да се одземе од вратилото на моторот, на сметка на корисната работа на клипот.

Работата на компресијата е ограничена со атмосферската линија, линијата на промената на притисокот и ординатата во надворешната положба, прикажана со површината 1´-2´-0-1´. И оваа работа е негативна и мора да се одземе од вратилото, пак на сметка на корисната работа на клипот.

Во третиот такт се случува единствената ***позитивна работа*** и тоа е работата на експанзијата (ширењето), кога работниот флуид ја ***предава*** својата енергија на клипот , а површината која одговара на оваа работа е ограничена со линијата на атмосферскиот притисок, ординатите на краевите на одот на клипот и линијата на промената на притисокот на експанзијата 0-2´-3-4-4´-1-0.

Последната работа е работата на издувување (исфрлување) и таа е негативна, а прикажана е со површината 4´-5-6-0-1-4´ помеѓу линијата на притисокот на издувувањето, атмосферската линија и ординатите на краевите. Оваа негативна работа, како и досега, мора да се "позајми" од

вратилото на сметка на корисната работа на клипот. Вообичаено е, збирот на работите на всисување и исфрлување да се нарекува "работа на пумпање" или "пумпна работа".

Ако се изврши сумирање на сите наведени работи: позитивната работа на експанзијата (***We***), негативните работи на компресијата (***Wc***) и пумпната работа (вшмукување+исфрлување, т.е. ***Wp***), ќе се добие корисната работа на клипот позната како ***индицирана работа*** (***Wi***), прикажана како разлика на позитивната површина 5-2´-3-4´-5 и негативната површина 6-0´-1"-5-6, или со изразот:

$$W_i = W_e - W_c - W_p$$

Оваа индицирана или индикаторска работа претставува корисна работа на ***клипот*** добиена од еден килограм смеса. Името "***индицирана работа***" е дадено затоа што таа може да биде пресметана со ***снимање*** на промената на притисокот и волуменот во текот на еден циклус, на веќе ***реализирани мотори*** со специјален уред-индикатор. За пресметување нов мотор дијаграмот на промените на притисокот се добива по ***пресметковен*** пат.

3.5.3 Среден ефективен притисок, ефективна силина

Индицираната силина (моќност) се добива на клиповите а не на коленестото вратило, па затоа од неа мораат да се одземат сите загуби што се јавуваат во нејзиниот пренос за да се добие чиста ***ефективна силина Pe***. Оваа силина е помала од индицираната бидејќи од неа се одзема делот на силината за погон на помошните механизми (разводниот механизам, магнетот и генераторот, разните пумпи, компресорот итн.).

Односот на ефективната и индицираната силина се нарекува ***механички степен на корисно дејство***:

$$\eta_m = \frac{P_e}{P_i}$$

Практично е механичкиот степен на корисното дејство да се прикаже како однос на една замислена големина, ***среден ефективен притисок pem***, и средниот индициран притисок ***pim***, па се добива:

$$p_{em} = \eta_m \cdot p_{im}$$

Замисленият среден ефективен притисок е помал од средниот индициран притисок за вредност која одговара на веќе наведените загуби на силината. Поаѓајќи од изразот за индицираната силина, сега лесно се добива конечниот израз за ***ефективната силина на моторот***:

$$P_e = \frac{p_{em} \cdot V_t \cdot n}{900} \qquad \text{KS}$$

Од овој израз се гледа дека ***ефективната силина зависи од три параметри: од средниот ефективен притисок, од вкупниот работен волумен и од бројот на вртежите на коленестото вратило***.

Зголемување на силината може да се постигне со зголемување на наведените параметри. За зголемување на силината на воздухопловните клипни мотори како најпогоден параметар се покажало зголемувањето на средниот

ефективен притисок (зголемувањето на волуменот на еден цилиндар или зголемувањето на бројот на цилиндрите веќе ги достигнало практичните граници, а бројот на вртежите кај авионските мотори е ограничен со особините на елисниот погон, па и тука не може да се очекуваат некои спектакуларни резултати).

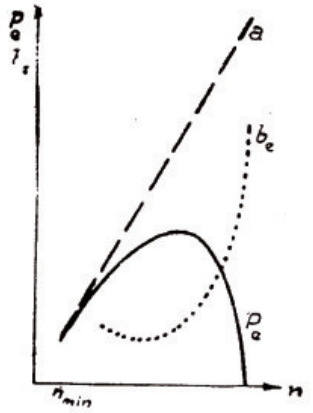
Средниот ефективен притисок е производ од средниот индициран притисок и ***механичкиот степен на корисното дејство***; на него може да се влијае преку овие два параметра.

За жал, механичкиот степен на корисно дејство ги достигнал крајните граници (околу 0,90), па некое негово подобрување тешко може да се очекува.

Зголемување на средниот индициран притисок е можно преку зголемување на ***термодинамичкиот степен на корисност*** на циклусот или преку зголемување на притисокот на полнење на цилиндрите со смеса (со компресор). Иако првиот начин е попривлечен и поповолен, достигнатите вредности се блиску до теоретски можните, па и од него не може да се очекуваат подобрувања.

Вториот начин е остварлив во широки граници, меѓутоа зголемувањето на силината е поврзано со зголемување на потрошувачката на гориво, со намалување на економичноста на експлоатацијата и со зголемено термичко и механичко оптоварување на моторскиот механизам, што директно влијае врз животниот век на моторот.

Наспроти сè што е речено, овој начин денес масовно се применува.



Сл.3.6 Дијаграм на ефективната силина во функција на бројот на вртежите
а-ефективна силина (P_e) за случај средниот ефективен притисок (p_{em}) да има константна вредност; P_e-вистинска промена на силината; b_e-специфична потрошувачка на горивото

Индицираната силина не може да се користи за практични цели, па затоа секогаш се работи со ефективната силина која се јавува во различни варијанти. Една елементарна анализа на изразот за ефективната силина покажува дека таа зависи од количеството на работната смеса во единица време која учествува во работата на моторот (производот $V_i \cdot n$). За зададен мотор ова количество на работна смеса зависи пред сè од бројот на вртежите. Средниот ефективен притисок p_{em} зависи од степенот на полнењето и од ефикасноста на енергетските трансформации, т.е. од степенот на корисноста на моторот. Очигледно, силината на еден мотор зависи, во прв ред, од количеството на смеса преработена во единица време во моторот и од

ефикасноста на претворањето на топлотната енергија на смесата во механичка работа.

Заклучок: зголемена силина, во принцип, може да се добие со зголемување на бројот на циклусите на моторот, од една страна, и со подобрување на енергетските трансформации во моторот, од друга страна. Работниот волумен на моторот е истовремено мерка за големина на моторот, но и за количеството на работната смеса. Така се доаѓа до поимот ***литарска силина,*** т.е. силина по единица волумен:

$$P_{lit} = \frac{P_e}{V_t}$$

Поволно е литарската силина да биде што поголема, т.е. од определен волумен да се добива поголема силина.

Во непосредна врска со литарската силина е и таканаречената ***специфична силина***, т.е. силина по единица тежина на моторот:

$$P_{sp} = \frac{P_e}{G_M} = \frac{P_{lit} \cdot V_t}{G_M}$$

Специфичната силина има голема важност за мотори вградени во возилата, а особено во авионите. Таа покажува колкава силина отпаѓа на секој килограм тежина на моторот. Очигледно е дека треба да се стреми кон поголеми специфични силини.

Забелешка: стандардна и законска единица за силина (моќност) во SI системот е ват (W) и од неа изведената практична единица киловат (kW). Наспроти ова, во автомобилската и, ***особено, во воздухопловната индустрија и практика***, поради многу практични и информативни причини и понатаму се користи "незаконската" единица - коњска силина.

Коњската силина (KS) е стара мерна единица надвор од SI системот. Според DIN, тоа е силина што е потребна масата од 75 kg да се подигне на висина од 1 m за време од 1 s:

1 KS = 75 kp · 1 m / 1 s = 75 kp·m·s^{-1}

Претворањето на едната единица во друга е лесно бидејќи 1 KS приближно одговара на 0,736 kW, или попрецизно:

1 kW (киловат) = 1,359621617 KS (коњска силина)

1 KS (коњска силина) = 0,73549875 kW (киловат)

Силината ***секогаш*** треба да се изразува во ***kW***, а вредноста во KS да се дава во заграда, меѓутоа, во проспектите, литературата и воздухопловната документација силината претежно се наведува во KC, на што учениците треба да се навикнат.

3.5.4 Степени на корисност (термички, механички, волуметриски, вкупен)

Сите енергетски процеси во природата, со кои се врши претворање на еден облик на енергија во друг, се проследени со помали или поголеми енергетски загуби, што зависи од самиот процес, и од машините во кои процесите се случуваат. За жал, во споредба со други процеси, сите топлотни трансформации во природата се карактеризираат со многу големи загуби.

Енергетските трансформации во моторот се сложени и проследени со загуби. Големината на овие загуби зависи од многу фактори кои меѓу себе се поврзани. Најпогодна мерка за ефикасност на енергетските трансформации во моторот се таканаречените степени на корисност.

Ако се направи топлотен биланс на моторот ќе се види дека тој се состои од: топлина еквивалентна на ефективната силина на моторот, топлина која се одведува со разладното средство, топлотна енергија на издувните гасови, топлотни загуби поради нецелосното согорување на смесата и топлотен еквивалент на сите други енергетски загуби во моторот. Одделните членови на енергетскиот биланс се добиваат со пресметка (аналитички) или со директно мерење.

Топлотниот биланс покажува дека само еден мал дел (околу една третина) од внесената топлотна енергија на смесата се користи за добивање механичка работа или силина, а многу поголем дел се губи на разни начини и при различни енергетски трансформации.

Во идеалниот ото-циклус, поради многубројните ***идеализирани процеси***, единствената енергетска загуба настанува со одведување на дел од топлината со согорените гасови. Доколку се внесат и други влијателни фактори, тогаш не станува веќе збор за теоретски степен на корисност на циклусот η_t, туку за ***индикаторски(термички, термодинамички) степен на корисност*** η_i, т.е.:

$$\eta_i = \eta_t \cdot \eta_d$$

Во овој израз отстапувањата од теоретскиот ото-циклус се опфатени со ***квалитативниот степен на корисност*** η_d. Овој степен на корисност покажува во колкава мера реалниот индициран циклус се доближил до идеалниот ото-циклус, т.е. колкав процентуален дел од теоретската работа на идеализираниот циклус е реализиран во вид на индикаторска работа на реалниот циклус.

За совладување на механичките отпори од триење (во лежиштата и во запчениците) и за погон на помошните уреди, од индицираната работа се одзема извесен дел, така што на спојката на вратилото се добива помала механичка работа, позната под името ефективна работа. Односот на ефективната и индицираната работа, претставен преку средниот ефективен и средниот индициран притисок (две фиктивни големини кои можат да се добијат од pv-дијаграмот на реалниот циклус), дава претстава за механичките загуби во моторот и се прикажува преку ***механичкиот степен на корисност*** η_m:

$$\eta_m = \frac{p_{em}}{p_{im}}$$

Најпосле, ***вкупниот степен на корисност*** со кој би се опфатиле сите загуби во моторот може да се прикаже како однос на "ефективната топлинска енергија" и вложената:

$$\eta_e = \frac{AW_e}{q_2} = \frac{AW_i \cdot \eta_m}{q_2} = \frac{AW_t \cdot \eta_d \cdot \eta_m}{q_2} = \eta_t \cdot \eta_d \cdot \eta_m = \eta_i \cdot \eta_m$$

Ефективниот степен на корисност може да се ***подобри*** со подобрување на неговите компоненти: теоретскиот, квалитативниот и механичкиот степен на корисност.

Теоретскиот степен на корисност може да се зголеми со зголемување на степенот на компресијата или, уште поточно, со зголемување на степенот на ширењето.

Квалитативниот степен на корисноста може да се зголеми со сите оние средства со кои се реализира приближување на реалниот (индикаторски) циклус кон идеалниот (теоретски). Тоа се: зголемување на средната брзина на процесот на согорување, намалување на топлотните загуби, подобрување на ширењето, целосно согорување итн.

Механичкиот степен на корисноста се зголемува со намалување на механичките загуби од триење (подобрено подмачкување, подобрена обработка и монтажа на подвижните делови) итн.

Реално гледано, подобрувањето на ефективниот степен на корисноста треба да се бара во подобрување на индикаторскиот степен на корисноста бидејќи методите на современата обработка веќе ги достигнале крајните можни граници.

3.5.5 Специфична потрошувачка на гориво

Специфичната потрошувачка (b_e), прикажана како однос на вкупната потрошувачка на гориво во тек на еден час и развиената ефективна силина, претставува најсигурно мерило за економичноста на работата на моторот:

$$b_e = \frac{G_{bh}}{P_e}$$

На специфичната потрошувачка на гориво влијаат сите фактори од кои зависи и ефективната силина на моторот. Со промената на режимот на работа на моторот многу се менува и специфичната потрошувачка. Затоа моторот се проектира така, тој да работи со најмала потрошувачка на оној режим кој во практиката најмногу се применува (режим на крстосување).

За мотори на патнички, транспортни и некои воени авиони (бомбардери), проблемот на специфичната потрошувачка е важен од гледна точка на долетот на авиионот (акциониот радиус). За други воени авиони специфичната потрошувачка не е толку битна, туку силината, па од тие причини се користи богата смеса, а најмалата специфична потрошувачка се постигнува со сиромашна смеса.

Специфичната потрошувачка е основа за споредување на енергетските случувања во разни мотори, погодна е за примена во практиката и дава верна слика за економичноста на моторот (сл.3.6).

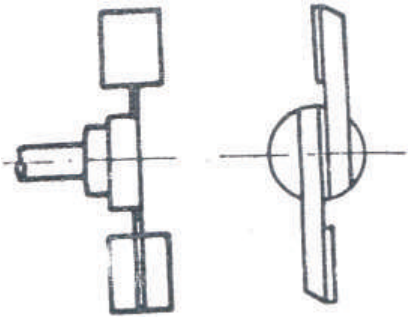
3.6 Постапки за мерење на вртежниот момент, силината и работните карактеристики на моторот

3.6.1 Уреди за мерење на моментот.

За мерење на силината на авионските мотори често се користат елиси со константен чекор, специјално градени за кочење на моторот. За помали мотори се користат таканаречените ветерници, кои на своите краци имаат променливи плочи (сл.3.7) Со дотерување на растојанието на овие плочи од оската на ротацијата, како и на нивната големина, може да се регулира пасивниот сопирачки момент кој треба да се урамнотежи со активниот вртежен момент на моторот на чие вратило е поставена ветерницата. Овој

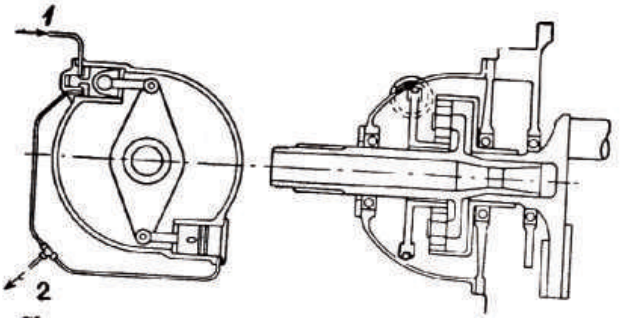
најпрост тип кочница, природно, не дава сосема точни резултати, дури ни ако е калибриран според работните услови.

Електричните кочници се јавуваат во две варијанти. Првата варијанта е всушност генератор на еднонасочна струја, кој добива погон од испитуваниот мотор. Со мерење на јакоста на струјата може да се определи силината на моторот. Втората варијанта е еден вид електродинамометар базиран на магнетниот отпор и на принципот на виорни струи.



Сл.3.7 Кочница во вид на ветерница

Наместо досега опишаните апсорпциони кочници, во примена се наоѓаат и ***трансмисиони динамометри***. Овие динамометри не работат врз принципот на апсорпција на развиената силина, туку врз мерење на вртежниот момент што моторот го предава на елисата.



Сл.3.8 Динамометар за мерење на вртежниот момент на вратило на елисата
1-доведување масло под висок притисок; 2-врска со манометарот; 3-хидрауличен уред со клипови; 4-моторско вратило;5-вратило на елисата; 6-планетарен редуктор; 7-неподвижен запченик на редукторот поврзан со хидрауличните клипови.

Таков динамометар се приклучува на редукторот. Имено, ако на неподвижниот запченик на планетарниот редуктор, по кој се тркалаат сателитите, му се даде можност за завртување за многу мал агол па вртежниот момент на овој запченик се урамнотежи со дејството на хидрауличните клипови, тогаш постои можност да се измери големината на вртежниот момент на моторот. Со овој динамометар може да се мери и силината на моторот во лет, благодарејќи на малата тежина и големата компактност.
Ефективната силина на моторот во овој случај се добива од изразот:

$$P_e = n \cdot p / K$$

n=број на вртежите на моторот; p=притисок на маслото во хидрауличните клипови на динамометарот; K= константа за конкретен тип динамометар.

Контролни прашања

1.Набројгиелементитенапогонскатагрупанавоздухопловот.

2. Објасни го принципот на работа на клипниот мотор. Набројгиобјасни гиосновнитеработнициклусиначетиритактниотмотор.

3.Набројгиосновнитеделовинаклипниотмотор и објасни јанеговатаконструкција.

4.Објасни јаработатанамеханизмотзаразвод на гасовите.

5.Штоестепеннакомпресијата, зошто е важен, со што е ограничена неговатаголемина?

6.Објасни гиповимотинамената на "преклопување на вентилите".

7.Објасни гиповимите: силинанамоторот, индицирана силина, степенинакорисност, среденефективенпритисок. Коисеможноститезазголемувањенасилината?

4. Конструкција на воздухопловните клипни мотори
(The Airplane Engine Design)

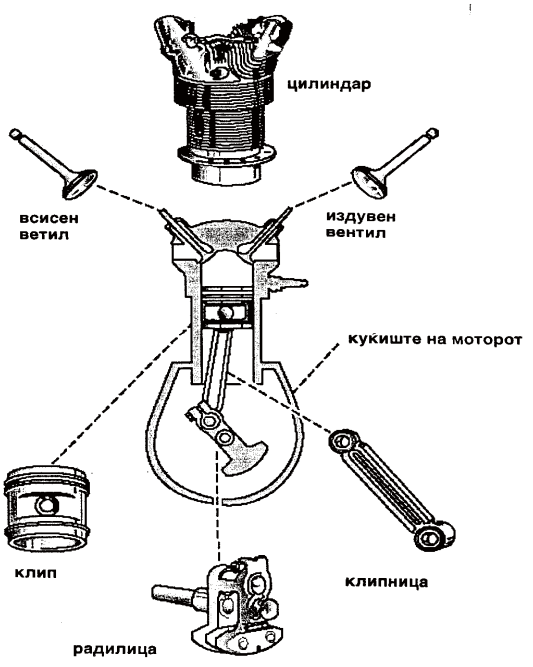
Моторот е обично поставен на челото на авионот, и од пилотската кабина е одвоен со пожарен ѕид (firewall). Во еден дел од лесните авиони, моторот ја задвижува елисата со фиксен чекор (fixed-pitch propeller), чиј број на вртежи се менува со командата за гас. Пософистицираните лесни авиони имаат елиса со променлив чекор управуван од регулатор на константен број вртежи (constant-speed unit т.е CSU).

За погон на авионите може да се користат разни мотори; два основни типа се моторите со внатрешно согорување - клипни и млазните (гасна турбина). Денес, клипните мотори се користат претежно кај лесните авиони. Причини за помалата застапеност на млазните мотори кај лесните авиони се: високата цена, големата осетливост на нечистотии на пистата и отежнатото производство на млазни мотори со мали потисоци (силини). Поради тоа кај лесните авиони сѐ уште доминираат клипните мотори.

4. 1 Основни делови на клипниот мотор СВС

На сл.4.1 се прикажани основните делови на клипен мотор СВС. Иако е неблагодарно да се издвојуваат главните делови (без кој било дел моторот нема да функционира), сепак ќе бидат издвоени следниве 9:

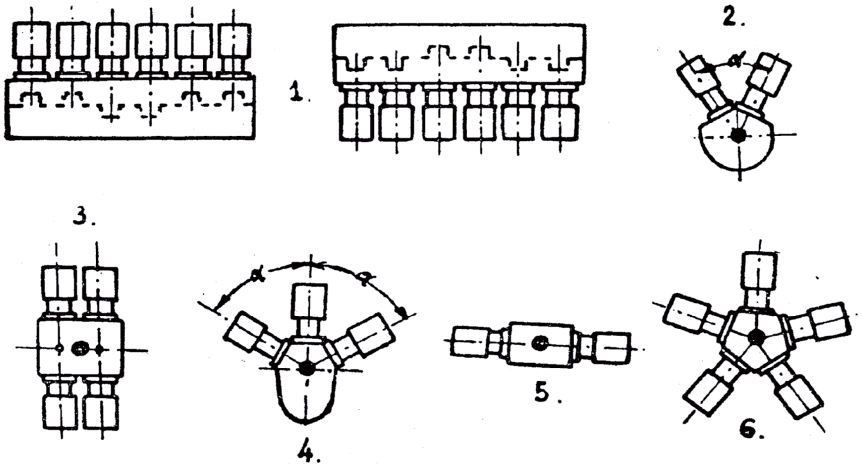
- цилиндри,
- клипови,
- клипници,
- коленесто вратило ("радилица"),
- вентили (вшмукувачки и издувни),
- свеќички,
- механизам за отворање на вентилите,
- лежишта,
- куќиште (картер).



Сл. 4.1 Основни делови на авионски клипен мотор со внатрешно согорување

4.2 Линиски и ѕвездести мотори

Во поглед на распоредот на цилиндрите, клипниот мотор може да биде обликуван на разни начини (сл.4.2), од кои повеќето се погодни за примена во авиони. Постарите типови мотори имаа цилиндри наредени во вид на ѕвезда, радијално околу коленестото вратило (на пример, легендарниот радијален мотор ***Pratt & Whitney*** вграден во универзалниот транспортен авион DC3).



Сл.4.2 Распоред на цилиндрите кај воздухопловните мотори: 1-линиски; 2-V двореден; 3- H четиреден; 4- W трореден; 5- боксер; 6- радијален

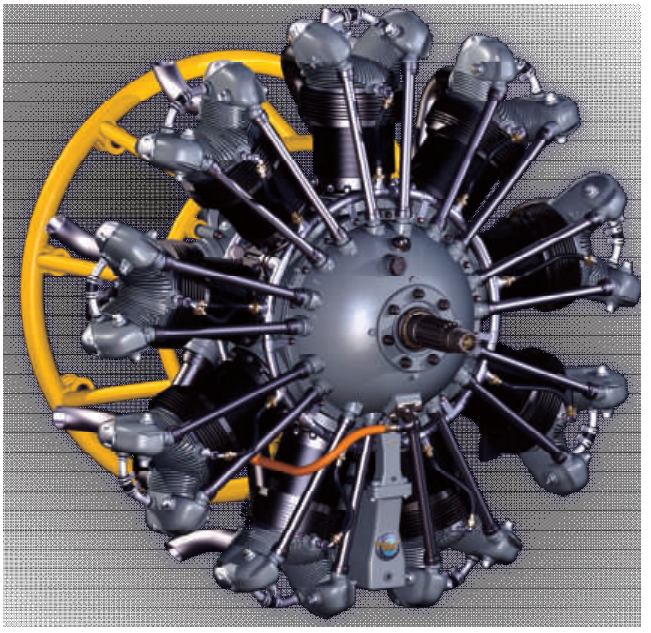
Радијалните (ѕвездести) мотори имаат одличен однос силина/тежина во висок дијапазон на силини, што денес уште се бара за операции како што се работи од воздух во агрокултурата. Поради тоа овие мотори сè уште се доста распространети и се во комерцијална употреба, но не и во лесната авијација.

Извесен број авиони имаат мотор во ***линија*** (in-line engines), каде што цилиндрите имаат ист основен распоред како и кај автомобилите. Одлика на линискиот распоред на цилиндрите е мала челна површина, што е важно за авионскиот мотор, но и зголемена должина на моторот. Најраните авиони имале исправени мотори во линија, со глава на цилиндрите на врвот на моторот и коленесто вратило/пропелерско вратило на дното, на пр. De Havilland Cirrus Moth. Овој распоред, иако природен, создавал барем два вида тешкотии:

- прв проблем со ниското коленесто вратило е што цилиндрите и телото на моторот се многу високо поставени, а тоа ја намалува видливоста на пилотот и му создава пречки на ефективното струење на воздухот;
- втор проблем со ниското коленесто вратило (наедно пропелерско вратило) е што растојанието на пропелерот од земјата (clearence) е опасно мало, па стојниот трап треба да се изведе со долги упорници за главните тркала.

Најлесен пат за решавање на овој проблем е моторот да се сврти наопаку, така што коленестото вратило (т.е. пропелерското вратило) да дојде на врвот на моторот, што е сосема различно од дизајнот на автомобилските мотори, каде што коленестото вратило е секогаш долу. Подигнатото коленесто вратило дава пократок стоен трап, ја зголемува видливоста од кабината и го подобрува ладењето. Многу авиони имаа инвертни (свртени наопаку) мотори

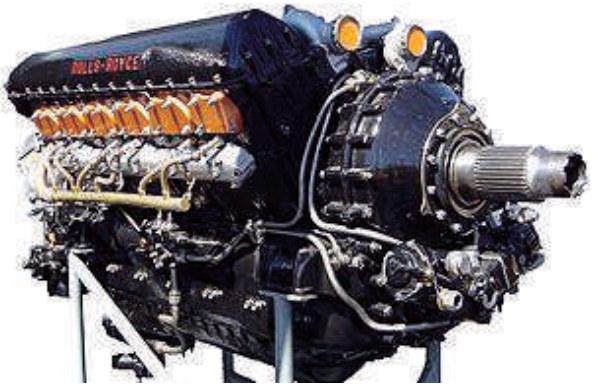
(на пр. Tiger Moth, Chipmunk). Главен проблем кај овие мотори е превртената положба на картерот исполнет со масло.



Сл.4.3 9-цилиндарски мотор во ѕвезда распоред (Pratt & Whitney-Wasp)

Други варијанти за распоредот на цилиндрите, како V, H и W-моторите (буквите го опишуваат распоредот на цилиндрите), беа користени во воените авиони ловци (како на пр. ***Spitfire***), кои бараа високи силини (2000 - 3000 КС) и компактен моторски агрегат (сл.4.3).

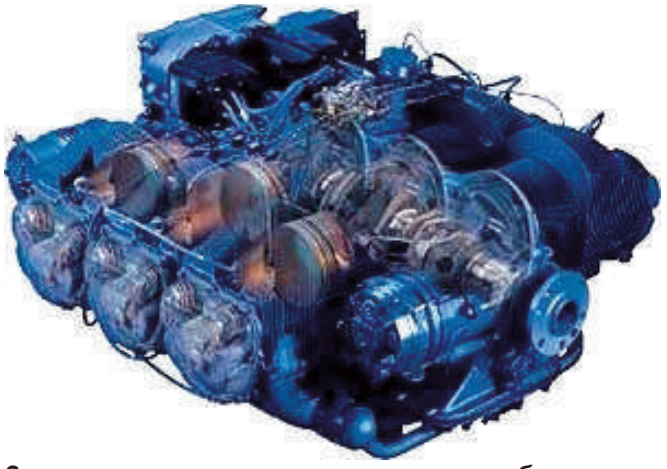
Во поглед на ***видот на ладењето*** клипните мотори со внатрешно согорување се делат на ***воздушно*** ладени и ладени со ***течност***.



Сл.4.4 12- цилиндарски мотор во V распоред (Rolls-Royce Merlin)

Вообичаени мотори кои денес се вградуваат во модерните лесни авиони (small general aviation) се клипните мотори со внатрешно согорување, со 4, 6 или 8 цилиндри во хоризонтален "боксер"- распоред (сл.4.4), со силини до 400 КС, волумени до 9 литри, броеви на вртежите до 2700 о/мин, со однос силина/тежина >1 kW/kg, и со воздушно ладење. Боксер - распоредот, кај кој цилиндрите се поставени наизменично еден наспроти друг од двете страни на

вратилото, има целосно и природно урамнотежување на инерцијалните сили и нивните моменти и скратена должина на моторот. Навистина, челната површина малку е зголемена, но тоа не е некој проблем бидејќи цилиндрите се наоѓаат во слободна струја на воздух и добро се ладат.



Сл.4.5 6-цилиндарски авионски мотор во боксер-распоред

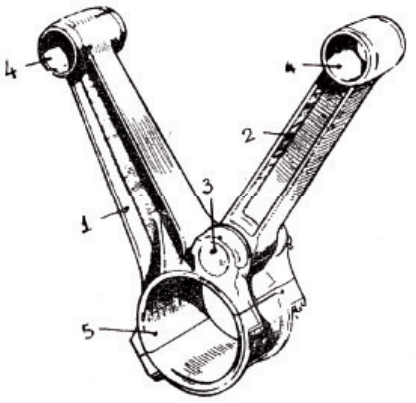
4.3 Опис на конструкцијата на клипен мотор

Цилиндарот (cylinder) е шуплив метален дел, на едниот крај затворен со цилиндарска ***глава***, а на другиот крај поврзан со телото (картерот, куќиштето) на моторот. По должината на цилиндарот се движи транслаторно и наизменично клип, така што со тоа движење, помеѓу челото на клипот и главата на цилиндарот, се формира "комора" со променлив волумен во која се одвиваат сите 4 енергетски циклуси (тактови) на моторот. Дел од овој волумен, што се добива кога клипот е во надворешна крајна положба (НКП, "горна мртва точка"), е комора за согорување (combustion chamber) во која компримираната смеса гориво/воздух се пали и согорува. Кај воздушно ладените мотори цилиндарот по надворешната површина има ребра за ладење. Цилиндарската глава и телото на цилиндарот се спојуваат во целина со завртки, а на местото на спојот се става специјална затинка. Врската на цилиндарот со куќиштето, исто така, се изведува со завртки.

Клипот (piston) има функција да го пренесе дејството на притисокот на согорените гасови на неговото чело врз клипницата, и понатаму врз коленестото вратило. За таа цел клипот се движи наизменично по должината на цилиндарот формирајќи ја, со своето чело и со неговите ѕидови и главата, комората за согорување. Клипот на себе има неколку прстени ("алки", "карики") кои во движење го затинаат процепот меѓу него и ѕидот на цилиндарот, спречувајќи какво било губење на работната материја (смесата, согорените гасови) и поминување на маслото од картерот во комората за согорување. Во текот на работата клипот е изложен на големи механички сили, високи температури, триење и абење. Подмачкувањето на лизгачкиот склоп цилиндар-клип е сериозен конструкторски проблем поради директното дејство на горивото од работната смеса , а потоа и на жешките согорени гасови врз маслениот филм по неговите ѕидови.

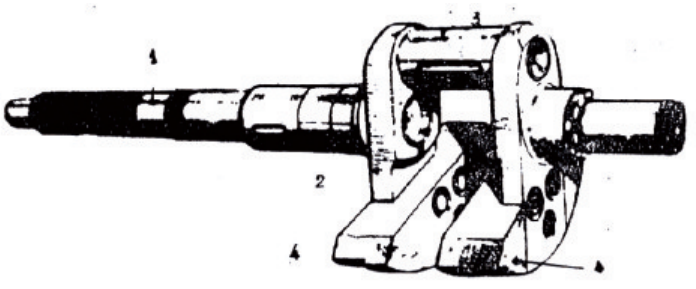
Клипницата (connecting rod) е дел на механизмот за претворање на наизменичното транслаторно движење на клипот во вртливо движење на

коленестото вратило. Со неа се остварува врска помеѓу клипот и коленестото вратило. Основни елементи на клипницата се: малата тупаница (низ која поминува оскичката за врска со клипот, стебло или тело на клипницата и голема тупаница (низ која поминува ракавец на коленестото вратило). Клипницата во работа е изложена на големи динамички сили и се изработува од високолегиран челик или лесна легура а потоа се точи за да се намали концентрацијата на напоните и опасноста од замор на материјалот. Во малата тупаница, која е едноделна, втиснато е лежиштето на клипната оскичка (лизгачко или тркалачко).



Сл.4.6 Главна и споредна клипница на авионски V мотор
1-главна клипница; 2-споредна клипница; 3-оскичка за врска на споредната со главната клипница; 4-мала тупаница; 5-голема тупаница на главната клипница

Коленестото вратило (crankshaft) и клипницата, во заедница со клипот, го трансформираат наизменичното транслаторно движење на клипот во негово ротационо. Со други зборови, коленестото вратило има задача создадената механичка работа на клипот, а пренесена со клипницата на неговиот ракавец, да ја претвори во вртежен момент кој ќе се користи надвор од моторот (елиса). Коленестото вратило е влежиштено во куќиштето на моторот кое ги обединува сите наведени делови во целина. Кај мотор со повеќе цилиндри коленестото вратило ги собира силите од сите цилиндри и ги пренесува на вратилото на елисата во вид на резултантен вртежен момент (силина). Коленестото вратило и клипницата се најоптоварените делови на моторот. При работа се изложени на променливи гасни и инерцијални сили, концентрација на напоните и замор на материјалот. Овие вратила се изработуваат со ковање (но и со леење) од високолегиран хром-никел-челик со додатоци на манган и фосфор. Ракавците на главните и летачките лежишта се брусат и се полираат. Низ вратилото, а особено низ ракавците, се изработуваат аксијални и радијални канали за масло за подмачкување на лежиштата.



Сл.4.7 Коленесто вратило на авионски мотор со една ѕвезда
1-вратило на елисата; 2- рамо на колената; 3-ракавец на главното лежиште; 4- контратегови

Вентилите (valves) се наоѓаат на горниот дел од цилиндарската глава и, со своето отворање и затворање, управуваат со разводот на работната материја (смеса гориво/воздух или согорени гасови). Секој цилиндар на четиритактен авионски мотор СВС има најмалку еден вшмукувачки и еден издувен вентил. Од нивните дијаметри и од одот на отворањето зависи ефикасноста на полнењето на цилиндарот со смеса гориво/воздух и неговото ослободување од согорените гасови. Вентилите се влежиштени во специјални водилки кои служат за прецизно движење горе-долу, за одведување на топлината кон главата и за намалување на триењето и абењето.

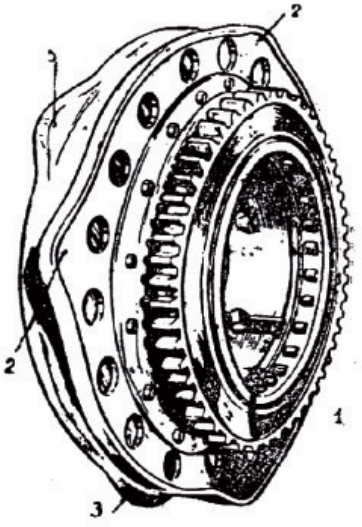
Вшмукувачкиот вентил (inlet valve) овозможува смесата од гориво и воздух да влезе во цилиндарот.

Издувниот вентил (exhaust valve) овозможува согорените гасови, по процесот на согорување, да излезат надвор од цилиндарот. Неговиот дијаметар обично е помал од оној на вшмукувачкиот вентил поради поголема брзина на струење на издувните согорени гасови.

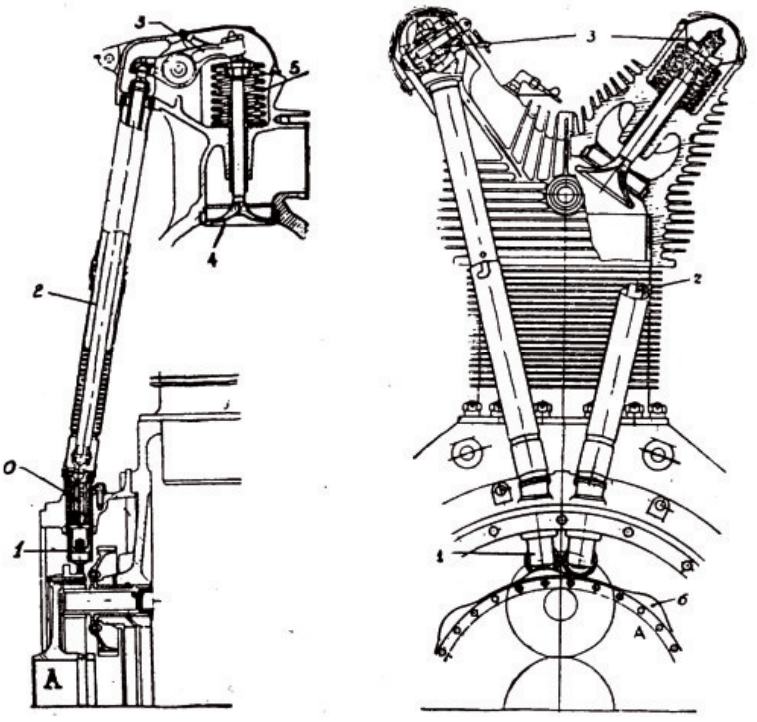
При работа вентилите (особено издувниот кој при работа се усвитува) се тешко термички оптоварени, а нивното ефикасно ладење претставува сложен технички проблем. Главно, сета примена топлина се предава на главата преку водилките.

Механизмот за задвижување на вентилите (valve operating mechanism) управува со разводот на работната материја. Тој управува со моментот на почетокот и времетраењето на влегувањето на свежото полнење (смеса гориво/воздух) во моторот и со моментот и времетраењето на излегувањето на согорените гасови од него. Овој механизам е во директна кинематичка врска со коленестото вратило (од кое добива погон), а се состои од брегесто вратило или браговита плоча (6), погон на брегестото вратило, подигачи (1 и 2), клацкалки(3), пружини (5) и други елементи, во зависност од конкретното конструктивно решение (сл.4.8 и 4.9).

Свеќичките (spark plugs) создаваат искра со која, во комората за согорување, се запалува компримираната смеса гориво/воздух.



Сл.4.8 Браговита плоча за погон на вентилите на ѕвездест мотор
1-погонски запченик со валчесто лежиште; 2- преден венец со брегови за вшмукувачките вентили; 3-заден венец за издувните вентили



Сл.4.9 Вентилски механизам со бреговита плоча

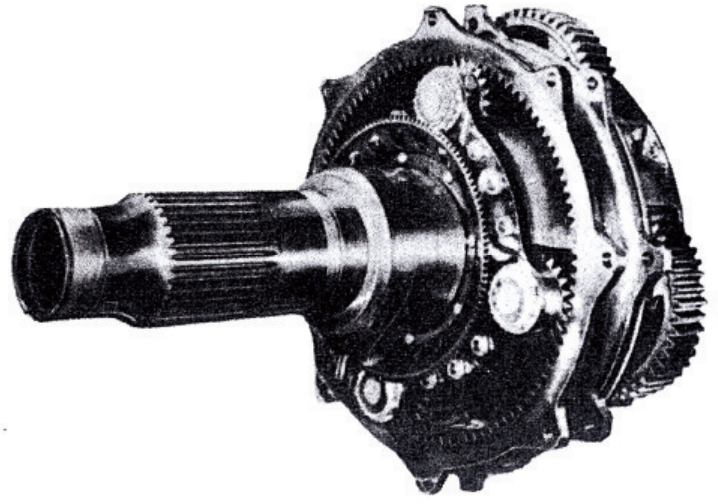
Авионскиот клипен мотор има неколку цилиндри (2, 4, 6 и 8 кај боксер-моторите за лесните авиони, но кај најсилните радијални мотори и до 28, распоредени во 4 ѕвезди) во кои клиповите се движат наизменично нанадвор и навнатре (или нагоре и надолу).

Во секој цилиндар, по согорувањето на смесата гориво/воздух, создадената топлотна енергија предизвикува пораст на притисокот, експанзија на согорените гасови и движење на клипот по должината на цилиндарот. Всушност, се работи за конверзија на хемиската енергија на горивото во топлотна енергија и, конечно, во механичка енергија (силина, вртежен момент).

Клипот е поврзан преку клипницата (connecting rod, conrod) со коленестото вратило (crankshaft, "радилица"), со што се формира кинематички механизам за трансформирање на наизменичното транслаторно движење на клипот во вртливо движење на коленестото вратило. Силината генерирана во моторот, со посредство на коленестото вратило, се пренесува на елисата. Кај лесните авиони таа е директно споена со коленестото вратило, со што се елиминира потребата од постоење на посебно вратило на елисата. Вртењето на елисата создава пропулзија (влечна или потисна сила) потребна за движење на авионот.

Редукторот е механизам со кој бројот на вртежите на моторот се намалува на потребниот број вртежи на елисата. Иако кај воздухопловните клипни мотори работниот број на вртежи не е голем како кај автомобилските, сепак кај моторите со поголеми силини постои потреба од негово намалување. Ова се изведува или со ***обичен запчест пар*** со два цилиндрични запченика на паралелни вратила или со ***планетарен преносник***. Постоењето на редуктор ја зголемува масата на погонската група, но во крајна линија вкупниот резултат е позитивен.

Дали моторот треба да има редуктор или не, зависи од неговиот број на вртежи и од силината. Коефициентот на корисното дејство на елисата е најдобар при број на вртежи 1600 до 1900 min^{-1}. При поголем број вртежи краевите на елисата можат да ја надминат брзината на звукот, што неповолно влијае на нејзиното искористување. Затоа, ако моторот има број на вртежи поголем од 2200 min^{-1}, помеѓу коленестото вратило на моторот и елисата секогаш се вградува редуктор.



Сл.4.10 Планетарен редуктор (без орбиталниот запченик)

Лежиштата се машински потсклопови (или склопови) кои служат како потпори на подвижните делови на моторот (оските и вратилата). Практично, силите што дејствуваат на оските и вратилата, преку нивните ракавци, се предаваат на лежиштата, а понатаму на куќиштето и на носечката структура. Истовремено, со преземањето на силите, лежиштата осигуруваат непречено кружно или осцилаторно движење на ракавците во нив, со што помали загуби од триење. Лежиштата најчесто се неподвижни, па во нив ракавците се вртат или осцилираат.

Во зависност од правецот на дејството на силата, лежиштата се делат на: радијални, аксијални и радиаксијални.

Зависно од начинот на меѓусебното движење на ракавецот и елементот на лежиштето, се разликуваат: лежишта со лизгање и лежишта со тркалање.

Битната разлика меѓу овие две главни групи лежишта е видот на триењето што се јавува во нив - триење при лизгање или триење при тркалање.

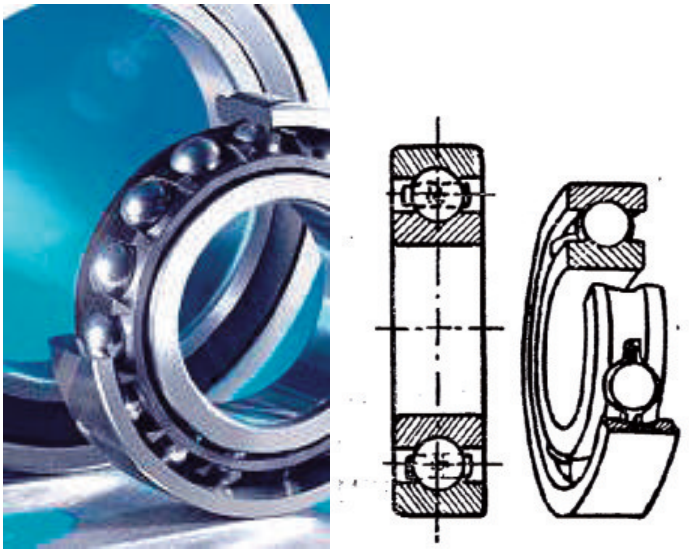
Најмногу оптоварени и најважни се главните лежишта во куќиштето на моторот, кои го носат коленестото вратило. Овие лежишта се неподвижни, додека лежишта во големата тупаница на клипницата се подвижни.

Лизгачките лежишта се широко застапени во моторите со внатрешно согорување: главни и летачки лежишта на коленестото вратило, на брегестото вратило, на оскичката на клипот, на оскички на клацкалките итн.

Во голем број конструкции, кај споменатите делови се применуваат и тркалачки лежишта. Тие се одликуваат со мали отпори и олеснето подмачкување, но потешки се за монтажа и демонтажа, имаат поголеми радијални димензии и во работа создаваат бучава.

Ниедно од наброените лежишта не може да функционира без добро подмачкување. За таа цел на моторот постои систем за подмачкување.

Куќиштето (картер) на моторот служи како скелет, носач или основа за вградување на сите моторски елементи во една целина, а, особено, како основа за цилиндрите и за коленестото вратило. Иако на прв поглед едноставна кутија, куќиштето ги прима и ги пренесува сите неурамнотежени инерцијални сили и моменти на моторскиот механизам, што од него бара голема крутост и механичка јакост на свиткување и усукување. Куќиштето се состои од два дела. Горниот дел ги носи цилиндрите и главните лежишта. Долниот дел има само функција на капак. Во авионските мотори, на предниот крај на куќиштето постои отвор за вратило на елисата, а на задниот крај отвор за приклучок на погонот на помошните агрегати. Од голема важност е доброто затинање на сите овие отвори, како и спојот на двата дела на куќиштето. За проветрување на внатрешноста на куќиштето, на неговиот горен дел се поставува специјален уред - "одушка" за врска со атмосферата.
Кај радијалните мотори во ѕвезда куќиштето е во облик на многуаголник со број страни што одговара на бројот на цилиндрите. На секоја страна обработени се отвори за монтирање цилиндри.



Сл.4.11 Стандардно и најчесто користено радиаксијално лежиште со топчиња

5. Систем за подмачкување и ладење

При релативното движење на одделните моторски елементи со големи брзини во допир, на допирните површини се јавува сложен физичко-хемиски процес - триење. Овој неизбежен процес создава бројни проблеми во моторот.

Зависно од состојбата на тријачките површини и присуството или недостигот на мазиво, се разликува: триење на ***суви површини***, триење на ***полумокри површини*** (полусуво триење) и триење на ***мокри површини***. Првиот вид е апсолутно неприфатлив, вториот може да се толерира во екстремни случаи, кога се менува режимот на работа и при стартување на моторот. Третиот вид е доминантен во една добро конструирана и одржувана машина и во тој случај површините се одделени со слој мазиво, а за определување на отпорот на триењето се меродавни хидродинамичките закони. Триење постои само меѓу честиците на мазивото, а не меѓу нив и металните површини, кои во таа состојба не се абат. Отпорот произлегува само од вискозноста на мазивото и тој е незначителен и многу послаб од отпорот на триењето на суви или полусуви површини. Овде треба да се истакне дека целосно подмачкување не се постигнува со обилен довод на мазиво, туку со рационална конструкција на лизгачкиот склоп, со избор на правилен начин на подмачкувањето, погоден начин и место за доведување на мазивото и со доволна релативна брзина помеѓу деловите во контакт.

5.1 Систем за подмачкување (The Oil System)

5.1.1 Својства на маслото

Видот, особеностите и квалитетот на мазивото играат решавачка улога за постигнување исправна работа и долг век на траење на моторот. Најважни особености што треба да ги поседува маслото се: вискозноста, лепливоста кон металните површини, отпорноста на стареење и др.

1. Вискозноста е внатрешен отпор на еден флуид со кој се спротивставува на меѓусебното поместување на неговите честици и се менува со температурата. Маслото мора да биде доволно ***вискозно*** во целото подрачје на работни температури на моторот - тоа мора да тече слободно, но не смее да биде сосема ретко. Масло со висока вискозност тече полека, а со низок вискозитет полесно. Високите температури ја намалуваат вискозноста на маслото и овозможуваат послободно течење.

Прекумерно високите температури влијаат на подмачкувачките квалитети на маслото и ја влошуваат неговата ефикасност; затоа секогаш "држете го едното око" на термометарот на маслото.

Маслото мора да остане доволно вискозно во широко подрачје на работни температури и притисоци во лежиштата кои се наоѓаат во авионските мотори.

Пилотот или механичарот на авионот може да одлучи да употребува масло со пониска вискозност од нормалната во услови на остра и студена клима. Исто така масло со повисок вискозитет треба да се користи во мотори кога тие работат во области со континуирано жешка клима. Пилотот и техничарот мораат да знаат какво масло користи нивниот мотор, и не смеат да дозволат мешање на масла со разни градации (oil grades).

Постојат две мерни единици за вискозноста: динамичка, што се означува со η и се изразува во [$Pa \cdot s$], и кинематичка вискозност, што се означува со ν и се изразува во [$mm^2/\sec$].

2. Маслото мора да има доволно ***висока точка на палење*** (flash point) за да не испарува прекумерно и лесно да не се пали.

3. Маслото мора да е ***хемиски стабилно*** и да не ја менува својата состојба или карактеристики во екстремните услови што владеат во системот (високи притисоци, високи температури, големи брзини, каталитичко дејство на загреаните метални површини и сл.).
Во непосредна врска со оваа особина е ***отпорноста на стареење***. Притоа, под стареење се подразбира намалување на подмачкувачката способност на маслото поради хемиските промени, меѓу кои најважна е ***оксидацијата***.

4. Маслото мора многу добро да се ***прилепува*** кон металните површини, дури и при високи притисоци и температури. Зголемување на отпорноста на ***абење*** се постигнува со додавање адитиви (EP), со што значително се покачува и ***носивоста*** на маслото.

Замена на маслото. Маслото треба да се менува периодично. Бидејќи низ системот за подмачкување циркулира истото масло, по некој временски период тоа ќе стане нечисто бидејки филтерот не може перфектно да го чисти. За време на работа во услови на високи температури и притисоци, често пати и со каталитичко дејство на металните површини, во маслото се случуваат хемиски промени, како: оксидација и полимеризација, контаминација со некои од нуспродуктите на согорувањето на горивото во моторот, и апсорпција на водата што се кондензира во моторот кога тој се лади откако ќе се "згасне" (shut down).
Оттука произлегува дека маслото мора да се менува во правилни интервали, токму како што е наведено во распоредот за одржување (Maintenance Schedule).
При замена на маслото секогаш треба да се користи ***препорачаниот*** вид и вискозност. Никогаш не се мешаат разни видови масла. Секогаш се користи препорачаното масло според POH (Pilot's Operating Handbook) на авионот. Посебно се укажува на опасноста од свесна или несвесна употреба на турбинско масло (jet oil) во клипните мотори.

5.1.2 Улога и функција на системот за подмачкување

Системот за подмачкување на моторот извршува неколку многу важни функции, како што се:

- подмачкување на лизгачките површини на клиповите и внатрешните површини на цилиндрите, како и на виталните подвижни делови на моторот (лежиштата на коленестото вратило, клипниците и брегестото вратило, водилките на вентилите и запчениците) со цел намалување на триењето;
- внатрешно ладење на деловите на моторот (цилиндрите, клиповите, лежиштата);
- обезбедување на затинањето помеѓу sидовите на цилиндарот и клипот;

- отстранување разни нечистотии (честици од саѓи од изгорено масло, хемиски декомпонирано масло, метални честици од абењето на фрикционите површини) од моторот.

Во клипните мотори со внатрешно согорување постојат следниве групи елементи за кои е потребно подмачкување:

1. ***лежишта***: лизгачки (на вратилото, на клипницата, на брегестото вратило, на оскичката на клипот) и тркалачки (погон на помошните агрегати). Доминантен облик на релативното движење е ротацијата;
2. ***водилки***: лизгачки површини на цилиндрите, водилки на вентилите, водилки на разводните механизми итн.
   Доминантен облик на движењето е наизменичното праволиниско;
3. ***запченици***: на компресорот, редукторот, погонот на разни уреди. Доминира сложеното движење на површините во контакт-тркалање и транслација.

Разликата во обликот на движењето се ***дополнително усложнува*** со разлики во притисоци, температури и брзини на движење.

Наведените задачи, системот за подмачкување ги извршува во извонредно тешки услови за работа (високи притисоци, високи температури, големи брзини). Ефикасно подмачкување се обезбедува најнапред со примена на висококвалитетно масло, а потоа со добра конструкција и работа на целиот систем кој треба да му овозможи на маслото пристап до секое место и негово враќање назад, заради пречистување и ладење пред повторната употреба.

Кај клипните мотори СВС на авионите се користи систем за подмачкување во ***затворен кружен циклус***. Кај овој начин на подмачкување, маслото непрекинато циркулира низ моторот, извршувајќи ги веќе споменатите задачи, по што се подложува на пречистување и ладење, за пак да се врати во моторот и да го повторува циклусот. Според тоа, во кружното подмачкување учествува исто количество на масло. Но, бидејќи маслото со време се троши (поради умереното согорување во цилиндрите, поради испарување или течење низ некоја неисправна затинка), по одредено време на работа на моторот резервоарот за масло мора да се дополни со ново количество.

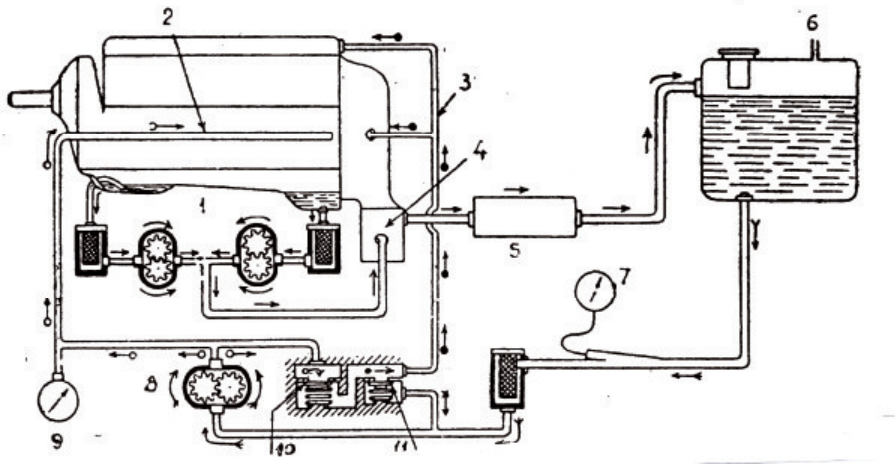
Нормалниот кружен тек на маслото е следен (сл.5.1): маслото кое го извршило подмачкувањето на моторските делови се слева во најнискиот дел на моторскиот картер (oil sump, сливник, црпец), а оттука една повратна пумпа го црпе и го спроведува низ најмалку два филтера за во нив да се задржат нечистотиите што тоа ги носи со себе (ситни парчиња метал од абењето или саѓи од согореното масло); потоа се испраќа во ладилник за да се излади и вака, повторно оспособено за својата функција, со иста температура како и порано, една потисна пумпа го праќа назад во моторот.

Авионските клипни мотори СВС користат систем за подмачкување со "мокар" или "сув картер" (wet-sump или dry-sump system). Кај системот со сув картер (dry-sump system) маслото не се задржува во долната половина на картерот на моторот, туку една црпна пумпа веднаш го извлекува и го испраќа во посебен резервоар. Со други зборови, маслото се чува во одделен резервоар, и циркулира низ моторот со помош на пумпа. Во системот со мокар картер (wet-sump system), маслото се задржува на дното на картерот од моторот (кој е негов интегрален дел) и тој има улога на резервоар, па посебен резервоар

не е потребен. Истовремено, овде се врши извесно ладење на маслото, благодарејќи на неговата голема допирна површина со ѕидовите, кои однадвор може да имаат и ребра заради интензивирање на ладењето со надворешниот воздух. Во овој случај непотребен е посебен ладилник. Сепак, ова е можно само кај мотори со помали силини и со помало термичко оптоварување.
Причина за сестраната примена на сувиот картер кај авионските мотори е, покрај другото, што количеството на масло што кружи во системот е најчесто многу големо за да може со својот најголем дел да се смести во малиот сливник, заради независноста на работата на системот од положбата на авионот (летање на грб, дејство на инерцијални сили), а некогаш и поради распоредот на цилиндрите ("висечки цилиндри").

Главна компонента на системот со мокар картер е масленaта пумпа, која го црпе маслото од картерот и го испраќа по моторот. Откако маслото ќе помине низ моторот, тоа се враќа во картерот. Кај некои мотори, дополнително подмачкување се обезбедува со центрифугална сила на ротирачкото коленесто вратило која го расфрлува маслото по деловите на моторот (клипот, цилиндарот).

Масленaта пумпа го одржува притисокот и во системот со сув картер, но складот за масло е **издвоен резервоар**, лоциран надвор од моторот (сл.5.1 позиција 6). Откако маслото е испратено низ моторот, тоа се пумпа од разни локации назад во маслениот резервоар со црпна пумпа (scavenge pump). Системот со сув картер овозможува **поголемо** количество масло да циркулира низ моторот, што го прави посоодветен за клипните мотори СВС со големи силини.

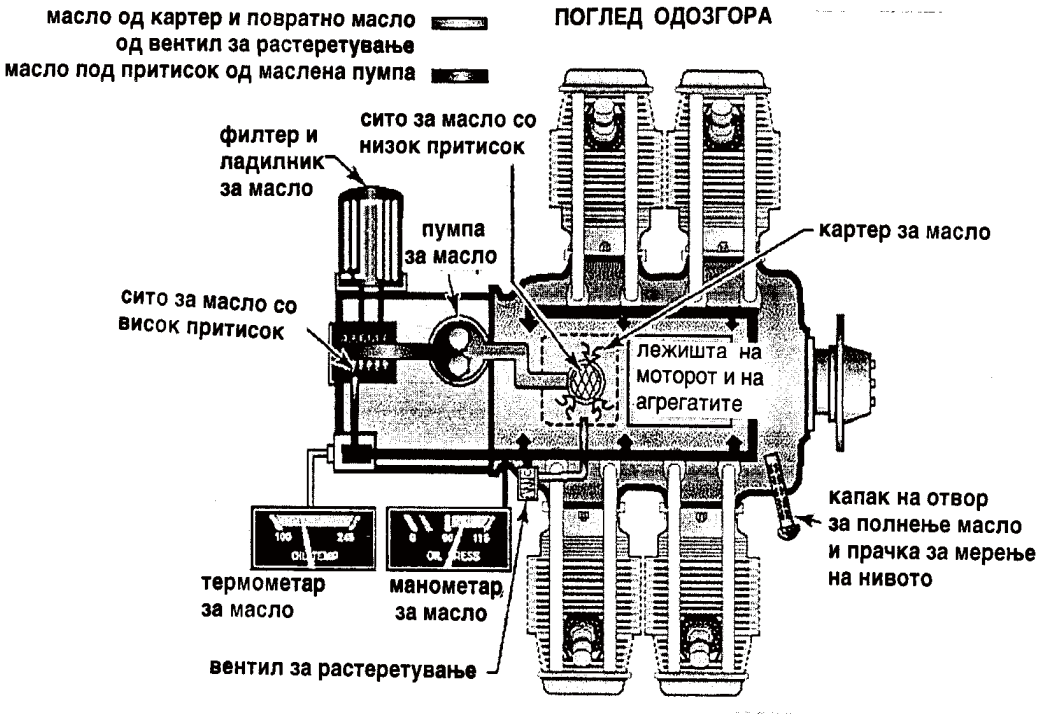


Сл.5.1 Шема на кружно подмачкување на авионски мотор со сув картер:

1- повратна пумпа; 2-магистрала на маслото;3-масло под низок притисок за помошни уреди; 4-масло за греење на карбураторот; 5-ладилник за маслото; 6-одушка на резервоарот; 7-термометар за влезното масло; 8-потисна пумпа; 9-манометар за притисок на маслото; 10-преливен вентил за висок притисок; 11-преливен вентил за низок притисок

Манометарот за притисок на маслото (oil pressure gauge) обезбедува непосредна индикација на функционирањето на системот за подмачкување. Манометарот го мери притисокот на маслото во моторот и обично е калибриран во фунти по квадратен инч (psi). Со зелена боја е обележено нормалното оперативно подрачје, додека црвената го покажува минималниот и максималниот притисок. Обично има и индикација на притисокот на маслото

за време на старт на моторот. За разни можни ограничувања кај конкретен мотор консултирај го неговиот AFM/POH.



Сл.5.2 Типичен систем за подмачкување на боксер мотор со мокар картер (wet-sump oil system)

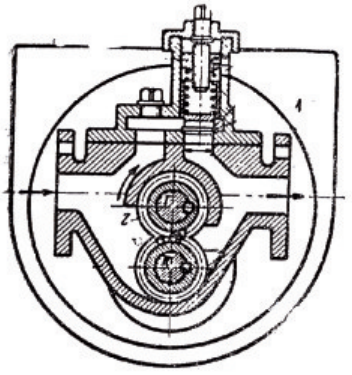
Температурата на маслото (посредно и на моторот) се мери со термометар (Oil Temperature Gauge). Зелената површина го покажува нормалното оперативно подрачје, а црвената линија ја покажува максималната дозволена температура. За разлика од притисокот, промените на температурата на маслото се случуваат многу побавно. Тоа е особено забележливо по стартување на студен мотор, кога какво било зголемување на температурата на маслото ќе се покаже дури по неколку минути или и подолго.

За време на лет треба често да се контролира температурата на маслото, особено кога се лета во средина со висока или со ниска температура. Високите индицирани температури може да значат затнат маслен вод (магистрала), низок квалитет на маслото, блокиран ладилник за масло или неисправен термометар. Ниските индицирани температури може да значат несоодветна вискозност на маслото за време на работа по студено време.

До капакот на отворот за полнење масло (oil filler cap) и до прачката за мерење количеството на масло (dipstick) обично се пристапува низ отвор во моторскиот капотаж. Ако при контрола затекнатото количество на масло не одговара на нивото препорачано од производителот, мора да се додаде масло. AFM, POH или плочка со натпис близу до отворот обезбедуваат релевантни информации за типот на маслото и вискозноста, како и за минимумот и максимумот на количеството масло.

5.1.3 Компоненти на системот за подмачкување

Пумпи. Во системот за подмачкување најширока примена имаат запчестите пумпи, поради низа добри особини, како: ниска цена, едноставна конструкција, издржливост, неосетливост на промена на вискозноста на маслото, неосетливост на нечистотии, поволен степен на корисност. Во инсталацијата за подмачкување (сл.5.1) се вградуваат неколку пумпи, и тоа две во повратниот вод и една во потисниот. На тој начин сливникот секогаш се одржува сув, а на моторот му се доведува доволно количество масло преку потисната пумпа (поз.8 на сл.5.1). Погонот на маслените пумпи се добива од коленестото вратило на моторот преку соодветна трансмисија. Во примена се среќаваат и пумпи со ротирачки крилца и со ексцентрично дејство. И првата и втората пумпа се оние опишани во делот за хидрауличниот систем на авионот. Пумпата секогаш поседува и вентил за сигурност.



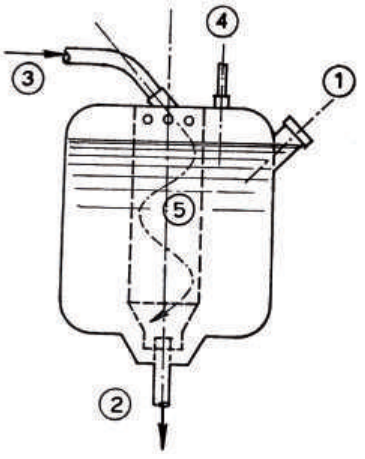
Сл.5.3 Запчеста пумпа за масло:1-вентил за натпритисок; 2-запченици за масло

Пречистувачи (филтери). Маслото што се тура во системот за подмачкување мора да биде беспрекорно чисто. Меѓутоа, во текот на работата тоа се контаминира со фини честици од продуктите на согорувањето, со декомпонирано (од високите температури) и карбонизирано масло, со ситни метални честици од лежиштата итн. Овие нечистотии, доколку циркулираат низ системот за подмачкување, можат да предизвикаат зачепување на финитe водови за масло или оштетување на лизгачките површини на лежиштата и цилиндарот. Затоа, во системот за подмачкување на авионските мотори, заради зголемување на сигурноста, се вградуваат два пречистувача: еден на влезот во повратната пумпа и, втор, на влезот во потисната. На тој начин, и пумпите и моторот се заштитени од можните оштетувања.

Вентили. За елиминирање на многу ситните честици од карбонизираното масло се применуваат филтери со извонредно густа мрежичка (сито). Во случај да дојде до зачепување на ситото, на телото на филтерот е поставен преливен вентил и заобиколен вод (бај пас) за маслото, па тоа и понатаму продолжува да циркулира низ моторот. Некои филтери користат принцип на дејство на центрифугална сила, магнетно дејство итн. Битно е да се забележи дека пофините филтри навистина поефикасно го филтрираат маслото, но и создаваат големи отпори на неговото струење, па е потребна поголема силина за погон на маслената пумпа.

Воопшто, преливните вентили се специјалност на системот за подмачкување и тие се поставуваат секаде каде што може да дојде до зачепување на некој вод или елемент и до прекин на циркулацијата на маслото. На сл.5.1, позицијата 10 е преливен вентил за висок притисок, а 11 за низок притисок.

Резервоари за масло. Кај моторите кои имаат мокар картер (wet-sump system) нема потреба од посебен резервоар. Маслото се задржува на дното на картерот од моторот (кој е негов интегрален дел), па тој има улога на резервоар. Благодарејќи на големата допирна површина на маслото со ѕидовите на картерот, кој однадвор може да има и ребра заради интензивирање на ладењето со надворешниот воздух, овде се врши и извесно ладење на маслото. Во овој случај непотребен е посебен ладилник. Сепак, ова решение може да задоволи само кај мотори со помали силини и со помало термичко оптоварување.
Кај поголемите мотори и кај воените авиони, поради потребата од поголемо количество на масло во системот (поголемо од она што нормален картер би можел да го прифати) и поради бројни експлоатациони причини (летање на грб, изведување фигури и еволуции во воздухот), мокриот картер никако не задоволува, па се применува посебен резервоар за маслото и ладилник (сл.5.1 позиција 6, и 5.4).



Сл.5.4 "Циклонски" резервоар за масло
1- грло за сипење масло; 2- одвод кон моторот; 3- влезен повратен од; 4-вентилација-врска со атмосферата; 5- циклонски цилиндар

Кај моторите со поголеми силини и поинтензивна циркулација на маслото се применуваат посложени резервоари за масло. На сл. 5.4 е прикажан еден таков. Главна карактеристика на овој тип е постоење циклонски цилиндар низ кој повратното масло струи хеликоидално и, непосредно пред одводот во моторот, се меша со главната маса на маслото. На овој начин се намалува создавањето пена, се постигнува порамномерна температура и поправилно мешање на повратното масло со главната маса на маслото во резервоарот.

Обично, картерот се обликува така што на еден негов крај постои сливник, најниско место каде што се собира целото масло, и овде се наоѓа и маслената пумпа.

Маслени водови. Сите елементи на системот за подмачкување меѓусебе се поврзани со ***цевководи*** за масло (магистрала на маслото) кои се така димензионирани што овозможуваат лесна циркулација на студеното масло (при стартување на ладен мотор) и не се подложни на лесно затнување. Од друга страна, се инсистира на помали брзини на струење на маслото (2 до 3 m/s), што, исто така, бара поголеми дијаметри на цевките. Кај поголемите мотори водовите за масло во лежиштата имаат пречници од 8 до 12 mm.

Доводот на масло во лизгачките лежишта на коленестото вратило (главните и летачките) се изведува со ***мрежа на канали*** издупчени низ ракавците на вратилото

Ладилник за масло. Во работа, маслото не само што подмачкува туку и лади, па со самото тоа интензивно се загрева. Веќе е речено дека кај помалите мотори маслото доволно се лади веќе во картерот. Кај далеку најголемиот број авионски мотори мора да се примени посебен ладилник за масло кој се лади со воздух, а во одделни случаи со течност или со гориво.

Ваков ладилник се поставува помеѓу потисната пумпа за масло и моторот. На ладилникот постои посебен термостатски преливен вентил кој кога моторот е ладен (се разбира и маслото) се отвора и го пропушта ладното масло околу ладилникот а не низ ладилникот. На тој начин се постигнува побрзо загревање на маслото до неговата работна температура. Штом маслото ќе се загрее на потребната температура, преливниот термостатски вентил се затвора и го принудува да струи низ ладилникот.

Инструменти за контрола. Контрола на работата на системот за подмачкување вршат термометри и манометри во пилотската кабина. Вообичаената температура на маслото на излезот од моторот е 80 ^{0}C, а минималните притисоци, во зависност од моторот, 1,5 до 5,0 bar.

Затинки. За исправна работа на моторот од битно значење се затинките. Најчесто тие се гумени или од пласт-маси. Посебен вид затинки за деловите што ротираат се таканаречените ***сименринзи*** во облик на прстен од метал во кој е залиена специјално обликувана прстенеста затинка. Добар контакт помеѓу работ на гумениот прстен и вратилото се обезбедува со прстенеста спирална пружинка по целата периферија на гумениот прстен. Во случај на истрошеност на оваа затинка и пропуштање на масло, таа задолжително треба да се замени со нова. Никакво скратување на спиралната пружинка не доаѓа предвид. Маслото и материјалот на затинките треба да си одговараат меѓусебно за маслото да не ги уништува.

5.2 Неисправности на системот за подмачкување

Неисправното подмачкување може да биде резултат на дејството на многу фактори, а неговите последици се многу тешки и опасни за моторот. Ова бара непрекината и многу внимателна контрола на работата на системот со помош на манометар и термометар за масло. Намалување на притисокот на маслото под минималната вредност обично е предизвикано: со прскање на маслените водови, олабавување или прекинување на споевите, зголемен зјај во лежиштата, недоволно напојување на црпната пумпа (поради ниското ниво на маслото во сливникот пумпата влече воздух) или, пак, затнување на филтерот на повратната пумпа.

Доколку термометарот покажува температури поголеми од пропишаните, тоа е знак на недоволно ладење на моторот, недоволно количество на масло кое циркулира, затнат филтер на повратната пумпа или неисправности на лежиштата и фрикционите површини кои предизвикуваат прегревање на подвижните делови.

Тип на маслото. Основен услов за добро подмачкување е добар квалитет на маслото. Во таа смисла, вискозноста на маслото е најважен фактор за

ефикасно подмачкување. Некоректен тип масло сигурно ќе предизвика лошо подмачкување, лошо ладење и оштетување на моторот. Температурата на маслото и притисокот ќе бидат ненормални.

Количество на маслото. Нивото на маслото мора да се контролира пред летот, бидејќи тоа постепено се намалува поради: делумното согорување со смесата гориво/воздух во цилиндрите, испарувањето низ одушката на картерот (oil breather) и течењето низ разлабавените споеви, напрснатите цевки или оштетените затинки.
Количеството на масло во моторот се мери со **прачка за мерење** (oil dip-stick) која е калибрирана така што покажува максимално и минимално количество на масло. Ако маслото е под минимум, ќе забележите дека маслото е прегреано и/или притисокот е многу мал или варира. Ако количеството на маслото е преголемо, вишокот масло може да навлегува низ различни делови на моторот, како на пример низ предната затинка на коленестото вратило.

Низок притисок на маслото. Главна компонента на системот со мокар картер е масленатa пумпа, која го црпе маслото од картерот и го испраќа по моторот. Откако ќе помине низ моторот, тоа се враќа во картерот. Кај некои мотори, дополнително подмачкување се обезбедува со центрифугалната сила на ротирачкото коленесто вратило која го расфрла маслото по деловите на моторот (клипот, цилиндарот). Масленатa пумпа, исто така, го одржува притисокот и во системот со сув картер, но изворот на масло е издвоен резервоар, лоциран надвор од моторот. Откако маслото е испратено низ моторот, тоа се пумпа од разни локации во моторот назад во маслениот резервоар со црпна пумпа (scavenge pump). Системот со сув картер овозможува поголемо количество масло да циркулира низ моторот, што го прави посоодветен за многу големи клипни мотори СВС.
На нормална силина, нискиот притисок на маслото може да укажува на отсуство на масло и можно откажување на моторот што непосредно претстои. Нискиот притисок може да значи: отсуство на масло во системот како резултат на некој дефект во него, недоволно масло,течење од резервоарот за масло или од водовите, откажување на пумпата за масло, оштететување на лежишта во моторот, во отворена положба заглавување на преливниот вентил за притисок на маслото (oil pressure relief valve-PRV).
При стартување на моторот, манометарот за масло треба да покажува повисок притисок на маслото од вообичаениот, во временски интервал од приближно 30 секунди.

Висока температура на маслото. Доколку низ моторот циркулира многу мало количество на масло,тоа ќе биде индицирано со негова висока температура, т.е. температурата на маслото што е во пораст укажува на намалување на количеството на масло. Продолжената работа со зголемени температури на цилиндрите, исто така, дава индикација за висока температура на маслото. Тоа е мошне веројатно да се случи во ситуации на летање со голема силина и мала брзина (при качување), особено кога температурите на околината се високи.

Неисправен манометар на маслото. Како и секој друг инструмент, манометарот за масло или сензорите за притисок може да се расипат и да дадат неточни податоци. Нискиот притисок на маслото како погрешно индицирање, а не вистински низок притисок, може да се препознае доколку

температурата на маслото останува нормална и по подолг период на работа. Во спротивно, слетувајте што е можно побрзо и испитајте го дефектот.

Висок притисок на маслото. Притисниот прелевен вентил (pressure relief valve) во системот обезбедува маслото да не се изложува на неприфатливо високи притисоци. Високиот притисок на маслото може да предизвика некои делови од системот да се расипат, правејќи го целиот маслен систем неисправен (неоперативен).

Низок или колеблив притисок на маслото. Ако се случи покажување на низок или колеблив притисок на маслото, а тоа е придружено и со пораст на неговата температура за време на лет - играјте на сигурна карта и слетувајте што е можно побрзо, зашто тоа може да укажува на сериозен проблем во системот за подмачкување.

Постепено губење на маслото. Ако еден мотор полека губи масло, тогаш температурата на маслото постепено се зголемува бидејќи намаленото количество треба да ја извршува истата работа - ладење и подмачкување на моторот. Во таква ситуација притисокот на маслото веројатно ќе се одржува, но температурата ќе се качува, сè додека количеството на масло не го достигне критичното ниво, кога ќе се случи и нагло паѓање на неговиот притисок.

Секогаш имајте на ум: работата без масло доведува до зарибување на моторот и до моментално губење на силината.

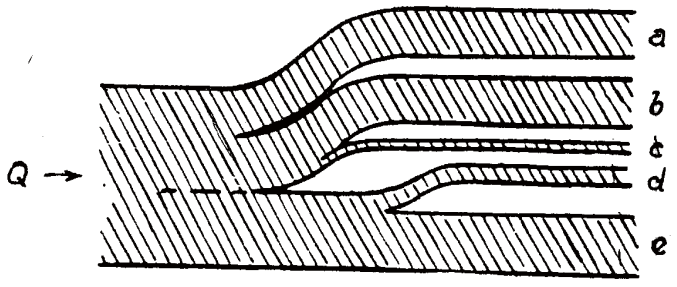
5.3 Систем за ладење (The Cooling System)

Клипниот мотор СВС, при согорување на смесата гориво/воздух, ја трансформира хемиската енергија на горивото во топлина, притисок и понатаму во механичка енергија за ротација на елисата. Овој процес на трансформација во механичка енергија ни оддалеку не е совршен. Загубите на енергија во вид на топлина, триење и бучава може да изнесуваат повеќе од половина од енергијата на согореното гориво.

Горивото што согорува во цилиндрите создава интензивна топлина, од која најголемиот дел (и до 45% од вложената топлинска енергија) се отстранува низ издувниот систем. Друга група загуби претставува топлината што се предава на средството за ладење и изнесува околу 20% (па дури и до 35%). Оваа топлина има значење за механичката издржливост на склопот на цилиндрите преку кои се пренесува, бидејќи ги оптоварува термички.

Прекумерно високите температури на моторот мора да се избегнуваат зашто тие:

- ја намалуваат силината на моторот;
- ја зголемуваат потрошувачката на гориво;
- негативно влијаат на согорувањето на смесата гориво/воздух;
- ја намалуваат ефикасноста на системот за подмачкување;
- може да предизвикаат детонација и самопалење;
- ја загрозуваат механичката јакост на моторските делови (клипот, цилиндарот, вентилите) и го скратуваат векот на моторот.



Сл.3.10 Топлотен биланс на енергијата во 4-тактен, клипен Oto-мотор: Q - топлотна енергија на горивото 100%; a - топлина предадена на разладното средство 20%; b - во издувните гасови 45%; c - на зрачење 3%; d - механичко триење и погон на помошни уреди 7%; e - ефективна силина 25%

Загреаниот мотор ја предава топлината на околината преку своите внатрешни и надворешни површини. Внатрешните површини, како што ќе видиме подоцна, се ладат со посредство на системот за подмачкување. Надворешните површини се ладат со дејството на системот за ладење.

Кај поголемиот број авиони се применува **воздушно ладење**. Ова ладење се изведува со струење на надворешниот воздух од отворите на челото на моторскиот капотаж низ моторскиот простор. Надворешниот воздух влегува во моторскиот простор низ влезен отвор зад главината на елисата, и со систем на специјални насочувачи (дефлектори) се насочува кон најжешките делови на моторот, главата и цилиндрите, кои имаат ребра за ладење, со што се зголемува површината изложена на воздушната струја. Притоа, воздухот ја апсорбира нивната топлина.

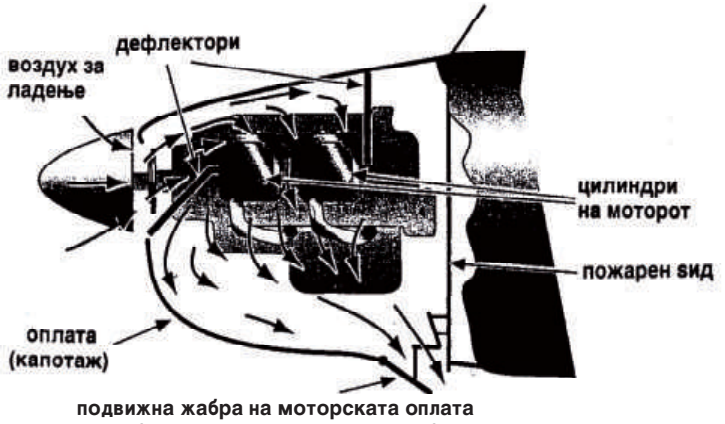
Исфрлањето на загреаниот (врелиот) воздух се изведува низ еден или повеќе отвори на долниот заден дел на моторскиот капотаж (оплата).

Ребрата се излеани во вид на кружни прстени околу цилиндрите, со определен чекор, и на висина што одговара на положбата на челото на клипот кога е тој во ВКП.

Грубо речено, на телото на цилиндарот отпаѓа приближно 1/3 од севкупната топлина што цилиндарот треба да ја одведе и предаде на воздухот, додека главниот дел од околу 2/3 на севкупната топлина се одведува низ главата на цилиндарот. Тоа ја прави топлотно најоптоварен дел и таа е всушност главниот проблем при ладењето. Работите да бидат уште потешки прави и обликот на главата и многу малото расположливо место на неа за сместување на ребрата. На главата се наоѓаат и изразито жешки елементи, како свеќичките за палење и вентилите, посебно издувниот вентил. Насочувањето на воздушната струја со систем на ребра и дефлектори е одговорен процес за интегритетот на моторот и за неговото правилно функционирање.
Дефлекторите се изработуваат од лим, а нивниот облик се приспособува на обликот на главата и распоредот на цилиндрите.

Работата на моторот на повисоки температури од дозволените може да предизвика губење на силината, прекумерна потрошувачка на масло и детонација. Таа, исто така, може да предизвика и сериозни трајни механички оштетувања, како зарибување на ѕидовите на цилиндарот, оштетување на клиповите и клипните прстени (карики, алки), и искривување и горење на вентилите. Надгледувањето на моторските кабински термометри помага да се

избегне појавата на работа со високи оперативни температури. Под нормални оперативни услови, кај авион кој не е опремен со разладни жабри, температурата на моторот може да се контролира со промена на брзината или со развиената силина. Високите моторски температури може да се намалат со зголемување на брзината и/или со редуцирање на силината.



Сл.3.11 Систем за воздушно ладење кај лесните авиони

Термометарот за масло (the oil temperature gauge) дава индиректна и задоцнета индикација за порастот на температурата на моторот, но може да се користи за таа цел ако е единствено достапно средство.

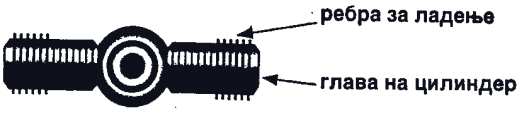
Многу авиони се опремени со термометар на главата на цилиндарот (cylinder-head temperature gauge). Инструментот покажува директна и непосредна промена на температурата на цилиндарот. Тој е калибриран во Целзиусови или Фаренхајтови степени, и обично е кодиран во боја со зелен лак кој покажува нормално оперативно подрачје. Црвената линија во инструментот ја покажува максималната дозволена температура на главата на цилиндарот.

За избегнување на прекумерни температури на главата на цилиндарот, треба да се зголеми брзината, да се збогати смесата, и/или да се редуцира силината. Која било од наведените процедури помага за намалување на температурата на моторот.

Кај авиони опремени со подвижни жабри за ладење, за контрола на температурата треба да се користи нивното позиционирање. Разладните жабри се прицврстени со помош на шарнири, и со нивното отворање се регулира протокот на загреаниот воздух надвор од моторскиот простор. Ако температура на моторот е ниска, разладните шкрги треба да бидат затворени; со тоа се намалува проток на воздухот за ладење, и се зголемува температурата на моторот. Ако температурата на моторот е висока, жабрите треба да се отворени за да се овозможи поголем проток на воздух низ системот, со што се намалува моторската температура.

Воздушната струја што поминува околу цилиндрите во еден момент може да се оттргне од контрола и да стане турбулентна, хаотична и нехомогена, со што се формираат локални, недоволно ладени врели места (hot spots) на цилиндрите. За да се избегне ваквото неизедначено ладење, со систем на отвори на моторската облога (cowling ducts) на челото на моторот и со насочувачи (дефлектори) околу цилиндрите и нивните глави, воздухот од високопритиснатата зона зад елисата, колку што е можно поправилно се насочува околу цилиндрите. По ладењето на моторот, загреаниот воздух

струи во надворешна атмосфера низ отвори на задното дно на моторскиот простор (engine compartement).



Сл. 3.12 Ребра за ладење кај боксер-распоред на цилиндрите

Ладењето со воздух е најмалку ефикасно при летање со големи силини и мали брзини (low airspeed), т.е. при полетување и кружење. Големите силини создаваат многу топлина, а малите брзини (low airspeed) испорачуваат само редуцирана разладна струја на воздух. На големи брзини (airspeed) и мали силини, т.е. при спуштање, ладењето може да стане премногу ефикасно.

Некои авиони на моторската облога имаат подвижни разладни жабри (cowl flaps) (сл.3.28) со кои се ракува (електрично или мануелно) од пилотската кабина, со што пилотот има повеќе контрола врз ладењето на моторот. Отворените жабри на моторската облога (cowl flaps) овозможуваат да истекува повеќе воздух од моторскиот простор, што предизвикува зголемување на протокот на воздух околу моторот. Истовремено, отворените жабри предизвикуваат зголемување на штетните (паразитските) отпори кои понекогаш се нарекуваат отпори од ладење (cooling drag). Затворените жабри на моторската облога, во споредба со отворените, го намалуваат протокот на воздух низ моторскиот простор, и така го намалуваат ладењето.

Жабрите за ладење треба да се употребуваат рационално и со осет, водејќи сметка за условите во околината на авионот. Подетални упатства за оперативните услови може да се најдат во РОН (Pilot's Operatinh Handbook) на конкретниот авион.
За време на полетувањето (take-off), нормално, жабрите се отворени, тие се делумно отворени или затворени при качување или крстосување, и се затворени за време на спуштање со одземен гас. Во случај на кружење во конечен приод, температурата на моторот мора да се надгледува, а жабрите на моторската облога, ако се очекува голема силина при мала брзина, треба да се отворени. Тие треба да бидат отворени и при возење по земја (рулање) за да се интензивира дисипацијата на топлината од моторот.

Одлучувачки фактор во која позиција (положба) треба да се постават жабрите е актуелната или очекуваната температурата на главата на цилиндарот. Температурата се очитува на термометар за мерење на температурата на цилиндрите (CHT gauge) во пилотската кабина.

За време на летот пилотот треба да го надгледува мерачот на температурата на цилиндарската глава (термометарот), но исто така и на земја, кога ладењето е послабо. РОН (Pilot's Operating Handbook) дава совети како да се постигне и одржува температурата на моторот на задоволително ниво.

Ако во лет се забележи зголемена температура на цилиндарската глава, ладењето на моторот може да се зголеми со:

- целосно отворање на жабрите на моторската облога (за да се зголеми протокот на воздухот околу моторот),

- збогатување на смесата (екстрагоривото има разладен ефект во цилиндрите благодарејќи на големата латентна топлина на испарување на бензинот; така, богата смеса лади подобро отколку сиромашна смеса),
- намалување на силината на моторот (се создава помалку топлина)
- зголемување на брзината (airspeed) за поинтензивно ладење со воздух.

На кој начин точно ќе се постигне саканиот ефект од двете последни активности зависи од проценатa и мислењето на пилотот. На пример, при качување силината може да се редуцира, брзината да се намали, и да се качува со редуцирана брзина (rate of climb).

Други фактори што влијаат на ладењето на моторот, а на кои пилотот има мало или никакво влијание ***за време на лет***, се:

- **состојбата на ладилникот за масло**. Нечист, замачкан и неефикасен ладилник не овозможува најдобро ладење на маслото што циркулира. Маслото ќе биде пожешко отколку што треба, ќе биде неспособно да однесува топлина од моторот, а неговата вискозност и подмачкувачките квалитети ќе се намалат, што сѐ заедно може да доведе до прегревање на моторот;
- **надворешната температура на воздухот.** Природно, топлиот воздух не може да го лади моторот така добро како студениот;

Забелешка. Некои авиони, како дел од насочувачкиот систем на воздухот за ладење (airflow director) имаат облога на главината на елисата (propeller spiner). ***Таков авион не смее да лета без поставен "spiner".***

На крајот на ова излагање уште еднаш се потенцира дека, практично, не постои проблем на сигурност на работата на системот за воздушно ладење, ниту можност за потешки дефекти на него. Системот е крајно едноставен, па, строго земено, за некоја посебна инсталација или систем за ладење со воздух тешко може да се зборува, зашто во случајов одвај постојат елементи или делови кои прават посебна инсталација. Дури и кога некои од ребрата или дефлекторите би претрпеле механички повреди, тоа не би можело да го загрози сигурното ладење на моторот. Отсуството на термометри, манометри, цевководи, резервоари, пумпи, ладилници, многу го поедноставува целиот систем, а истовремено извонредно ја зголемува неговата надежност во работата, ги олеснува ракувањето и одржувањето. Не е за занемарување фактот дека отсуството на тежината на разни цевки, пумпи, на ладилник и на самата разладна течност претставува голема заштеда во тежина. За иста ефективна силина, моторот со воздушно ладење има помала сопствена тежина, па специфичната силина во споредба со водено ладените мотори му е поголема. Системот е сигурен без оглед на атмосферските услови, не постои опасност од смрзнување на разладната течност и нејзино губење во текот на работата на моторот, непотребна е контрола на работата на уредите на системот. Сите наброени предности на воздушното ладење ја детерминирале неговата ***доминантна употреба*** кај современите клипни авиони.

5.4 Издувен систем (The Exhaust System)

Согорените гасови го напуштаат моторот и во атмосферата се спроведуваат преку систем за спроведување на издувните гасови. Составен дел на овој систем е и еден изменувач на топлина во кој врелите гасови го загреваат воздухот што оди за загревање на кабината. Многу е важно во овој дел од

системот да нема пропуштање на издувните гасови бидејќи тие содржат јаглен моноксид, безбоен и безмирисен гас кој е тежок за откривање (детекција), но може да предизвика несвестица и смрт.

Моторскиот издувен систем служи за одведување на жешките согорени гасови надвор од моторот, за да обезбеди загревање на кабината, и за одледување и одмаглување на ветробранот. Издувниот систем се состои од цевководи прилепени за цилиндрите, како и од придушувач (muffler) и облога на придушувачот (muffler shroud). Издувните гасови се потискуваат надвор од цилиндарот, низ издувниот вентил, и потоа низ систем на издувни цевки во атмосферата.

За загревање на кабината, се доведува надворешен воздух низ влезниот отвор и се води низ облогата околу придушувачот. Придушувачот се загрева од жешките издувни гасови и делумно ја предава својата топлина на свежиот студен воздух што струи во облогата околу придушувачот. Загреаниот воздух потоа се одведува во кабината за загревање и за одмрзнување. Загревањето и одмрзнувањето се контролираат во пилотската кабина со посебни команди кои може да се дотеруваат до саканото температурно ниво.

Издувните гасови содржат голем процент на јаглен моноксид, кој нема ниту боја ниту мирис. ***Јаглен моноксидот е отровен гас*** кој може да предизвика смрт, но негово присуството е невозможно да се детектира. Едноставно, издувниот систем мора да биде во добра кондиција и не смее да има прснатини и нехерметичности.

Некои издувни системи имаат давач за мерење на температурата на издувните гасови во издувниот цевковод (exhaust gas temperature - **EGT** probe).
Давачот го спроведува сигналот за температурата на издувните гасови до инструментот (термометарот) во кабината.
Температурата на гасовите што ја мери EGT мерачот во издувниот цевковод варира во зависност од применетиот однос на горивото кон воздухот што влегува во цилиндрите (т.е. од составот на смесата гориво/воздух) и може да се користи како добра основа за регулирање на составот на смесата. EGT мерачот се покажува како високоточен инструмент за покажување на коректното дотерување на смесата. Кога како помош, при осиромашување на смесата гориво/воздух, се користи EGT, потрошувачката на гориво може значително да се намали.
За специфични конкретни процедури на осиромашување на смесата, треба да се консултираат препораките на производителот.

Контролни прашања

1. Објасни ја улогата на системот за подмачкување.

2. Опиши го функционирањето на системот за подмачкување: видовите, функцијата на одделните компоненти, разликата помеѓу системите со сув и со мокар картер.

3. Својства на маслата за подмачкување. Потреба од периодична замена.

4. Системи за ладење на воздухопловните мотори: потреба од ладење, начини на ладење,

5. Компоненти на системот, споредување на одделните системи.

6. Гориво и систем за гориво

6.1 Создавање и снабдување со работна смеса

Работна материја во термодинамичкиот ото-циклус, врз основа на кој е создаден и функционира четиритактниот клипен мотор со внатрешно согорување, е смеса на гориво (бензин, алкохол, метан и сл.) и воздух, пред согорувањето, а согорени гасови, по согорувањето. За добра работа на моторот од најголема важност е благовременото создавање на квалитетна работна смеса гориво/воздух и нејзино доведување во цилиндарот на моторот, т.е. напојување на цилиндарот со смесата. Ова се постигнува со сукцесивно извршување на операциите: внесување воздух во системот однадвор, мешање на воздухот со горивото во смеса, одведување на смесата гориво/воздух во цилиндарот каде што ќе се изврши согорување. Надворешниот воздух влегува во системот низ влезен отвор (intake port) на челото на моторскиот капотаж. Вшмукувачкиот вод (air inlet), нормално, поседува воздушен филтер за спречување прашина и други туѓи тела да влезат во моторот. Доколку дојде до затнување на филтерот, автоматски стапува во дејство алтернативниот ("бајпас") влез за воздух кој, во тој случај, во системот влегува преку внатрешноста на моторскиот капотаж и со заобиколување на филтерот.

Во авионските клипни мотори главно се користат два типа системи за создавање и снабдување со работна смеса:

1. карбураторски систем (carburetor system), кој смесата од воздух и гориво ја создава надвор од вшмукувачкиот вод, во уредот што се вика карбуратор,
2. систем со впрскување (fuel injection system), кој смесата од воздух и гориво ја создава непосредно пред влезот во секој од цилиндрите.

Карбураторскиот систем за создавање и снабдување со работна смеса се состои од повеќе компоненти од кои е најважен карбураторот кој, работејќи наполно автоматски, обезбедува правовремено и точно одмерено полнење на цилиндрите со горивна смеса, а покрај тоа, го контролира и составот на смесата и го приспособува на режимот на работа на моторот.

Авионските клипни мотори СВС како гориво користат бензин кој треба да се помеша со кислород во коректен однос за да согорува правилно. Кислородот се обезбедува со мешање на бензинот со воздух, при што коректен тежински однос бензин/воздух е околу 1 дел бензин и 14,64 дела воздух, т.е. 1:14,64. Уредот кој нормално се користи за мешање на горивото и воздухот во еден мотор е веќе споменатиот карбуратор.

Согорување во цилиндрите може да се случи кога односот бензин/воздух е приближно помеѓу1:10 (1:7-најбогата смеса) и 1:18 (1:20-најсиромашна смеса). Идеална или хемиски коректна смеса (стехиометриска) е онаа во која горивото и кислородот наполно се соединуваат така што, по согорувањето, сето гориво и сиот кислород се искористени.

Ако смесата е богата, има вишок гориво. По согорувањето, преостанува извесно количество на гориво, т.е. богата смеса = вишок гориво. Ако смесата е сиромашна, има дефицит од гориво во смисла дека, откако целото гориво изгорело, има уште останат кислород, т. е. сиромашна смеса = вишок кислород. Составот на смесата може грубо да се определи според бојата и должината на пламенот на излезот од издувните цевки. Пребогатата смеса

дава долг и црвен пламен со црн дим; богатата смеса дава долг црвен или син пламен; теоретската смеса дава краток синкав пламен; најпосле, сиромашната смеса дава краток црвен пламен. Прецизно определување на составот на смесата може да се изврши со помош на софистицирани инструменти (анализатори на издувните гасови, разни термометри и сл.).

6.2 Богати и сиромашни смеси (Rich and Lean Mixtures)

Поимите ***богата*** или ***сиромашна*** смеса се базираат на количеството гориво, а не на количеството воздух, во однос на теоретското количество. Тоа значи дека во богата смеса постои вишок на гориво во однос на количеството гориво во теоретската смеса. Во практиката на ото-моторите, кои користат бензин како гориво, граница на богатата смеса е односот на горивото спрема воздухот 1:10, а граница на сиромашната смеса е односот 1:18. Теоретски однос на мешањето е 1:14,64. За бензините коефициентот на вишок на воздух има вредности помеѓу 0,8 и 1,20.

Во ***теоретска смеса*** (стехиометриска) коефициентот на вишокот на воздух е 1,0 и согорувањето е целосно, т.е. во производите на согорувањето нема несогорено гориво ниту неискористен кислород.

Ако ***смесата е богата*** значи дека има вишок гориво. По согорувањето преостанува извесно количество на гориво кое се исфрла со согорените гасови. Премногу богатата смеса предизвикува намалување на силината, висока потрошувачка на гориво, замастување на свеќичките, формирање наслаги од јаглерод (од неизгореното гориво) на челото на клипот и вентилите. Меѓутоа, вишокот гориво во богата смеса со своето испарување предизвикува ладење во цилиндрите; тоа апсорбира дел од топлината создадена во комората за согорување. Оттука може да се заклучи дека сиромашна смеса е таа што создава повисоки температури на главата на цилиндарот.

Ако ***смесата е сиромашна***, има кусок од гориво во смисла дека, откако сето гориво ќе изгори, уште ќе остане кислород во издувните гасови. Премногу сиромашната смеса предизвикува прекумерно високи температури на главата на цилиндарот, создавајќи услови за самопалење и детонација. Силна детонација може многу брзо да доведе до сериозни оштетувања на моторот. Пилотот е тогаш соочен не само со намалување на силината туку и со сосема возможно комплетно откажување на моторот. Со приспособување на смесата треба да се контролира температурата на главата на цилиндрите, температурата на маслото и температурата на издувните гасови (EGT) кои секогаш треба да бидат во функционалните граници. Може да помине околу 5 минути за тие температурни очитувања да се стабилизираат.

Составот на смесата може грубо да се определи и според бојата и должината на пламенот на излезот од издувните цевки. Пребогатата смеса дава долг и црвен пламен со црн дим; богатата смеса дава долг црвен или син пламен; теоретската смеса дава краток синкав пламен; најпосле, сиромашната смеса дава краток црвен пламен.

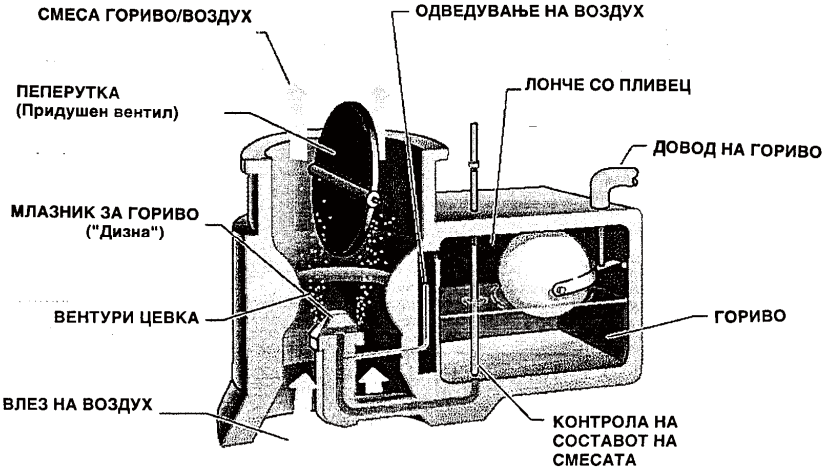
6.3 Карбуратор со пливка , принцип на работа, конструкција

Најважен елемент во системот за создавање и снабдување со работна смеса е карбураторот. Во воздухопловството се користат два типа карбуратори: со

пливка и со мембрана (притисен тип). Вообичаено, кај лесните авиони се користи карбуратор со пливка (пливец).

Во врска со работата на моторот, карбураторот мора да обезбеди:

- добро приготвена смеса, која ќе овозможи лесно и сигурно стартување на моторот,
- смесата приспособена на променливи режими на работа, така што моторот ќе работи сигурно, почнувајќи од режимот на мал гас (релант) па до режимот на максимална силина,
- лесен преод од еден во друг режим, особено кога се работи за зголемување на бројот на вртежите на моторот,
- колку што може помала специфична потрошувачка на горивото.



Сл.6.1 Пресек на едноставен карбуратор со пливка

На сл. 6.1 во пресек е прикажан едноставен карбуратор со следниве составни елементи: сад со пливка и игличест вентил, млазник за гориво, вентури-цевка (грло, дифузор), во чиј најтесен дел е сместен млазникот, и придушен вентил или пеперутка со кој се контролира количеството на воздух што струи низ вшмукувачкото грло на карбураторот.

Придушниот вентил е всушност една преклопна плочка во грлото на карбураторот која го регулира количеството на смеса што треба да влезе во просторот за согорување. Овој вентил за гас директно е врзан со рачката (командата) за гас, преку сајла или систем на лостови. Со движењето на командата за гас во пилотската кабина, се командува со отворање или затворање на придушниот вентил во карбураторот.

При употреба на командата за гас важно е таа да се задвижува полека и со усет, за подвижните делови на моторот да не се изложуваат на непотребни напрегања од динамичките и инерцијалните сили. За целосно да се отвори или затвори пеперутката за гас на карбураторот, треба да се употреби приближно исто време како да се изброи 1- 2 - 3.

Во најтесниот дел на вентури-цевката, каде што брзината на струењето е најголема и се создава најголем потпритисок, поставен е млазникот за гориво ("сисак", дизна), всушност цевка за ишмукување на горивото кое се меша со воздухот. На тој начин тежински се дозира коректна количина на гориво во воздушната струја која протекува низ вшмукувачкото грло на карбураторот и

обезбедува константен состав на смесата без обзир на оптоварувањето на моторот. Со придушната пеперутка, пак, се менува количеството на создадената горивна смеса која струи кон цилиндарот, и тоа е начин за промена на силината и вртежите на моторот

Наједноставниот карбуратор со пливка има мала комора (сад) во која плива пливката споена со игличест вентил. Садот содржи извесно количество на гориво кое непрекинато се одржува на точно определено ниво. Ако нивото е пониско од предвиденото, пливката паѓа, нејзиниот игличест вентил се отвора и овозможува горивото од горивниот резервоар да влезе во садот. Овој процес се одвива непрекинато, во ритам како што горивото се повлекува од карбураторскиот сад во Вентуриевата цевка. Притисокот на воздухот во карбураторскиот сад е атмосферски.

Со отворањето на вшмукувачкиот вентил на цилиндарот се воспоставува врска меѓу неговата внатрешност и надворешната атмосфера, преку вшмукувачката цевка и карбураторот. Со движење на клипот во тактот на вшмукувањето, во цилиндарот се создава потпритисок, па доаѓа до струење на воздухот низ самиот карбуратор. Воздухот што струи низ влезниот дел на вентури-цевката поседува некоја брзина и атмосферски притисок. Наидувајќи на стеснетиот дел на вентури-цевката (грлото, дифузорот) доаѓа до забрзување на воздушната струја, која, сега низ вшмукувачкото грло на карбураторот и вентури-цевката на карбураторот струи со зголемена брзина и со намален статички притисок (Бернулиев закон: зголемена брзина - намален статички притисок). Повисокиот, атмосферски, притисок во карбураторскиот сад го потиснува горивото низ главниот млазник за дозирање гориво, во струја на воздух кој протекува низ вшмукувачкото грло на карбураторот. Колку што е воздушната струја побрза, поголем е диференцијалниот притисок помеѓу грлото и садот, и поголемо количество на гориво се излева во воздушната струја, т.е. масата на гориво што струи низ карбураторот се контролира со воздушната струја низ вентури-цевката на карбураторот.

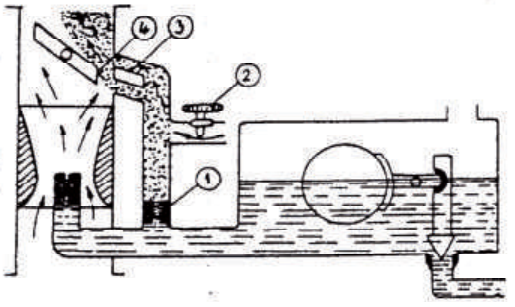
Со трошењето на горивото во садот, неговото ниво се намалува, пливката паѓа, предизвикувајќи отворање на игличестиот вентил, со што во садот влегува ново количество гориво, но само до зададеното ниво. Бараното ниво на гориво во карбураторскиот сад се одржува континуирано и автоматски. Голем број карбуратори имаат дифузор нагоден претходно да го меша горивото со воздухот и да спречува главниот млазник за дозирање да испорачува прекумерно гориво кога вртежите на моторот се зголемуваат. Дифузорот, исто така, помага за испарување на горивото на мали вртежи на моторот.

Опишаниот карбуратор е добар само за разбирање на основните принципи врз кои тој уред работи. Но, ваков како што е опишан, тешко би можел да се користи. Неопходни се дополнителни уреди, како уред за работа на "мал гас", уред за преод од режим на работа на мал гас на поголем, уред за забрзување на моторот, за дотерување на составот на смесата и сл..

Уред за празен од на моторот (Idlling System)

Опишаниот наједноставен карбуратор тешко би функционирал на мал број вртежи (на празен од, мал гас, релант) кога придушната пеперутка што го регулира количеството на смесата која треба да влезе во просторот за согорување е речиси затворена, а диференцијалниот притисок помеѓу вентури-цевката и садот на карбураторот не е доволно голем за да го ишмука горивото низ главниот млазник за дозирање гориво (main metering jet).

Основниот тип на карбураторот се дополнува со уред за празен од на моторот (мал број вртежи, релант), кој има задача да создава горивна смеса со која моторот ќе работи стабилно и ќе обезбедува рамномерен преод од режимот на празен од кон режимот на поголема силина. Овој уред се состои од канал кој доведува гориво од садот, но не во грлото туку на местото каде што притворената пеперутка скоро го допира ѕидот на комората за мешање. На ова место, кога пеперутката е притворена со цел намалување на количината на смеса на минимум, само колку моторот да се одржува во работа и да троши што помалку гориво, се создава тесен процеп помеѓу работ на пеперутката и ѕидовите, па тука брзината на воздушната струја е најголема. Поради веќе споменатата обратна пропорционалност помеѓу пресекот и брзината, како и помеѓу брзината и притисокот, во овој процеп се создава голем потпритисок, кој ќе предизвика силно шмукање на бензинот низ соседниот отвор на посебен млазник за "мал гас"(idling jet). Тоа обезбедува доволно гориво за мешање со воздухот за да може моторот стабилно да работи на мал број вртежи.

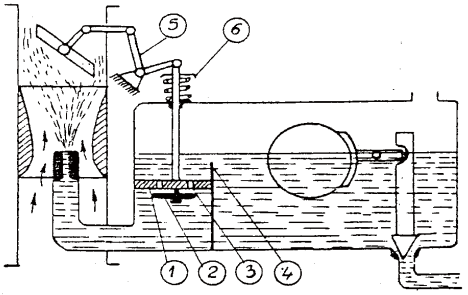


Сл. 6.2 Систем за празен од:
1- млазник за мал гас; 2- завртка за регулирање на квалитетот на смесата на мал гас;
3- канал за мал гас; 4- отвор за излез на смесата гориво/воздух

Кога со отворањето на пеперутката спомнатиот процеп се зголемува, опаѓа и силина на ишмукување бензин од млазникот на мал гас. Истовремено се зголемува ишмуканото количество на гориво низ главниот млазник поради поголемата брзина на струење на воздухот, па овој последниот го презема понатаму создавањето на смесата, а млазникот на мал гас автоматски се исклучува од дејство.

Акцелераторска пумпа (прифатна пумпа, Accelerator Pump)

Прминувањето од режим на работа со мал на режим со поголем гас, или на поголем број вртежи, како и при нагло забрзување, претставува еден од најголемите проблеми на секој карбуратор. Наглото забрзување на моторот лесно може да доведе до негово гаснење, ако не се предвидат противмерки. Причина за ова гаснење е моменталното претерано осиромашување на смесата поради инерцијата на бензинот во однос на воздухот, која - неспособна за согорување, доведува до гаснење на моторот. За предупредување на оваа можност, голем број современи карбуратори употребуваат акцелераторска пумпа (пумпа за прифаќање) - мала пумпа со хидрауличен клип во карбураторскиот сад - која во саканиот момент, при нагло отворање на пеперутката, вшприцува дополнителна количина на гориво и така го спречува наглото осиромашување на смесата (weak-cut). Оваа пумпа со пеперутката е поврзана со систем лостови и во дејство стапува истовремено со неа (сл.6.3).



Сл.6.3 Акцелераторска пумпа:
1- пумпа; 2- клапна; 3- отвори на пумпата за поминување гориво; 4- тело на пумпата; 5- преносни лостови; 6- пружина

Најкратко речено, акцелераторската пумпа го спречува наглото осиромашување на смесата (weak-cut) кога командата на гасот е поместена брзо напред.

Уред и команда за регулирање на смесата гориво/воздух (Fuel/Air Mixture Control)

Карбураторите се нормално калибрирани да работат на притисок на средното морско ниво (mean sea level - MSL) од 1013,2 mb (hPa) и $+15^{0}$C, според Меѓународната стандардна атмосфера - ISA.

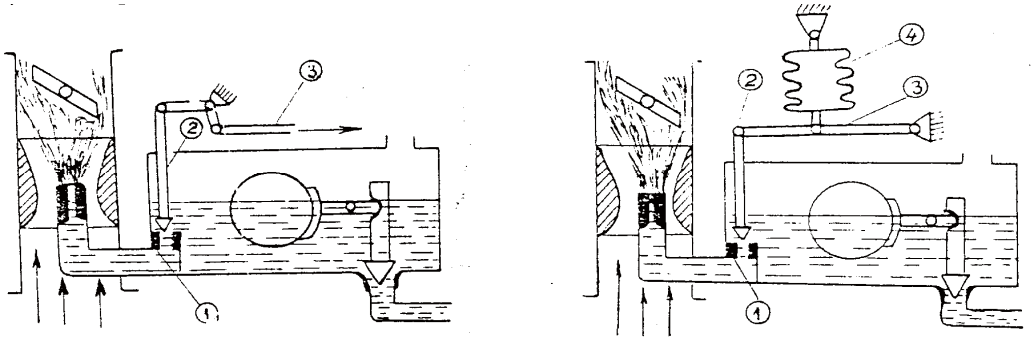
Големината на отворот на главниот дозирачки млазник (main metering jet) со кој се дозира протокот на гориво од карбураторот е приспособена токму за тие ISA MSL услови. Проблемот, меѓутоа, е што авионот нема да се користи под тие услови во секое време (всушност, повеќето услови во лет изразито ќе се разликуваат од ISA MSL условите), а секое значително отстапување од тие услови ќе бара промена на протокот на горивото и на составот на смесата.

Кај авионските мотори постои изразена потреба за дотерување на работата на карбураторот при искачување во висина, бидејќи со зголемувањето на висината опаѓа атмосферскиот притисок и специфичната тежина на воздухот, а со тоа и тежинското количество на воздух кое поминува низ карбураторот. Бидејќи тежинското количество на ишмуканиот бензин зависи само од потпритисокот во грлото, а со тоа и од брзината на струењето, а не и од тежинското количество на воздухот, со качувањето на висина главниот млазник ќе дава константно количество гориво, па смесата непотребно ќе се збогатува. Напојувањето на моторот со таква смеса ќе предизвика негова груба работа, таложење несогорени наслојки јаглерод на свеќичките, губење на силината и неекономично трошење на горивото. Овие услови може да се создадат и при претполетна проба на моторот на високо лоциран аеродром, како и за време на качување или крстосување на големи висини. За да се одржува коректен состав на смесата гориво/воздух, во случајов, потребно е нејзино осиромашување, што практично се изведува со намалување на протокот на горивото, со што се компензира намалената густина на воздухот на големите висини.

За време на спуштање од големи висини се случува обратно. Коректно дотерана смеса, сега, треба да се збогатува затоа што е изложена на непрекинато осиромашување, како што авионот навлегува во слоеви на воздух со поголема густина. Премногу сиромашната смеса може да

предизвика детонација, самопалење, прегревање на моторот и губење на силината.

Кај карбураторскиот систем за создавање работна смеса најдобар начин за нејзино прописно одржување е контрола на температурата на главата од цилиндарот на моторот и збогатување или осиромашување на смесата, по потреба.
Кај моторите со впрскување на горивото, коректен состав на смесата и горивна економичност се постигнува со мерење на температурата на издувните гасови (exhaust gas temperature gauge - EGT gauge).



Сл.6.4 Мануелен и автоматски висински коректор на смеса:
1- отвор за гориво; 2- игличест вентил; 3 - систем на лостови; 4 - анероид за автоматска корекција

Оперативно, процесот на дотерување на смесата се изведува мануелно или автоматски, со "висински коректор" со анероидна мембрана (сл.3.14) вграден во карбураторот. Мембраната, под дејство на променливиот атмосферски притисок, дејствува со свое собирање или ширење на игличестиот вентил за регулирање на количеството гориво кое истекува од главниот млазник. Овој тип висински коректор кај обичните мотори стапува во дејство на 1000 до 1500 метри висина. Мануелното дотерување на составот на смесата го врши пилотот со поместување на командата за смеса (Fuel/Air Mixture Control) во потребната положба, а во зависност од условите на летот.
Бидејќи процесот на дотерување смеса варира од авион до авион, важно е да се соберат релевантни информации од Оперативниот пилотски прирачник (Pilot's Operating Handbook - POH) и по нив да се постапува.

Употреба на командата за контрола на смесата (Using the Mixture Control)

За дотеран гас и вртежи, карбураторот ќе преработува ист волумен на воздух во секунда, без оглед на неговата густина или тежина.

На поголеми висини и/или повисоки температури, густината на воздухот е помала, т.е. има помал број молекули на воздух во единица волумен. Според тоа, волуменот на воздухот што минува низ карбураторот ќе содржи помалку молекули и ќе тежи помалку. Меѓутоа, густината на течното гориво не се менува. Ист волумен и тежина на гориво ќе се ишмукува во вентури-цевката на карбураторот. Ист број молекули на гориво, но помалку молекули на воздухот, значи премногу гориво за употребеното количество на воздух, т.е. смесата е пребогата. Ова доведува до груба работа на моторот и до прекумерна потрошувачка на гориво.

За да се одржи коректен состав на смесата гориво/воздух, пилотот мора да го намали износот на горивото што влегува во вентури-цевката на карбураторот и со мешање со помалку густиот воздух, како што висината се зголемува, да ја осиромаши смесата. Тоа се прави со употреба на командата за контрола на смесата - вообичаена изведба, црвена рачка близу до командата за гас.
Командата за контрола на смесата придвижува мала игла за рестрикција на протокот на гориво низ главниот млазник за дозирање на количеството на гориво, воспоставувајќи ја со тоа првобитната состојба на коректна смеса гориво/воздух.
На пример, за нормално ракување со моторот при полетување од аеродром лоциран на висина од околу 2000 фити над морското ниво, умерена температура и прилично густ воздух, командата за смеса треба да се постави на **FULL RICH.**

Употреба на командата за смеса при искачување (Using the Mixture Control for Climbing)

При искачување, командата за смесата вообичаено се држи на **FULL RICH**, освен ако искачувањето е продолжено со пречекорување на висината на крстосување од 5000 фити, каде што силината на крстосување ќе биде веројатно помала од 75% од максималната континуирана силина во стандардни услови. Силина на крстосување е силината со која моторот трајно работи, а притоа авионот лета со најголема брзина. Тоа е поекономична силина на моторот, бидејќи употребената смеса е посиромашна од смесата за максимална силина. Вишокот гориво се користи како средство за ладење на sидовите на цилиндрите и челото на клипот, и помага да не дојде до детонација. Како што авионот се искачува, смесата гориво/воздух станува сѐ побогата, предизвикувајќи намалување на силината, што се манифестира со паѓање на вртежите на елисата со фиксен чекор, и со погруба работа на моторот.

Употреба на командата за смеса на висина на крстосување (Using the Mixture Control at Cruise Altitude)

При крстосување и со режим на работа на моторот за крстосување, пилотот треба да размисли за осиромашување на смесата за да добие хемиски покоректен однос гориво/воздух, кој дава поефикасно согорување во цилиндрите, поефикасно функционирање на моторот (малку повисок број вртежи за елиса со фиксен чекор) и подобра горивна економија. Во некои лесни авиони, коректното осиромашување на смесата може да ја редуцира потрошувачката на гориво за повеќе од 25% во споредба со режимот **FULL RICH** - овозможувајќи поголем долет и подолго траење на летот.

Смесата треба да биде малку на богата страна од хемиски коректна смеса, обезбедувајќи дотерување на силината на режимот на крстосување помало од 75% - (нормалното крстосување за повеќето авиони е околу 55 - 65% од нормалната силина при крстосување, кога се препорачува осиромашување на смесата).

ЗАБЕЛЕШКА. На барометарска висина (висина по густина) поголема од 5000 фити, мотор без компресор не може да оствари повеќе од 75% од максималната континуирана силина (дозволена трајна максимална силина на моторот), дури ни на полн гас.

При користење на големи силини (преку 75%), потребна е богата смеса за да обезбеди дел гориво кое ќе послужи и како средство за ладење. Пилотскиот прирачник за експлоатација за одделни типови воздухоплови содржи информации како да се реализира смеса за најдобра силина и најдобра економичност.

Овде е опишана една универзална процедура за осиромашување на смесата: командата за смесата полека се поместува кон позицијата **LEAN**. Во мера како што се добива хемиски коректен однос гориво/воздух, вртежите ќе се зголемуваат. Конечно, со понатамошно осиромашување, вртежите лесно ќе се намалат и моторот ќе покаже знаци на мала нерамномерност (груба работа). Тогаш, командата за смеса нежно се влече малку назад за повторно да се добие најдобар број вртежи, покажувајки хемиски коректна смеса и рамномерна работа на моторот. Најпосле, командата за смесата се поместува во незначително побогата положба за ***да се осигури дека моторот работи на богатата страна од хемиски коректната смеса.***

Оваа процедура мора да се повтори кога висината на крстосувањето или режимот на работа на моторот се променети значително. Некои авиони се опремени со инструмент за мерење на температура на издувните гасови (exhaust gas temperature gauge - EGT) кој го покажува максимумот на EGT, кога има хемиски коректна смеса и може да помогне за нејзино коректно осиромашување.

За елиса со фиксен чекор, осиромашување се прави во поглед на мерачот на проток на гориво, за да се постигне минимален проток на гориво за рамномерна работа на моторот. За попрецизни информации треба да се консултира авионскиот прирачник за конкретен тип авион.

Употреба на командата за смеса за полетување и слетување (Using the Mixture Control for Take-off and Landing)

За време полетување (и слетување, во случај на откажување од слетувањето и продолжување на "втор круг") треба да се создаде голема силина, па командата за смесата треба да биде на **FULL RICH**. Богатата смеса служи за развивање максимална силина, заштита од детонација, прерано палење (палење на смесата пред нормалното прескокнување на искрата на свеќичката) и прегревање на цилиндрите. Ова е поверојатно да се случи при режим на работа на моторот над 75% METO (maximum except for take-off, or maximum continuous power - максимум со изземање при полетување, или максимална трајна дозволена силина) отколку при режим на крстосување (55-65%), кога осиромашувањето се препорачува.

За време на спуштање од голема висина (каде што смесата била дотерана на **LEAN**), со зголемување на густината на воздухот во пониските слоеви, смесата треба да се збогатува зашто нејзиното понатамошмо претерано спонтано осиромашување ќе предизвика детонација, прегревање и губење на силината. Најдобар начин за одржување прописен состав на смесата е контрола на температурата на моторот и збогатување на смесата по потреба. Повеќе за детонацијата на страниците што следат.

Употреба на командата за смеса на голема барометарска висина (High Density Altitudes)

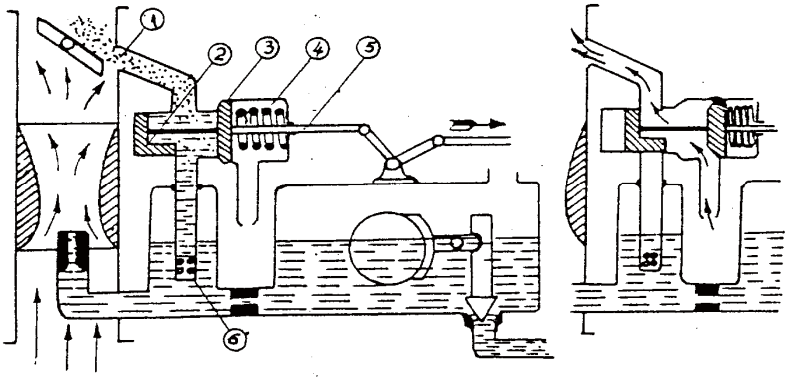
Работа на моторот на многу големи барометарски висини, каде што густината на воздухот (ρ) е ниска (т.е. воздухот е загреан, проретчен е од висината, или и двете), може да бара осиромашување на смесата пред полетување. Високо лоцираните аеродроми, аеродромите на морско ниво со високи температури (приближно 40^0C), а уште повеќе аеродромите кои ги имаат и двете (жешко и високо), бараат добро размислување во врска со дотерувањето на командата за смеса пред полетување.

Во случаи на голема барометарска висина (висина по густина), пред моторот да се стави во движење, корисно е да се консултира пилотскиот прирачник за ракување и да се побара совет од искусен пилот (иструктор по летање).

Стоп-славина (Idle cut-Off – "гаснење" на мал гас)

Прекинувањето на работата ("гаснење") на авионскиот клипен мотор не е секогаш ниту сигурно ниту едноставно, бидејќи, и покрај прекинатото електрично палење, температурата на прегреаниот цилиндар е доволна да ја пали секоја нова количина на смеса вшмукана при понатамошното вртење на коленестото вратило. За да се спречи оваа несакана појава и да се обезбеди лесно и без враќање запирање на моторот, се применува специјален вентил или славина во каналот за довод на гориво на мал гас. При гаснењето на моторот доволно е со затворање на оваа славина да се прекине доведувањето на гориво, а наместо него се пропушта чист воздух; со тоа престанува создавање смеса, и моторот гасне.

Славината за прекин на довод на гориво на мал гас, т.е. стоп-славината се конструира на разни начини, но најчест е со клипче на кое пилотот дејствува преку систем на лостови. На сликата 6.5 е прикажан карбуратор со стоп-славина во две различни положби - при работа на моторот и при негово запирање. Со поместување на клипот се запира течењето на горивото преку млазник за мал гас и моторот запира. Исклучувањето на мал гас (idle cut-off) е нормален начин за гаснење на моторот.



Сл.6.5 Стоп-славина:

1- отвор за мал гас; 2- стоп-славина за мал гас; 3- воздушен вентил; 4- пружина; 5- систем на лостови за командување со стоп-славината; 6- млазник за мал гас

Во типичен систем (сл.6.5), кога пилотот ќе ја помести командата за смесата десно, во позиција **IDLE CUT-OFF**, малиот клип (2) се поместува и го

прекинува течењето на горивото меѓу садот на карбураторот и вентури-цевката. Со тоа се прекинува снабдувањето со гориво на сите горивни млазници. Моторот ќе продолжи со работа сè додека сета смеса гориво/воздух во вшмукувачкиот колектор (кој ја разведува од карбураторот до секој одделен цилиндар) и цилиндрите не изгори.
На овој начин во внатрешноста на вшмукувачкиот систем не останува запалива смеса гориво/воздух, што инаку би се случило доколку моторот беше запрен со исклучување на палењето (безбедносна предност - опасност од пожар).

Недостатоци на карбураторот со пливка

Опишаниот тип карбуратор со пливка во садот има голем недостаток кој се јавува како зависност на нивото на горивото во садот (а со тоа и на условите за добра работа на дизната) од силите на гравитацијата, центрифугалните сили и забрзувањата при летањето. Кај авионите брзините на движењето се големи а со самото тоа и наброените сили. Се разбира, на работата на карбураторот може негативно да влијае и положбата на авионот во воздухот, на пример, летање на грб, вертикално качување итн. Ако на ова се додаде и опасноста од заледување, сосема е јасно зошто овој тип карбуратор, наспроти широката и долга употреба, е заменет со карбуратор со дијафрагма или мембрана, со што целосно се исфрлени садот и пливката. Вакви карбуратори се појавуваат во различни конструктивни варијанти, но сите се одликуваат со способност за работа при секаква положба на авионот во простор и без опасност од создавање лед.

6.4 Заледување на карбураторот

Еден од недостатоците на карбураторот со пливка е неговата наклонетост кон заледување, т.е. кон создавање лед.

Минувајќи низ Вентуриевата цевка на карбураторот, воздушната струја прво се забрзува, при што ѝ опаѓа притисокот, а веднаш потоа експандира што предизвикува паѓање на температурата. На тој начин и сосема топол воздух може да се олади под нула и, ако во него има влага, може да се формира лед. Оваа појава може сериозно да ја деградира функцијата на карбураторот, дури да доведе и до запирање на моторот.

Препознавањето на феноменот замрзнување на карбураторот за време лет е императив за пилотот, за да не го изненади губењето на силината, висината и/или брзината придружена со вибрации и груба работа на моторот, кои неминовно ќе се случат. Од овие причини внимателно треба да се прочитаат следниве редови.

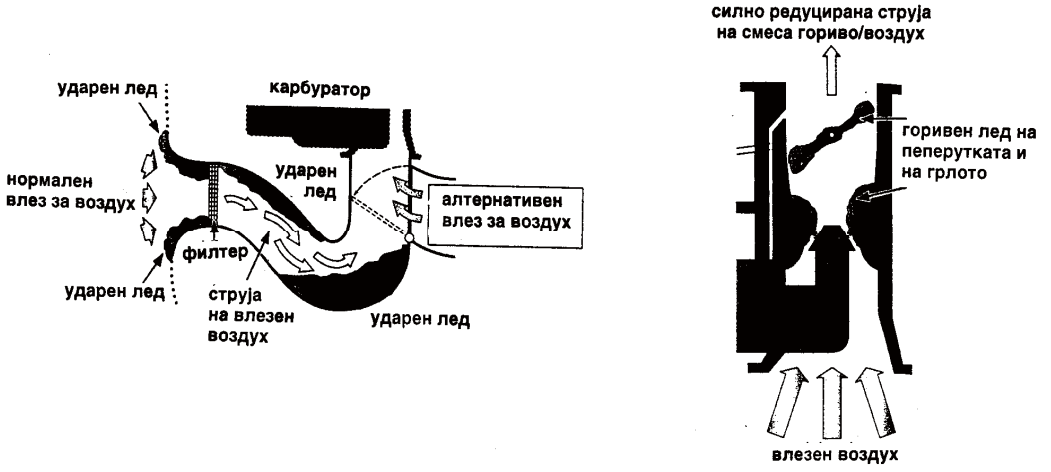
Ударен лед (Impact Ice) (сл.6.6) - се создава кога ситни водени капки во влезниот воздух, оладени под точката на мрзнење (супероладени, преладени) удираат врз металните површини на влезниот вод на уводникот за воздух и, влегувајќи во карбураторот - моментално се претвораат во лед (ова може да се случи и во системи со впрскување гориво, како и во нормални карбуратори со пливка).

Ударниот лед може да се создаде и кога надворешната температура на воздухот е близу или под нула а авионот е во облаци, дожд или лапавица, т.е. кога постои видлива влажност, и водените капки се на или под нула, или пак, ако самите метални површини на влезниот вод на уводникот за воздух

се оладени под нула, како на пример кај авион кој се спушта од висина со температура на нивото на мрзнење, во зона на видлива влажност и повисоки температури.
Наслојки на ударен лед може сосема да го блокираат влезниот отвор за воздух и да предизвикаат запирање на моторот. Излез од ваква ситуација е постоењето и употребата на алтернативен влезен отвор. Во системите со карбуратори со пливка внесувањето загреан воздух се обезбедува со рачна команда.

Во системите со впрскување гориво, ако нормалниот влезен отвор е блокиран од лед, алтернативниот воздух обично се обезбедува автоматски.

Внимание: бидејќи загреаниот алтернативен воздух не се филтрира, неговата употреба на земја треба да се избегнува колку што е можно повеќе.



Сл.6.6 Заледување на карбураторот: лево-ударен лед; десно-горивен лед

Горивен лед (Fuel Ice) - може да се формира од смесата гориво/воздух што струи зад млазникот. Горивото тука испарува, предизвикувајќи значително намалување на температурата заради апсорпцијата на неговата латентна топлина на испарување.

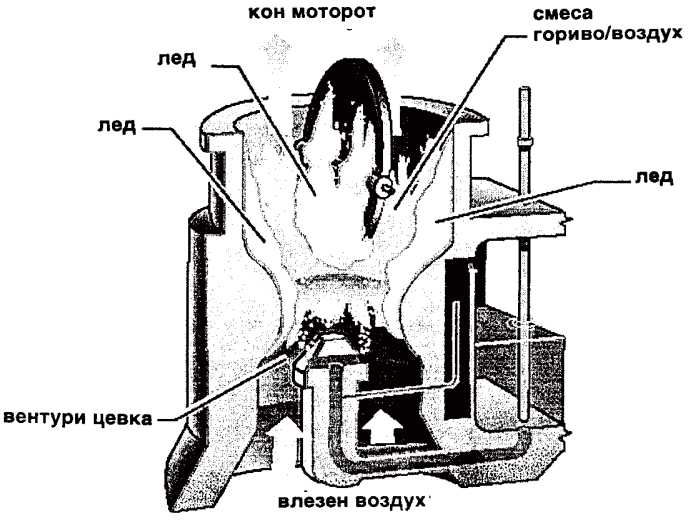
Ако температурата на смесата гориво/воздух падне помеѓу 0 и -8^{0}C, од влезниот воздух, ако е влажен, водата ќе се исталожи и ќе замрзне на која и да е површина на која ќе наиде, најчесто на ѕидовите на дифузорот (Вентуриевата цевка) и на придушниот вентил (пеперутката, throttle valve). Ова може сериозно да ја измени конфигурацијата на дифузорот и да го ограничи протокот на смесата, со што ќе се намали и развиената силина на моторот. Во екстремен случај, наслојките лед може да ја прекинат работата на моторот.

Горивниот лед може да се создаде дури и кога температурите на воздухот во околината се доста над точката на мрзнење (+20 до +30 ^{0}C), ако релативната влажност е над 50% и сл.

Лед на пеперутката за гас (лед на придушниот вентил, Throttle Ice). Како што смесата гориво/воздух, поминувајќи покрај придушниот вентил (пеперутката за гас), се забрзува така се намалува нејзиниот статички притисок, и како последица на тоа доаѓа до паѓање на температурата. Овој процес може да создаде лед на пеперутката за гас (сл.6.6 и 6.7). Забрзувањето на воздухот и резултантниот пад на температурата се

најголеми при мали отворања на пеперутката бидејки притворениот придушен вентил оневозможува поголемо развивање топлина на моторот, а притоа создава и значителен пад на притисокот. Поради тоа, поголема е веројатноста за заледување на карбураторот на режими на мал гас, на пример, при спуштање, кога моторот развива редуцирана силина.

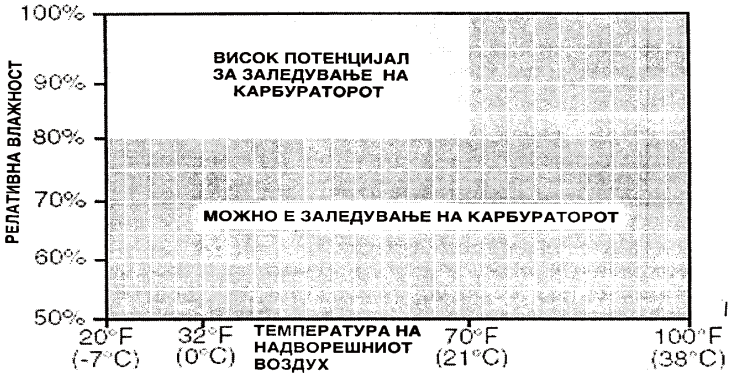
За формирање лед на пеперутката за гас не е потребна видлива влажност.



Сл.6.7 Формирање лед на пеперутката за гас.

Замрзнување на карбураторот (Carburettor Icing)

Двата вида лед (***горивниот и ледот на пеперутката за гас***) можат да се создадат и кога надворешната температура на воздухот (***OAT*** - outside air temperature) е висока. Експанзијата е таа што го предизвикува ладењето до точката на мрзнење - па ако температурата на воздухот е 21 ^{0}C не значи дека не може да дојде до заледување на карбураторот; ако влажноста е 80%, голема е веројатноста да дојде до формирање лед (сл.6.8).



Сл.6.8 Подрачја на влажности и температури, кога замрзнувањето на карбураторот е најверојатно

Опишаните можности за формирање лед пред, во и зад карбураторот може да се случат во која било фаза на лет, а имаат сериозен негативен ефект врз работата на моторот. Големината и обликот (напречниот пресек) на карбураторските премини и канали се менуваат, протокот на воздухот се

нарушува, постои влијание врз составот на смесата гориво/воздух - што сè заедно води кон груба и/или нерамномерна работа на моторот, намалување на развиената силина и можност за целосно откажување на моторот, освен ако не се преземе корективна акција.

Типични симптоми на постоење наслојки од карбураторски лед се:

- кај авион со елиса со фиксен чекор: опаѓање на бројот на вртежите (***rpm***), груба и/или нерамномерна работа на моторот, намалување на перформансите: губење на силината и брзината, и лош степен на качување;
- кај авион со елиса со константен број на вртежи: намалување на перформансите (губење на силината и брзината), паѓање на притисокот на полнење на моторот (manifold pressure), но без намалување на бројот на вртежите на елисата (чекорот на елисата автоматски се намалува за да се компензира губењето на силината и да се одржува бројот на вртежите константен).

6.5 Загревање на карбураторот

Како противмерка на замрзнувањето, денес повеќето модерни лесни авиони имаат систем за загревање на карбураторот. Овој систем вообичаено опфаќа проаѓање на вшмуканиот воздух покрај жешка издувна цевка на моторот. Бидејќи густината на загреаниот воздух е помала, можен иницијален ефект од греењето на карбураторот е паѓање на силината на моторот (што се забележува како паѓање на бројот на вртежи кај елиса со фиксен чекор) за 10-20 %.

Командата за загревање на карбураторот обично е лоцирана во пилотската кабина, близу до командата за гас. Со избирање на командата за целосно вклучување (**FULLLY ON, FULL HOT**), загреаниот воздух минува низ карбураторот. Ако и најмалку се сомнева на лед во карбураторот, треба да се примени негово целосно загревање. Како врелиот воздух поминува низ Вентуриевата цевка на карбураторот така ледот се топи. При ова топење, може да се јави извесна груба (нерамномерна) работа на моторот, зашто поголемиот дел од растопениот лед во облик на вода оди во цилиндрите, и понатамошно паѓање на силината. Овие симптоми може да траат од половина минута до неколку минути, во зависност од степенот на замрзнатоста. Во тој период, пилотот мора да одолее на искушението да го исклучи греењето на карбураторот. Греењето мора да остане вклучено во позиција **FULL HOT** сè додека се воспостави режимот на нормална силина.

Чистењето на ледот од карбураторот ќе овозможи подобра работа на моторот, а со топењето на ледот, силината на моторот се зголемува (бројот на вртежите кај елиса со фиксен чекор ќе се зголеми). Елисата со фиксен чекор ќе покажува почетно намалување на бројот на вртежите (**rpm)** и силината - поради помалата густина на жешкиот воздух кој ја осиромашува смесата воздух/гориво - следено со брзо зголемување на вртежите, како што ледот исчезнува. Следејќи го ова, греењето на карбураторот може да се исклучи и повторно да се воведе нормален (студен) воздух.

Кога греењето на карбураторот се применува кај елиса со константен број вртежи, ако е присутен лед, прво ќе се забележи намалување на притисокот на полнењето, следено со негово постепено зголемување. Ако карбураторскиот лед не е присутен, а греењето било применето, очекуваното постепено

зголемување на притисокот на полнење нема да се појави сè додека не се исклучи греењето на карбураторот.

Ако карбураторскиот лед повторно се формира, наведените операции треба да се повторат.

Загревањето на карбураторот ја намалува силината на моторот, а истовремено ја зголемува неговата оперативна температура. Затоа, тоа не треба да се користи при режими кога се бара полна силина (на пр., за време на полетувањето) или нормално функционирање на моторот, освен за проверка на присуството или за отстранување на карбураторскиот лед.

Некои авиони се опремени со ***мерач на температурата на воздухот во карбураторот*** (carburetor air temperature gauge). Тој може да биде многу корисен за држење на температурата на карбураторскиот воздух надвор од доменот на температурата на мрзнење, и за донесување одлука кога да се примени загревање на карбураторот. Вообичаено, скалата на термометарот е градуирана во Целзиусови степени, со жолт лак кој покажува кога може да се случи замрзнување. Жолтиот лак означува типично подрачје помеѓу +15 и +5^{0}C. Ако температурата на воздухот и во него содржаната влага се такви што е неверојатно замрзнување на карбураторот, моторот може да се користи и со индикатор во жолтото подрачје, без неповолни ефекти. Меѓутоа, ако атмосферските услови се поволни за замрзнување, индикаторот мора да се држи надвор од жолтиот лак, со примена на греење на карбураторот.

Најпосле, повеќето авиони се опремени со ***мерач на температурата на надворешниот воздух*** (outside air temperature - OAT gauge), калибриран во Целзиусови и Фаренхајтови степени. Термометарот ја покажува надворешната температура за пресметување на вистинската брзина (true airspeed), но исто така е корисен и за откривање на можни (латентни) услови за замрзнување.

Загревање на карбураторот при спуштање и при приоѓање

За време на спуштање (понирање, descent) со мала силина и непосредно пред слетување (атерирање), особено во услови на висока влажност (на пр. во крајбрежните региони), вообичаено е да се примени полно греење на карбураторот за да се оневозможи формирањето лед. Малото отворање на пеперутката за гас и редуцираната силина ја зголемуваат можноста за формирање карбураторски лед, чие присуство може да остане незабележано сè до моментот додека не се јави потреба да се "додаде гас" (како во случај на прекинато спуштање и продолжување на втор круг).

Загревање на карбураторот на земја

Греењето на карбураторот на земја (освен за време на витален претполетен преглед) треба да се избегнува или да се сведе на неопходниот минимум бидејќи врелиот воздух за загревање обично се зема нефилтриран од околината на издувната цевка. Со тоа ќе се избегне внесувањето на прашина и крупен песок во карбураторот и во моторот.

Претполетна контрола на греењето на карбураторот треба да се изврши на тврда и чиста површина. Прегледот опфаќа:

- примена на полно греење на карбураторот и посматрање на паѓањето на вртежите (да се чека околу 5 секунди);

- исклучување на греењето (враќање на командата на **FULL COLD** или **OFF)** при што треба да се посматра враќањето на вртежите на појдовната вредност (што покажува отсуство на лед).

Ако вртежите се зголемат, но на значително повисок број од појдовниот, значи дека имало лед но делумно се стопил во текот на прегледот. Процедурата треба да се повтори додека сиот лед не се стопи. Треба да се се внимава пред полетувањето да не се формира нов карбураторски лед.

Неисправности на карбураторот

Појавата на пукање во издувните цевки е знак на работа со пребогата смеса, при што дополнително согоруваат оние количини гориво кои, поради недостигот на воздух, не можеле навреме да изгорат во цилиндрите.

Прегревањето на моторот е знак на сиромашна смеса, бидејќи таа побавно согорува, па согорувањето продолжува и во текот на ширењето и издувувањето, поради што расте средната температура на цилиндрите. Сиромашната смеса може сериозно да ја доведе во опасност безбедноста на карбураторот и моторот, бидејќи навлегувањето на смеса што уште гори во вшмукувачкиот цевковод (додека двата вентила се отворени) може да предизвика пожар во карбураторот.

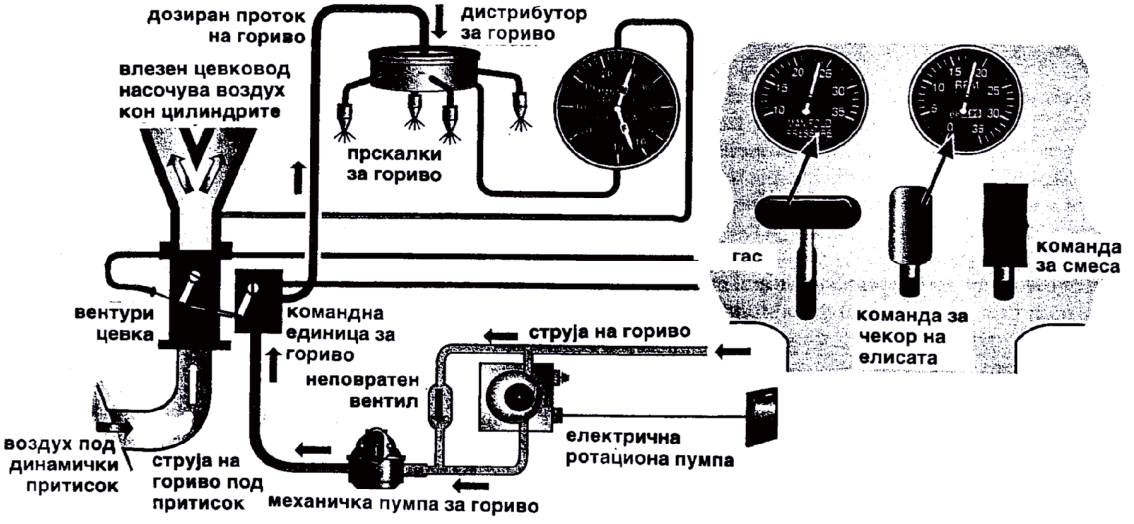
Важно е да се знае дека пребогатата смеса помалку му штети на моторот, дури и го лади, додека сиромашната предизвикува негово прегревање и намалување на силината.

Карбураторот е премногу сложен уред за да може лесно да се набројат сите можни неисправности. Еден универзален совет сепак може да се даде: што помалку да се гиба или чепка во неговите главни елементи (млазникот, пеперутката, пливката, вентури-цевката).

6.6 Систем за впрскување гориво (Fuel-Injection System)

Благодарејќи на многубројните подобрувања и усовршувања, современите карбуратори достигнале висок степен на развиток, но и сложеност на конструкцијата, така што некои значителни понатамошни подобрувања на нив тешко може да се очекуваат. Затоа во последно време сè повеќе се користи методот на впрскување на гориво во цилиндрите на моторот, наместо надворешна подготовка на смесата со карбуратор. Впрскувањето гориво кај ото-моторите е базирано врз ист принцип како и кај дизел-моторите, со таа разлика што дозираното гориво не се впрскува на крајот на тактот компресија (дизел), туку на почетокот или во текот на вшмукувањето. Притоа, притисоците на впрскувањето се далеку пониски од оние кај дизел-моторот, а самото впрскување може да биде непосредно во цилиндарот, во вшмукувачката цевка (вшмукувачкиот колектор, вшмукувачката гранка на моторот која ја разведува смесата на гориво и воздух до секој одделен цилиндар), или непосредно пред вшмукувачкиот вентил. Впрскување во вшмукувачката цевка или непосредно пред отворот на ввшмукувачкиот вентил, додека тој е подигнат од седиштето (т.е. е отворен), доаѓа предвид само за лесно испарливи горива (бензини). Благодарејќи на големата брзина на струење на воздухот се постигнува негово добро мешање со впрсканото гориво.

Посложените и пософистицирани авионски клипни мотори СВС, денес редовно користат директно впрскување на дозирано гориво под притисок за подготовка на горивната смеса. Овој систем е познат под името систем за впрскување гориво (fuel injection system). Првите системи за впрскување користеле механички компоненти за дозирање и впрскување. Денес, сите модерни системи поседуваат ***електронски модул*** (ECM - Engine Control Module) за: пресметување на масата на гориво што треба да се впрска во цилиндрите, генерирање на управувачките излезни наредби во облик на електрични импулси со одредена должина, и управување со целиот систем. За таа цел ECM поседува дигитален компјутер и сложени електронски кола за комуникација со многубројни сензори и електронски прскалки (injector) за впрскување на горивото. Основна предност на системот за впрскување гориво над карбураторот е прецизно дозирање на количеството на гориво, во зависност од режимот и условите на работа на моторот, со што се постигнуваат низа предности. Денес во најчеста употреба е електронски систем со поединечно импулсно впрскување гориво (MPI) кој нуди скоро идеални можности во поглед на создавањето горивна смеса. Во овој систем секој цилиндар има своја прскалка, а дозираното количество гориво се впрскува пред вшмукувачкиот вентил на цилиндарот. Основна компонента (мозокот) на овој систем е електронската управувачка единица, според чии електрични импулси електромагнетните прскалки вршат дозирано впрскување на горивото според редот на палењето во моторот, и тоа непосредно пред тактот на вшмукување. На тој начин се создава поволна горивна смеса од гориво и воздух, а наедно се подобрува внатрешното ладење на моторот.



Сл.6.9 Основна шема на систем за впрскување гориво (Fuel injection system)

Едноставниот систем за впрскување гориво обично се состои од следниве компоненти (сл.6.9): моторна пумпа за гориво со дијафрагма (engine-driven fuel pump), регулатор на притисокот на горивото (fuel pressure regulator), командна единица гориво/воздух (fuel/air control unit), дистрибутор за гориво (fuel distributor, fuel spider), цевководи за гориво (fuel lines), прскалки за гориво (discharge nozzles, fuel injectors), помошна горивна пумпа (auxiliary fuel pump) и индикатор за притисок/проток на горивото.

Брзо и прецизно дозирање на горивото се постигнува со електронската управувачка единица на системот за впрскување. Управувањето се врши врз основа на повеќе погонски податоци (параметри) кои, во вид на аналогни електрични сигнали, пристигнуваат од бројните давачи (сензори) поставени на различни места на моторот и авионот. ***Електронската управувачка единица*** ги обработува сите параметри заедно. Врз основа на регистрираните параметри од сензорите, и нивно споредување со оние од базата на податоци во својата меморија, управувачката единица го дефинира оптималното траење на должината на електричниот импулс (pulse width) што го испраќа до прскалките.

Сензорите (давачите) се, de facto, уреди со кои се претвора една физичка големина (притисок, брзина, температура, проток, локација) во електрична големина (напон, струја). Според конструкцијата и користениот принцип на дејство може да бидат многу различни. Овде се наведуваат само некои: давач на температурата на моторот (coolant temperature sensor), давач на позицијата на брегестото вратило (camshaft position sensor), давач на составот на издувните гасови (oxygen sensor), давач на положбата на придушната пеперутка, итн..

Прскалката е извршен орган на системот кој се активира со електрични импулси од електронската управувачка единица. Таа се состои од тело и игла на која е поставена котва. Во телото на прскалката се сместени електромагнетна намотка, водилка на иглата и спирална пружина која ја притиска иглата така што таа налегнува врз излезниот отвор на прскалката и ја затвора. Со појавата на електричен импулс се побудува електромагнетот, иглата се подигнува со што му овозможува на горивото под притисок низ калибриран кружен отвор да излезе од прскалката. Електронската горивна прскалка нормално е затворена, а за да впрска гориво под притисок, се отвора и стои толку долго отворена колку што е долг електричниот импулс кој доаѓа во намотката на соленоидот. Траењето на оваа операција (pulse width) е пропорционално на саканото количество на гориво.

Основни параметри за одредување на времетраењето на впрскувањето на горивото (според кои се формира основниот импулс за управување со прскалките на моторот) се: бројот на вртежите на моторот и количеството воздух што влегува во него (оптоварувањето) изразено преку притисокот на полнењето во вбшмукувачката цевка (положбата на пеперутката во вентури- цевката).

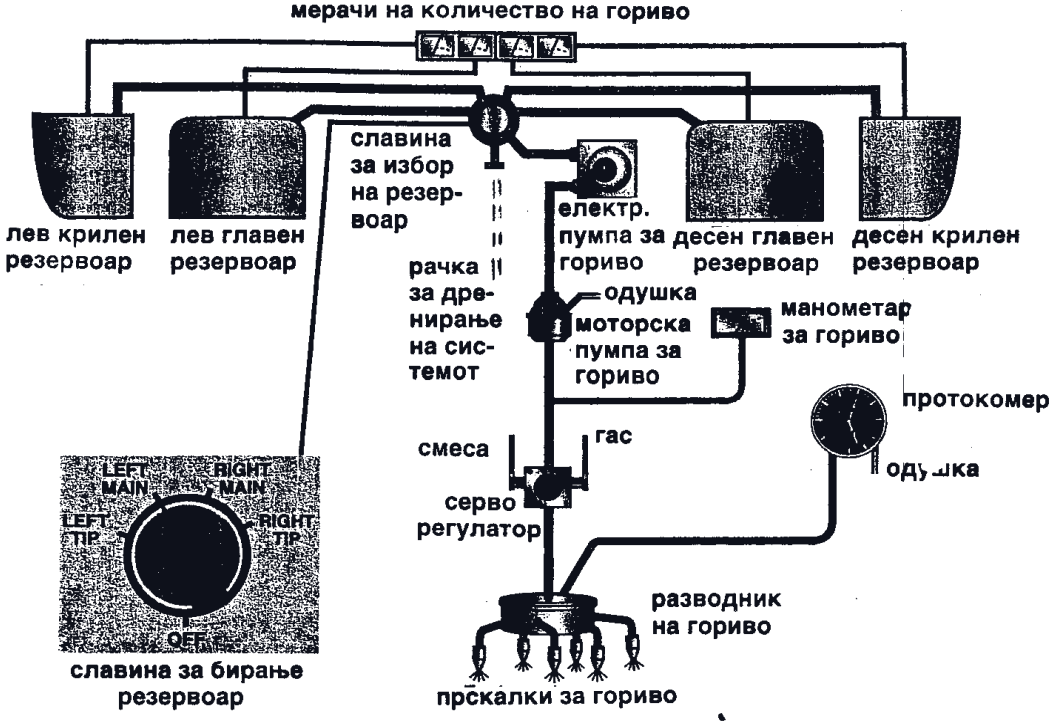
Мерењето на протокот на воздушната маса што струи во моторот, и кај овој систем, се изведува со создавање на диференцијален притисок со Вентуриева цевка, и негово регистрирање со соодветен сензор вграден во неа. Сензорот ја претвора промената на притисокот (протокот на воздушната маса) во Вентуриевата цевка во промена на напонот, и тој податок го испраќа до управувачката единица за гориво (fuel control unit - FCU).

Управувачката единица за гориво автоматски го регулира составот на смесата со генерирање и испраќање сигнал со кој се врши дозирање на количеството на впрскано гориво врз основа на притисокот на полнењето и бројот на вртежите - како основни параметри, и температурата на моторот и на околината, големината на атмосферскиот притисок и составот на издувните гасови - како параметри за дополнително регулирање.

Дистрибуторот рамномерно го распределува горивото до прскалките и обезбедува изедначен притисок на горивото во нив. Тој има улога на акумулатор за гориво; неговиот волумен е значително поголем од волуменот на горивото што се впрскува во текот на еден работен циклус на моторот, со што се спречуваат осцилациите на притисокот на горивото во него.

Од дистрибуторот, одделни цевководи за гориво од антикородал челик дозираното гориво под притисок на впрскување, го пренесуваат до прскалките во секоја цилиндарска глава, или во влезниот отвор на цилиндарот токму пред вшмукувачкиот вентил (intake port). Секој цилиндар има отвор со навој за инсталирање прскалка. Прскалките често пати имаат посебен држач со гумени елементи за спречување на нивното загревање и создавање парни меури во горивото, како и за заштита од вибрации.

Регулацијата на смесата во овој систем, исто така, го опфаќа и работењето на мал гас.
Со системот за впрскување гориво, секој цилиндар се снабдува со коректна смеса со посредство на сопствен горивен цевковод. Ова е сосема поинаку од системот каде што карбураторот создава иста смеса гориво/воздух за сите цилиндри, при што смесата треба да биде побогата од идеално потребната, за да се обезбеди коректна смеса и за цилиндарот што работи во најнеповолни услови.
На сл. 6.10 е прикажан пософистициран систем за гориво на авион со впрскување.



Сл. 6.10 Пософистициран горивен систем на мотор со впрскување гориво

Предности на системите за впрскување гориво:

- полесен старт на ладен мотор и по ладно време,
- елиминирана опасност од создавање горивен лед (fuel ice),
- поизедначено создавање и распределба на смесата гориво/воздух до секој цилиндар,

- прецизно дозирање на количеството на гориво во зависност од режимот и условите на работата на моторот,
- помали проблеми околу одржувањето на системот,
- моментално забрзување на моторот без тенденција за задушување, т.е. моментален одговор и приспособување на условите на работа,
- зголемен степен на искористување на моторот.
- помала потрошувачка на гориво (подобра горивна економичност),
- намалена содржина на штетни компоненти во издувните гасови,
- подобра и порамномерна распределба на горивото по сите цилиндри и можност за работа со посиромашна смеса што поволно влијае на потрошувачката на горивото,
- неосетливост на забрзувањата, еволуциите во воздухот, и инерцијалните сили,
- зголемена силина на моторот (8...15%).

Недостатоци на системите за впрскување гориво:

- стартувањето на веќе загреаниот мотор, за време на операции на земја и при топло време може да биде отежнато поради појавата на меури од испарувањата на горивото во цевководите. Овој проблем може да се ублажи со електрична бустер-пумпа која ја става под притисок инсталацијата за гориво,
- бидејќи применетите цевководи и прскалки за гориво се со многу мал дијаметар, моторите снабдени со систем за впрскување, наспроти постоењето бројни филтери, се поосетливи на нечистотии во горивото, како што е водата или други вообичаени контаминанти,
- вишокот гориво, испорачан преку системот за впрскување гориво, се враќа преку повратен цевковод кон еден од горивните резервоари. Ако пилотот не внимава каде се враќа тој вишок гориво, може да се случи горивото да биде дренирано надвор од авионот (со што се намалува расположливото количество гориво за летање). Секундарен ефект би можел да биде асиметрично (нееднакво) оптоварување на авионот од горивото (во некои постари модели на едномоторни лесни авиони).
- можни тешкотии при стартување мотор кој "згаснал" поради недостиг на гориво (fuel starvation).

Во случај на откажување на моторската горивна пумпа, опишаниот систем за впрскување на гориво продолжува да работи трајно со помош на електрична бустер-пумпа, со незабележлива промена во функционирањето.

Системот за впрскување гориво е помалку подложен на заледување од карбураторскиот систем (отсуство на карбураторски лед). Меѓутоа, и кај двата система може да се создаде ударен лед (impact ice, стр.102) на вшмукувачкиот отвор за воздух и да го блокира (за потсетување: ударен лед се формира кога капки од супероладена атмосферска вода се судираат со студените метални површини на авионот). Вшмукувачкиот отвор за воздух на системот за впрскување гориво е ист како оној во карбураторскиот систем, со отвор за алтернативен воздух, лоциран во капотажот на моторот. Овој алтернативен воздух се користи ако надворешниот отвор за воздух е блокиран. Отворот за алтернативниот воздух обично се отвора автоматски, но и со помош на мануелен систем кој може да се употреби ако автоматиката откаже.

Моторите СВС на модерните автомобили денес обично користат електронски системи за впрскување гориво. Меѓутоа клипните мотори СВС во ***лесните авиони*** главно користат карбуратори или едноставни системи за впрскување. Иако електронските системи за впрскување гориво може да се програмираат во поглед на температурата, притисокот, оптоварувањето и другите параметри, за автоматски да обезбедуваат соодветна смеса од гориво и воздух, тие помалку се застапени кај лесните авиони. Наспроти несомнената поголема ефикасност, компјутерските и електричните енергетски компоненти употребувани во електронскиот систем за впрскување гориво дополнително го поскапуваат и го комплицираат системот, а со тоа ја намалуваат и неговата надежност.

7. Висински карактеристики на моторот
7.1 Видови силини

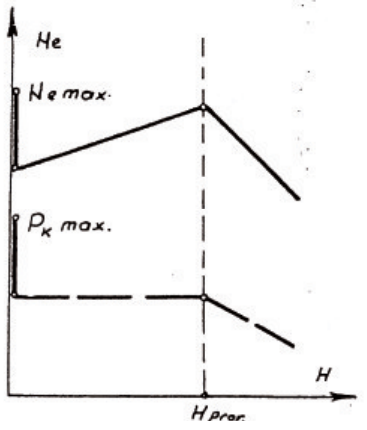
Досега се запознавме со поимите: ***силина, индицирана силина, ефективна силина, литарска и специфична силина*** кои имаат универзално значење за ***сите клипни мотори*** со внатрешно согорување. Од гледна точка на воздухопловството и примената кај авионите, силините можат да се класифицираат и на поинаков начин.

Номинална силина (дозволена максимална трајна силина)-обично се наоѓа под кривата на полната силина, што значи дека се постигнува со определено долготрајно придушување, т.е. со нецелосен отвор на пеперутката. На овој начин, на моторот му се остава определена резерва, при полетување, да може краткотрајно да развива поголема силина со полн отвор на пеперутката. За бескомпресорските мотори номиналната силина е за 5 до 15% помала од полната силина реализирана при номинален број вртежи. Со оваа силина моторот обично работи при качување или при хоризонтален лет, со максимална брзина.

Економичната или експлоатациона **силина** (силина на крстосувањето) е малку помала од номиналната (6/10 до 7/10 од номиналната силина) и се постигнува со уште поголемо придушување во вшмукувачкиот вод. Со оваа силина моторот работи трајно (или работи најмногу време) и притоа лета со најголема брзина. Нејзината промена се изведува по должината на кривата на придушената силина, во подрачјето под кривата на полната силина. Оваа силина се изведува со посиромашна смеса од смесата за максимална силина и за неа е потребна минимална специфична потрошувачка на гориво. Затоа и се вика економична силина.

Силината на моторот на висина на искористување е најголемата силина што мотор со компресор може воопшто да ја постигне на висина. Се зголемува од земјата кон висината, и тоа само до определена висина, по која почнува да опаѓа. Најголемата силина на висина се вика силина на висина на искористување.

Силина на моторот при полетување. При полетувањето е потребна максимална силина на моторот на земја, која е поголема од номиналната. Се нарекува **форсаж** на моторот.



Сл. 7.1 Зголемување на силината на моторот на земја

N_{emax}- максимална силина при полетување (форсаж); P_x- притисок на полнењето

Оваа силина може да се добие на три начини: со зголемено полнење (на некои мотори се употребува специјална команда со која пеперутката на компресорот може присилно да се отвори, а со тоа да се зголемат притисокот на полнењето и ефективната силина на моторот), со зголемување на бројот на вртежите на моторот или со истовремено зголемување на бројот на вртежите и притисокот на полнењето.
При употреба на форсажот со зголемено полнење, моторот дополнително се напрега, па неговата честа и неконтролирана употреба може да има сериозни последици врз трајноста на моторот. За да се избегне преголемото напрегање и скратувањето на векот на моторот, во експлоатацијата, употребата на максималната силина на моторот се ограничува на 1-4, најмногу на 5 минути.

7.2 Промена на силината со висината

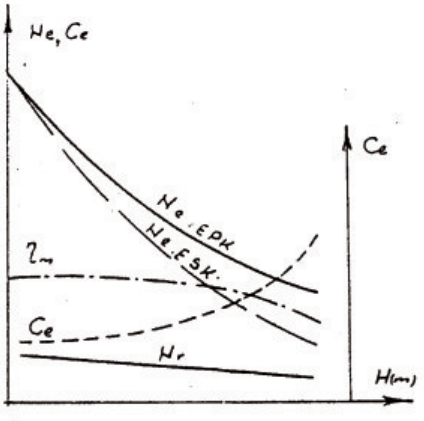
Читателот е веќе запознаен со феноменот на опаѓање на густината на воздухот во атмосферата со порастот на висината. Последица на ова е и постепеното опаѓање на силината на моторот одејќи од земјата кон височините, бидејќи во цилиндрите влегува сè помала тежина на воздух, односно смеса, како што авионот се оддалечува од земјата. Од помала тежина на вшмуканата смеса се добива и помала силина. И, додека овој феномен нема некое побитно влијание кај автомобилските мотори СВС, кај авионите има првостепено значење.

Заклучок: силината на моторот се намалува со порастот на висината во ист однос со кој се намалува и густината на воздухот.

Висинска карактеристика е *крива линија која ја покажува зависноста на ефективната силина и специфичната потрошувачка на горивото од висината.*

7.3 Висинска карактеристика на мотор без компресор

Моторите кои немаат компресор се нарекуваат ***невисински мотори***. На дијаграмот на сл.7.2 се прикажани промената на силината (N_e) и специфичната потрошувачка (C_e) на еден авионски мотор со висината.



Сл.7.2 Висинска карактеристика на авионски мотор без компресор
Испрекинатата линија се однесува на мотор со елиса со фиксен чекор; полната линија се однесува на мотор со елиса со променлив чекор

Од графиконот се гледа дека силината на моторот е најголема на земја, а со искачувањето на висина континуирано се намалува. Ова се случува поради намалената тежина на полнењето и намалувањето на механичкиот степен на

корисното дејство. Со зголемувањето на висината се зголемува и специфичната потрошувачка на гориво. Со други зборови, енергијата на горивото подобро се искористува на земјата и на мали висини, додека на поголеми висини, поради недоволното количество на воздух, се зголемува специфичната потрошувачка и се намалува економичноста на моторот.

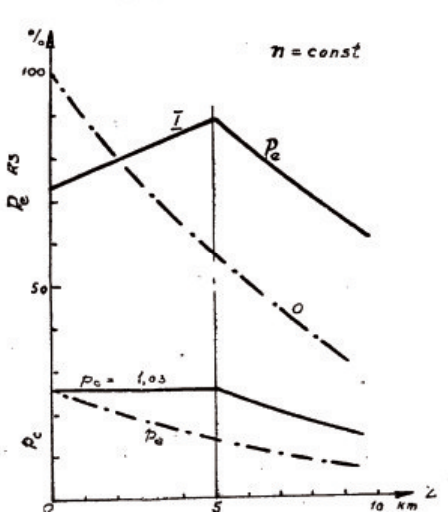
Заклучок: поради намалувањето на механичкиот степен на корисното дејство со висината, искористувањето на моторот е послабо и затоа вакви ***невисински мотори*** се употребуваат само кај лесните, спортските и кај авионите за работи во земјоделството.

7.4 Висинска карактеристика на мотор со компресор

Повторување: една елементарна анализа на формулата за ефективна силина на 4-тактен клипен мотор СВС покажува дека силината зависи од вкупниот волумен на цилиндрите, бројот на вртежите, средниот индикаторски притисок и механичкиот степен на корисно дејство:

$$P_e = \frac{\eta_m \cdot p_{im} \cdot V_t \cdot n}{900}$$

За еден конкретен мотор волуменот е константна вредност, а механичкиот степен на искористување ги достигнал крајните можни вредности. Ако сакаме поголема силина треба да го зголемиме средниот индикаторски притисок. За оваа цел, пак, постојат две можности: зголемување на термодинамичкиот степен на искористување и/или зголемување на полнењето на цилиндрите со работната смеса. Поголемите вредности на термодинамичкиот степен на искористување влијаат позитивно не само на зголемувањето на силината туку и на намалувањето на потрошувачката на гориво. Па сепак, во оваа насока тешко може да се направи многу. Реално останува можноста саканото зголемување на силината да се постигне со зголемување на ***притисокот на полнењето***, т.е. со зголемување на притисокот на смесата пред нејзиното влегување во цилиндрите. На овој начин, за зададениот волумен, се зголемува тежинското количество на смесата во циклусот, бидејќи специфичната тежина расте со зголемувањето на притисокот. Моторите со компресор се нарекуваат ***висински мотори***.



Сл.7.3 Промена на силината и на притисокот на полнење на компресорски авионски мотор во функција на висината на летањето

Зголемување на притисокот на смесата или на чистиот воздух, пред влегувањето во цилиндарот се врши со помош на ***компресор***.

Примена на компресор за зголемување на силината на моторот се користи во два случаја: кога се сака моментално и краткотрајно зголемување на силината за полетување или за вонреден маневар и за одржување на потребната силина на авионскиот мотор со порастот на висината.

Со зголемувањето на висината опаѓа густината на воздухот, со што се намалува тежината на смесата уфрлена во цилиндрите, а со тоа се намалува и силината на бескомпресорскиот мотор. За да се намали овој феномен донекаде се применува компресор кој до некоја определена висина ("висина на употреба") обезбедува константен притисок на смесата или воздухот, а со тоа го спречува и опаѓањето на силината. Бидејќи компресорот е во цврста врска со вратилото на моторот (механички погон), нивната работа е синхронизирана и дотерана така што, при константен број на вртежи на моторското вратило, компресорот ја компримира смесата и, во соработка со пеперутката во карбураторот, одржува секогаш ист притисок до висината на употребата. Овој притисок е различен за различни мотори, што зависи од видот на моторот и на авионот, но главно изнесува 1,0 до 1,2 bar.

Кога на моторот би му дозволиле да работи без придушување и на земја, тој би ја постигнал најголемата можна силина (еквивалент на силината, сл.3.42) за зададениот број вртежи. Бидејќи тоа не е дозволено, заради механичката и термичката безбедност на моторот, се врши придушување со пеперутката, така што реално најголемата силина се постигнува на висина на употребата, додека на земја е дури и помала од неа.

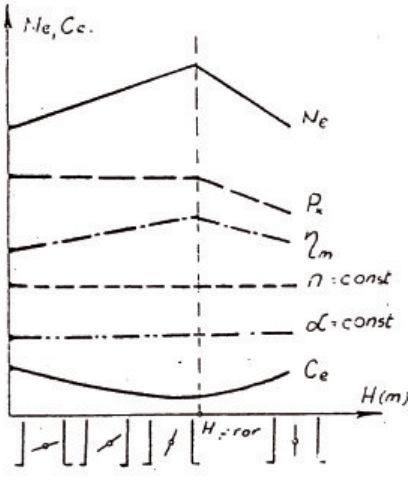
Споредувајќи ги дијаграмите на силината на два идентични мотора, еден без компресор (ознака О на сл.7.3) и друг со компресор (ознака I на сл.7.3), при што овој другиот на висина на употребата ја развива онаа силина која бескомпресорскиот мотор ја развива на земјата, се забележува (сл.7.3) дека компресорскиот мотор на земја има помала силина. Ова е лесно да се разбере, бидејќи тој за погон на својот компресор троши силина од моторското вратило, а освен тоа постојат и загуби за работата на пеперутката и компресорот. Поагајќи од земјата и качувајќи се во висина, силината на бескомпресорскиот мотор опаѓа (крива О) а силината на компресорскиот мотор расте (I), па двете силини ќе се изедначат на некоја висина помала од висината на употреба. На висини помали од оваа, бескомпресорскиот мотор е посилен, над оваа, компресорскиот мотор има поголема силина, бидејќи неговата силина расте до висината на употреба па дури тогаш почнува да опаѓа, а силина на компресорскиот мотор непрекинато опаѓа. На тој начин, разликата во корист на компресорскиот мотор достигнува најголема вредност на висината на употреба а над неа останува главно константна.

Од изложеното треба да се сфати дека примената на компресорот на авионски мотор не мора да значи зголемување на силината во апсолутна смисла во однос на бескомпресорскиот мотор, туку поместување на најголемата развиена силина на поголеми висини, наместо нејзино постигнување на земјата. Компресорскиот мотор е, значи, во состојба да развие иста силина како и соодветниот бескомпресорски (при ист притисок на полнење на полн отвор на пеперутката и ист број на вртежи) на поголема висина, додека на земјата дава помала силина.

7.5 Инсталации со еднобрзински компресор

Кај еднобрзинскиот компресор бројот на вртежите на роторот во однос на бројот на вртежите на коленестото вратило не се менува, бидејќи е со него во цврста врска. На сл.3.43 е прикажана висинска карактеристика на таков мотор. За поголема јасност, на апсцисната оска е прикажана и положбата на пеперутката на компресорот која го регулира притисокот на полнењето со висината. Ваква висинска карактеристика се добива ако се исполнети следниве услови:

- автоматско одржување константен притисок на компресорот (p_k) до висината на употреба;
- автоматско одржување константен број на вртежи (n) на сите висини, со регулатор на бројот на вртежите;
- константен состав на смесата (α) на сите висини, кој се одржува со мануелна или со автоматска корекција;
- автоматско одржување најповолен агол на претпалење со автомат вграден на магнетот.



Сл.7.4 Висинска карактеристика на моторот со еднобрзински компресор и положба на пеперутката на карбураторот со која се регулира регулаторот на притисокот на полнење со висината

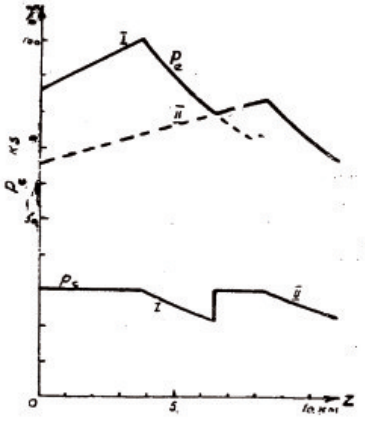
Од дијаграмот се гледа дека при качување на висина ефективната силина на моторот расте и покрај тоа што притисокот p_k е константен. Ефективната силина на моторот до висината на употреба (пресметковната висина) се зголемува за 5 - 10% поради тоа што:

- се намалува негативната (пумпна) работа за исфрлање на согорените гасови, бидејќи воздухот околу моторот на поголеми висини е сè поредок,
- се зголемува тежината на полнењето бидејки со порастот на висината температурата на воздухот се намалува. При качувањето до висината на употреба се намалува специфичната ефективна потрошувачка на горивото (C_e), а механичкиот коефициент на корисно дејство расте.

По достигнатата висина на употреба (пресметковната висина) силината опаѓа а ефективната специфична потрошувачка на гориво (C_e) расте, како и кај моторите без компресор.

7.6 Инсталации со двобрзински компресор

Висината на употребата зависи од силината на компресорот и од бројот на вртежите на неговиот ротор. Ако во компресорот се вгради уште една брзина, односно преносник со поголем преносен однос, ќе се добие двобрзински компресор чиј ротор ќе се врти со помал број вртежи во прва брзина а со поголем број вртежи во втора брзина.



Сл.7.5 Промена на силината и на притисокот на полнењето на авионски мотор со двобрзински компресор

Очигледно е дека во прва брзина степенот на пораст на притисокот во компресорот е помал а во втора брзина поголем. Доколку моторот од земја веднаш работи во втора брзина, поради поголемата компресија и поголемите загуби, поголема ќе биде силината одземена од вратилото на моторот, па во тој случај ефективната силина ќе биде помала отколку силината на истиот мотор со прва брзина на земја (сл.3. 44). Затоа, поаѓајќи од земја, прво се вклучува прва брзина и со неа компресорот работи до, и малку над, првата висина на употреба. На определена висина, над првата висина на употреба, кога силината веќе значително опаѓа, се вклучува втора брзина, а пеперутката делумно се придушува, за да се постигне пак првобитниот константен притисок на полнење, а постепено се отвора со качувањето за на втората висина на употреба наполно да се отвори. Силината повторно расте, сѐ додека се достигне максимум при полн отвор на пеперутката. Дури од втората висина на употреба силината опаѓа со понатамошното зголемување на висината. Опишаниот двобрзински систем на едностепени турбокомпресори првпат успешно бил применет на големите радијални мотори на авиони во Втората светска војна.

Користа од примената на двобрзински компресор се гледа во понатамошното зголемување на висината на која моторот може да развива скоро иста силина како и со прва брзина, со тоа што е тоа "платено" со определени конструктивни компликации. Кога би постоел менувач на брзини кој континуирано би ја менувал брзината на вртењето на компресорот (при секогаш ист број вртежи на коленестото вратило) и без какво било придушување во вшмукувачкиот вод, би се добила крива на промена на силинатата која, со зголемување на висината од земја, постепено би опаѓала. Ваков менувач е тешко да се реализира, па споменатата промена на силината нема практична вредност. Сепак, Германците успеале делумно да постигнат

сличен резултат со примена на хидраулична спојка врз принцип на турбина Voight (сличен принцип како во хидромеханичките менувачи и спојки на современите автомобили).

Заклучок: примената на компресорите кај авионските мотори, покрај зголемувањето на силината, може да предизвика и сериозни последици, како што се: зголемување на термичкото и механичкото оптоварување на моторот, зголемување на опасноста од детонација, влошување на термодинамичкиот степен на корисното дејство, зголемување на специфичната потрошувачка на горивото, компликации во конструкцијата на погонската група. Меѓутоа, во поглед на специфичната силина, примената на компресорот претставува голема придобивка, бидејќи со неговото вградување добивката во силината е многу поголема отколку порастот на тежината.

7.7 Видови компресори кај авионските мотори

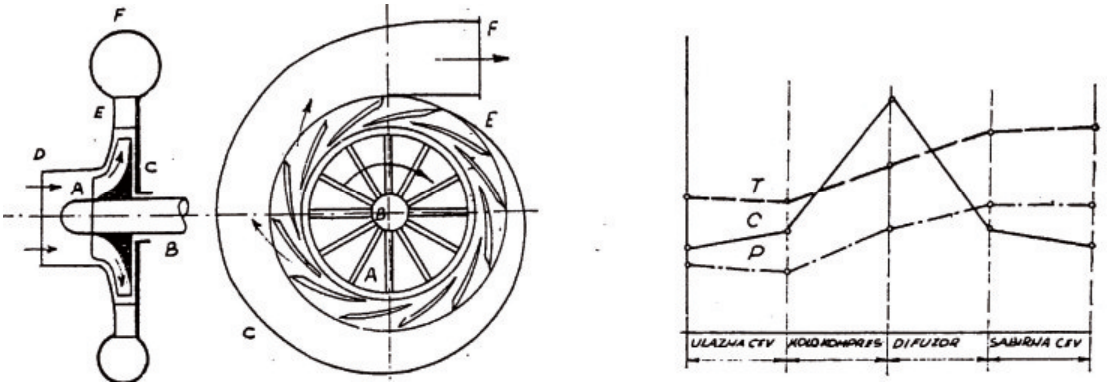
За ублажување на проблемите со опаѓањето на силината на моторот со порастот на висината на летот, за примена во воздухопловството, предвид доаѓаат два типа компресори: радијален центрифугален компресор со механички запчест погон од моторското вратило-споени директно, преку редуктор или хидродинамичка спојка, и турбокомпресор со погон од гасна турбина и од издувните гасови на моторот.

Центрифугалниот радијален турбокомпресор е едноставен и сигурен уред со механички погон, приклучен на моторското вратило директно или преку редуктор. За жал, овој компресор троши и до 10% од вкупната моторска силина и има ограничено дејство во поглед на висината и развиената силина на моторот.

Турбокомпресор (турбополнач, турбопрехранувач, turbocharger) е компресор задвижуван од гасна турбина, на исто вратило, кој ги полни цилиндрите на моторот со работна материја (воздух или смеса) чиј притисок е повисок од атмосферскиот. На тој начин се зголемува специфичната силина на моторот.

До идеја за ова конструктивно решение се дошло преку констатирање на фактот дека издувните гасови од моторот со себе, во атмосферата, изнесуваат неискористени дури 40 до 45% од вложената топлотна енергија на горивото. Тие ги напуштаат цилиндрите со брзина од околу 80 m/s и со температура од околу 800^0C, што претставува приличен износ на кинетичка и топлотна енергија. По оваа констатција идејата за делумно користење на оваа енергија за погон на гасна турбина и турбокомпресор се наметнала сама по себе. Со ширењето на овие гасови во посебна гасна турбина, се добива доволно количество на механичка енергија на вратилото на турбината, а оваа понатаму се користи за погон на компресорот. Наместо директно да се одзема силината од моторското вратило, се користи "загубената" енергија во издувните гасови. Важно предимство на турбокомпресорот е и уникатната можност за автоматско регулирање на бројот на вртежите на компресорот во зависност од висината на летањето, со што наедно се регулира и притисокот на полнењето на цилиндрите.
Додека авионот е на земја компресорот е непотребен, па се исклучува на тој начин што посебен бај-пас вентил (wastegate, WG, "вејстгејт") овозможува издувните гасови да заминуваат директно во атмосферата, без да поминат низ турбината. Со постепено зголемување на висината, надворешниот атмосферски притисок опаѓа, па компресорот треба да се врти сè побрзо и

побрзо, односно посилно да компримира за да обезбеди константен притисок на полнењето од земјата до висината на употреба. За таа цел пеперутката на вејстгејт-вентилот зад турбината автоматски и постепено се затвора, така што сè поголемо количество на издувни гасови е принудено да струи низ турбината, а таа се врти сè побрзо и сè поголема е брзината на вртењето на компресорот (турбината и роторот на компресорот се монтирани на исто вратило и се вртат со иста брзина).



Сл.7.6 Центрифугален радијален компресор со механички погон

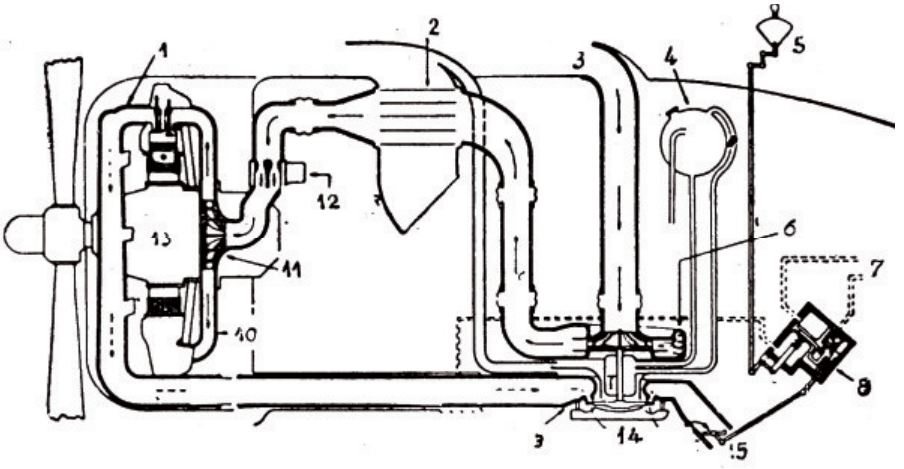
Со опишаниов систем висината на употребата може да се зголеми и преку 9000 m. На таа висина пеперутката во вејстгејт-вентилот е наполно затворена и целото количество на издувни гасови минува низ турбината. Во прилог на добриот степен на искористување на целиот систем оди и фактот дека со порастот на висината се намалува атмосферскиот притисок, расте разликата на притисоците помеѓу влезот и излезот на гасната турбина и се зголемува развиената механичка работа.
Бидејќи за погон на компресорот не се троши силина од моторското вратило, силината на мотор опремен со гасна турбина уште на земјата ќе биде поголема од силината на сличен мотор опремен со механички погон на компресорот. Оваа силина постепено ќе расте до висината на употреба, а потоа, со понатамошниот пораст на висината, ќе почне да опаѓа како и кај сите други клипни мотори.

Целиот систем "гасна турбина-турбокомпресор-управувачка автоматика" е компактен, со мала маса и димензии, мирен при работа, без вибрации и бучава. За неговата поголема примена кај авионите требало да се решат барем четири големи проблеми:

- првиот проблем се јавувал уште во производството на турбинските лопатки кои морале да бидат направени од висококвалитетни огноотпорни легури, со високи механички особини, отпорни на ползење, гасна корозија и абење,
- вториот не помал проблем е потребата од ефикасно ладење на лопатките, термичка изолација на водовите на жешките издувни гасови и спречување на влијанието на високите температури врз носечката структура на авионот и латентната опасност од пожар,
- третиот проблем е зголеменото термичко оптоварување на моторот заради зголемените отпори на издувување (особено на издувните вентили) и зголемената опасност од детонација,

- четвртиот проблем е потребата од ефикасно подмачкување на тркалачките лежишта кои ротираат и со брзини од 80000 min^{-1}.

Овие проблеми денес успешно се решени и турбокомпресорот со гасна турбина се користи за цели кои се опишани во претходните излагања.



Сл. 7.7 Шема на инсталацијата на турбокомпресор на авионски мотор во ѕвезда:
1- издувен колектор; 2- ладилник на компримираниот воздух; 3-влез на воздухот кон турбокомпресорот; 4-резервоар за масло; 5-команда за притисок на полнењето; 6-турбокомпресор; 7-доводи на масло во сервоуредот; 8-сервоуред со регулаторот; 9-спроводен апарат; 10-вшмукувачка цевка за цилиндрите; 11-механички компресор; 12-карбуратор; 13-ѕвездест мотор; 14-излез на гасови од турбината; 15-вентил за издувните гасови (wastegate); Т-гасна турбина

Wastegate (WG, вејстгејт) е, всушност, приспособлив бај-пас вентил во издувниот систем на клипен мотор со турбокомпресор, кој ги пренасочува издувните гасови од моторот кон турбината на турбокомпресорот или во атмосферата, со цел регулација на притисокот на полнењето и оневозможување склопот на турбината и компресорот да достигнат превисок број на вртежи.

Со ова пренасочување на издувните гасови се регулира брзината на вртењето на турбината и на компресорот, и создадениот притисок на полнењето.
Примарна функција на Wastegate-вентилот е да го регулира максималниот притисок на полнењето во системот на турбокомпресорот, за да ги заштити и моторот и турбокомпресорот.
Wastegate е интегрален дел од турбокомпресорот кој обезбедува моторот да не добива непотребно голем притисок на полнењето што би се случило со неконтролирано вртење на турбината и со пораст на вртежите. Називот Wastegate е токму тоа на што неговото име имплицира - вентил (порта, врата, влез, излез или пеперутка), кој со своето отворање ги свртува издувните гасови во издувниот систем или во атмосферата, ако тие со своето дејство го пречекоруваат потребниот притисок на турбокомпресорот. На тој начин, вејстгејт-уредот служи за: регулирање на износот на притисокот на полнењето, заштита на моторот од прекумерни механички и термички оптоварувања и на турбокомпресорот од преголема брзина на ротацијата.
Кога притисокот на полнењето ќе достигне извесна определена вредност - да речеме 10 psi, пеперутката на вејстгејт-вентилот се отвора и ги пренасочува гасовите надвор од турбинското коло (во атмосферата или во издувниот систем), одржувајќи го зададениот притисок приближно константен.

Управувањето со работата на вејстгејт-вентилот, т.е. со позиционирањето на пеперутката, се врши мануелно (со рачна команда) или автоматски, со промена на позицијата на командата за гас, при што се активира регулаторот чија работа е базирана врз физичкиот закон на промена на барометарскиот притисок со висината. Оваа промена ја регистрира механизам осетлив на промена на притисокот, обично дијафрагма (или анероидна капсула) која е споена со цевка со излезот од турбокомпресорот, а нејзината деформација се пренесува со помош на сервомеханизам на насочувачкиот дел на издувните гасови (во или надвор од турбината). Значи, WG вентилот се активира со иницијално активирање на дијафрагмата и со реакцијата на сервомеханизмот. Ако притисокот на полнењето ја надмине однапред зададената вредност, дијафрагмата ја отвора притиснатата со пружини бајпас пеперутката на WG, овозможувајќи дел од гасовите да оди низ работното коло на турбината, а дел во атмосферата преку издувувањето.
Сервомеханизмот работи како хидрауличен уред со моторско масло од системот за подмачкување на моторот.
Кој систем и да е применет, суштината на работата останува иста - задвижување заради точно позиционирање на пеперутката на вентилот со цел дозирање на делот од издувните гасови што минува низ турбината. Кај мануелната команда, пилотот мора внимателно да го надгледува манометарот на притисокот во вшмукувачкиот вод, додека во случај на автоматска команда е растоварен од таа обврска.
Во однос на местото на вградување, постојат два типа вејстгејт-уреди: внатрешен и надворешен. **Внатрешниот вејстгејт** се вградува во куќиштето на турбокомпресорот и претставува негов интегрален дел. Најчесто се вградува во инсталации со низок притисок на полнењето, 5-6 максимум 10 psi.

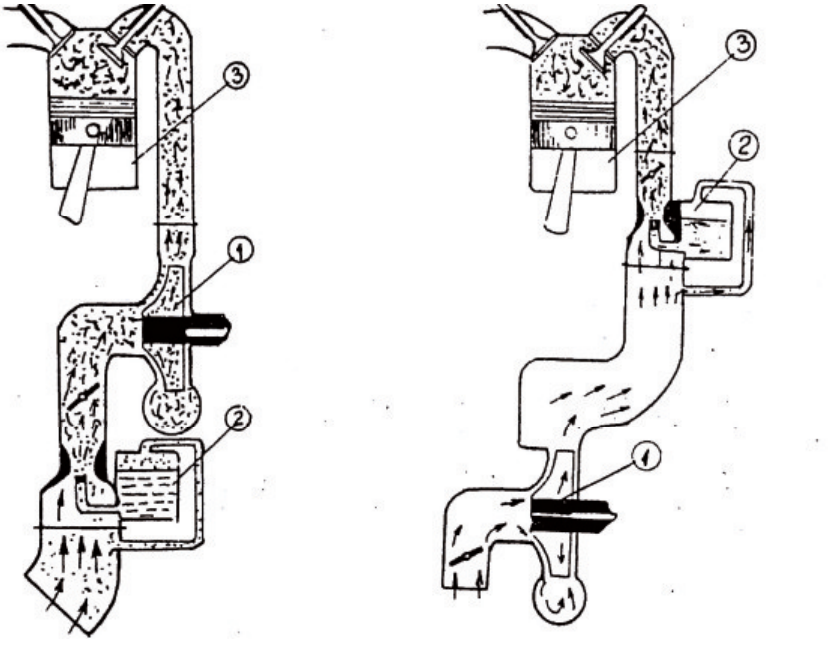
Вториот тип е **надворешен вејстгејт**. Кај овој тип вентилот е надвор од куќиштето на турбокомпресорот, поставен на некое згодно место, што овозможува поголема слобода на распоредот, локацијата и големината на одделните компоненти. Токму поради можноста да се користат и многу поголеми компоненти, регулацијата на нивото на притисокот на полнењето е многу попрецизна, а работните притисоци се значително поголеми (20 -30 psi).
Во поглед на начинот на работа, нема разлика од внатрешниот тип. И овде еден дел од издувните гасови на моторот се насочува кон турбинскиот дел на турбокомпресорот а другиот дел се празни во атмосферата. Уделот на одделните гасни струи го командува вентил сличен на оној во цилиндарската глава на моторот, и многу побучен отколку оној што е вграден во куќиште.

Запамети:
- улогата на вејстгејт-уредот е да ја регулира брзината на вртење на турбокомпресорот,
- кога моторот работи на Idle, вентилот на WG е потполно отворен,
- кога авионот ќе ја достигне висината на употребата, вентилот на WG ќе биде наполно затворен.

На авионските компресорски мотори постои автоматска контрола на полнењето, која го контролира и регулира притисокот на смесата (или воздухот) зад компресорот. Оваа контрола не дозволува пречекорување на пропишаните вредности на притисокот на полнењето (MAP), со што се обезбедува саканата силина, но без опасности од недозволено големо полнење на цилиндрите (што би предизвикало термичко и механичко преоптоварување на моторот).

7.8 Поставување на компресорот на мотор

Во однос на цилиндарот на моторот, компресорот може да се постави пред или зад карбураторот (сл.7.8).



Сл.7.8 Комбинации на поставување на турбокомпресор на вшмукувачкиот систем

Комбинација: карбуратор-компресор-цилиндар

Добри особини на овој распоред се: олеснето затинање на карбураторот бидејќи се наоѓа под атмосферски притисок, подобра подготовка на работната смеса, поради испарувањето на горивото во компресорот се зголемува притисокот во споредба со чистиот воздух и се зголемува силината на моторот. Наведениот распоред на компресорот и карбураторот е погоден за експлоатација.

Недостатоци на овој распоред се: карбураторот има големи димензии зашто низ него поминува разреден воздух (на висина), горивото може да се кондензира по ѕидовите на компресорот (на мали вртежи), постои опасност од пожар од повратен пламен бидејќи целата инсталација, од карбураторот до компресорот, е наполнета со работна смеса, има потреба од загревање на карбураторот на големи висини.

Комбинација: компресор-карбуратор-цилиндар

Добри особини на овој распоред се: спроводниот вод од компресорот до карбураторот е исполнет со чист воздух со што е намалена опасноста од пожар и повратен пламен, во карбураторот влегува загреан воздух па нема потреба од негово загревање, поради кратките вшмукувачки водови низ кои минува гасната смеса се елиминира опасноста од кондензирање на горивото.

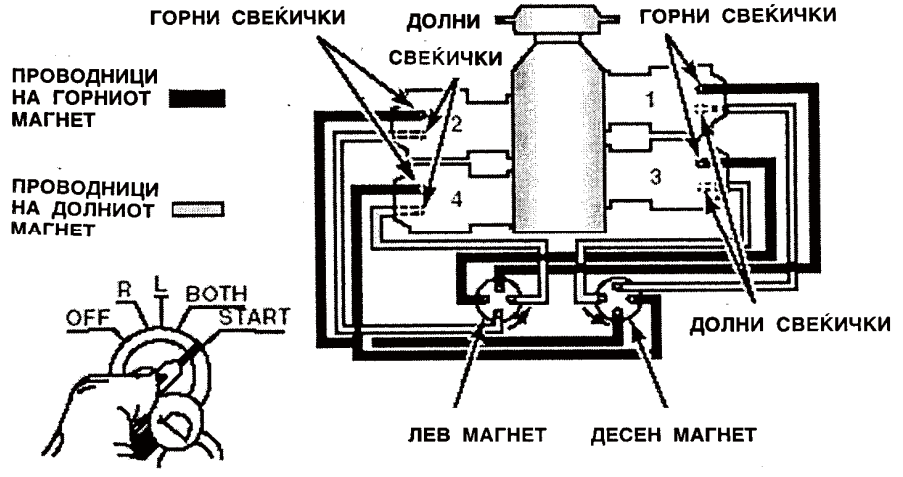
Недостатоци на овој распоред се: проблеми со одржувањето на константно ниво на горивото во карбураторот поради воздухот кој под притисок влегува во комората на пливката, зголемена е потрошувачката на гориво и послабо е мешањето на горивото со воздухот поради влијанието на зголемениот притисок и температурата.

8. Систем за палење (Ignition System)

Компримираната горивна смеса во цилиндарот на авионскиот клипен мотор се пали со електрична искра од свеќичка во цилиндарот на моторот, па, наједноставно речено, задача на системот за палење е да обезбеди искра. Гледано во целина, задачата на системот за палење е значително покомплексна и се состои од: создавање на потребна електрична енергија, нејзино претворање во топлотна енергија (т.е. во искра), палење на компримираната смеса гориво/воздух и коректно темпирање во секој цилиндар. Бидејќи електричната енергија се создава надвор од цилиндрите, а се претвора во топлотна енергија (искра) во цилиндрите, системот за палење мора да обезбеди и пренесување и дистрибуција на создадената електрична енергија до местата каде што ќе биде употребена, т.е. до свеќичките во цилиндрите.

Повеќето стандардни сертифицирани авионски мотори имаат ***удвоени*** (и независни) системи за палење кои работат паралелно еден со друг, а секој од нив снабдува со висок напон една од двете свеќички по цилиндар. Во случај на откажување, удвоениот систем за палење е посигурен од единичниот систем, а во секој случај придонесува за поефикасно согорување на горивото.

Системот за палење (види слика 8.1) се состои од: авионски магнетски систем (magnetos), свеќички (spark plugs), високонапонски проводници (high-tension leads) и прекинувач за палење (ignition switch).



Сл.8.1 Составни елементи на системот за палење

8.1 Магнетски систем (Aircraft Magneto System)

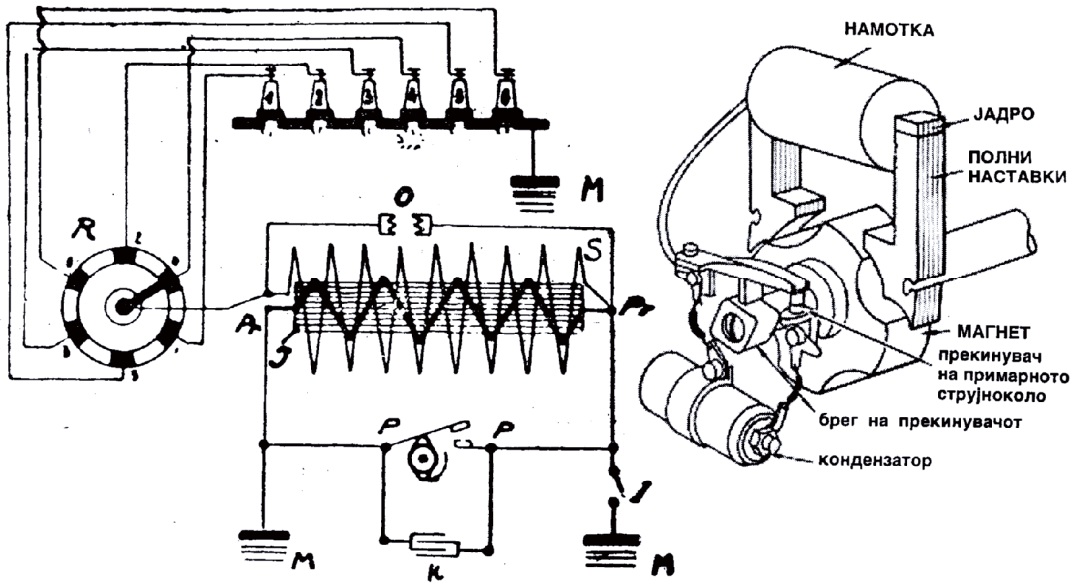
Потребната електрична енергија за свеќички во облик на струја од висок напон се создава во таканаречените магнети, по еден магнет за секој од двата система за палење. Магнетот (magneto) е комбинација на генератор на наизменична струја од низок напон и високонапонски трансформатор. Секој од магнетите механички се задвижува од моторот и притоа, независно од кој било електричен уред на авионот, генерира висок напон кој се разведува по свеќичките во точно определен момент - традиционално 25^0 пред НКП.

Магнетот како уред (сл.8.2) се состои од перманентен магнет кој ротира во внатрешноста на куќиштето, стожери, полни продолженија и јадро на трансформатор на кој се намотани примарната и секундарната намотка, синхропрекинувачот, кондензаторот и разводникот со разводната плоча и разводната глава.

Ротацијата на магнетот предизвикува променлив по интензитет и насока тек на електрична струја во примарната намотка (типично: 180 до 200 намотки, 3 до 5 А, и до 500 V). Околу примарната намотка е намотана секундарната со многу повеќе намотки на потенка жица во вид на трансформатор кој го трансформира примарниот електричен напон во многу повисок секундарен напон. Дејството на трансформаторот се засилува со периодично синхронизирано прекинување на примарната струја од низок напон и создавање ефект на индукција. Во моментот кога во примарната намотка струјата ќе ја достигне максималната вредност, прекинувачот на примарното струјно коло (breaker points, платински копчиња, платинки), кој се отвора и затвора присилно со мал брег кој е дел од вратилото на роторот на магнетот, го прекинува примарното коло. Овој ненадеен колапс на примарната струја во секундарната намотка индуцира струја со многу висок напон, но со мала јачина (0,06-0,10 А и 25.000 V). При прекинувањето на примарното коло и појавата на самоиндукција во него, за да не се случи прерипување на искра на прекинувачот и така брзо да ги оштети и онеспособи платинките за правилна работа, паралелно со прекинувачот е поставен кондензатор (кој ја "впива" искрата), така што во моментот на отворање на прекинувачот струјата минува низ него.
Свеќичките се наоѓаат во струјното коло на секундарната намотка. Високиот напон (и до 25000 V), преоѓа преку ротациониот разводник и пристига до секоја свеќичка во погодно време, при што предизвикува искра помеѓу електродите (т.е. трансформација на електричната енергија во топлотна), палење на компримираната смеса гориво/воздух во комората за согорување и затворање на секундарното струјно коло.

Временското усогласување (темпирање) на свеќичките е критично за добра работа на моторот. Теоретски палењето на смесата треба да се случи на крајот на тактот компресија, токму во НКП. Слично како и кај вентилите, и овде, поради краткото време во кое клипот се наоѓа во НКП, како и поради потребата максимумот на притисокот на согорените гасови да се случи на 11^0 зад НКП, се јавува потреба од претпалење, т.е. прерипување на искра пред клипот да дојде до НКП. Токму пред клипот да ја достигне НКП и кратко време пред да започне работниот такт-ширење ($20\text{-}45^0$) во цилиндарот се создава искра од висок напон. Оваа незначително порано појавена искра овозможува почетокот и крајот на согорувањето да завршат додека клипот е во близина на НКП. Согорените гасови потоа експандираат (се шират) и вршат многу силен притисок врз клипот за време на работниот такт (тактот ширење).

Секој цилиндар работи ***фазно поместен*** од другите, па струјата мора да се дистрибуира до секоја од свеќичките во точно определен момент (пред почнувањето на работниот такт). Тоа го работи ротациониот разводник на висок напон, кој е составен дел од магнетот.



Сл.8.2 Шема и изглед на типичен магнет (magneto);
I-прекинувач на палењето; M-маса; P-прекинувач на примарното коло; K-кондензатор; J-јадро; Pr-примарно коло; S-секундарно коло; O-осигурувач; R-ротационен разводник

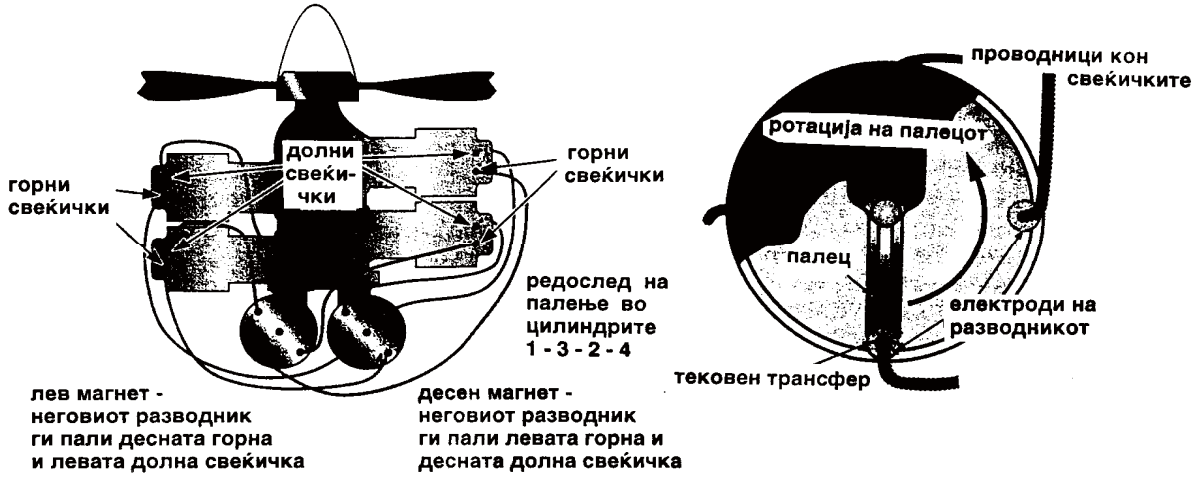
Бидејќи секој цилиндар пали еднаш на секои две завртувања на коленестото вратило (т.е. еднаш во секој комплетен циклус од четири такта), ротациониот разводник има разводен палец поврзан со коленестото вратило така што се завртува еднаш на секои негови две завртувања, и притоа ја разведува и ја пренесува високонапонската секундарна струја до секој цилиндар, по точно определен редослед на палење (на пример, 1 - 3 - 4 - 2).

Со зголемување на оптоварувањето на моторот, односно со зголемување на силината и на бројот на вртежите, магнетот дава сè посилна искра (токму тогаш кога е потребно), непрекинато дава искри додека коленестото вратило се врти, не зависи од работата и состојбата на другите електрични уреди, полесен е и посигурен во работата од батериското палење.

До секоја од свеќичките води посебен спроводник на висок напон, а сите тие се групираат во сноп од спроводници за палење. Иако спроводниците се солидно заштитени со изолација, околу секој од нив дополнително се додава метална кошулка која се поврзува со масата. Тоа е таканаречен блиндаж кој го намалува штетното влијание на системот за палење врз радиоуредите, а наедно служи и како заштита на спроводниците од механички повреди на изолацијата. Оштетената изолација на некој од спроводниците за палење може да предизвика "пропуштање" на струјата и нерамномерна работа (ова може да се случи на големи висини, дури и ако на морското ниво нема "пропуштање"). Една точка од претполетниот преглед на моторот е и визуелната контрола на триењето на спроводниците, состојбата на контактите на местата на спојување и оштетувањата на изолацијата од топлина (создавање прскотини на изолацијата), што лесно се забележува.

За палење на работната смеса ***при стартување*** на моторот најмногу се користи високонапонската бобина, таканаречена ***вибратор***. Вибраторот работи врз принципот на индуктор, при што нискиот еднонасочен напон од 6, 12 или 24 V го претвора во наизменичен висок напон од 12000 до 15000 V.

Конструктивно вибраторот е изработен од пакет тенки, меѓусебно изолирани, трафолимови - јадро на вибраторот, на кое е намотана изолирана бакарна жица (сса 0,8 mm) со 200 до 300 намотки. Едниот крај на намотката (калемот) е залемен за масата на јадрото, а другиот на контактот на вибраторот. Околу примарната намотка се намотани 11000 до 14000 секундарни намотки од тенка изолирана бакарна жица со дијаметар 0,06 до 0,07 mm. За намалување на искрењето на контактите на вибраторот, паралелно со нив е поврзан еден кондензатор. Едниот крај од високонапонскиот калем се одведува во разводната глава.



Сл. 8.3 Типичен систем за палење и разводен палец на ротациониот разводник

Со вклучување на прекинувачот струјата од акумулаторот потекува низ примарната намотка која, заедно со јадрото, создава електромагнетно поле кое ја привлекува плочката на вибраторот, а таа го прекинува струјното коло. При исчезнувањето на струјата во примарното коло се губи и електромагнетното поле, а овој прекин во секундарната намотка предизвикува струја од висок напон. Со губењето на електромагнетното поле плочката, со помош на една пружина, се враќа во појдовната положба и повторно ги затвора контактите на примарното коло. Овие процеси се одвиваат со голема зачестеност (500 до 1000 во секунда) и траат сè додека не се исклучи прекинувачот. Поради опасноста од прегорување на намотките на јадрото на вибраторот, прекинувачот смее да биде вклучен најмногу 5 до 8 s.

8.2 Стартер (Starter)

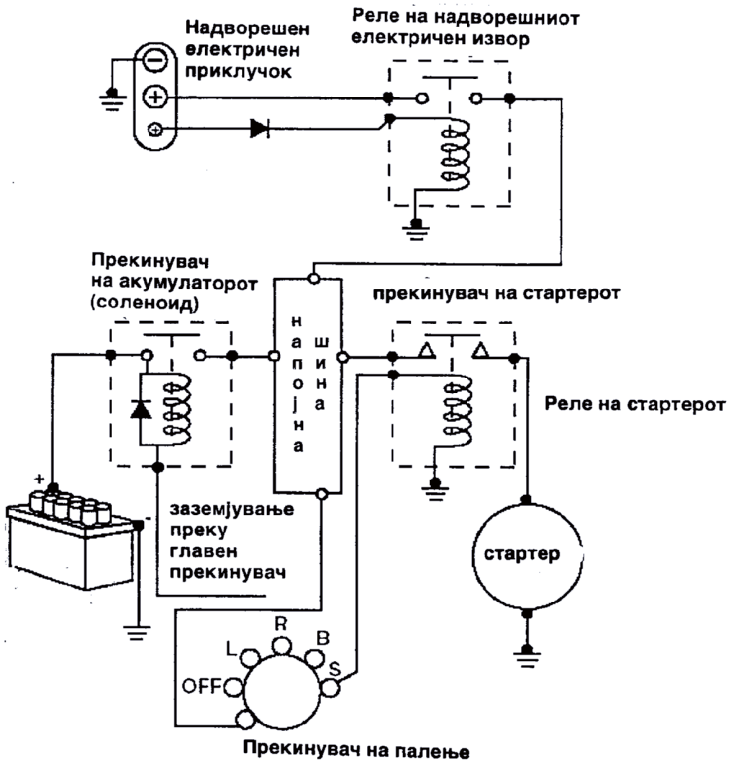
Моторите со внатрешно согорување не можат да стартуваат самостојно од мирување. Постои определен минимален број вртежи до кој, со надворешен уред за стартување (извор на енергија), треба да се заврти моторот за да може да продолжи со нормална работа. При задвижување на моторот со надворешен извор, во цилиндрите мора да се изврши наполно ист редослед на процесите (вшмукување, компресија, согорување и ширење и издувување) како и во нормална работа на моторот, само на далеку понизок режим на број на вртежи. Вложувањето енергија однадвор мора да биде синхронизирано со движењето на клиповите во цилиндрите, па токму на крајот на компресијата во еден од цилиндрите благовремено да се изврши палење на смесата. Со согорување создадената термичка енергија дури тогаш може да ги

алиментира сите активности кои пред тоа ги извршувал стартерот на моторот, чија функција тој момент престанува, бидејќи моторот "прифатил".

За ставање на моторот во движење (или работа) се користат разни типови стартери - уреди посебно наменети за таа цел.

Стартување на моторот на модерните клипни авиони се изведува со електричен стартер, всушност електромотор на еднонасочна струја (6, 12 или 24 V; сса 1 kW) напојуван од акумулаторска батерија, кој се активира од пилотската кабина со завртување на клучот за палење во позиција **START,** (ознаката S на прекинувачот за палење на сл.8.4).

Стартувањето на моторот предизвикува проток на многу силна струја помеѓу батеријата и стартерот, и тоа бара постоење на посебна електрична инсталација приспособена за тешки услови на работа. Кога прекинувачот за палење во пилотската кабина во неговата **START** позиција би бил директно приклучен на електричното коло на стартерот, до него би требало да се инсталираат масивни бакарни кабли. Тоа решение има бројни недостатоци, како: дополнителна тежина од тешките кабли, значителна загуба на електрична енергија поради дополнителната должина на каблите, и силна електрична струја во внатрешноста на пилотската кабина (што претставува непотребен ризик од пожар). За да се избегнат овие недостатоци, приклучувањето на електричното коло на стартерот со акумулаторот е далечински контролирано од пилотската кабина со еден далечински електромагнетен прекинувач (релеј).



Сл. 8.4 Електричен систем за стартување

Со завртување на прекинувачот за палење во позиција **START** (сл.8.4 и 8.6), се затвора струјното коло на електромагнетниот прекинувач на стартерот (соленоид, релеј, електромагнет со подвижно јадро) и неговото активирање, т.е. задвижувањето на високо оптовареният прекинувач го затвора високо

оптовареното струјно коло помеѓу акумулаторот (батеријата) и стартерот. Низ ова електрично коло протекува силна струја, активирајќи го стартерот кој тогаш го завртува моторот.

Некои авиони имаат приклучок за надворешен извор на електрична енергија (External Power Plug), види сл.8.4, што претставува значителна заштеда на авионскиот акумулатор при стартувањето.

8.3 Проблеми при стартувањето на моторот

Заглавување на релето на стартерот. Електричната инсталација на стартерот обично се дополнува со една контролна ламба во пилотската кабина, која свети црвено кога стартерот е активиран. Таа треба да згасне веднаш штом прекинувачот на стартерот ќе се отпушти. Ако се случи, а можно е, релето на стартерот да се заглави (при што низ електричното коло на стартерот и понатаму тече електричната струја иако неговиот прекинувач е исклучен), контролното светло ќе продолжи да свети. Во тој случај, моторот треба да се запре (команда за смеса на **IDLE CUT OFF** - мал гас исклучен) за да се избегне оштетување на моторот и/или стартерот.

Низок или никаков притисок на масло за подмачкување. При стартување ладен мотор, во рок од 30 секунди по стартувањето, манометарот за масло мора да го покаже пропишаниот притисок на маслото во моторот за да се обезбеди задоволително подмачкување (и порано, ако моторот и маслото се топли). Ако пропишаното покачување на притисокот на маслото не се појави во приближно тоа време (30 s), **моторот треба моментално да се запре** за да се избегнат можните сериозни оштетувања.

Пожар при стартување на моторот (Engine Fire on Start-Up).
Ако за време на стартување, од моторскиот воведен отвор за воздух (air intake), се појави пламен, општоприфатена постапка за елиминирање на опасноста е:

- да се продолжи со "верглање" (вртење на моторот без палење, на ладно) на моторот со стартерот (за да се овозможи да помине свеж воздух низ него),
- командата на стоп-славината да се помести на **IDLE CUT-OFF** (за да се елиминира дотокот на гориво),
- горивна пумпа да се стави на **OFF,**
- гасот да се отвори до крај (за да се зголеми до крајни граници протокот на воздух низ карбураторот и низ системот за вшмукување и системот да се исуши од гориво),

Овие постапки **веројатно** ќе го изгаснат пламенот, но ако тоа не се случи, треба да се преземат следниве **дополнителни активности**:

- гориво - **OFF,**
- сите активирани прекинувачи - **OFF,**
- паркирна сопирачка - **ON**,
- напуштање на авионот, непрекинато користејќи го апаратот за гаснење пожар.

8.4 Импулсна спојница (Impulse coupling)

За старување на моторот е доволна една искра по цилиндар така што, кога контакт-клучот е во позицијата **START**, десниот магнетен систем автоматски да биде исклучен од работа, при што само левиот магнетен систем го обезбедува снабдувањето на свеќичките со висок напон. По успешно извршеното стартување, со враќање на контакт-клучот во позиција **BOTH** (двата), се активира и десниот магнетен систем.

Иако сѐ изгледа едноставно, при стартувањето на моторот присутни се најмалку два вида тешкотии.

1. Кога моторот иницијално се завртува заради стартување (сеедно дали со рачно зафрлување на елисата или со електричен стартер напојуван од авионската акумулаторска батерија), тој ротира со релативно мал број на вртежи (приближно 120 min^{-1} наспроти околу 800 min^{-1} на празен од). Бидејќи магнетот ротира со половина од брзината на коленестото вратило (за да даде една искра по цилиндар на секои две завртувања), неговата брзина при стартување е околу 60 врт/мин или помалку. Но, за да се генерира доволно висок напон за предизвикување искра за палење на смесата гориво/воздух, потребна е брзина на магнетот од околу 200 min^{-1}. Од реченото произлегува дека при стартување на моторот, поради недоволната брзина на ротацијата, магнетот нема да биде во состојба да предизвика палење. Тоа, пак, значи дека за совладување на оваа потешкотија во системот за палење мора да се вклучи некаков дополнителен уред.

2. Кога моторот работи (типично работно подрачје е 800-2700 min^{-1}), електричната искра ја пали смесата на фиксен агол на завртување на коленестото вратило, пред клипот да стигне во НКП на почетокот на работниот такт (кај лесните авиони обично 25^0), што е познато како агол на претпалење. Стартувањето на моторот се изведува со многу низок број на вртежи, па овој агол на палење, додека клипот уште не ја достигнал НКП, е штетен бидејки клипот може да се врати назад по цилиндарот, предизвикувајќи вртење во спротивна насока. Тоа е таканаречен повратен удар на моторот (**kick-back**). Ова нема да се случи доколку од некоја причина прескокнувањето на искрата и палењето на смесата гориво/воздух задоцнат, и се извршат додека клипот е во, надворешната крајна положба (НКП) или само што ја минал.

Овие тешкотии можат да се совладаат со посебни механизми, обично вградени во куќиштето на магнетите. Наједноставен и најраспространет механизам применет во авионските мотори со мал број цилиндри, т.е. кај лесните авиони, е импулсната спојница (**ударна спојница, impulse coupling , schnapper**), види слика 8.5.
Со импулсна спојница обично е снабден само еден (левиот) магнет.

Задача на импулсната спојница е да ги изврши следниве функции:

1. во точно определен момент, со краткотраен импулс, да го заврти роторот на магнетот со доволна брзина за тој да може да создаде висок напон и доволно силна иницијална искра за палење,

2. на ниски вртежи при стартување на моторот ("верглање") ефикасно да го намали претпалењето а, потоа, веднаш по прифаќањето на моторот (**start-up**), да овозможи враќање на претпалењето на нормалната вредност.

Во нормална изведба на магнет (десниот) неговиот ротор е круто споен со погонот од моторот. Роторот на левиот магнет, пак, е еластично споен со погонското вратило со посредство на импулсна спојница. Импулсната спојница вметната помеѓу роторот и погонот на магнетот се состои од склоп на пружина и центрифугални тегови. На мали вртежи на коленестото вратило спојницата е отворена, така што роторот на магнетот е задржан и не се врти, но на големи работни вртежи, од создадената центрифугална сила, теговите се рашируваат, ја исклучуваат пружината, а погонското вратило од магнетот цврсто го спојуваат со погонското вратило од моторот. Искрата понатаму се создава по редовен пат (од моторското завртување на магнетот), а претпалењето се враќа на нормалната вредност (25 степени пред НКП).

Сл.8.5 Импулсна спојница "Bendix"

На мали вртежи на стартерот, иако коленестото вратило се врти а еден од клиповите се приближува кон НКП, роторот на магнетот е привремено неподвижен. Вртењето, меѓутоа, ја усукува пружината во импулсната спојница и акумулира енергија во неа. Кога потребното количество енергија е акумулирано (а тоа е токму во моментот кога клипот е во НКП), спојницата го повлекува задржаниот ротор на магнетот кој се откачува (со карактеристичен шум), а пружината го завртува молскавично со силен импулс. Ова краткотрајно движење е еквивалентно на ротација на магнетот со работна брзина, создава доволно силна искра за стартување, а исто така доволно ја задоцнува искрата за да овозможи палење на смесата гориво/воздух, па така коленестото вратило се движи во коректна насока. Опишаната работа на левиот магнет ќе се повторува сè додека еден од цилиндрите успешно не прифати. Откако моторот стартувал и магнетот ги достигнал вртежите на кои генерира доволно силна електрична струја (сса 200 min^{-1}), центрифугалните тегови на спојницата од создадената центрифугална сила се рашируваат, ја исклучуваат пружината која нема никакво понатамошно дејство врз магнетот, а неговото погонско вратило цврсто го спојуваат со погонското вратило од моторот. Истовремено, роторот на магнетот се враќа во нормална позиција на темпирање на палењето (фрлање искра) во однос на моторскиот механизам.

Функцијата на импулсната спојница не зависи од ниеден извор на електрична енергија, така што моторот може да биде стартуван и со зафрлување на елисата (ова смее да го направи само квалификуван механичар). При нормално користење на електричен стартер задвижуван од авионската акумулаторска батерија, кога еднаш моторот ќе проработи, исклучувањето на акумулаторот исто така нема никаков ефект врз работата на магнетите и палењето.

Во работата импулсната спојница создава штетни ударни сили во магнетот, во моторскиот механизам, и во составните делови на самата спојница. Недостаток на импулсната спојница е и можното нарушување на подвижноста на центрифугалните тегови под дејство на ниски температури, и поради магнетизирање, со што се намалува или се спречува нивната подвижност и можност за спојување. Најпосле, импулсната спојница создава, во текот на еден циклус на палење во цилиндарот, само една искра, што може да биде недоволно за време на неповолни услови за стартување мотор (студено и влажно време).

Употреба на прекинувачот за палење (Ignition Switch)

Веќе е спомнато дека авионот е опремен со два одвоени и независни система за палење заради сигурност во случај на дефект на еден од нив, како и за поефикасно согорување на смесата гориво/воздух со две свеќички во цилиндарот наместо една. Постарите авиони често имаа одвоени прекинувачи за секој од магнетите, додека модерните лесни авиони имаат ротационен прекинувач (т.е. прекинувач кој својата функција ја врши со завртување) кој го задвижува пилотот со клуч на контакт-бравата (ignition key). На овој начин пилотот може да избере една од петте позиции на прекинувачот: **OFF**-двата магнета се "заземјени" и не се оперативни**, R**- само десниот магнет работи, **L**-само левиот магнет работи, **BOTH** - двата магнета се оперативни, и **START -** активирање на уредот за стартување со сите специфичности опишани во претходните глави за палењето, стартувањето и импулсната спојница. За нормална работа на моторот се избира **BOTH**.

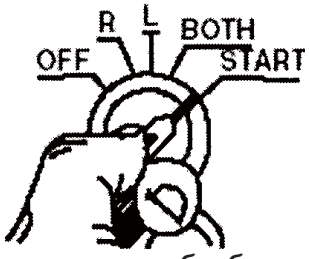
Моторот може да работи и само со еден магнет, но не така рамномерно како со двата, со лесен пад на вртежите и со донекаде влошена горивна економичност.

Со една искра, наместо со две, се создава само еден фронт на пламен што напредува низ смесата гориво/воздух во цилиндарот наместо два. Тоа го зголемува времето за кое се извршува целосното согорување и ја намалува ефикасноста од согорувањето (горивната економичност).

Со избор на **RIGHT** или **LEFT** може ефикасно да се идентификува евентуална неисправност на магнетскиот систем. Ако е избран **L**, само левиот магнетен систем снабдува со искра. Десниот магнет **R** е кратко споен со масата на авионот и не создава струја. Како резултат на тоа, преклопувањето од **BOTH** на **L** би требало да предизвика пад на вртежите и можна незначително погруба работа. Ако не се случи лесен пад на вртежите, тогаш едно е сигурно: или **R** системот сè уште испорачува (дава) искра или десниот магнет не работел ни претходно кога бил избран **BOTH**.

Непосредно пред полетување, како дел од претполетниот преглед, треба да се проверат двата магнетски система, и левиот и десниот. Префрлувајќи од **BOTH** на **L**, забележете го падот на вртежите и вратете се на **BOTH**, при што

треба повторно да се добие првобитниот број на вртежи. Потоа префрлете од **BOTH** на **R**, забележете го падот на вртежите, и вратете се на **BOTH** како погоре.
Споредете ги двата пада на вртежите, кои би требало да бидат во рамките на одредени граници (види во Pilot's Operating Handbook – POH, т.е. пилотски прирачник за ракување). Некои типични бројки се: контрола на 1600 min^{-1} на **BOTH***,* пад на вртежите со еден од двата магнета (**L** или **R**), максимум 125 врт/мин, разликата помеѓу двата пада да не преминува 50 min^{-1}.
Ако моторот запре со работа кога го префрлате на еден од магнетите или ако падот на бројот на вртежите е над границите или воопшто го нема, не обидувајте се да летате со авионот додека проблемот не биде откриен и поправен.



Сл.8.6 Функционирање на магнетите се обезбедува со прекинувач на палењето

Запаметете: со завртување на прекинувачот на палење во **OFF** се заземјуваат примарните намотки на магнетскиот систем така што тој понатаму не создава електрична енергија, т.е. тој систем е кратко споен со маса и е неспособен да создава искра. Со откачен или скинат електричен спроводник за заземјување, или некој друг дефект, исклучувањето на палењето може да не ги заземји двата магнета и тие да останат потенцијално активни. Како резултат на ова, кое било зафрлување на елисата (ненамерно а можеби и намерно) може да го стартува моторот, дури и ако прекинувачот за палење е исклучен. Ова се случувало и сè уште се случува, често со фатални последици. Ако сакате да ја поставите елисата во определена положба кога моторот не работи, вртете ја во насока спротивна на нејзиното нормално вртење. На овој начин ќе се заштитите од ненадеен и несакан старт.

Пилотот нема визуелна индикација за проверка дали магнетските системи, иако исклучени, се и деактивирани. Некои пилоти, непосредно пред запирањето на моторот, на мал гас (**idle rpm**) изведуваат ***тест на функционирањето на системот за палење****,* проверувајќи ги **BOTH**, **L** и **R** со краткотрајно префрлање на прекинувачот на **OFF** ("**dead cut**") за да предизвикаат ненадеен прекин на работата на моторот. Потоа, веднаш и брзо го враќаат прекинувачот на **BOTH** за да го спречат гаснењето и да овозможат моторот да се поврати и да работи понатаму, пред дефинитивното гаснење со употреба на командата за смеса - исклучување на мал гас. Опишаната контрола ("***dead cut***") сепак не се препорачува бидејќи со неа може да се предизвика оштетување на моторот.

Запирање на моторот се изведува со завртување на прекинувачот за палење во **OFF** позиција. Дури и со исклучен акумулатор и главен прекинувач (master switch) на **OFF**, моторот ќе работи а елисата ќе се врти ако прекинувачот за палење е оставен вклучен бидејќи ***магнетот е наполно независен*** од другите

електрични уреди и ситеми. Поради тоа, посигурен начин за запирање на моторот е поместување на командата за смеса во позиција **IDLE CUTOFF.**

Подетални информации за конкретен авион и мотор, пилотот и механичарот можат да најдат во пилотскиот прирачник за ракување (**Pilot's Operating Handbook - POH**).

8.5 Прекин на работа на мотор во лет (Engine Failure in Flight)

Благодарејќи на усовршените методи на конструирање, производство, применетите материјали и постапки на управување, денес механички дефекти на моторот **ретко се случуваат**. Меѓутоа, прекин во снабдувањето со гориво, како причина за запирање на моторот, не е воопшто необичен и редок настан.

Прекин во снабдувањето со гориво може да биде предизвикан од:
- недоволно количество на гориво (недостиг од гориво),
- погрешно ракување при изборот на горивен резервоар,
- некоректна употреба на командата за смеса,
- создавање лед во карбураторот,
- контаминирано гориво (најчесто вода во горивото)

Ако при спуштањето на авионот (descent) командата за смеса (mixture control) се остави на **LEAN** (сиромашна смеса), наместо да се префрли на **RICH** (богата смеса), како што авионот се спушта во погуст воздух, смесата гориво/воздух станува сè посиромашна и посиромашна, што може да резултира со запирање на моторот. Создавањето лед во карбураторот (carburettor ice), исто така, може да биде проблем при спуштањето бидејќи моторот работи со намален гас и не создава доволно топлина.

Запирањето на моторот може да биде предизвикано и од електрично откажување на двата магнетски система.

Во сите овие случаи, воздушната струја може да предизвика ротација на елисата како ветерница, иако притоа не се создава силина.

Механичкото откажување, како уништување на клиповите или вентилите, обично е придружено со механичка бучава, а моторот и елисата можат да бидат неспособни за ротација. Во такви случаи не се препорачува каков било обид за рестартирање на моторот.

Пред обидот за ***рестартирање на моторот во воздух*** треба да се извршат следниве контроли и активности:

1. ***ако е проблемот во горивото*:**
   - промена на горивниот резервоар,
   - вклучување горивна пумпа (доколку е вградена во системот),
   - команда за смеса на **RICH**,
   - рачна пумпа за впрскување гориво (primer), забравена (заклучена);
2. ***ако е проблемот во палењето*:** да се проверат магнетските прекинувачи поединечно (**BOTH - LEFT - RIGHT**). Ако моторот работи на еден магнет поради откажување во другиот магнетски систем, тогаш да се остави таму, инаку да се врати на **BOTH**;
3. ***ако е проблемот во заледувањето*:** загревање на карбураторот на **FULL HOT**.

Контролни прашања

1. Горивото како елемент за создавање на работната смеса: особини, волуменски односи со воздухот, видови гориво, богати и сиромашни смеси.

2. Карбуратор: намена, функција, опис на елементарен карбуратор-уреди за празен од, прифатна пумпа, уред за регулирање смеса, влијание на температурата и висината на летањето на работа на карбураторот.

3. Недостатоци на карбураторот со пливка.

4. Ненормално согорување: детонација, самопалење.

5. Заледување на карбураторот: видови лед, загревање на карбураторот, влијание врз составот на смесата и работата на моторот.

6. Системи за впрскување гориво: предности и недостатоци.

7. Објасни ја улогата на системот за палење.

8. Опиши го системот за палење и неговите основни компоненти.

9. Која е намената на импулсната спојница и на вибраторот?

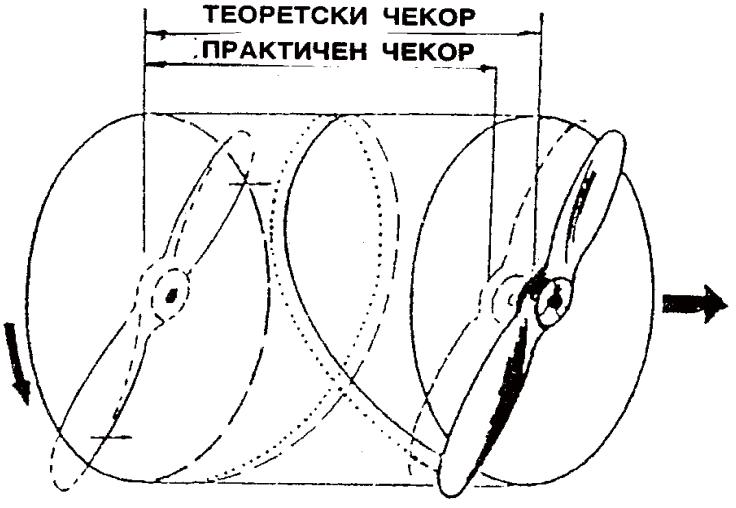
9. Елиса (Propeller)

Елисата е акционен крај на погонската група кој ја претвора силината на моторот во влечна или потисна сила потребна за совладување на отпорите на летањето, со што на авионот му овозможува да полета, да се качува и да ја одржува брзината во хоризонтален лет.

Во принцип, елисата е материјализирана ротирачка аеродинамичка површина, по облик многу слична на крило. Сите аеродинамички феномени и закони кои важат за кој било аеропрофил важат и за елисата; на нејзините краци се создава узгон, отпор, вртежење, одвојување на струјници итн.. Сепак, постојат суштински разлики меѓу овие две аеродинамички површини: кривината и тетивата на аеропрофилот во секој пресек на елисата се различни, и, додека крилото има само едно движење - напред, елисата изведува сложено транслаторно и ротационо, т.е. хеликоидално движење. Основна карактеристика на таквото движење е чекор. Чекорот е клучен елемент при опишувањето (покрај другите параметри, како дијаметарот и површината на краците) и класификацијата на елисите.

Чекорот може да се дефинира на разни начини (сл.9.1). На пример, чекорот е агол што го зафаќаат тетивата на аеропрофилот на кракот и неговата рамнина на ротацијата, или големина на транслационото поместување за време на еден вртеж на кракот итн.

Интересна е аналогијата помеѓу чекорот на елисата и автомобилскиот менувач; во овој случај чекорот одговара на преносниот однос во менувачот. Мал чекор (fine pitch) на елисата одговара на низок степен на пренос во менувачот (прва брзина), голем или груб чекор (coarse pitch), пак, значи голем нападен агол и одговара на висок степен на пренос во автомобилскиот менувач (четврта или петта брзина).



Сл.9.1 Хеликоидално движење на елисата и чекор - теориски и практичен

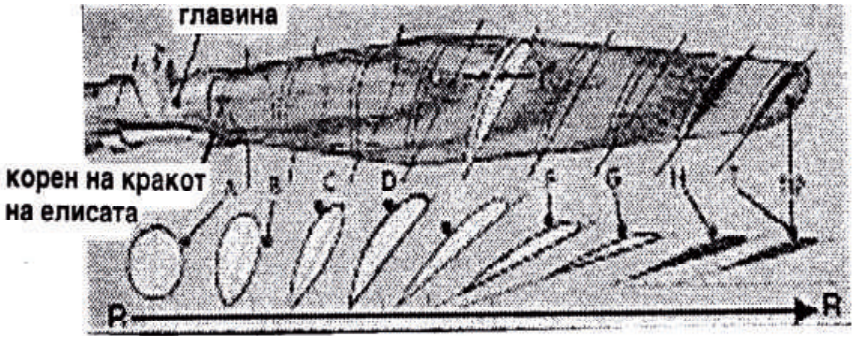
За елиси со големи брзини се употребуваат брзински или ламинарни профили. Поради зголемување на отпорот со брзината и поради намалување на коефициентот на корисното дејство, елисите не задоволуваат во подрачја на големи брзини.

Ефикасноста на елисата (степенот на искористување) зависи и од барометарската висина на која таа се користи. На голема барометарска висина (висина по притисок) ефикасноста на елисата се зголемува поради помалото триење на краците, во споредба со малата висина по притисок.

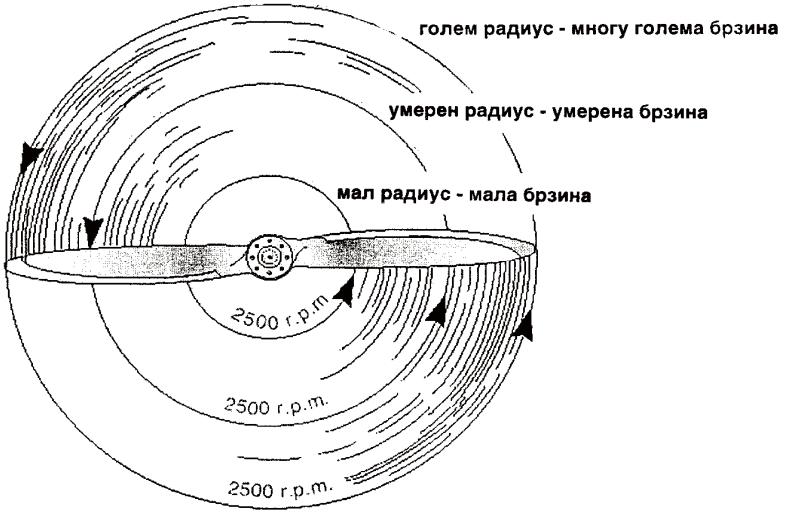
Во наједноставна варијанта, елисата се состои од неколку радијални краци, еднакво распоредени и исти по големина. Краците се изработени од испревиткани ("витоперени") аеропрофили и нормално се поставени под позитивен нападен агол кон рамнината на ротацијата (сл.9.2). Причина за превиткување на аеродинамичката површина на елисата е желбата да се создаде што поизедначен узгон од вратот на елисата до нејзиниот врв.

За ротација на елисата се користи силината на моторот. Ротацијата на елисата, пак, создава потисок слично на начинот на кој крилото создава узгон. Износот на потисокот зависи од обликот на аеродинамичката површина, т.е. од применетиот аеропрофил, нападниот агол на кракот на елисата и бројот на вртежите на моторот (rpm).

Најголем нападен агол или најголем чекор има кај главината, додека најмал чекор има на врвот на елисата.



Сл. 9.2 Промена на нападниот агол и на аеропрофилот по должината на кракот на елисата, од вратот до врвот



Сл.9.3 Врска помеѓу растојанието и брзината на разни делови на кракот на елисата

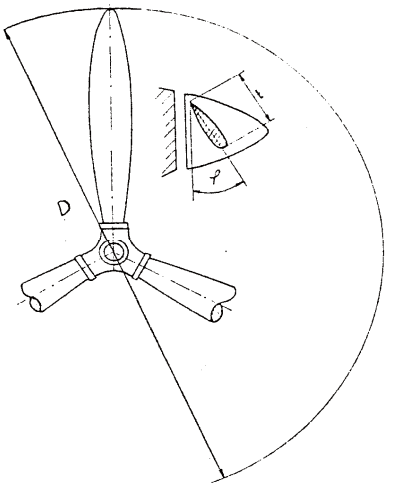
Што се однесува до ротирачките краци, нивните одделни пресеци се вртат со различни периферни брзини; се разбира, аголната брзина (rpm) е иста, но, во зависност од оддалеченоста на конкретниот пресек од центарот на ротацијата, периферните брзини на одделните аеропрофили се разликуваат (сл.9.3).
На пример, во ист временски интервал врвот на кракот изминува далеку поголем пат отколку вратот, што значи дека тој се движи со најголема брзина, вратот со најмала, а пресеците помеѓу овие две екстремни положби согласно со законот*:*

$$v = r\,\omega.$$

Бидејќи узгонот е пропорционален на брзината, различни пресеци на елисата би создавале различен потисок кога кракот на елисата би бил обликуван со ист нападен агол од крај до крај. Таква елиса би била неефикасна бидејќи, со зголемување на брзината во лет, делот блиску до главината би добил негативен нападен агол додека врвот на кракот би достигнал критичен нападен агол.

Со промена на нападниот агол (чекорот) од главината до врвот за усогласување на разликите во брзината на движењето, се создава бараниот изедначен узгон по должината на кракот.

Геометриски карактеристики на елисата се (сл 9.4):



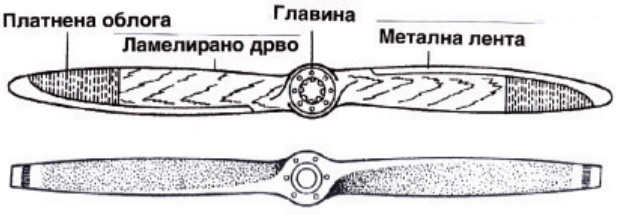
Сл. 9.4 Геометриски карактеристики на елисата

- пречникот на елисата, т.е. пречникот на кругот што елисата го опишува со краевите за време на ротацијата (вообичаено кај лесните авиони е d= 168 - 172 cm),
- профилот на елисата - изгледот на напречниот пресек на кракот на елисата,
- тетивата на елисата (на профилот), т.е. линијата која по најкраток пат ги поврзува нападниот и излезниот раб на профилот на кракот на елисата,
- конструктивниот агол на елисата (φ) - аголот помеѓу рамнината на ротацијата и тетивата на профилот на кракот на елисата. Овој агол може да биде фиксен или променлив, што зависи од намената и конструкцијата на елисата.

Класификација на елисите

- Според бројот на краците: двокраки, трикраки и повеќекраки. Кај лесните авиони елисите се најчесто двокраки, а кај авионите со посилни мотори тие се трикраки и четирикраки. Во поглед на ефикасноста, двокраката елиса покажува предности над три и четирикраката елиса.

- Според материјалот од кој се изработуваат: дрвени, метални и композитни. Денес од дрво, со ламелирање, се изработуваат само двокраките елиси со фиксен чекор. Заради заштита од атмосферски влијанија, краците на дрвените елиси се преслекуваат со платно, а нападните рабови се зајакнуваат со дурален или месингов лим.



Сл.9.5 Изглед на елиси со фиксен чекор: дрвена (горе) и метална (долу)

Краците на металните елиси се изработуваат од легури на алуминиум или од челик, на специјални копирни глодалки.

Елисите од **композити** се супериорни во однос на дрвените и металните. Нивните краци се потенки, што е поволно при големи брзини, зголемена им е јакоста на замор, имаат поголема надежност и полесни се за репарации.
Балансирањето на елисата има извонредно големо значење за мирна работа на моторот.

- Според насоката на вртењето: десноОди и левООди елиси.Насоката на ротацијата се определува со гледање од пилотската кабина.

- Според положбата во однос на моторот : влечни и потисни елиси.

- Според можноста за промена на чекорот: елиси со фиксен чекор (Fixed Pitch Propeller) и елиси со променлив чекор (Variable Pitch Propeller, Adjustable pitch propeller, Controllable pitch propeller-CPP).

Кај елисите со **фиксен** (непроменлив) чекор, чекорот се фиксира во текот на нејзината изработка и не може да се менува за време на летањето.

Ако чекорот на елисата може да се **менува на земја** (Ground Adjustable Propeller) или во лет (in Flight Adjustable Propeller), дискретно или континуирано во извесни граници на позитивни агли, велиме дека елисата е со променлив чекор. Промената на чекорот на земја дава одлични можности за негово експериментирање и дотерување во зависност од целите на летот. Сепак, промената овозможува избор само на еден чекор и по извршената промена елисата во сѐ се однесува како елиса со фиксен чекор (до некоја следна промена); ова, споредено со промената на брзините кај автомобил, дава ефект како да поседувате менувач со само еден степен на пренос, но тој може да се избира во зависност од планираниот пат.

Кај елисите кај кои чекорот може да се **менува во лет** (variable pitch propeller, controllable pitch propeller), промената на чекорот обично е ограничена само на два можни чекора, чија разлика е најчесто 20 степени (two-position propeller).

Во оваа група елиси со променлив чекор се вбројуваат и елисите со три чекори; третиот чекор обично се нарекува "на нож" (feather) и тој се употребува во случај на откажување на моторот, но многу почесто за едрење со авионот како со едрилица (glider). Притоа краците на елисата се доведуваат во положба во која отпорите се сведуваат на најмала мера и таа престанува да ротира под влијание на воздушната струја.

Ако промената на чекорот може да се врши до **негативен нападен агол**, тогаш елисата е сопирна, или е елиса со обратен чекор или, едноставно, е "реверзибилна елиса" (reversing pitch propeller, reversible propeller). Обратниот чекор служи за создавање сила на кочење на авионот по слетувањето, или за движење наназад на земја без потреба да се менува насоката на ротацијата на вратилото. Со помош на вакви елиси, должината на слетувањето може да се скрати и за 40%.

Современите конструкции на елиси со променлив чекор овозможуваат ***автоматска промена*** на чекорот во лет во доста голем дијапазон (automatic propeller, constant speed propeller). Чекорот на елисата може да се менува во лет за да се обезбедат оптимални перформанси во секоја фаза на летот. Така, за полетување се користи мал чекор и голем број вртежи (rpm), што дава максимална силина, а за максимална хоризонтална брзина - голем чекор (токму како и при управување со автомобил - според понапред опишаната аналогија).

Клипните мотори СВС на современите авиони се опремени со елиса со фиксен чекор или, почесто, со елиса со константен број на вртежи.

9.1 Елиса со фиксен чекор (Fixed Pitch Propeller)

Елиси со фиксен чекор се применуваат уште само на лесни спортски, школски и авиони со мали силини. Чекорот на елисата е нагоден од производителот, и не може да се менува ни на земја ни во лет. Во аеродинамички поглед елисите со фиксен чекор претставуваат компромисно решение, при што заради доброто качување се жртвува максималната хоризонтална брзина, или обратно. Во тој случај, елисата се изработува така што да дава оптимални резултати само за еден специфичен режим, на пр. за максимална брзина или за максимално качување. Сепак, дрвените елиси со фиксен чекор претежно се дотеруваат да имаат максимален степен на искористување на таков режим каде што и способноста за качување и максималната брзина сè уште се задоволителни.

Со овој тип елиса најдобра ефикасност се постигнува само за дадена комбинација на брзината (airspeed) и бројот на вртежите (rpm). Во употреба се најчесто два типа елиси со фиксен чекор - елиса за качување (climb propeller) и елиса за крстосување (cruise propeller). Кој од двата типа елиси (за качување или за крстосување) ќе се монтира на авионот зависи од планираниот лет:

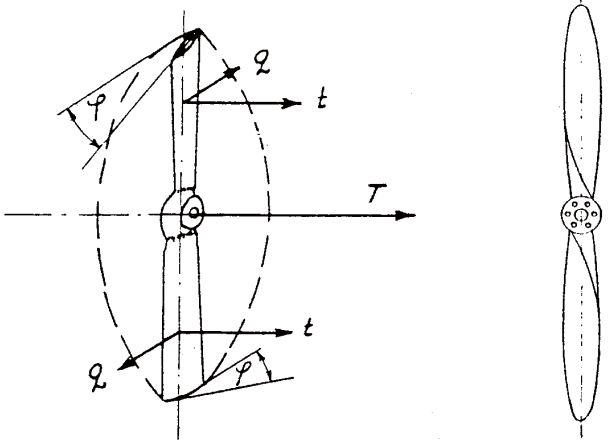
Елисата за качување има помал чекор (fine pitch) и како резултат на тоа, помал отпор. Помалиот отпор овозможува висок број вртежи и поголема силина, со што се зголемуваат перформансите на авионот за време на полетување и качување, но се намалуваат перформансите при крстосување. Авион опремен со fine pitch елиса ги поседува следниве карактеристики: мала брзина на крстосување, кратка должина на залет, високо надворешно ниво на

бучава и голема брзина на качување. Елиса со вакви карактеристики е како создадена за спортски и акробатски авиони.

Елисата за крстосување има поголем чекор и како резултат на тоа, поголем отпор. Поголемиот отпор резултира со помал број вртежи и помала силина, со што се намалуваат перформансите за време на полетување и качување, но се зголемува ефикасноста за време на крстосување. Елиса со вакви карактеристики најмногу одговара на туристички и помали патнички и такси авиони.

Материјалот од кој се изработуваат овие елиси е тврдо дрво: јасен, даб, орев, бука, или махагони. Се одликуваат со ниска цена но и со низок коефициент на корисно дејство. Се состојат од два геометриски идентични крака изработени заедно со главината. При ротацијата двата крака развиваат влечна сила **t** (сл.3.35), чиј збир ја дава резултантната влечна сила **T**. Ако краците немаат идентични аеропрофили, геометриски агли φ или радиус **R**, тогаш едната компонента на силата **t** ќе биде поголема и резултантната сила нема да проаѓа низ осата на ротацијата, што ќе резултира со појава на поголеми или помали вибрации.

Работата на елиса со фиксен чекор е прикажана на сл.9.6. Силите на отпорот **q** создаваат спрега која го кочи моторот, така што тој треба да го совладува. Поради големата брзина на вртењето, масата на краците на елисата создава огромна центрифугална сила. Ако двата крака не се еднакво тешки, разликата во центрифугалните сили на одделните краци ќе создава силни вибрации. Слична појава може да се јави и во текот на експлоатацијата поради оштетувања на краците, таложење на материјали од разна природа (лед, нечистотии) или губење на некоја завртка од главината.



Сл.9.6 Елиса со фиксен чекор

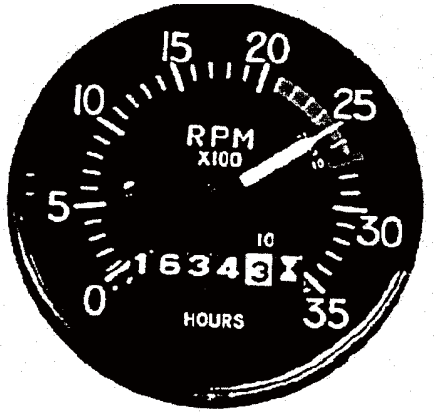
При претворање на моторската силина во влечна сила, елисата со фиксен чекор во лет го менува бројот на вртежите во зависност од брзината и висината на летањето. Ова се однесува на летање со непроменливо полнење на моторот, т.е. кога командата за гас стои неподвижно во одредена положба. Поради тоа овие елиси може да се наречат и елиси со непроменлив чекор и променлива брзина (за разлика од елисите со променлив чекор и константен број вртежи).

Бидејќи бројот на вртежите на елисата и моторот се менува, се менува и силината на моторот без дејствување на пилотот на командата за гас. За иста

висина на летање, елисата со фиксен чекор е осетлива на брзината на летањето. При поголеми брзини таа дозволува поголем број вртежи, а при помали брзини помал број вртежи. Тоа е разбирливо, бидејќи брзината на транслацијата привидно го намалува нападниот агол на елементот на кракот, а со тоа и отпорот на тој елемент. Затоа моторот може да развие поголем број вртежи, а со тоа и поголема силина, бидејќи спрегата на кочењето е намалена.
Ако се оди во понирање со елиса со фиксен чекор, командата за гас задолжително треба да се повлече кон себе. Во спротивно, елисата ќе добие голем број вртежи и може да дојде до оштетување на моторот. При качување, командата на гасот се потиснува напред, бројот на вртежите расте, и силината потребна за качување се зголемува

Вообичаено, елисата се монтира на вратило, кое може да биде продолжение на коленестото вратило на моторот. Во тој случај вртежите на елисата и на моторот се исти. Кај некои мотори, елисата е споена со коленестото вратило на моторот преку запчест преносник (редуктор). Во овој случај, вртежите на елисата се помали од вртежите на моторот.

Кај мотор опремен со елиса со фиксен чекор, индикатор на развиената силина на моторот е обртомер кој обично е калибриран во стотици вртежи во минута, и дава директно очитување на вртежите на моторот и елисата (сл.9.7). За полесно читање инструментот е кодиран во боја; со зелен лак се означени максималните континуирани вртежи. Некои обртомери имаат и дополнителни ознаки за истакнување на некои ограничувања на моторот и/или елисата. За избегнување на нејаснотии или погрешно сфаќање на ознаките, пилотот треба внимателно да се запознае со препораките на производителот.



Сл.9.7 Обртомерот го покажува бројот на вртежите на моторот (елисата)

Вртежите на моторот се регулираат со командата за гас (throttle control), која управува со отворот на пеперутката во карбураторот, т.е. со полнењето на моторот со смеса гориво/воздух.
На зададена конкретна висина, повисоките очитувања на обртомерот значат поголема развиена силина на моторот.
Кога оперативната (работната) висина се зголемува, обртомерот не ја покажува сосема точно излезната силина од моторот. На пример, моторот при 2300 min^{-1} и на 5000 фити висина, развива помалку силина отколку при 2300 min^{-1} на морско ниво. Причина за тоа е што излезната силина зависи од густината на воздухот, која се намалува со порастот на висината.

9.2 Елиса со константен број вртежи (Constant Speed Propeller)

Првите елиси со променлив чекор можеле да се дотераат само на земја, пред лет. Денес, повеќето модерни елиси со променлив чекор се конструирани така што можат да го менуваат чекорот на елисата во лет. И додека првите елиси со променлив чекор во лет обезбедувале промена на само два чекора (евентуално и трет - "на нож") - мал чекор и голем чекор, денес, скоро сите елиси со променлив чекор се способни за промена на чекорот во широко подрачје.

Елисата со променлив чекор е создадена како резултат на стремежот да се скрати должината на полетувањето, да се подобри качувањето, да се зголеми брзината на летањето и подобро да се искористи силината на моторот.

Елисата со константен број вртежи е специјален случај на елиса со променлив чекор. Кај неа чекорот се менува автоматски со регулатор на бројот на вртежите. Регулаторот (constant speed unit - CSU, или propeller governor) работи автоматски и служи да го одржи константен бројот на вртежите на елисата, независно од режимот на летањето.

Во примена се ***три методи*** за промена на чекорот: со притисок на моторското масло (***хидрауличен***), метод со центрифугални тегови (***механички***) и, особено на малите модерни авиони, ***електричен*** уред.

Елисата со константна брзина денес е ***општоприфатен тип елиса*** со променлив чекор. Нејзина главна предност е што, таа во широко подрачје на комбинации на вртежи и брзини на летање (airspeed), висок процент од ефективната силина (brake horsepower - BHP) на моторот го претвора во влечна сила. Елисата со константна брзина е поефикасна од другите елиси бидејќи овозможува пилотот да избере таков агол на кракот на елисата со кој ќе постигнува најголеми перформанси на моторот, односно избор на најефикасни вртежи на моторот за зададени услови на летање.

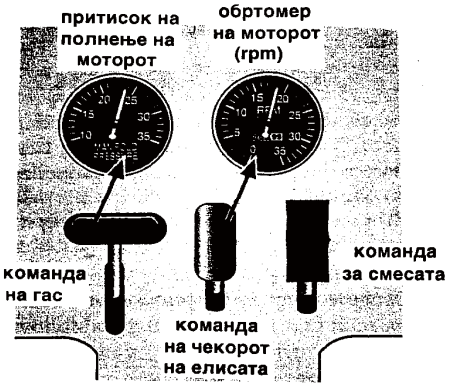
Сите елиси со променлив чекор се поврзани со регулатор на бројот на вртежите на моторот. Регулаторот е поврзан со челични сајли со рачната команда на чекорот на елисата во кабината. Со оваа команда пилотот може непосредно да дејствува на регулаторот на вртежите. Пред полетувањето се врши рачно дотерување на регулаторот така што елисата се дотерува на оној број вртежи на моторот кој дава максимална силина, а веднаш потоа, се дотерува да работи на нормален траен режим на работа на моторот.

9.2.1 Командување со елиса со константен број вртежи

Моторските команди за елиса со константен број вртежи (CSU) се прикажани на сл.9.8.
Авион со елиса со константна брзина има две команди - ***команда за гас*** и ***команда на чекорот на елисата*** (the trottle and the propeller control). Со гасот се командува протокот на горивото и притисокот на полнење на моторот (manifold pressure, кратенка MP или MAP), а со командата на чекорот се регулираат вртежите на елисата, што се регистрира со обртомер.

Кога еднаш е избран потребниот број вртежи (rpm), регулаторот на вртежите (CSU) автоматски го одржува селектираниот број (rpm) со промена на чекорот на елисата, како услов за тоа одржување.

На пример, по дотерувањето на саканиот број вртежи при крстосување, секое зголемување на брзината (airspeed) или намалување на оптоварувањето на елисата ќе предизвика аголот на кракот на елисата да се зголеми како услов за одржување на селектираниот број вртежи. Намалување на брзината или зголемување на оптоварувањето на елисата ќе предизвика намалување на аголот на кракот на елисата.



Сл.9.8 Команди на елиса со константентен број вртежи CSU (Constant-speed Unit)

Сл.9.9 Излезната силина на моторот се чита на мерачот на притисокот на полнењето (manifold pressure gauge)

Низата можни агли на кракот на елисата со константна брзина е нејзино работно подрачје (propeller's constant-speed range), и тоа е определено со ограничувачи на големиот и на малиот чекор (pitch stops). Доколку аголот на кракот на елисата е внатре во подрачјето на константна брзина и не допира ниеден од двата граничника, бројот на вртежите на моторот ќе се одржува константен. Меѓутоа, штом кракот на елисата ќе достигне до едниот или до другиот граничник, бројот на вртежите на моторот, со промената на брзината (airspeed) и оптоварувањето на елисата (propeller load), респективно ќе почне да се зголемува или да се намалува, а елисата да се однесува како да е со фиксен чекор.

На пример, во лет со постојан режим (брзина и избрани вртежи), ако брзината на авионот се намалува доволно за да ги заврти краците на елисата додека тие го допрат граничникот на малиот чекор, кое било следно намалување на брзината ќе предизвика вртежите на моторот да се намалат на ист начин како да е инсталирана елиса со фиксен чекор. Тоа се случува и кога авион опремен со елиса со константна брзина се забрзува на поголема брзина (airspeed). Како што авионот се забрзува, аголот на краците на елисата се зголемува за да се одржува избраниот број вртежи, додека се достигне ограничувачот на големиот чекор. Штом ова ќе се случи, аголот на кракот не може понатаму да се зголемува и бројот на вртежите на моторот се зголемува.

Кај авиони опремени со елиса со константна брзина, развиената силина се контролира со гас, а се прикажува на мерач на притисокот на полнење на моторот (manifold pressure gauge) кој го мери апсолутниот притисок на смесата гориво/воздух во вшмукувачкиот вод (intake manifold) на цилиндрите на моторот. На константен број вртежи и константна висина, развиената силина е во директна врска со притисокот на полнењето на смесата гориво/воздух што се испорачува во цилиндрите. Со зголемување на отворот на пеперутката

за гас (the throttle setting), во моторот влегува повеќе смеса гориво/воздух, а, како резултат на тоа, се зголемуваат притисокот на полнењето и силината на моторот. ***Кога моторот не работи, мерачот на притисокотот на полнење на моторот*** (manifold pressure gauge) ***го покажува надворешниот воздушен*** (атмосферскиот) ***притисок*** (на пр., 29,92 "Hg на морско ниво). Кога моторот работи, мерачот покажува помал притисок на негово полнење од надворешниот воздушен притисок (на пр., на релант ќе покажува 12 "Hg, а на полн гас при 2700 min^{-1} 29 "Hg, во хоризонтален лет со 75% од моторската силина, т.е. 2350 min^{-1} притисокот на полнењето ќе изнесува 22,5 "Hg, итн.). Соодветно, секој прекин на работа на моторот или намалување на силината, се покажува на мерачот на притисокот на полнењето на моторот како зголемување на притисокот на полнењето до вредност што одговара на надворешниот притисок на воздухот на висината каде што се случило откажувањето.

Мерачот на притисокот на полнењето на моторот е кодиран во боја за да се истакне неговото оперативно подрачје. Цифреникот на мерачот поседува зелен лак за означување на нормалното оперативно подрачје, и црвена радијална линија за означување на горната граница на притисокот на полнењето (на моторот).

Притисокот на полнењето (manifold pressure) се зголемува со зголемување на вртежите на моторот. За произволно зададен број вртежи, постои притисок на полнење кој не смее да се надмине. Ако за зададен број вртежи притисокот на полнење е прекумерен, притисокот во цилиндрите силно ќе се зголеми и ќе предизвика нивно претерано термичко и механичко напрегање. Ако ова се повторува често, зголемените напрегања може да ги ослабнат елементите на склопот на цилиндарот и евентуално да предизвикаат откажување на моторот.

Зголемениот притисок на полнење може да предизвика и детонација поради зголемената температура.
Условите кои доведуваат до преоптоварување на цилиндрите може да се избегнат со перманентна контрола на бројот на вртежите, особено кога се зголемува притисокот на полнењето на моторот.

Кога и да треба притисокот на полнењето на моторот и вртежите да се променат, преоптоварувањето ќе се избегне ако силината се дотерува по прописен редослед:

1. кога режимот на работа на моторот (power settings) се намалува, притисокот на полнењето треба да се редуцира пред да се намали бројот на вртежите. Ако бројот на вртежите е намален пред редуцирањето на притисокот на полнење, притисокот автоматски ќе се зголеми и може да ги надмине препорачаните од производителот дозволени вредности; при работа со мотор опремен со елиса со постојан број вртежи треба да се води сметка да се избегнува режим на работа со висок притисок на полнење на моторот при ниски вртежи;

2. кога режимот на работа на моторот се зголемува, редоследот на операциите треба да се: прво се зголемуваат вртежите,а потоа притисокот на полнењето;

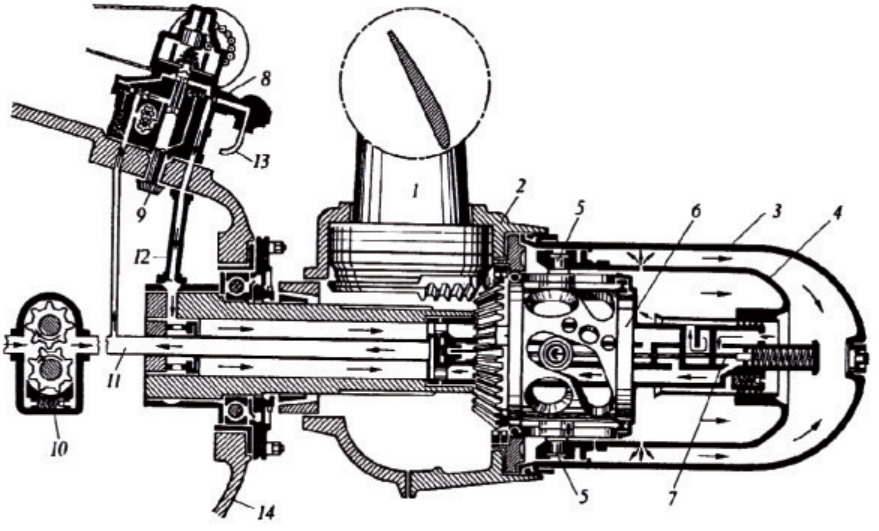
3. при намалување на притисокот на полнењето и зголемување на вртежите пред слетување, прво со командата за гас се намалува притисокот на полнењето, а потоа со командата за чекор се зголемуваат вртежите.

Под нормални работни услови, најголемо абење, замор и оштетувања кај клипните мотори со висока специфична силина се случуваат токму на високи вртежи и низок притисок на полнење на моторот. Поради тоа потребно е придржување кон препораките на производителот за режимот на работа на конкретниот мотор, така што ќе се одржува точен однос помеѓу притисокот на полнењето на моторот и вртежите.

9.2.2 Регулатор на чекорот и на вртежите кај елиса со променлив чекор

Кај елиса со константен број вртежи чекорот се менува автоматски, со регулатор на бројот на вртежите. ***Регулаторот*** (constant speed unit - CSU, или propeller governor) работи автоматски и служи да ***го одржува бројот на вртежите на елисата константен***, независно од режимот на летањето.

Во примена се ***три методи за промена на чекорот***: со притисок на моторското масло (***хидрауличен***), метод со центрифугални тегови (***механички***) и, особено на малите модерни авиони, ***електричен*** уред.

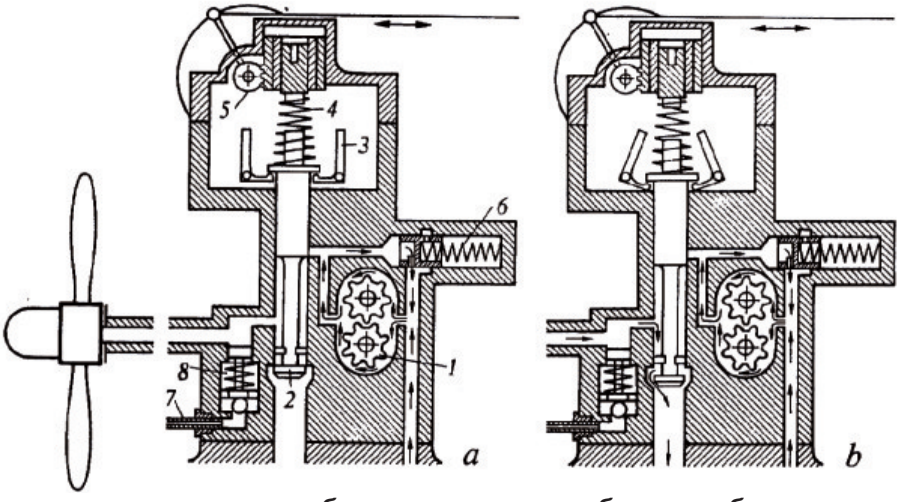


Сл.9.10 Механичко-хидрауличен уред за промена на чекорот на елисата (Hamilton Standard Hydromatic)

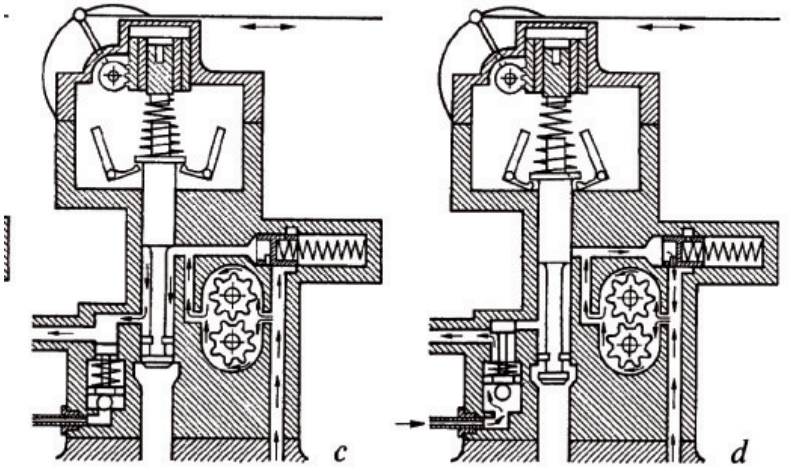
1- крак на елисата; 2-главина на елисата; 3-капак на главината; 4- шуплив клип на механизмот за завртување на краците; 5- палец на шупливиот клип; 6- кулиса за завртување; 7- помошен разводен вентил за поставање на краците во положба на минимален отпор; 8- регулатор на бројот на вртежите на елисата; 9- запченик за врска на вратилото од моторот со центрифугалните тегови и маслената пумпа на регулаторот; 10- пумпа за масло за подмачкување на авионскиот мотор; 11- маслена магистрала поврзана со моторот; 12- маслен вод поврзан со регулаторот; 13- приклучок на уредот за поставање на краците во положба на минимален отпор, т.е "на нож"; 14- куќиште на авионскиот мотор.

Регулаторот на бројот на вртежите во принцип е класичен центрифугален регулатор (позиција 8 на сл.9.10 и сл.9.12). Неговите центрифугални тегови, во зависност од бројот на вртежите на моторот, се рашируваат повеќе или помалку. Ова раширување, со погоден лостовски механизам, се пренесува на еден разводен вентил (позиција 2 на сл.9.11) кој управува со разводот на маслото под притисок во хидрауличниот цилиндар на уредот за промена на чекорот (сл.9.10 и 9.12). Механизмот за промена на чекорот е хидрауличен (сл.9.10) или механичко-хидрауличен (сл.9.12). Кај овој последниов, чекорот на елисата се зголемува со дејството на центрифугалните тегови, а се

намалува со дејството на аксијално подвижниот хидрауличен цилиндар и лостовите поврзани со главината на елисата.

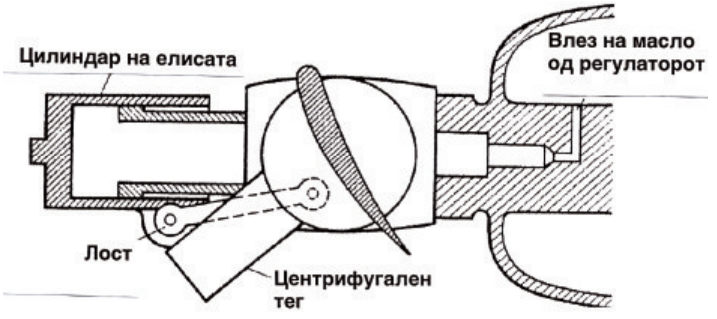


а-рамнотежна положба на регулаторот; б- положба на регулаторот во која се намалува чекорот на елисата а се зголемува бројот на вртежите;



Сл.9.11 Шема на хидрауличниот регулатор на бројот на вртежите на елисата ц- положба на регулаторот во која се зголемува чекорот на елисата а се намалува бројот на вртежите; д- положба на регулаторот кога е активиран уредот за поставање на краците во положба на минимален отпор

1- запчеста пумпа за масло; 2-разводен вентил; 3- центрифугални тегови; 4- пружина; 5- уред за дотерување сила во пружината и за рачната команда за управување со регулаторот; 6- повратен вентил; 7- приклучок на уредот за поставање на краците во положба на минимален отпор; 8- пропустен вентил за масло под висок притисок од уредот за поставање на краците во положба на минимален отпор ("на нож").



Сл.9.12 Механизам за промена на чекорот на елисата на лесен авион

9.3 Надворешна карактеристика на моторот и избор на најпогодна елиса

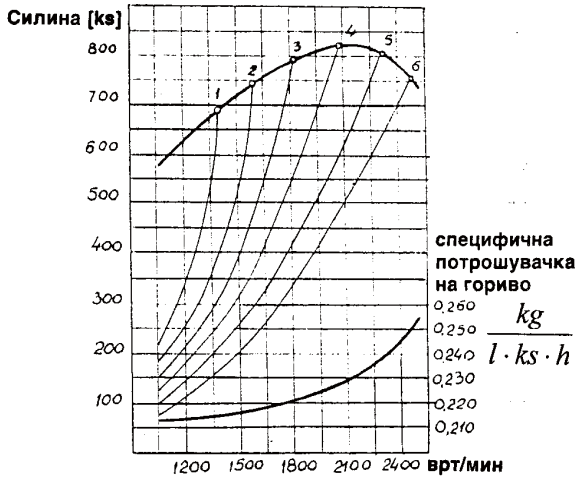
Надворешната карактеристика (сл.9.12) е графички прикажана зависност на ефективната силина на моторот и специфичната потрошувачка на гориво од бројот на вртежи, при работа на земја и под нормални атмосферски услови. Надворешната карактеристика служи за споредување на различни типови мотори и за избор на најпогодна елиса за моторот, односно за авионот. Обично се определува по експериментален пат, бидејќи нејзината пресметка може да се спроведе само приближно.

При експерименталното определување на надворешната карактеристика на моторот треба да се исполнат следниве услови:

- променливо оптоварување на коленестото вратило, што се постигнува со промена на ***чекорот на елисата*** или со промена на ***разни елиси***,
- пеперутката во карбураторот треба да е целосно отворена,
- составот на смесата треба да е константен (непроменлив),
- аголот на претпалењето треба да е дотеран на оптимална вредност.

Ако под овие услови се мери ефективната силина на моторот, ќе се добијат низа вредности кои може да се претстават графички (сл.9.13).Од графичкиот приказ се гледа дека со зголемувањето на бројот на вртежите, што се постигнува со промена на чекорот на елисата, а со тоа и на оптоварувањето на коленестото вратило, силината на моторот се зголемува до извесни вртежи поради зголемувањето на бројот на енергетските циклуси во единица време. Над тие вртежи силината на моторот опаѓа брзо бидејќи се намалува коефициентот на полнењето поради зголемените отпори на струењето кои не може да се компензираат ниту со зголемениот број на енергетски циклуси (вртежи). Броевите 1, 2, 3, 4, 5, и 6 на графиконот означуваат различни елиси или иста елиса со различни чекори.

Мотор со елисите 1, 2 и 3 не може да развие максимална силина ни на максимален број вртежи. Такви елиси се нарекуваат ***тешки елиси.***



Сл.9.13 Надворешна карактеристика на моторот и избор на најпогодна елиса

Елисите 5 и 6 овозможуваат моторот да развие голем број вртежи, но не и максимална силина, што значи дека и овие елиси не задоволуваат.

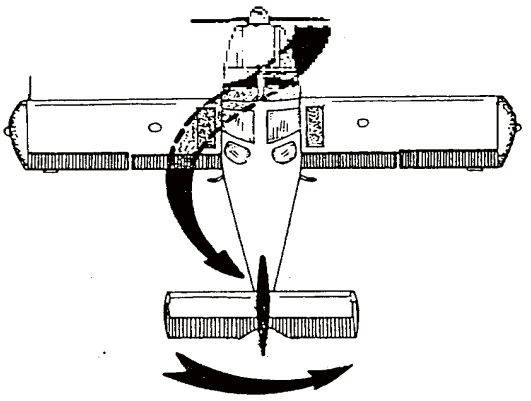
Елисата бр.4 овозможува моторот да развие максимална силина и голем број вртежи.
Оваа елиса е компромисна и за зададениот мотор оптимална.

Очигледно, мотор со определена елиса со фиксен чекор може да работи со полн отвор на пеперутката само при еден определен број вртежи, кој одговара на пресекот на кривата линија на полна силина и кривата линија на придушена силина за даден тип елиса.
Силината што одговара на овој режим на работа претставува ***максимална краткотрајна силина*** (или силина на полетување) која моторот смее да ја развива само кратко време (3...5 минути) заради сопствената безбедност. Бројот на вртежите, кој одговара на силината на полетување не мора да претставува максимален број вртежи на моторот. Кај многу мотори максималниот број вртежи е поголем од бројот на вртежите при режим на полетување. Со овие максимални вртежи моторот може да работи обично при пикирање. Номиналната силина ("***максималната трајна силина***") обично е под кривата на полна силина, што значи се постигнува со нецелосно отворање на пеперутката. Номиналната силина обично е за 5 до 15% помала од полната силина. Со неа моторот работи при качување или при хоризонтално летање со максимална брзина. Најпосле, ***економичната или експлоатационата силина*** ("силина на крстосување") е помала од номиналната (60 до 70% од номиналната силина) и се постигнува со уште поголемо придушување во вшмукувачкиот вод. Со оваа силина моторот работи најдолго време и нејзе ѝ соодветствува минимална специфична потрошувачка на гориво, па оттука и името економична силина.

9.4 Споредни и непожелни ефекти при работата на елисата

Веќе е речено дека елисата претставува акционен крај на погонската група на еден авион, бидејќи таа, со своето континуирано вртење, ја претвора механичката енергија на моторот во влечна сила. Меѓутоа, оваа ротација може неповолно да влијае на управувањето со авионот, особено во услови на брзо зголемување или намалување на вртежите на моторот, како при полетувањето така и при слетувањето, со предизвикување на неколку несакани ефекти.

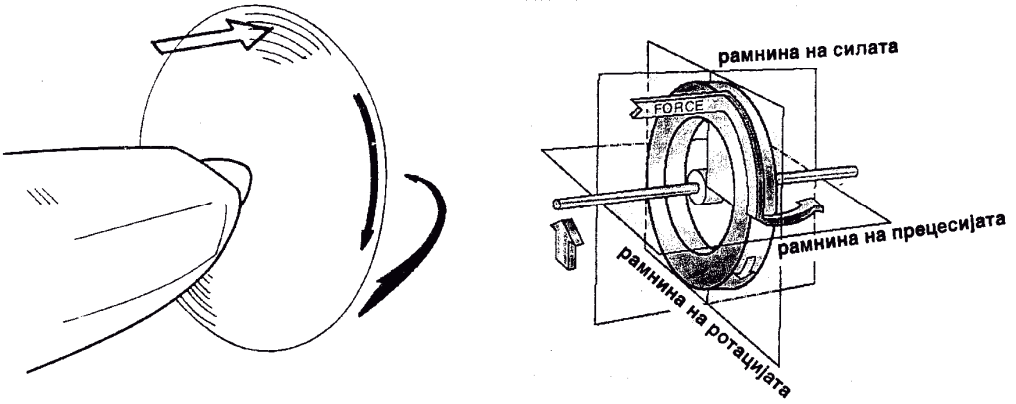
Слипстрим (Spiral Slipstream, спирална воздушна струја зад елисата). Се работи за ефект предизвикан од дејството на воздушната струја зад елисата врз вертикалниот стабилизатор на авионот; воздушната струја зад елисата се движи хеликоидално - по должината и околу надолжната оска на авионот, на самиот крај на трупот удира на предната лева страна од вертикалниот стабилизатор, и врши притисок врз него. Најзабележлив ефект од спиралната воздушна струја зад елисата (spiral slipstream) е тенденцијата за прилично остро свртување на авионот околу вертикалната оска (to yaw nose left) налево, што е особено изразено на мала брзина и полн гас, т.е. при полетување и вертикално качување и, специјално, при изведување на 3D маневри.
Како противдејство на ова, кај некои авиони предната страна на вертикалниот стабилизатор е незначително изместена од надолжната оска, со што се нарушува огледалната симетрија на вертикалниот стабилизатор (инаку присутна кај крилото и кај хоризонталниот стабилизатор), и се обезбедува дејство на спротивна сила која ја поништува силата предизвикана од слипстрим-ефектот.



Сл.9.14 Слипстрим ефект создаден од влечна елиса

Вртежен момент (Torque). Моторот и елисата се вртат надесно (вообичаена и најмногу применувана варијанта) и, според Њутновиот закон за акција и реакција, целиот авион би требало да се врти во спротивна страна околу неговата надолжна оска (roll). Поради големата маса на авионот, големиот момент на инерција на крилата и хоризонталниот стабилизатор, како и евентуалното спротивно дејство на крилцата (елероните), овој ефект има минорно, повеќе теоретско значење. Сепак, во услови на летање со мала брзина, голема силина и голем нападен агол, опишаното влијание на вртежниот момент може да се почувствува.

Жироскопска прецесија (Gyroscopic Precession). На сл.9.15 е прикажан ефектот на жироскопската прецесија. Жироскопот претставува диск што ротира со голема брзина и притоа покажува некои посебни особини како, на пример, крутост на ротирачката оска во просторот и прецесија. Доколку на дискот што ротира дејствува сила која сака да го измести од рамнината на ротацијата, да речеме на 12 часот, оската на ротацијата нема да се наведне во вертикалната рамнина за определен агол надолу (pitch), како што би можело да се очекува, туку во хоризонталната рамнина (т.е. во изместената рамнина за 90^0 во насока на ротацијата).



Сл.9.15 Жироскопска прецесија (жироскопски момент)

Елисата може да се посматра како жироскоп и феноменот прецесија наполно важи и за неа. Ако во залет, при полетување, кревањето на опашката се посматра како сила која сака да ја заврти рамнината на жироскопот околу напречната оска и надолу (pitch), тогаш, поради опишаниот феномен, ќе се

јави сила на прецесија 90^0 подолу во насоката на ротирањето на елисата, т.е. во хоризонталната рамнина, која ќе го заврти носот на авионот околу вертикалната оска налево (yaw) и пилотот ќе почувствува дека авионот скршнува од курсот.

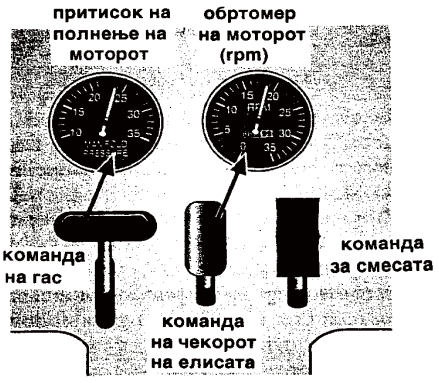
Кај авиони со стоен трап трицикл, овој ефект ќе се почувствува во моментот кога носот на авионот ќе се одлепи од земјата, со тоа што поради обратната прецесија, носот на авионот ќе има тенденција на скршнување надесно.

Пи - фактор (P-Factor). Пи (пропелер)-факторот, познат и како асиметричен ефект на краците на елисата или асиметричен диск-ефект, е аеродинамички феномен кој се јавува кај елиса што се движи, т.е. ротира и оди напред со висок нападен агол кој предизвикува асиметричен центар на потисок. Пи-факторот е предизвикан од разликата во нападниот агол помеѓу кракот на подвижната елиса што се крева (издигнува) и кракот што се спушта (слегува). Кога елисата само ротира а не се движи напред, не постои разлика помеѓу нападните агли на кракот што се спушта (десен крак) и кракот што се подига (лев крак). Но, штом елисата (авионот) ќе тргне напред, комбинираното дејство на ротацијата и транслаторното движење е такво што кај кракот што се спушта нападниот агол привидно се зголемува во однос на кракот што се издига. Во согласност со Бернулиевиот принцип, кракот на елисата со поголем нападен агол ќе создава поголема влечна сила. Бидејќи кракот што се спушта обезбедува поголема влечна сила отколку кракот што се издига (крева), нападната точка на резултантната влечна сила се иместува од центарот поблиску до кракот што се спушта и создава момент кој има тенденција да го заврти носот на авионот налево (to yaw to port). Се разбира, ова важи за авион со еден мотор и десноода елиса, што е вообичаена комбинација. Доколку се користи левоода елиса (што е поредок случај) авионот ќе има тенденција за скршнување на десната страна (to yaw to starboard). Ефектот е забележлив за време на полетување и во прав и хоризонтален лет со висока силина и големи нападни агли.

Важно е да се знае дека жироскопскиот ефект на десноротирачката елиса, пи-ефектот и спиралниот слипстрим ефект при полетување ***се суперпонираат*** и покажуваат тенденција на силно свртување на авионот налево. Пилотот треба да е свесен за овој комбиниран ефект и да го неутрализира со енергична употреба на командите.

9.5 Ракување со елиса со константен број вртежи

Додека скоро сите школски авиони се опремени со елиса со фиксен чекор чиј број на вртежи се менува со командата за гас, пософистицираните лесни и ***сите поголеми*** авиони имаат ***елиса со променлив чекор***, командуван од регулаторот на константен број вртежи (constant-speed unit т.е ***CSU***). Елисата со променлив чекор овозможува подобро полетување и подобра способност за качување и за крстосување бидејќи чекорот на краците може да се дотера така што да обезбедува оптимален потисок во сите фази на летањето. При крстосување (а тоа е најголемиот дел од летањето), погонската група (мотор-елиса) може да се стави во функција со оптимална дотераност, обезбедувајќи најекономична потрошувачка на гориво и најсоодветна брзина на летањето. За ова подробно може да се информира во делот за елиса со константна брзина.



Сл.9.16 Команди на елиса со константен број вртежи (Constant-speed Unit)

Моторските команди за елиса со константен број вртежи (CSU) се:

- команда на чекорот, за дотерување на бројот на вртежите на елисата,
- пеперутка за гас, која командува со протокот на горивото, определувајки го притисокот на полнење на моторот (manifold pressure, крат. MP или MAP) .

Развиената силина изнесува:

$$P = (rpm) \times MAP$$

- Голема силина може да се создаде со големи вртежи и висок притисок на полнење на моторот (MAP).
- Средна силина може да се создаде со: големи вртежи и низок притисок, со средни вртежи и среден притисок, или со мали вртежи и висок притисок.

За зададени вртежи, ***прекумерниот*** притисок на полнење предизвикува:

- високи притисоци во цилиндрите и високи температури на главата на цилиндрите;
- можна детонација и механички дефект ако продолжи.

Никогаш не смее да се пречекорува притисокот на полнење на моторот, препорачан од производителот.

Очигледно, една иста силина може да се постигне со повеќе разни комбинации на вртежите и притисокот на полнењето. Сите можни комбинации, сепак, немаат иста вредност и исти последици по моторот. Поради тоа, за постигнување на саканата силина, производителите препорачуваат извесни тестирани комбинации на вртежи и притисок на полнење на моторот (***rpm/MAP*** комбинации). Како најефикасна комбинација ***rpm/MAP*** (најдобра специфична потрошувачка на гориво) обично се смета користењето најмали вртежи и највисок дозволен притисок (MAP) за сакана силина. Оваа комбинација има мали загуби од триење поради малиот број вртежи.

Големите вртежи може да ја зголемат потрошувачката на масло и да го намалат "волуменскиот степен на искористување на моторот" поради зголеменото триење на воздушната струја низ главниот вод и воведникот за воздух.

Во прирачникот за ракување со моторот се даваат табели со податоци за дотерување на силината (power setting tables).

Промена на силината со регулатор на константен број вртежи (CSU)

За избегнување на појавата на прекумерен притисок на полнење на моторот (т.е. за зададени вртежи да се избегне пречекорувањето на максималниот притисок на полнењето), во главни црти треба да се следат долунаведените упатства.

Зголемување на силината. При значително зголемување на силината (на пр. од силина на крстарење на силина "продолжи на втор круг"):

1. зголеми го бројот на вртежите rpm (MAP автоматски малку ќе опадне поради покусото време по циклус за внесување на смесата гориво/воздух во цилиндрите и, поради тоа, помалото полнење со смеса на цилиндрите, како и поради повеќето издувни тактови во секунда. Ова води кон редукција на притисокот во цилиндарот);
2. потоа зголеми го притисокот на полнењето (**MAP**)

Намалување на силината. При значително намалување на силината (на пр. од силина на полетување на силина на искачување):

1. намали го притисокот на полнењето, т.е. MAP, за околу 1" Hg (еден инч живин столб) помалку од саканиот притисок;
2. постави го понискиот број на вртежи rpm (како што rpm се намалува, MAP се зголемува за околу 1" Hg). Со редукција на бројот на вртежите, има повеќе време по циклус за внесување смеса гориво/воздух во цилиндрите, поради што полнењето на цилиндрите ќе биде поголемо и ќе има помалку издувни тактови во секунда. Ова води кон зголемување на притисокот во цилиндарот. По редукцијата на силината, ќе бидат потребни неколку мали повторни регулирања на MAP (гас, пеперутка за придушување).

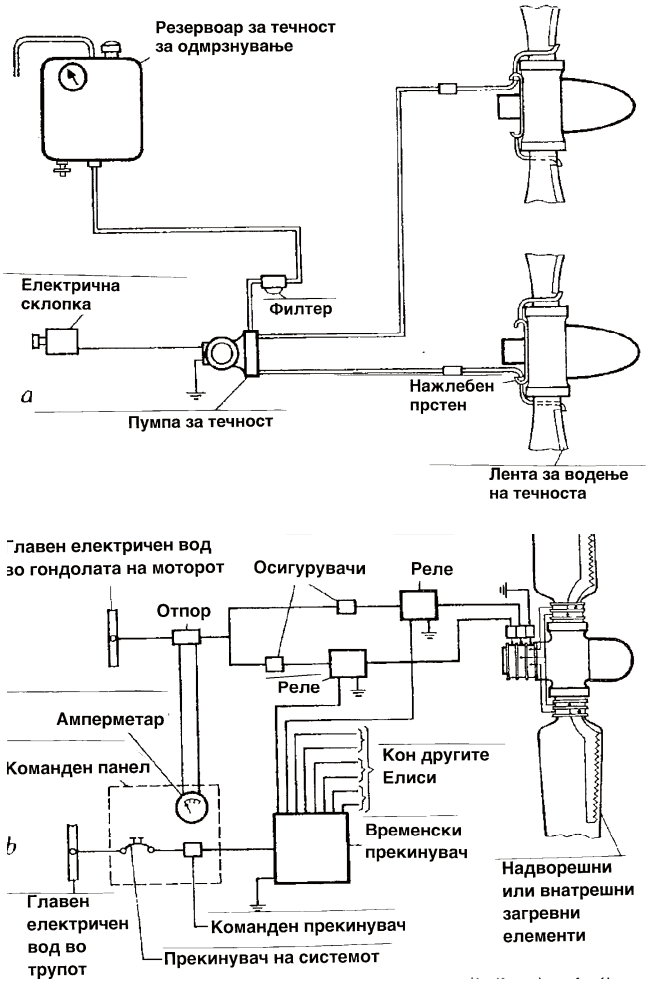
Подетални информации за употребата на CSU кај одделни типови авиони, треба да се побараат во нивниот Pilot's Operating Handbook (POH).

9.6 Заштита на елисата од замрзнување

За време лет низ воздух кој содржи капки од подладена вода се создава лед на елисата (особено критични места се нападните рабови на краците). Насобраниот лед, слично како и на другите површини на авионот (крилата, стабилизаторите), ***го менува геометрискиот профил на краците,*** што предизвикува намалување на узгонот и зголемување на отпорите (или, поедноставно кажано, ***намалување на влечната сила на елисата***), а нерамномерно насобраниот лед предизвикува ***динамичка неурамнотеженост на елисата*** и појава на силни вибрации . За да се избегнат вакви непријатни и опасни ситуации, елисите на авионите кои се предвидени да летаат во сложени метеоуслови се опремени со некаков уред за разледување на краците.

Во примена се два система: систем со прскање течност за разледување и систем со електроотпорно загревање.

Уредот со прскање течност (сл.9.16) има пумпа за течност, резервоар и разводна мрежа од цевководи. Употребената течност е гликол, глицерин, изопропилалкохол итн. Тие се евтини, тешко запаливи и ефикасни. Пумпата црпе течност од резервоарот и ја потиснува во цевки кои имаат излез во коренот на краците. Со течноста се одледува внатрешниот дел на краците, а надворешните делови, поради големата центрифугална сила, обично и не се замрзнуваат.



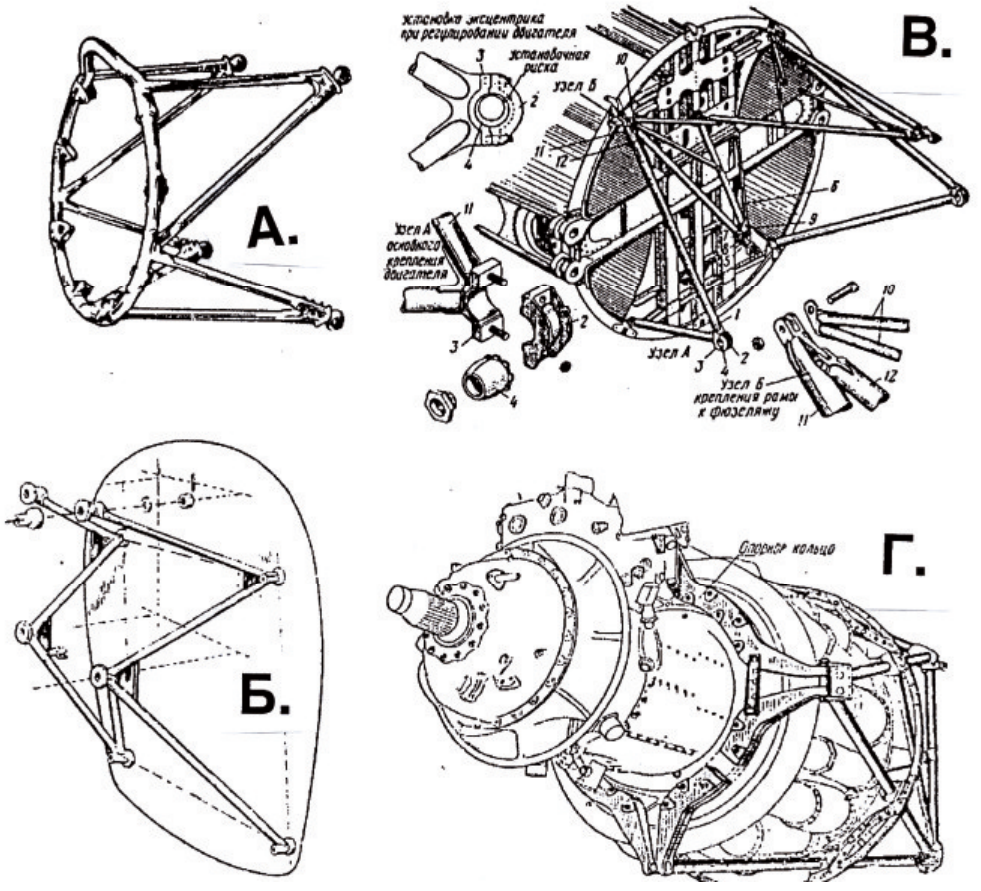
Сл.9.17 Уред за одледување на краците на елисата: со прскање течност (горе) и со електроотпорно загревање (долу)

Kaj уредот со електроотпорно загревање краците на елисата се греат со посебен **термоелектричен** систем. Овој систем е составен од електроотпорни грејачи во облик на метална фолија или мрежа на тенки електроотпорни спроводници помеѓу два слоја на изолација. Термичката инерција на системот е само 15 до 20 s, што е од особена важност при нагло влошување на условите кои доведуваат до заледување (наидување на водени или ледени облаци). Потрошувачката на електрична енергија е доста голема и изнесува 3-4 W/cm^2 површина. Со овој систем се користат и лесните и најголемите елисномлазни авиони. Уредот за одледување се состои од склопка за вклучување, осигурувачи на електричните кола, амперметар и автоматска склопка за циклично вклучување (за грејачите да не се прегреат, загревањето се изведува со прекини). Целиот циклус на одледување на краците и главината трае околу 2 мин.

10. Помошни елементи на погонската група

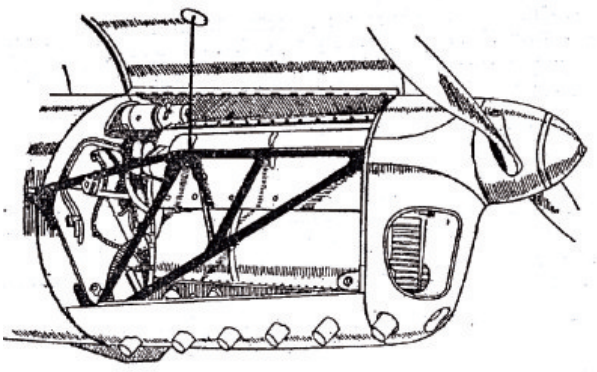
Овде ќе бидат наброени оние елементи кои директно или индиреектно ја овозможуваат работата на погонската група. Тука, пред сè припаѓаат: моторските носачи, оплатата на гондолата (капотаж), разни жабри за контрола на циркулацијата на воздухот околу моторот, противпожарниот sид, командите на моторот (чекор, гас, смеса, ладење, компресор), системот за откривање и гаснење пожар и моторските инструменти.

Моторските носачи се посредници помеѓу моторот и основната конструкција (трупот или крилата) и служат за брзо и лесно вградување или промена на моторот. Во конструктивен поглед, моторските носачи претставуваат просторен решеткест носечки систем изработен со заварување од цевки од челик или лесни легури. Поради вибрациите што во работата ги создаваат моторите, инерцијалните сили, влечната сила на елисата, вртежниот момент на моторот и жироскопскиот момент на елисата, моторските носачи се изложени на високи динамички напрегања и замор на материјалот, што треба да се има предвид при нивниот преглед.



Сл.10.1 Моторски носачи изработени од челични цевки

А-стандарден носач за радијален мотор; Б-носач за хоризонтален "боксер"- мотор; В- носач на турбомлазен мотор;Г- носач на турбоелисен мотор.



Сл.10.2 Моторски носач и капотаж за погонска група клипен мотор-елиса

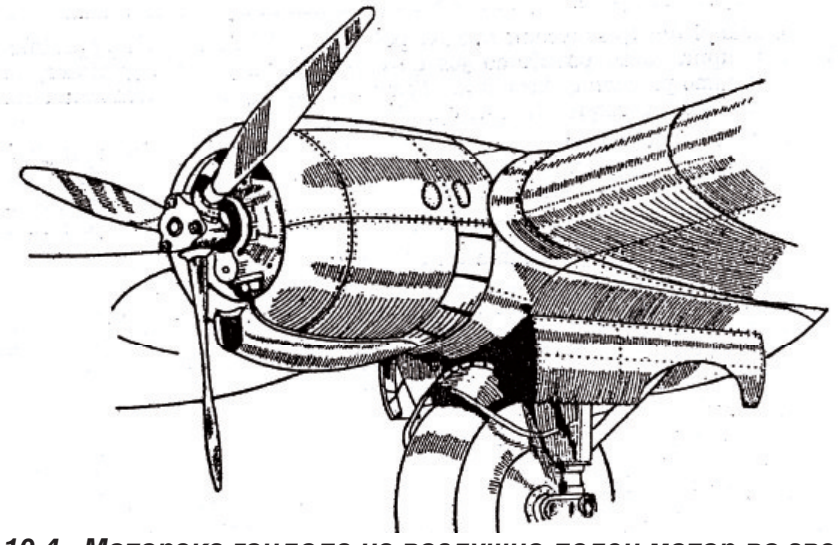
Предниот дел на трупот, со погонската група, се разделува од другиот дел на трупот со помош на таканаречениот ***противпожарен ѕид*** од огноотпорен челик (или композити со такви особини) и азбестна облога. Улогата на овој елемент е јасна: физички да го оддели "жешкиот" дел на авионот, каде што може да се очекува и појава на пожар, од другиот негов дел. На тој начин при избувнување пожар поефикасно се спречува неговото ширење и се олеснува гаснењето.

Сл.10.3 Локација и изглед на пожарниот ѕид кај едномоторен авион

Противпожарниот ѕид е едноставно конструктивно решение базирано врз физичките закони на противпожарната заштита. Тој е направен од огноотпорен челичен лим, подебела дурална плоча или, во поново време, од композити. Во таква форма тој перфектно би ја вршел својата улога, но, за жал, од другата страна на ѕидот се наоѓаат бројни команди, инструменти, горивни и хидраулични цевководи, електрични спроводници итн., кои се поврзани со моторот. За нивно поминување низ пожарниот ѕид потребно е да се изведат бројни отвори со што ефикасноста на ѕидот се намалува. Сите отвори во ѕидот, како и елементите кои поминуваат низ нив, не смеат да го нарушуваат неговиот интегритет и мораат да бидат изведени внимателно во производството, а контролирани и одржувани во експлоатацијата. Тоа е основен предуслов за правилна функција на овој елемент на погонската група.

Оплатата на гондолата (капотаж) има задача на моторот и на елементите на погонската група да им обезбеди најповолен аеродинамички облик. Силите на кои оваа оплата е изложена се мали, па целата конструкција не бара голема јакост. Најчесто се изведува од алуминиумски лим со дебелина 1 mm и цевки или профили според големината и обликот на моторот. Оплатата мора да обезбедува и лесна пристапност до сите елементи на моторот и инсталацијата и лесна демонтажа и монтажа на одделните делови. На местата за преглед се прават вратички или отвори кои се затвораат со посебни копци и бравички за брзо и сигурно затворање. На зарамнетите делови на оплатата, цели нејзини делови во облик на голем капак се врзуваат со шарнирни врски што обезбедува лесно отворање на големи делови (сл.10.2).

Оплатата, сепак, не е само обичен покривач, на неа се изведени и бројни **отвори за воведување воздух** за ладење (жабри). Местото, големината и обликот на овие отвори се така одбрани за да се постигнат максимални аеродинамички ефекти и минимални отпори. Овие отвори секогаш треба да се прегледуваат и да се држат во чиста состојба. Нивното отворање и затворање се изведува со механички или хидраулични команди од пилотската кабина.



Сл. 10.4 Моторска гондола на воздушно ладен мотор во ѕвезда

10.1 Систем за откривање и гаснење пожар.

Иако со оваа проблематика се среќаваме во излагањата за карбураторот и стартувањето на моторот, овде пак ќе ја спомнеме заради големата важност за безбедноста на летањето. Авионот е термичка машина во која се развиваат и поттикнуваат разни термодинамички процеси придружени со согорување и високи температури. Тој е полн со високозапаливо погонско гориво, а најпосле тука е и човекот со своите недостатоци искажани преку желбата за пушење и недоволната самоконтрола и внимание. Со други зборови, сите услови за настанување пожар се исполнети. Кај големите авиони, во лет, пристапот до моторите е најчесто невозможен, па поради тоа по целата структура на авионот се распоредени давачи за откривање пожар и автоматски уреди за активирање и гаснење, најчесто со јаглероден диоксид. Во пилотската кабина постои соодветна индикација, па екипажот во секој момент знае дали и каде избувнал пожарот.

Се разбира, во авионот постојат и бројни рачни уреди за гаснење пожар.

Пожар на авион во лет (Aircraft Fire in Flight). Избувнувањето пожар во авион е редок настан, но пилотот и екипажот треба да се подготвени да се справат со него.

Со огнот треба да се справи без одлагање и со енергично гаснење

Пожар на авион може да се случи поради:

4. неправилна работа на одделни уреди, опрема и системи;
5. несреќен случај при рулањето, полетувањето или слетувањето;
6. несреќен случај во воздухот при работа со леснозапаливи материјали (гориво, масло, алкохол, кислород исл.);
7. несреќен случај при опслужување и одржување на авионот на земја (полнење гориво и други специјални течности и гасови, работа на електрична инсталација, проба на моторот идр.).

Кај ***лесните авиони*** иницијална реакција на пилотот при пожар во лет треба да биде исклучување на доводот на гориво (селекторот на горивото на **OFF** и командата за смесата на **IDLE CUT-OFF**) и овозможување моторот самиот да се проветри и да запре. Откако моторот и вшмукувачкиот систем ќе се исчистат од горивото, огнот ќе згасне. На тоа ниво, палењето треба да биде исклучено и да се изврши принудно слетување.

Ако пожарот не се изгасне, спуштањето во спирала со голема брзина може да доведе до гаснење (оддувување) на пламенот - со лизгање по крило надвор од пламенот. Алтернативно, може да се покаже корисно да се направи спирала со наполно извлечени заткрилца (флапсови) понирајки со V_{FE} (т.е. максимална брзина со извлечени флапсови - горна граница на белото подрачје на брзиномерот), со цел, пред принудното слетување, да се задржи минимум време во воздух.

Големите авиони имаат сигурносен авионски систем за гаснење пожар кој реагира автоматски при негово појавување во кој било дел од авионот. Моторите имаат свои независни системи за гаснење пожар во својата внатрешност.

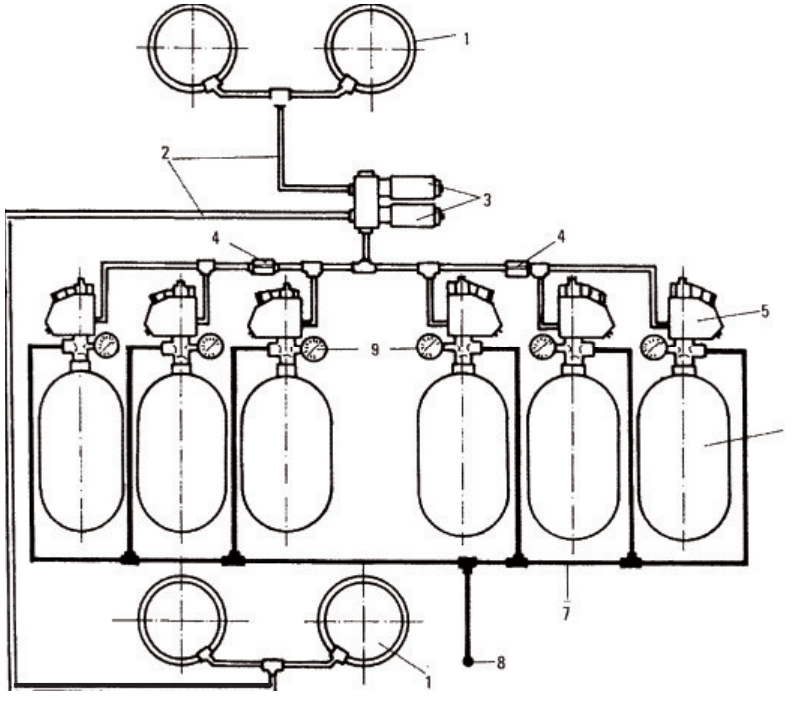
Противпожарниот систем на авионот се состои од три потсистеми:
- потсистем за ***детекција и сигнализација*** на пожарот,
- потсистем за ***гаснење*** на пожарот,
- потсистем за ***спречување на ширење*** на пожарот.

Потсистемот за детекција и сигнализација на пожарот се состои од: сигнализатор на пожар, управувачка единица, струјни кола и индикатор во пилотската кабина. Сигнализаторите за пожар се разместуваат на места каде што постои потенцијална можност за избувнување пожар или поголем пораст на температурата. Тие се конструирани и работат врз различни физички принципи на дејство: термоелектрични, електронски, пиротехнички, IC, експанзиони, капиларни, гасни итн. Сите тие имаат една заедничка особина: голема брзина на дејство, т.е. кратко време од појавата на пожарот до активирањето на сигнализацијата кое мора да биде помало од 3 секунди.

Потсистемот за гаснење пожар се состои од: резервоари со средство за гаснење под притисок, цевководи, вентили (разводни, неповратни, сигурносни), електромагнетни славини, млазници и манометри.

Принципот на работа на овој потсистем е едноставен: по добиениот управувачки сигнал (мануелен, автоматски или комбиниран) електромагнетната славина се отвора и овозможува излегување на средството за гаснење во цевководот на инсталацијата до млазниците, каде што се распрскува во вид на ситни честици (3 до 5 μm) и се шири околу местото на пожарот. Доколку средството за гаснење е сув прав, неговите зрнца при допир со пламенот се распрснуваат во ситни честици со големина од 0,01 до 0,05 μm.

Како средство за гаснење пожар на авионите најчесто се употребуваат ***сувиот прав*** (правот S, или monnex) или, почесто, халогенизираните јаглеводороди (haloni). ***Халоните*** имаат низа добри особини: не предизвикуваат корозија, не оставаат траги од согорувањето, имаат ниска точка на вриење и поголема густина. Поради овие особини тие имаат предност за користење во противпожарните системи на авионите.



Сл.10.5 Уред за гаснење пожар на авион

1- колектори; 2-цевководи; 3- блок на електромагнетни славини; 4- неповратен вентил; 5- глава на челичен сад; 6- челичен сад; 7- цевковод; 8- сигнално светло; 9- манометар

Потсистемот за спречување на ширењето на пожар се состои од разни конструктивни прегради (веќе опишаниот противпожарен ѕид) со кои се спречува или забава ширењето на пожарот и термоизолациони облоги со кои се спречува ширењето на високите температури.

Кај лесните авиони со еден мотор во носот, пожарниот ѕид што го дели моторскиот простор од остатокот на трупот е конструиран токму со цел да ги заштити составните делови на структурата на авионот од оштетувања и луѓето во кабината од повреди, доколку огнот се прошири од моторскиот простор.

Горивните резервоари на воените авиони се обложени, однатре или однадвор, со специјална самозатнувачка материја која, при пробивање на резервоарот со проектил однадвор, го спречува истекувањето на горивото во околната средина и проширувањето на пожарот. Можна е и примена на систем со

неутрален гас (CO_2) наменет за превентива и заштита од пожар на внатрешноста на резервоарите за гориво.

10.2 Моторски инструменти

При влегувањето во кабината на воздухопловот (дури и најмалиот) веднаш се забележуваат голем број инструменти. Се разбира, тие не се тукутака расфрлани, туку се групирани како: инструменти за пилотажа, инструменти за навигација и моторски инструменти. Постои и уште една, четврта, група инструменти за мерење на електричните големини, покажувачи на положбата на заткрилцата, аеродинамичките кочници, стојниот трап и на другите уреди и системи на авионот. Вообичаено е инструментите за пилотажа и навигација да се наоѓаат во центарот на инструменталната табла, додека моторските и другите инструменти се распоредени на страните. Кај авионите со повеќечлен екипаж, моторските инструменти се поставуваат на централен панел (помеѓу првиот и вториот пилот), а по еден идентичен сет на инструменти за пилотажа и навигација се поставени на инструменталните табли пред секој од пилотите. Инструментите за пилотажа и навигација служат за контрола на висината, брзината, курсот на летањето и положбата на авионот во просторот.

Моторските инструменти служат за индицирање на параметрите на моторот и контрола на неговата работа или на некој друг уред кој влијае врз неговата работа. Овие инструменти се многубројни и на инструменталната табла обично се наоѓаат десно од инструментите за пилотажа и навигација.

Принципот врз кој се базира работата на моторските инструменти е вообичаен, универзален принцип: претворање на контролираната физичка големина (притисокот, температурата, протокот, вртежите) со погоден давач (transmitter) во сигнал (електричен напон, електрична струја или механичко поместување), пренос на сигналот до соодветниот инструмент во пилотската кабина и претворање на сигналот од давачот во индикација на инструменталната скала, најчесто во облик на ротационо движење на стрелката.
Овие инструменти по многу нешто се слични на автомобилските инструменти (манометри, термометри), а детално се проучуваат во предметот авионски инструменти, па затоа овде ќе бидат опишани само во најглавни црти.

Според **принципот на работа** моторските инструменти може да бидат **механички, електрични или комбинирани**. Главно, тие се делат на следниве групи:

1. мерачи на притисокот (манометри):
- 1.1 мерачи на притисокот на маслото во моторот
- 1.2 мерачи на притисокот на полнењето во вшмукувачкиот систем
- 1.3 мерачи на притисокот на горивото
- 1.4 мерачи на притисокот на воздухот;

2. мерачи на температурата (термометри):
- 2.1 мерачи на температурата на маслото
- 2.2 мерачи на температурата на главата на моторот
- 2.3 мерачи на температурата на издувните гасови;

3. мерачи на протокот на горивото;

4. мерачи на количеството на гориво;

5. мерачи на бројот на вртежите (обртомери) на моторот.

Сл.10.6 Моторските инструменти се наоѓаат десно на инструменталната табла

Обртомерите го покажуваат бројот на вртежите на компресорот или турбината на млазниот мотор. Можат да бидат механички или електрични. Нивното покажување може да се изрази во вртежи/мин и во проценти.

Термометрите ја мерат температура на: главата на цилиндарот, излезните гасови, моторското масло, разладната течност, влезниот воздух во моторот итн. Според принципот врз кој работат, можат да бидат: механички, електрични, електромеханички и термоелектрични. Најголема примена имаат електричните термометри кои со промената на температурата го менуваат отпорот и термоелектричните термометри кои ја мерат термоелектричната електромоторна сила што се создава при загревање на заедничката точка на два споени спроводника изработени од два различни метала.

Некои издувни системи имаат давач за мерење на температурата на издувните гасови во издувниот цевковод (the exhaust gas temperature - **EGT** probe). Давачот го спроведува сигналот за температурата на издувните гасови до инструментот (термометарот) во кабината.
Температурата на гасовите што ја мери EGT мерачот во издувниот цевковод варира во зависност од применетиот однос на горивото и воздухот што влегува во цилиндрите (т.е. од составот на смесата гориво/воздух) и може да се користи како добра основа за регулирање на составот на смесата. EGT мерачот се покажува како високо точен инструмент за покажување на коректното дотерување на смесата. Кога како помош, при осиромашување на смесата гориво/воздух, се користи EGT, потрошувачката на гориво може значително да се намали.

Манометрите го мерат притисокот на гасовите или течностите. Можат да бидат со далечински пренос (хидраулични и електрични) или со директно покажување. Со нив се мери притисокот на: маслото, компресорот, воздухот или бензинот.
Инструментите за мерење на ***количеството и потрошувачката на гориво*** го мерат волуменот или тежината на горивото во резервоарите. Можат да бидат

механички, електромеханички и електрични. Се баждарат во литри или килограми гориво. Грешките во покажувањето не смеат да надминуваат 2%.

Мерачите на потрошувачката на гориво ја мерат моменталната потрошувачка на гориво што овозможува оптимално искористување на моторот.

Честа е практиката неколку инструменти да се комбинираат во еден, со цел да се заштеди простор на инструменталната табла, но и за да се олесни контролата на многубројните инструменти. Обично во заедничка кутија се вградуваат 2, 3 или 4 различни покажувачи кои даваат сродни податоци. Најчести комбинации се манометар за масло, термометар за масло и манометар за гориво.

Податоци за начинот на работа и видот на овие инструменти, за ограничувањата, работното подрачје и сл. лесно може да се најдат во пилотскиот оперативен причачник - РОН, а самото нивно читање е едноставно и еднозначно бидејќи на нивното покажување не влијае ниту висината, ниту притисокот на околната атмосфера, ниту инерцијалните сили и сл.

Како и секој друг инструмент, и овие може да откажат. Пилотот треба да ги познава инструментите и во случај на опасно покажување да може да консултира друг, комплементарен инструмент. На пример, манометарот за масло во моторт одеднаш покажува нула. Прва реакција на пилотот е да го погледне и да го следи покажувањето на комплементарниот инструмент, во овој случај термометарот за температура на моторското масло. Ако температурата на маслото е нормална, тогаш најверојатно не се работи за губење на маслото или за некој друг дефект во системот за подмачкување, туку за откажување на манометарот. Вакви комбинации нудат и други инструменти; затоа пилотот треба да ги познава можностите и карактеристиките на сите инструменти за да може ефикасно да ја следи работата на моторот во сите услови на летот.

Моторските инструменти се важен дел од опремата на секој воздухоплов и затоа нивното присуство на инструменталната табла на авионот е регулирано со интернационални стандарди. Така на пример во комерцијалниот воздушен сообраќај не смее да учествува ***воздухоплов*** без следниве моторски интрументи:

1- манометар на притисокот на горивото за секој мотор;
2- мерач на протокот на горивото;
3- средство за покажување на количеството на гориво во секој горивен резервоар што се користи;
4- манометар за притисок на маслото за секој мотор;
5- покажувач на количеството на масло за секој резервоар за масло кога се користи трансферен или одвоен резервен довод на маслото;
6- покажувач на температурата на влезното масло за секој мотор;
7- обртометар за секој мотор;
8- независен уред за предупредување за притисок на горивото за секој мотор одделно или главен уред за предупредување за сите мотори со средство за изолација на одделните кола за предупредување од главниот уред за предупредување.

Освен наведените инструменти, секој ***воздухоплов со клипен мотор*** мора да ги има и следниве инструменти:

1- покажувач на температурата на воздухот во карбураторот за секој мотор;

2- покажувач на температурата на цилиндарска глава за секој мотор со воздушно ладење;

3- покажувач на притисокот на собирниот вод за секој мотор;

4- уред за секоја елиса со променлив чекор кој на пилотот му покажува кога елисата е на негативен чекор, а кој е во согласност со следново:

а) уредот може да се активира во која било точка во негативно свртување помеѓу нормалната крајна положба на малиот чекор и полниот негативен чекор, но може да не покажува очитување на или над нормалната крајна положба на малиот чекор;

б) изворот на индикација (покажување) ќе се активира со аголот на кракот на елисата или директно на него ќе реагира.

Команди на моторот. Со нив се управува со комплетната погонска група, а се состојат од механички, електрични, хидраулични или комбинирани управувачки органи: команда за гас, команда за чекорот на елисата, управување со карбураторот (греење, отворање на придушниот вентил на земја-форсаж, управување со стоп славината), главен прекинувач на палењето, итн.

Контролни прашања

1. Објасни ја улогата на елисата во погонската група на авионот.

2. Набroј ги видовите елиси според разни критериуми.

3. Опиши ја конструкцијата на елисата со променлив чекор.

4. Опиши ја функцијата на компонентите за регулација и командите на елисата со променлив чекор.

5. Заштита на елисата од смрзнување.

6. Објасни ја висинската карактеристика на моторот.

7. Објасни ја разликата помеѓу дијаграмите на силината на мотор со и без висински компресор.

8. Опиши ги конструкцијата на компресорот и местото на неговото вградување.

9. Видови погон на компресорот. Турбински погон.

10. Објасни ги улогата и конструкцијата на wastegate вентилот.

11. Набroј ги помошните елементи на погонската група: моторските носачи, оплатата на гондолата, противпожарниот ѕид, жабрите, и опиши ја нивната улога.

12. Идентификувај ги командите на моторот и моторските инструменти.

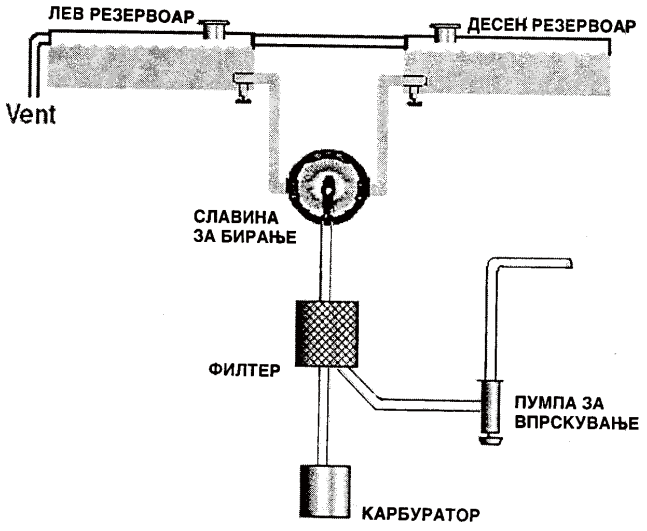
13. Опиши го во главни црти системот за откривање и гаснење пожар.

11. Систем за гориво на воздухопловот (Fuel System)

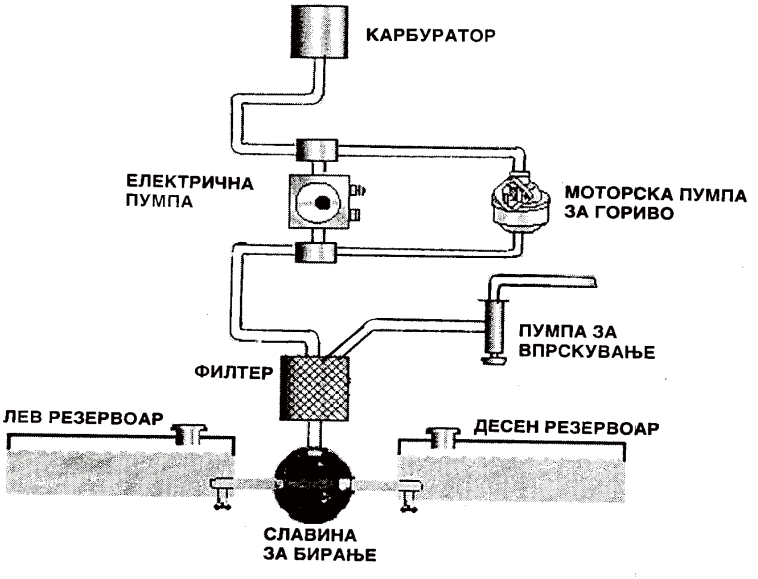
Функцијата на системот за гориво е складирање гориво и негово испорачување до карбураторот, или до системот за впрскување, во потребни количества и со прописен притисок. Горивниот систем мора да обезбеди непрекинат проток на чисто гориво под прописен притисок до моторот во сите нормални услови на летање, како:

- промена на висината,
- промена на брзината на летањето,
- промена на положбата во просторот,
- нагло забрзување или забавање на моторот.

Kaj лесните авиони обично се применува систем со слободен пад (gravity-feed system) или систем со горивна пумпа (fuel-pump system), шематски прикажани на сл.11.1 и 11.2. Kaj големите авиони висококрилци гравитациониот систем се користи како помошен систем во случај електричните горивни пумпи да откажат.



Сл.11.1 Авионски систем за гориво со слободен пад (гравитационен систем)



Сл.11.2 Авионски систем за гориво со горивна пумпа

Системот со слободен пад (т.е. гравитациониот тип) ја користи силата на гравитацијата за трансфер на гориво од резервоарите до моторот. Посебно е погоден кај висококрилците кај кои резервоарите се вообичаено вградени во крилата, па карбураторот е под резервоарот и гравитацијата е доволна за обезбедување проток на гориво. Кај нискокрилците резервоарот е под нивото на карбураторот и трансферот на гориво кон него се остварува со систем на горивни пумпи. Во горивната инсталација обично се вградуваат две горивни пумпи: главна, задвижувана од моторот (main engine-driven pump), и помошна-бустер (auxiliary electricall driven pump) електрична пумпа. Помошната бустер-пумпа обезбедува дополнителна надежност на горивниот систем, а се вклучува со прекинувач во кабината.

Горивото се складира во резервоари за гориво (fuel tanks), кои обично се инсталираат подалеку од моторот, во трупот или во крилата. Во случај на примена на повеќе резервоари, тие мора меѓу себе да се поврзани. Резервоарите се изработуваат од челик, алуминиумска легура или синтетика. Обликот зависи од местото каде што се вградуваат и од можностите за монтажа и замена. На најниската точка на секој резервоар се изведуваат сливник (sump) и вентил за дренирање (drain valve) кои овозможуваат собирање на тешките нечистотии и водата, контрола и дренирање (исфрлање) надвор од резервоарот. Во внатрешноста резервоарите често имаат прегради (baffles) кои спречуваат бранување на горивото во лет - особено при нагли промени на положбата во воздух или во турбуленции.

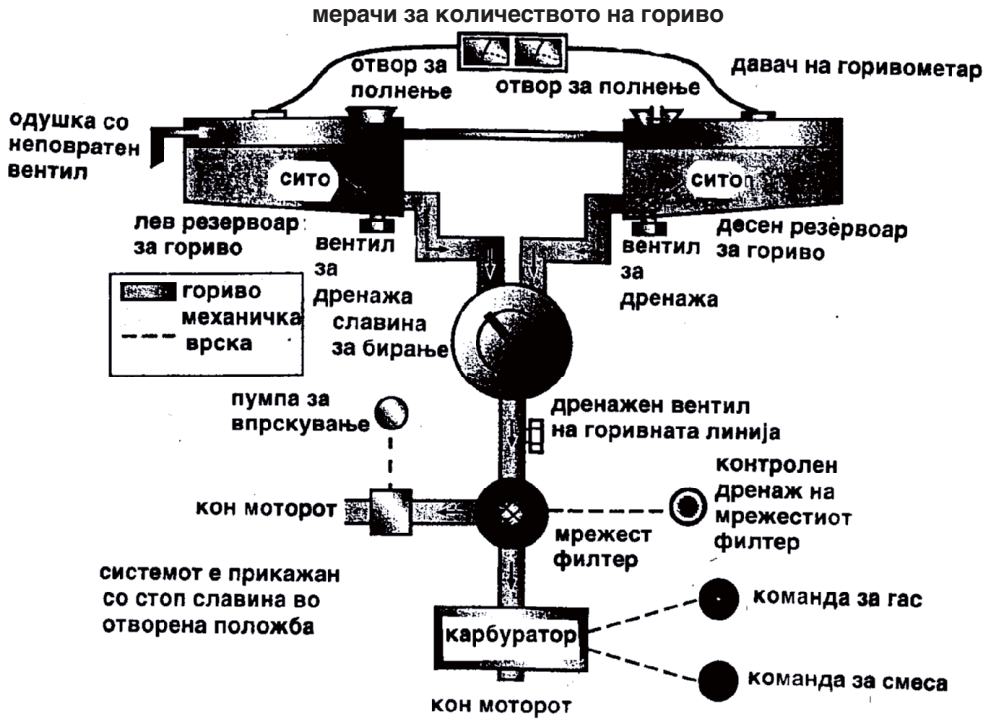
Огромниот патнички авион Boeing 747, во резервоарите за гориво распоредени по целата должина на крилата, центропланот и хоризонталниот стабилизатор носи 216.389 литри (57.164 US gallons), односно 175.275 kg (спец.тежина на горивото е 0,810 g/ml). По должината на секое крило се сместени по два главни и еден резервен резервоар, како и резервоар во центропланот во трупот.
Некои од моделите на 747 имаат и дополнителен резервоар за гориво во опашката, во хоризонталниот стабилизатор. Секој главен резервоар има сопствена горивна пумпа која испорачува гориво во главниот собирен вод за напојување на моторите.

11.1 Компоненти на системот

На сл.11.3 е прикажана шема на едноставен систем за гориво со сите составни елементи. Цевководот за извлекување гориво почнува повисоко од сливникот да се спречи какви било нечистотии (вода или талог - тиња) за да влезат во системот за создавање смеса. Во цевководот е поставен горивен филтер (fuel strainer) за да ги задржи и најмалите количества на нечистотии. Негова контрола и чистење се врши преку сопствен дренаж (fuel strainer drain control). Бидејќи цевководот за снабдување на моторот со гориво не е сосем на дното на резервоарот, во резервоарот секогаш останува мало количество неупотребливо гориво.

На горниот дел од резервоарот за гориво се наоѓа отвор за полнење со гориво и капаче со кое тој се затвора (filler cap), како и отвори за вентилирање или одушки (fuel tank vent) со што се овозможува одржување на атмосферскиот притисок во резервоарот во согласност со промената на висината и трошењето на горивото. Каков било намален притисок (на пример, поради неефикасно вентилирање) во резервоарот може да го намали протокот на горивото кон моторот, но и да предизвика втиснување (пропаѓање-свиткување навнатре) на резервоарите. Во претполетниот преглед мора да се провери состојбата на горивните одушки, за да се осигури дека тие не се

блокирани или оштетени. Блокираната одушка на резервоарот за гориво во лет ќе го спречи навлегувањето воздух во резервоарот и неговото откажување во поглед на испораката на гориво.



Сл. 11.3 Компоненти на едноставен горивен систем (гравитационен тип)

Како што се води сметка за намалениот притисок, мора да има толеранција и за зголемениот притисок. Еден прелевен неповратен вентил (vent with check valve) на горната страна на резервоарот спречува да се јави прекумерен притисок во резервоарот ако волуменот на горивото се зголеми (на пример, ако целосно наполнети резервоари се загреат на сонце).

Кај висококрилен авион со резервоари во крилата, горивото обично дотекува до карбураторот со гравитација, без потреба од горивна пумпа. Но, ако авионот е опремен со систем за впрскување, неопходно е постоење и на електрични бустер-пумпи.

Кај нискокрилните авиони резервоарите се на пониско ниво од моторот, па е безусловно потребна пумпа да го потискува горивото до карбураторот. Пред моторот да стартува, со вклучување на електрична помошна (бустер) пумпа се наполнуваат горивните цевководи и се чистат "чеповите" од испареното гориво. Кога моторот еднаш е стартуван, понатамошното снабдување со гориво го презема механичка пумпа за гориво со погон од моторот. Коректното функционирање на пумпата може да се надгледува со манометар за притисок на горивото.

Во критични маневри, како полетување, слетување и ниско летање, вообичаено е електричната пумпа да биде вклучена во случај механичката пумпа да откаже за моторот да не остане без гориво.

Важно е, специјално кај нискокрилните авиони со гориво во резервоари поставени пониско од нивото на моторот, за време на претполетниот надворешен преглед да се провери дали мрежестиот филтер за гориво (fuel

strainer) е добро затворен. Ако тој не е затворен, моторската горивна пумпа може да не биде во состојба да повлече доволно гориво (наместо тоа ќе влече воздух), па моторот може да остане без гориво и да престане со работа.

Kaj висококрилните авиони, пак, важно е да се провери дали отворот за полнење со гориво (filler cap) е добро затворен. Бидејќи на горната страна на крилото во лет владее потпритисок, воздушната струја, поради лошо поставениот или дури и заборавен капак на резервоарот, брзо ќе го исцица горивото и ќе го испразни резервоарот во атмосферата.

Пумпа за впрскување (The Priming Pump)

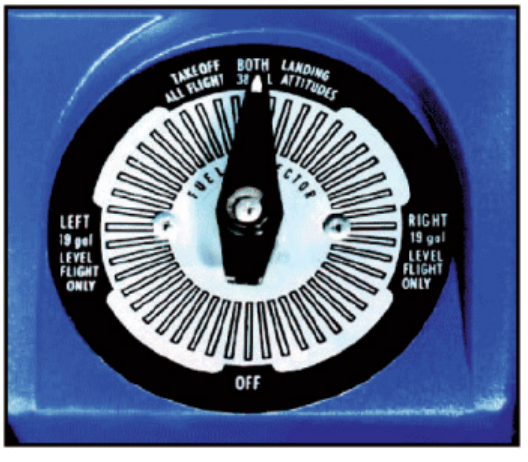
Пумпата за впрскување (или едноставно "прајмер") е рачно задвижувана пумпа во пилотската кабина која се користи за подготовка за стартување со впрскување гориво директно во вшмукувачкиот систем на моторот. Тоа гориво не поминува низ карбураторот. Пумпата повлекува гориво од бензинскиот цевковод или од посебен резервоар, ако за стартување се користи друг вид бензин а не оној што моторот го троши за нормална работа.Оваа пумпа најчесто се наоѓа на инструменталната табла, пред седиштето на пилотот и е на дофат на неговата рака.

По извршеното стартување, а посебно за време на лет, пумпата за впрскување мора да биде добро затворена и заклучена, за да се избегне понатамошен доток на гориво во цилиндрите, специјално при режим на мал гас, за моторот да не престане со работа затоа што смесата гориво/воздух станала премногу богата.

Славина за избирање (Fuel Selector valve)

Реткост е некој авион да има само еден резервоар за гориво. Обично се применуваат два резервоара, во секое крило по еден. Од секој резервоар се протегаат цевководи за гориво до славината за избирање во пилотската кабина, која пилотот ја користи да го избере резервоарот од кој ќе се црпе горивото или за да го прекине доводот на гориво. Значи, во лет пилотот има можност да го избере резервоарот кој ќе го празни. Ова се изведува со славина која обично има 4 позиции (сл. 4.4): **LEFT, RIGHT, BOTH** и **OFF.**

На славината за избирање обично има и разни натписи со кои се покажуваат определени ограничувања при користењето на резервоарите (само за хоризонтален лет-level flight only, или both for takeoff and landing).



Сл.11.4 Славина за избирање на резервоар

Неправилната селекција на резервоарот од страна на пилотот лесно може да доведе до инциденти и несреќи, па затоа се советува внимателно читање на овој дел на пилотскиот прирачник за ракување со конкретен авион. Изгаснувањето на моторот поради недостиг на гориво, додека сè уште во другиот резервоар има гориво, е чекор до катастрофа.

Се препорачува, во текот на преодниот режим при промена на резервоарите, да се вклучи помошната електрична или бустер-пумпа (ако е вградена) за со сигурност да се обезбеди притисок на горивото во карбураторот. Истовремено, непрекинато треба да се контролира притисокот на горивото на манометарот.

Секое ненадејно или неочекувано губење на силината треба веднаш во свеста на пилотот да укаже на две можни причини:

- отсуство (немање,недостиг) на гориво во моторот; или
- заледување на карбураторот.

Ако причината за отсуство на гориво во моторот е некоректната селекција на резервоарот, пилотот веднаш треба да ги преземе следните активности:

- затворање на гасот, за да се избегне ненадејно избувнување на силината кога моторот ќе рестартира;
- поставување на командата за смеса на **FULL RICH**;
- вклучување на електричната горивна бустер пумпа;
- контрола на содржината на селектираниот резервоар за гориво.

Ако причина за проблемот со моторот е карбураторски лед, веднаш треба да се примени полно загревање на карбураторот.

Помошни пумпи (Fuel Boost Pumps, Auxilliary Pumps)

Причини за инсталирање електрични горивни бустер-пумпи се;

- да обезбедат гориво со потребен притисок до карбураторот или до мерната горивна единица на горивниот систем за впрскување;
- да ги чистат горивните водови од бензинските пари;
- да впрскуваат гориво за стартување во цилиндрите;
- да снабдуваат со гориво ако откаже моторската горивна пумпа.

Ако во горивната инсталација е вградена електрична горивна пумпа, вообичаено е исто така да постои и манометар за притисокот на горивото за контрола на нејзината работа.

Покажувачи на количеството на гориво (Fuel Gauges)

Сите авиони имаат горивни инструменти во кабината на пилотот кои може да бидат електрични (во кој случај се активираат со главниот прекинувач, т.е master switch на **ON**) или со непосредно очитување. Добра навика е премногу да не се верува во нивната точност зашто, според воздухопловните правила, тие мораат точно да покажуваат само кога резервоарот е празен (empty). Другите очитувања може да бидат и непрецизни, специјално кога авионот не лета праволиниски и не е во хоризонтална положба.

Секогаш спроведувај визуелна контрола на содржината во горивните резервоари за време на претполетниот надворешен преглед, со отстранување на капачињата од отворите за полнење, гледајќи во резервоарите и користејќи погодна прачка за мерење на количеството на гориво, а потоа безбедно врати ги капачињата на нивните места.

Мрежест филтер, сливник и дренажи (Fuel strainers, sumps and drains)

Од славината за избирање, горивото минува низ мрежест филтер пред да влезе во карбураторот. Филтерот ја задржува влагата и други нечистотии што може да се најдат во системот. Бидејќи тие контаминанти се потешки од горивото, се исталожуваат во сливникот на филтерот, кој наедно е и најниската точка на целиот склоп, од каде што може да се испуштат надвор преку дренажен вентил.

Мрежестиот филтер за гориво мора да се дренира пред секој лет!

Горивните инсталации од авион до авион се разликуваат. Прикажаните системи и компоненти се генерално опишани, а техничарот треба добро да го познава системот на својот авион и да е "фамилијарен" со него.
За специфични оперативни процедури треба да се консултира AFM и POH.

Дополнување гориво (Refuelling)

За време на дополнување гориво, авионот треба да е паркиран на безбедно растојание од другите авиони и објекти, моторот треба да е изгаснат, а прекинувачите за палење исклучени (**OFF**). Локацијата на противпожарната опрема треба да биде јасно обележана. Правилата за забрана на пушењето треба строго да се почитуваат, а на случајните минувачи пристапот да им биде забранет.

За избегнување на можноста за палење на горивните пари со ***искра од статичкиот електрицитет,*** треба да се преземат цела серија сериозни мери на претпазливост. Статички електрицитет се формира со триење на воздухот со површините на авионот во лет и со проток на горивото низ цревото и млазникот за време на дополнување. Најлонот, дакронот и волнената облека се особено наклонети кон акумулирање и празнење на статички електрицитет од човекот кон инката (ако се полни од канистер) или млазникот. Заштитата од можноста за палење на горивните пари со статички електрицитет се состои во правилно и севкупно заземјување на сите елементи што учествуваат во полнењето: авионот, опремата за полнење (млазникот за полнење, аеродромската автоцистерна) и самата подлога ("земјата"), со цел сите да бидат на ист електричен потенцијал. Тоа треба да биде сторено пред да се отворат горивните капачиња, пред горивните пари да излезат во околината и пред млазникот за полнење гориво да го допре авионот.

11.2 Гориво и ракување со него

Видови гориво (Fuel Grades)

При танкирањето гориво најважно е да се биде сигурен дека се танкира коректен тип гориво. Бензинот (Avgas т.е Aviation gasoline) се користи во клипните мотори, а керозинот (Avtur) во моторите со гасна турбина (млазни мотори). Керозинот има боја на слама и карактеристичен мирис. Практична мерка е млазниците за дополнување гориво автур да не одговараат на отворите на резервоарите (налевните грла) на авионите со авгас, и сите авгас приклучоци да бидат обоени црвено а автур приклучоците да бидат обоени црно. Повеќе за кодирањето со бои на крајот на ова поглавје.

Авионскиот бензин **(Avgas)** се испорачува во серии, со строга контрола на квалитетот. **Avgas** се произведува во разни градации заради задоволување на побарувањата од различни типови клипни мотори. Тие различни градации

на авгас се кодирани со боја за да помогнат во контролата на коректноста на горивото во авионот.

Вообичаени горива за авионските клипни мотори се 80/87 црвено, 100/130 зелено и 100LL сино.

Нормално гориво за лесните авиони е ***100LL*** (low lead - мала содржина на олово) кое е со ***сина*** боја.

Горивото мора да поседува антидетонаторски квалитети кои се опишани со октанскиот број. Октанскиот број претставува една од најважните карактеристики на бензините. За клипните мотори СВС тој ја означува отпорноста на горивото кон детонација (нагло експлозивно согорување), при која се појавуваат абнормално високи притисоци и температури, опаѓа степенот на искористување, се намалува силината и се загрозува механичката сигурност на моторот. Повисокиот октански број значи поголем степен на компресија на кој смесата гориво/воздух може да се подложи без да детонира. За подобрување на антидетонаторските квалитети на горивото му се додава тетраетил олово, па тогаш зборуваме за висококтански горива. Тетраетил оловото е високотоксично соединение, па при работа со етилизирани горива (висококтански бензини) треба да се внимава и строго да се почитуваат мерки на ХТЗ.

Конкретен мотор побарува конкретно гориво - никогаш не го заборавај октанскиот број на горивото за авионот со кој работиш или леташ (специфициран во AFM или POH). Исто така, осигурете се дека горивото што се наоѓа во резервоарите е исто како и горивито што ќе биде дополнително танкирано.
Ако користите гориво со понизок октански број од специфицираниот или гориво на кое му е поминат рокот на важење, веројатно ќе се случи детонација, посебно на високи режими на силина, со консеквентно губење на силината и со можни ошететувања на моторот.
Ако користите гориво со повисок октански број од специфицираниот, свеќичките може да се извалкаат со олово, а издувните вентили и нивните наседни површини може да еродираат (да бидат нагризени) од издувните гасови од горивото.
Сепак, кога во извесни вонредни ситуации не можете да добиете гориво со прописен октански број, како замена користете го следниот ***повисок*** степен.

Никогаш не користете гориво со понизок степен на октанската вредност.

Моторен безин (Mogas, Motor Gasoline)

Могас е моторен бензин за автомобилски мотори произведен во серии со сигурни спецификации и квалитет, но сепак, внимавајте и не користете го!
Обично моторниот бензин од ***бензинските пумпи*** не е подложен на така строга контрола на квалитетот, не се испорачува во серии и нема верификација за неговата чистота. Освен тоа, тој има различни карактеристики на горење од Avgas.

Во еден авионски мотор, моторниот бензин ќе создава: помала силина, валкање на свеќичките со олово и сериозна можност за детонирање. Моторниот бензин полесно и повеќе испарува отколку авионскиот (Avgas). Горивните пари може да предизвикаат појава на гасни чепови во горивниот систем, прекин на испораката на гориво и можно откажување на авионскиот мотор.

Преглед на горивото (Fuel Checks)

Горивото со кое се полнат резервоарите на авионот мора да се прегледа во однос на присуството на туѓи тела (контаминанти, загадувачи). Најчест контаминант е водата која многу лесно може да навлезе во резервоарите за бензин што се наоѓаат во земја, а оттаму со горивни цистерни да се пренесе во авионските резервоари.

Горивото природно содржи мало количество на вода која со паѓањето на температурата може да се кондензира, контаминирајки го горивниот систем со формирани капки кои го попречуваат нормалното струење на горивото во системот. Овие капки во услови на ниски температури може да замрзнат, а во услови на повисоки температури да создадат чепови од водена пареа, со ист неповолен резултат - намалување на протокот на гориво, намалување на силината или во екстремен случај, прекин на работа на моторот.

Ако во цилиндарот на моторот се внесе големо количество на вода, тоа може да го запре процесот на согорување и да предизвика запирање на моторот.

За тестирање на горивото постојат пасти и хартија кои реагираат на присутната вода.

Ракувачот со гориво треба редовно да ги користи, врз основа на што ја гарантира чистотата на испорачаното гориво.

Кондензација и нечистотии (Condensation and Impurities)

Паѓањето на температурата на воздухот преку ноќ е честа и нормална појава. Ако воздушниот простор над горивото во авионските резервоари е голем (т.е. ако резервоарите останале испразнети), ѕидовите на резервоарите ќе се оладат и ќе има значително повеќе кондензирана вода отколку кога тие се полни со гориво. Ако резервоарите се држат полни кога авионот не се користи неколку дена или ако преку ноќ се очекуваат пониски температури, количеството на кондензираната вода ќе се намали.

За превенција од кондензираната влага, горивните резервоари треба да се полнат по секој лет или барем по последниот лет во денот.

Можни незгоди од наполнетите резервоари со гориво преку ноќ се:

- ако авионот, следниот ден, има рестрикција на тежината при полетувањето, горивото ќе треба делумно да се испразни, за да се намали тежината или за да се избалансира,
- ако резервоарите се полни, а надворешната температура се качува, горивото ќе се шири (експандира) и можна е појава на мало прелевање од резервоарите. Ова може да биде причина за пожар.

Освен водата, во горивото може да има и други нечистотии. Рѓата, песокот, прашината и микроорганизмите може да предизвикаат слични проблеми. Филтрирањето или процедувањето на горивото треба не само да го покаже нивното присуство, туку и наполно да ги елиминира од системот.

Избегнувајте дополнување на гориво во авионот од буриња, канистери и слични садови. Примената на инка и еленска кожа при вакво дополнување гориво е опасно од гледна точка на контаминација и пожар. Сепак, во вонредни околности, кога не постои алтернатива за дополнување гориво, може да се полни и на ваков начин, но многу претпазливо.

Бидете особено претпазливи кога танкирате (дополнувате) од буриња кои можеби биле складиштени подолго време. Секогаш проверете го горивото од

буре со паста за детекција на вода, проверете го неговиот октански број и рокот на употребливоста. Пред полнење, филтрирајте го горивото низ еленска кожа, иако таа не гарантира целосна деконтаминација. Истрошената и оштетена, поради долга употреба, еленска кожа и повеќето нејзини имитации не ја задржуваат водата.

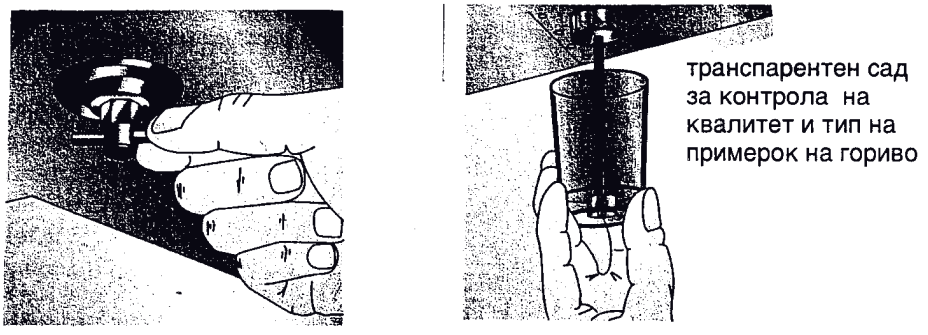
Бидејќи водата е потешка од горивото, има тенденција да се собира на најниските точки во системот за гориво. Во предвидени временски интервали, мало количество гориво треба да се дренира од дното на секој резервоар и од вентилот за дренирање на горивниот филтер (strainer) за да се провери присуството на нечистотии, а посебно на вода која ќе падне на дното на стаклена чаша. Горивните дренажи се обично затворени со пружина и се лоцирани (еден или повеќе) на дното на секој резервоар. Дренажот на филтерот за гориво (strainer) обично е вграден на најниската точка на целиот горивен систем.

Вода во резервоарите за гориво (Water in Fuel Tanks).

Што да се прави ако се најде вода во резервоарите за гориво? Тоа е оперативен проблем и потребните упатства ќе ви ги даде вашиот ground engineer или инструктор за летање.

Ако се пронајде поголемо количество на вода, генерално, треба да се преземат следниве активности:

- известете го ground engineer-от,
- проверете ги во поглед на вода сите дренажни точки,
- дренирајте ги резервоарите додека целата вода не биде отстранета,
- нишајте го крилото (ако се работи за лесен авион) енергично и друга вода да се слее до водениот сифон.



Сл.11.5 Дренажите за гориво се лоцирани на најниските точки на горивните резервоари

Ракување со гориво (Fuel Management)

- Обезбедете снабдување на авионот со коректен квалитет на гориво без присуство на какви било нечистотии.
- Обезбедете во авионот да има доволно количество на гориво за предвидениот лет, плус адекватна резерва. Не се потпирајте само на покажувањето на мерачите на гориво, зашто тие често не покажуваат точно. Пресметајте го потребното количество на гориво, проверете визуелно и измерете го горивото во резервоарите пред лет. Водете сметка дека извесно количество гориво во резервоарите не може да се употреби.

- Извршете дренирање ако тоа се бара или ако вие мислите дека е препорачливо,

- Уверете се дека нема капење на горивото од системот, дека капачињата на горивните резервоари се прописно поставени и дека отворите за вентилација на резервоарите се чисти и непопречени.

Затворачите на горивните резервоари обично се наоѓаат на горната страна на крилото, која е, во нормален лет, подрачје на низок притисок. Ако затворачите на резервоарите не се добро затворени и осигурени, горивото во лет ќе биде многу брзо "исцицано" во атмосферата. Дополнителна грижа треба да се поведе кај авионите висококрилци, кај кои затворачите на резервоарите не се гледаат од земјата или во лет. Минималниот напор за изнаоѓање скалички и за проверка на затворачите на овие резервоари пред лет е далеку подобра алтернатива од сознанието во воздух дека резервоарите се скоро празни.

Добро запознајте се со структурата на горивниот систем на вашиот авион, и следете ги препорачаните процедури во пилотскиот прирачник за ракување. Разбирањето на работата на горивниот систем, специјално функционирањето на славината за избирање на резервоар (the fuel selector valves) може да заштеди многу непријатности. Кога се избира нов резервоар, треба да се осигури дека рачката на славината за бирање (fuel selector valve) е поставена во коректна положба.

Непосредно пред полетување или слетување не смее да се врши непотребна промена на резервоарите. Ако е можно, пред полетување да се провери дека горивото дотекува од избраниот резервоар. Ако на авионот е можна истовремена работа со повеќе од еден резервоар, таа обично се препорачува во операции блиску до земјата (полетување и слетување). Ако во инсталацијата е вградена електрична бустер-пумпа, треба да се користи при полетување. За коректни процедури секогаш треба да се консултира пилотскиот прирачник за ракување (POH). Кога се менува резервоарот, пред да се селектира, треба да се провери дали навистина има гориво во него. Ако во инсталацијата постои вградена електрична горивна бустер-пумпа, треба да се вклучи, а ако е вграден и манометар за притисок на горивото, да се контролира притисокот за време и по селектирањето на новиот резервоар.

Горивниот систем на авионот АН-24 ги снабдува со гориво двата основни мотора и помошниот мотор. Системот на резервоарите е поделен на 6 групи и ги снабдува моторите со гориво со помош на осум електрични горивни пумпи. Системот на резервоарите се наоѓа во крилата на авионот (висококрилец) и, во случај на откажување на електричниот систем, електричните пумпи ќе престанат со работа, па горивото со слободен пад ќе ги напојува моторите. Системот на полнење на резервоарите е централен (single point) под притисок. Капацитетот на резервоарите е 7090 литри (5500 кг.)

Освен обезбедување енергија потребна за добивање силина за летање, горивото исто така се користи за управување и регулирање на разни моторски параметри. Главната моторска команда го одмерува горивото кон моторот врз основа на барање на командата за гас што доаѓа од кокпитот, ги контролира и различните моторски оперативни параметри. Горивото се користи како ***хидрауличен флуид*** за пренесување сигнали на притисок (притисни сигнали) во командата и во позиција на моторски уреди, како што се позицијата на

лопатките на компресорскиот статор или позицијата на вентилот за одземање воздух од компресорот, за постигнување на саканите оперативни услови. Горивото, исто така, може да се користи како ***разладно*** или ***загревачко средство*** во моторот.

Контролни прашања

1. Улогата на системот за гориво кај воздухопловите.

2. Набројги и опиши ги компонентите на системот за гориво.

3. Гравитационен систем за гориво (систем со слободен пад).

4. Систем за гориво со горивни пумпи (под притисок).

5. Постапки при полнење на воздухопловот со гориво. Подготовка за полнење, контрола на деловите на инсталацијата, противпожарни мери.

6. Видови горива за воздухопловни мотори. Карактеристики и кодирање со бои.

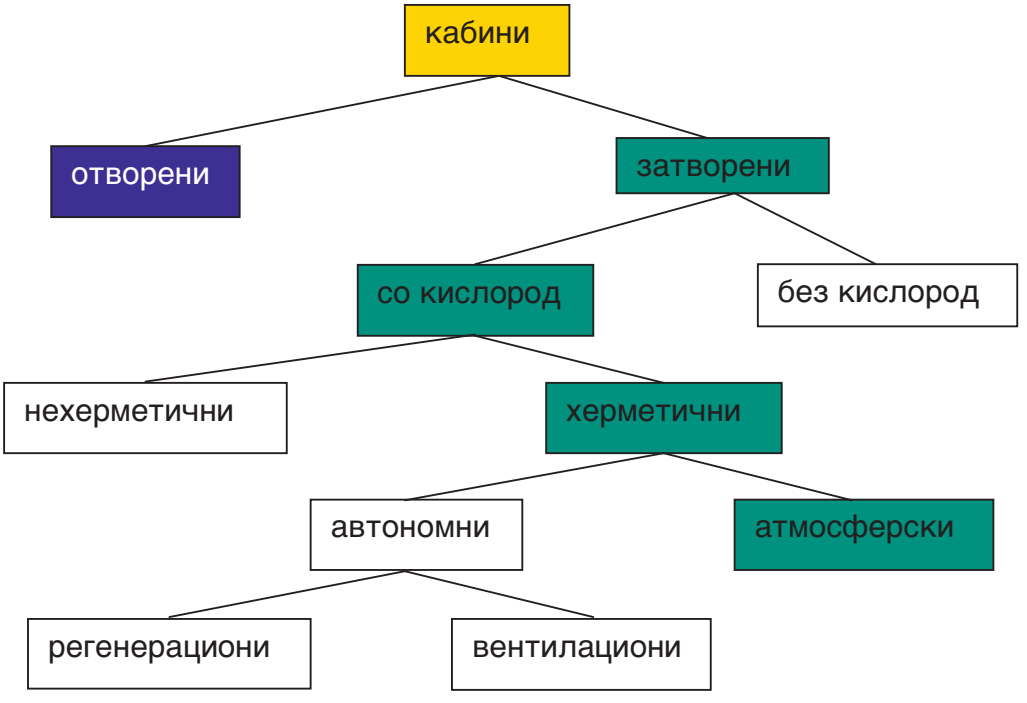
7. Преглед на горивото пред танкирањето. Вода и нечистотии во горивото.

12. Систем за климатизација и притисок во кабината

Кабината е дел од трупот наменет за сместување на пилотот, екипажот, патниците и товарот. Проблематиката на кабините е диктирана од потребата за обезбедување микроклиматски услови за живот на луѓето во авионот.

Полетувајќи од земјата, авионите се упатуваат во висини на кои, како што веќе знаеме, притисокот и температурата на атмосферата се менуваат во широки граници, но секогаш во насока на влошување на условите за нормален живот на луѓето. Од овие причини проблематиката на климатизација на кабината на авионот претставува многу повеќе отколку едноставно загревање и вентилација на автомобилската кабина кои се изведуваат со единствена цел - обезбедување поудобна средина за возење. Иако и во воздухопловството удобноста на луѓето (пилотот, екипажот, патниците) е важна и пожелна, во овој случај повеќе се работи за обезбедување услови за одржување во живот на луѓето во авионот.

Во зависност од видот, намената и големината на авионот, кабините можат да се поделат на ***отворени*** (атмосферски, без кабински притисок) и ***затворени***.



Сл.12.1 Блок-дијаграм на видови кабини во воздухопловството според конструкцијата и условите за работа (со зелена боја е означена херметички затворената кабина - најчестиот тип)

12.1 Систем за греење и вентилација без кабински притисок

Лесните авиони летаат на помали висини (под 2500 м), каде што физичките промени на атмосферата (притисокот и температурата) сè уште не се силно изразени, поради што овие авиони поседуваат ***кабини без кабински притисок***, т.е имаат ***отворени кабини*** (ова не се однесува на постоењето покрив и странични прозорци на кабината). Нормално, овие авиони немаат опрема за кислород, но, доколку се предвидува нивно летање на висини

поголеми од 3000 м, потребниот кислород се обезбедува со ***индивидуални кислородни маски*** (за пилотот и за секој член на екипажот). Во оваа категорија можат да се сместат и голем број воени авиони кои летаат на ***многу големи висини***, а безбедноста на пилотот се обезбедува со специјална висинска облека-скафандер и кислородна маска. На овој начин пилотот е заштитен и во случај на пробивање на кабината со помал проектил, што инаку не би било можно доколку кабината е од затворен тип со притисок.

Се разбира, удобноста на пилотот е важна за сигурно и успешно летање кај сите авиони, па и кај лесните. Затоа во нив се вградени системи само за ***проветрување и загревање***. Овие системи, главно, се едноставни, бидејќи и проблематиката на загревањето и проветрувањето на овие висини е едноставна и слична на онаа од автомобилите.

Вентилација (проветрување). Доброто проветрување е битно за обезбедување луѓето (пилотот, екипажот, патниците) во авионот да имаат адекватно снабдување со свеж воздух. Насочувањето на струја свеж воздух од кабинските отвори за воздух над главите на патниците е корисно и за превенција на кинетози (болести на движењето).

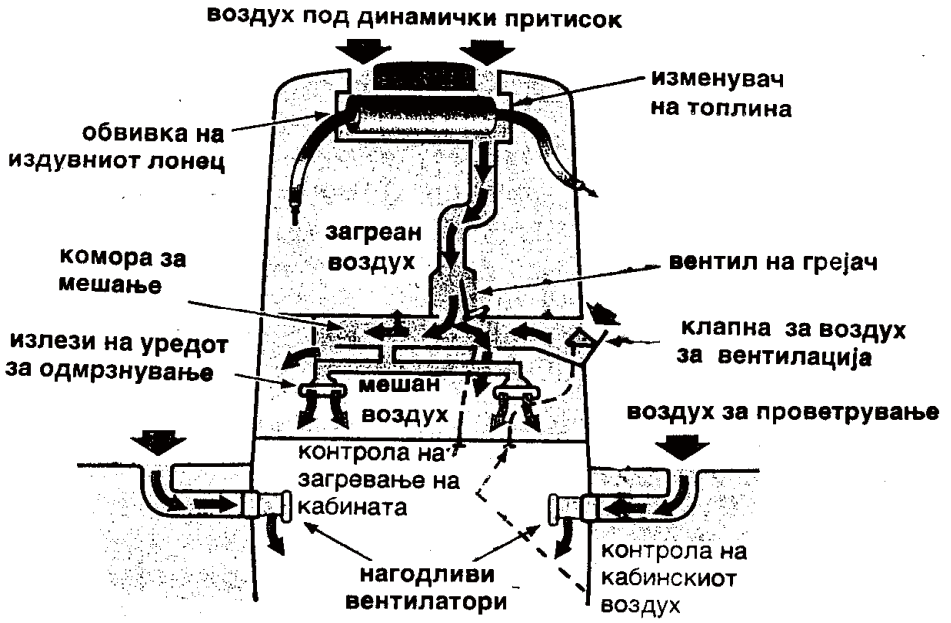
Греење на кабината. Греењето на кабината треба да се користи за одржување пријатна внатрешна температура, така што е можно да се лета само по кошула со ракави. Повеќето кабински системи без притисок за греење го користат надворешниот воздух кој струи околу моторот и издувните водови, односно низ едноставен топлински изменувач (подобро решение), при што воздухот се загрева и, според потребите, се насочува кон разни точки во кабината (сл.12.2). Регулирање на температурата може да се постигне со автоматски (со термостат) или рачно со мешање на загреаниот воздух од топлинскиот изменувач и постудениот свеж воздух од отворите за вентилација (проветрување).

Греење на кабината е потребно во областите со студена клима, но и во областите со топла клима, кога се лета на поголеми висини (температурата се намалува просечно за околу 2^0C на секои 1000 ft).

Труење со јаглен моноксид. При користење на опишаниот едноставен систем за греење на кабината без кабински притисок, постои определен ризик од навлегување во неа на отровни издувни гасови и пилотот треба да биде свесен за таа можност. И најмало оштетување или нехерметичност во топлинскиот изменувач или на површината на издувните цевки може да предизвика мешање на издувните гасови со свежиот воздух и навлегување во кабината на контаминиран воздух. Јаглен моноксидот, кој се создава за време на нормалното согорување во моторот, е многу опасен гас без боја и мирис. Негово вдишување и внесување во организмот трајно го попречува нормалниот метаболизам на кислородот во крвта и може да предизвика:

1. главоболка,
2. вртоглавица,
3. мачнина, гадење и повраќање,
4. влошување и пречки во гледањето,
5. забавување на темпото (брзината, ритамот) на дишење,
6. несвестица (губење свест),
7. смрт.

Детекција на јаглен моноксидот преку мирис не е возможна, но непријатниот мирис од другите издувни гасови (во кои секако има и јаглен моноксид) е сериозно предупредување за негово присуство во кабината. Ако постои и најмало сомневање во оваа можност, веднаш треба да се прекине загревањето на кабината, да се запре пушењето и да се зголеми доводот на свеж воздух од отворите за вентилација и преку прозорците. И под сосема нормални околности, секогаш треба да се обезбедува извесно количество на свеж и ладен воздух однадвор за да се меша со загреаниот воздух кој доаѓа од топлинскиот изменувач.



Сл.12.2 Едноставен систем за проветрување, загревање и одмаглување на кабина на авион без кабински притисок

Одмаглување. Јасниот поглед напред е важен, што обично се изведува со насочување на жешкиот воздух врз ветробранското стакло, кога е потребно тоа да се одмагли или да се одмрзне.

Повремено одмаглување и/или одмрзнување на ветробранот може да биде неопходно кога авионот лета во ладни и влажни климатски услови. Жешкиот воздух насочен кон внатрешната страна на ветробранот треба да разбистри поголем дел од него од замагленост или, во услови на заледување, од ледот.

12.2 Систем за греење и вентилација во кабини со притисок

Под поимот ***климатизација*** на кабината во воздухопловството се подразбира комплексно обезбедување и регулирање на микроклиматските услови потребни за одржување на животот на луѓето во авионот за сето време на летот. Овие услови се исполнуваат преку обезбедување на:

- составот на воздушната смеса за дишење,
- притисокот,
- температурата,
- влажноста,
- дозволеното ниво на бучава

во херметички затворената кабина на авионот.

Овие кабини овозможиле летање на авионите на големи висини, до самите граници на стратосферата. Една груба поделба би можела да биде: кабини со ***додавање кислород*** (употребливост до околу 6.000 m) и ***херметизирани кабини под константен притисок*** (употребливи практично до 12.000 m).

Во кабините со додавање кислород притисокот се менува во ритам со промените на надворешната атмосфера, па, почнувајќи од 2500 m се додава потребното количество на кислород што недостасува. На тој начин се одржува потребниот парцијален притисок на кислородот наспроти намалениот вкупен притисок на воздухот. Со ова додавање кислород, и покрај намалениот атмосферски притисок, може да се компензира неповолното влијание на висината врз организмот. Практична граница за примена на овој систем е околу 6.000 m, кога почнува да се чувствува неповолното влијание на намалениот општ притисок на воздухот.

Херметизирана кабина со константен притисок е наредната логична фаза во развојот на авионите, добиена како одговор на настојувањето на човекот кон сè поголеми висини на летање на авионите.

Во херметизираните кабини со константен притисок опишаните опасности и ограничувања не постојат. Во нив луѓето можат да престојуваат без проблеми и подолго време бидејќи тука се воспоставува сопствена ***микроклима.***

Херметичките кабини се изолирани од околината и поседуваат автономни уреди кои: притисокот, составот на воздушната смеса, температурата и влажноста ги одржуваат во границите на нормалните вредности (Environmental Control System).

Принципот врз кој работат овие кабини се базира врз особината на атмосферата составот на воздушната смеса не се менува со висината туку се менува само притисокот и парцијалниот притисок на одделните компоненти. Значи, со одржување на непроменет притисок се задржува и составот на воздушната смеса, независно од висината.

Потребно е само автоматски да се регулира притисокот и да се одржува неговата константна вредност.

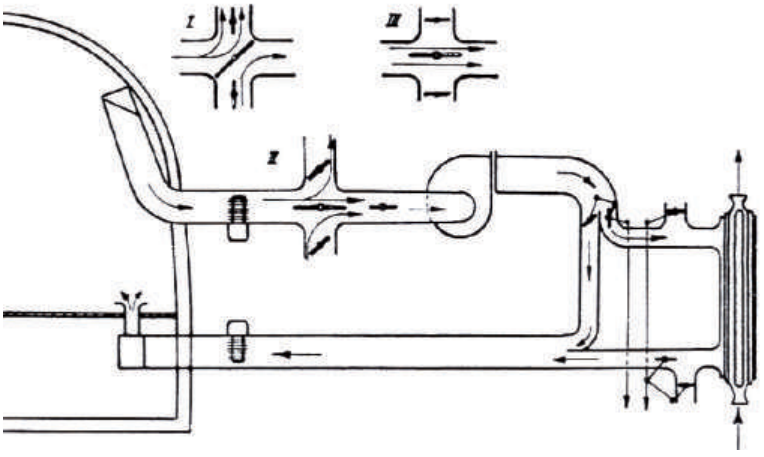
Модерните патнички авиони поседуваат ефикасен систем за пресуризација и климатизација на комплетната пилотска и на патничката кабина на воздухопловот. Воздухот се обезбедува со континуирано одземање на компримираниот воздух од некој степен на аксијалниот компресор (веќе споменатиот ***bleed air***), со негово ладење, влажење и регулирање на притисокот. Овој систем е едноставен, достапен и доверлив, а обезбедува нормални услови за патниците и за екипажот на сите висини до плафонот на летањето. Ефикасноста на системот може да се оцени и според податокот дека на секои 2 до 3 минути се извршува промена на комплетниот воздух во авионот. Потребните параметри за кабинскиот воздух ги обезбедува и ги регулира посебен систем (веќе спомнатиот Environmental Control System).

12.3 Составни делови на системот

Загревање и вентилилација. За нормален и пријатен лет во внатрешноста на патничката кабина треба да се обезбеди температура од околу 20^0C во сите услови на летањето. Доколку патниците спијат (интерконтинентални летови), температурата треба да се зголеми на 22^0C . Зиме и при летање на големи

висини кабината треба да се ***загрева***, а летно време, на земја и на мали висини, да се ***вентилира*** со свеж или со климатизиран воздух. Загревањето на кабината најчесто се врши со помош на топол воздух од моторот (кај лесните авиони со клипни мотори) или со одземање на воздух (т.е. bleed air) кај авионите со турбомлазни мотори. Управувањето со разводот и мешањето на топлиот и загреаниот воздух се врши автоматски, со помош на ***термостатски разводни вентили*** (сл.12.2). Во зависност од висината на летањето и избраната температура, термостатот автоматски управува со разводните вентили и реализира:

- ***проветрување без греење***, положба I, од 0 до 2500 m;
- ***греење под 2500*** m, положба II ;
- ***греење над 2500*** m, положба III



Сл.12.2 Шема на греење и проветрување на кабината

Покрај апсолутната вредност на притисокот на воздухот во ***кабината со додавање кислород***, важна и опасна е и брзината со која притисокот се менува при нагло качување или спуштање на авионот. Препорачани вредности на вертикалната брзина при качување и при спуштање се до 2 m/s. Во ***херметизираните кабини со константен притисок*** ваква опасност не постои, па при качувањето или спуштањето може да се искористи целата силина на моторот и неговите перформанси.

И во кабините со додавање кислород и во херметизираните кабини со константен притисок мора да се обезбеди квалитетно херметичко затворање заради заштеда на кислородот, одржување на притисокот на воздухот, но и за заштита од ниски температури, пробивање на дожд во кабината итн.. Од друга страна, пак, во вака затворениот простор составот на воздухот брзо трпи промени, па непрекинато мора да се регенерира и пречистува.

Воздухот во кабината мора да се пречистува за да се елиминираат продуктите на метаболизмот (јаглен диоксид), разни мириси и испарувања. За таа цел се применуваат специјални филтри, еманатори и апсорпциони средства.

Регулирањето на ***влажноста*** на воздухот во кабината е исто така од голема важност за удобно летање. Не одговара ниту многу сув ниту многу влажен воздух. Релативната влажност од околу 33% е најпогодна. Зимно време и на големи висини релативната влажност е мала, па треба да се додава влага.

Обратно, во тропските и во умерените региони потребно е намалување на процентот на влага во воздухот. Очигледно, во рамките на еден ист лет условите во поглед на влажноста драстично се менуваат. Во авионите постојат ефикасни уреди за регулирање на влажноста, кои овде посебно нема да бидат опишани.

Воздухот се разведува од изворот (влез во авионот или компресорот, или излез од грејачот итн.) до местото на примената со помош на цевководи кои, во зависност од температурата на воздухот што струи низ нив, се изолирани.

Најпосле, но не и на последно место, покрај херметизацијата, потребно е да се изведе и добра ***звучна изолација*** на сите ѕидови. Среќна околност е што звучната изолација истовремено обезбедува и добра термичка изолација (важи и обратно), па двете побарувања се решаваат истовремено, со исти современи изолациони материјали.

12.4 Улога и значење на системот за кислород

Уште при крајот на Првата светска војна било забележано штетното влијание на висината на летањето врз организмот на пилотот. Имено, промената на атмосферските услови (температурата, притисокот, составот на воздушната смеса и влажноста), предизвикана со промената на висината на летањето, дејствува прво непријатно а на поголемите висини и штетно врз човековиот организам.

Од сите наведени промени најбитно влијание има ***составот на воздушната смеса*** преку:

- количеството на кислородот кој на организмот му е потребен во единица време, и
- парцијалниот притисок кој ги диктира брзината и ритамот на дишењето.

За непречено дишење потребен е парцијален притисок на кислородот од околу 146 mbar, што одговара на висина на летањето од околу 3000 m. Преку таа висина, со намалувањето на парцијалниот притисок на кислородот, се намалува и неговото количество во воздухот што го дишат луѓето во воздухопловот. Ова намалување се нарекува ***хипоксија***. Во долната табела се прикажани степените на хипоксијата во функција од висината и соодветната реакција на човечкиот организам.

Висина [m]	***Реакција на човечкиот организам***
0 - 3000	нема нарушувањав во функционирањето на организмот
3000 - 4500	засилено дишење, забрзан пулс, зголемување на артерискиот крвен притисок; намалување на нивото на внимание и прецизност.
4500 - 6000	засилено дишење, забрзан пулс, зголемување на крвниот притисок, забавени и нарушени психички функции, нарушувања на моториката, слухот, видот и бледило.
6000< H <8000	губење свест, забрзан и засилен пулс и дишење, скок на крвниот притисок, откажување на моториката и функцијата на сетилата, можна смрт.
> 8000	сигурна смрт

Горна граница на хипоксијата е 15340 m, кога настапува ***аноксија***, состојба при која во воздухот веќе нема кислород. Од оваа висина надворешниот воздух веќе не навлегува во белите дробови и настапува смрт.

Најголемата практична висина на летање во слободна атмосфера ***без кислородна опрема*** е висината од околу 5000 m.

Летање ***со кислородна маска*** (или со додавање кислород) ***е можно*** до околу 12000 m и без херметизација на кабината.

Опишаните ефекти од хипоксијата ***не се случуваат моментално*** туку постепено во зависност од висината. Значи, ако при летање на големи висини дојде до нагло прекинување на доводот на кислород или до декомпресија на кабината, екипажот има на располагање определено време за извршување на нормалните функции (време на "чиста свест"). На пример, ако дојде до прекин во снабдувањето со кислород на висина од 8000 m, екипажот има на располагање време од 180 секунди за умерени активности, или 300 секунди во мирување, пред да се појават симптомите опишани во претходната табела. За ова време пилотите треба да го спуштат авионот на висина на која може да се дише без поголеми проблеми, итн.

12.5 Принцип на работа на системот за кислород во воздухопловите

Обезбедување кислород за дишење. Поради разреденоста на воздухот на големи висини, потребно е ***недостигот на кислородот*** за пилотот, екипажот и патниците да се дополнува. За оваа цел служи специјална опрема која го одржува потребниот парцијален притисок на кислородот и нормалниот притисок во херметички затворената кабина, односно врши дозирање и распределба на кислородот во случај на дехерметизирана или атмосферска кабина.

Според начинот на снабдување со кислород кабините можеме да ги поделиме на кобини со:

- кислороден уред и со индивидуална маска за секое лице во нехерметизираната кабина на авионот,
- кислороден уред во херметички затворена (вентилациона) кабина,
- одржување на неопходниот парцијален притисок на кислородот преку одржување нормален притисок во херметичка (атмосферска) кабина.

Намалениот атмосферски притисок на висина поголема од 3000 m дејствува штетно на кардиоваскуларниот систем, што е посебно изразено кај обичните патници. Навистина, составот на воздухот со промената на висината останува ист, но притоа се намалува атмосферскиот притисок, па и парцијалниот притисок на кислородот. Почнува да се јавува непријатно влијание врз органите за дишење, кое станува сè поголемо со намалувањето на притисокот.

Кај современите авиони кои летаат на големи висини кабината се изведува како добро и херметички затворен простор во кој, почнувајќи од 2500 m, се одржува константен воздушен притисок кој одговара на 2500 m, т.е. најмалку 560 mmHg. Вакви системи можат да се употребуваат до висини од 12000 m, а тоа се токму висините до кои современите патнички авиони летаат на долги релации. Меѓутоа, вистинската граница на употребливоста е определена само

со механичката и конструктивната јакост на кабината во поглед на внатрешниот натпритисок.

Воздухопловниот резервен кислороден систем е помошна опрема приспособена за комерцијалните авиони, а наменета за користење ако системот за кабинска пресуризација откаже и ако нивото на кислородот во кабинската атмосфера падне под безбедното ниво. Тој се состои од извесен број кислородни маски во оддели блиску до патничките седишта, и некаков модел на централен кислороден (оксигенски) генератор.

Повеќето ***комерцијални воздухоплови*** се пресуризирани на максимална кабинска висина од 8000 ft, на која може да се дише нормално и без оксигенски маски. Ако кабинската висина достигне 14000 ft или повеќе, или ако се случи ***декомпресија***, настапува ***хипоксија***, па одделите што ги содржат оксигенските маски (над или пред седиштата на патниците и екипажот и во тоалетите) ќе се отворат автоматски. Оксигенските маски можат, исто така, да испаднат при екстремно груби слетувања (приземјувања) или за време на силни турбуленции ако панелите со оксигенските маски се разлабаваат.

Повеќето оксигенски маски имаат жолта чашка со еластични ленти за прицврстување, приспособена на обликот на лицето. Маската може да има и вреќичка за собирање (concentrator bag) која може или не смее да се надувува, во зависност од висината на кабината. Патничките оксигенски маски не можат долго време да испорачуваат оксиген за одржување во живот на големи висини. Затоа летачкиот екипаж треба да го преведе воздухопловот во контролирано спуштање на пониска висина, каде што е можно да се дише без помошен оксиген. Откако маските ќе бидат користени, патниците во никој случај не смеат да ги напуштаат своите седишта додека не стане безбедно да се дише без помошен оксиген. Ако во авионот има пожар, маските не се употребуваат, бидејќи истекувањето на оксиген може уште повеќе да го разгори огнот.

Пред секој лет кабинскиот персонал е должен да ги запознае патниците со локацијата на маските и да изврши демонстрација на нивната употреба.

12.6 Оксигенски системи во воздухопловите

На ***големите патнички или воени авиони***, вообичаено, се среќаваат два карактеристични система:

8. систем со ***оксигенска магистрала***, која ги поврзува сите оксигенски маски со централниот ***оксигенски контејнер***, обично сместен во товарниот оддел. Со повлекување на само една оксигенска маска стартува снабдувањето со оксиген само на таа маска. По потреба, целиот систем може да се врати во појдовната положба (т.е. ***да се ресетира***) од пилотската кабина или од некоја друга локација во авионот;
9. систем со ***хемиски генератор на кислород*** поврзан со сите маски во авионот. Со повлекување на само една кислородна маска ударната игла на генераторот ја активира смесата од натриум хлорат и железен прашок, и го отвора доводот на оксиген за сите маски во одделот. Кога еднаш хемиската реакција е активирана, продукцијата на кислород не

може да се прекине (запре), а таа типично трае 10 до 15 min. За време на продукцијата на оксиген, генераторот се загрева интензивно и не смее да се допира. Притоа, може да се почувствува мирис на изгорено и да се предизвика тревога меѓу патниците. Сепак, нема место за паника зашто тој мирис е нормален дел од хемиската реакција.

Современите воени авиони поседуваат исклучително затворени и херметизирани кабини со или без кислород (во зависност од намената на авионот и висината на која лета). Херметичките кабини со кислород можат да бидат атмосферски или автономни (од вентилационен или од регенерационен тип), со кислороден уред и со индивидуална маска за секое лице во авионот. Во ваков случај не постои опасност од хипоксија ако дојде до нарушување на херметизацијата на кабината (кај воените авиони најчесто поради погодок со проектил).

Во примена се два типа оксигенски системи: со ***течен или со гасовит оксиген***. И во едниот и во другиот случај кислородот се складира во посебни садови, со тоа што садовите со течен кислород имаат предност поради поекономичното користење на просторот за вградување во авионот и далеку помалата маса на самите контејнери (садови).

Инсталацијата со гасовит кислород може да биде со низок (околу 30 bar) и со висок притисок (120 до 150 bar).

Во принцип, една ваква инсталација се состои од:

- контејнери (садови) за кислород,
- цевководи,
- неповратен вентил,
- сигурносен вентил,
- манометар,
- редукционен вентил,
- протокомер,
- сигнализатор за низок притисок,
- ***регулатор на протокот***,
- приклучен вентил за полнење.

Регулаторот на протокот на кислородот до 2000 m е затворен за кислородот, а низ него минува само атмосферскиот воздух. Со зголемување на висината, доводот на атмосферскиот воздух постепено се затвора а се отвора доводот на кислород. Со понатамошно зголемување на висината доводот на кислородот станува, процентуално, сè поголем. На висина од 10.000 m отворот за кислород е целосно отворен, а доводот на воздух целосно затворен.

12.7 Одржување и испитување на системот за кислород

Системот за кислород опишан во 12.6, по составот и конструкцијата, многу потсетува на пневматскиот систем. Навистина, компонентите на системот и по називот, и по конструкцијата и по начинот на функционирањето кореспондираат со оние од пневматскиот систем. Основната разлика помеѓу овие два система лежи во фактот што кислородот е опасен гас кој лесно може да доведе до пожар или експлозија и, второ, тој гас е наменет за дишење и мора да биде беспрекорно чист - и тој и системот низ кој циркулира.

Системот за кислород мора да се одржува во беспрекорно чиста состојба и во целосна херметичност. За неговото одржување мора да се користат специјален алат, чисти раце, чиста работна облека, чисти крпи за бришење. Во контакт со најмали количества на маснотии (масни крпи, маслени раце итн.) кислородот предизвикува пламен кој тешко се гасне. Посебно внимание треба да се посвети на состојбата на ***приклучните вентили за полнење***, кои, според непосредното искуство на авторот на овие редови, се најмногу подложни на контаминација и лесно можат да бидат причина за пожар.

Не заборавајте: ако дојде до пожар на оксигенската инсталација, тогаш и челикот гори.

При испитување и одржување на опремата во системот за кислород, во сѐ треба да се придржува до пропишаните упатства и најстрогите ХТЗ правила.

Контролни прашања

1. Влијание на висината на летањето врз организмот на човекот.

2. Систем за греење и вентилација во кабини без притисок.

3. Систем за греење и вентилација во кабини со притисок.

4. Опиши ги значењето и важноста на системот за кислород.

5. Систем за греење и вентилација на лесните авиони.

6. Мерки на претпазливост при греење на кабината.

7. Опиши ги разликите помеѓу кабините со додавање кислород и херметизираните кабини со константен притисок.

8. Употреба на резервниот кислороден систем.

9. Мерки на претпазливост при одржување и ракување со оксигенскиот систем.

13. Систем за заштита од мраз

13.1 Значење на заштитата на воздухопловите од мраз

Процес на замрзнување. Замрзнувањето на авионот се смета за сериозна појава и, заедно со грмотевицата, турбуленцијата и маглата, се вбројува во временски појави ***опасни за летање***.

По дефиниција, заледувањето е таложење лед на надворешните и/или внатрешните делови на авионот во лет или на земја. Според тоа, постои надворешно и внатрешно заледување. При надворешното заледување најзначајно е заледувањето на нападните рабови на крилото и опашните стабилизатори, а при внатрешното - заледувањето на воведникот и моторот кај млазните, а карбураторот кај клипните авиони. Важни се и ефектите од заледувањето на пито-цевката, ветробранот на пилотската кабина, елисата кај клипните авиони, антените, главниот и опашниот ротор на хеликоптерот.

Сите овие појави доведуваат до:

1. влошување на аеродинамичките карактеристрики,
2. ја зголемуваат вкупната маса на воздухопловот,
3. го отежнуваат летот и маневрибилноста,
4. доведуваат до откажување на средствата за врска и командите на летањето,
5. можат да предизвикаат прекин на работа на моторот,
6. можат да предизвикаат и несреќи и катастрофи, чија причина, подоцна, тешко се открива, бидејќи ледот ќе се отопи и исчезнува пред авионот да падне.

Можноста да дојде до заледување на авионот во лет ја определуваат следниве метеоролошки фактори:

1. температурата на воздухот,
2. содржината на преладената вода во воздухот,
3. содржината на ледените кристали во воздухот,
4. големината на капките и кристалите

Потребен услов за појава на заледување е постоење на ***преладени капки*** во воздухот. Во облаците, преладените водени капкички со мала големина (помеѓу 10 и 40 μm) се наоѓаат во течна состојба на температури од 0 до -40 ^{0}C, а заледувањето најчесто се случува при температури од -5 до -10 ^{0}C.

Количеството на преладената вода во единица волумен на воздухот се нарекува ***водност***, и таа силно влијае за појава на заледување. До заледување најчесто доаѓа во облаците, бидејќи во нив има најмногу преладени водени капки.

13.2 Заледување на авионите и хеликоптерите

Кога воздухоплов лета низ облак во кој има супероладени капки, доаѓа до судир на нападните рабови на авионот со преладените капки или со ледениот дожд, при што капките се замрзнуваат и се случува таложење и зголемување на ледот врз челните делови на структурата (крилата, опашните површини, влезните отвори за воздух). Ледените наслаги можат да предизвикаат, од една страна, многу сериозни деградации на аеродинамичките својства на аеропрофилите, а од друга страна, гаснење на моторите поради навлегување лед од отворите за воздух.

Создавањето лед е изразено во облаците со вертикален развој (кумулусите, кумулонимбусите и во оние од типот наковална), особено во нивната горна половина. Сињакот и полупросирниот лед најчесто се создаваат во стратусите, кои содржат помали водени капки. Заледувањето е најмалку можно во високите облаци (цирусите), под температури од -25 до -40 ^{0}C, при летање со надзвучни брзини, и на висини помеѓу 7500 и 8000 m. Сезоната на заледување во средните географски ширини обично е во зимскиот период, а може да се јави и во рана пролет и во доцна есен.

На заледувањето влијае и квалитот на обработката на површините. Чисти, полирани површини потешко се заледуваат. Најпогодни места за заледување се горната страна на нападниот раб на крилото, опашката но и просторот непосредно зад главите на заковките.

Тежината на наслојките лед може да изнесува и до 6% од тежината на авионот. Ова, пак, сериозно ја менува центражата, но и обликот и особините на аеропрофилите на носечките површини на кои им се намалува носивоста и се зголемува отпорот.

Создавањето лед на краците на елисата доведува до деформација на аеропрофилот, неурамнотеженост на краците, појава на вибрации и намалување на влечната сила.

Главно, постојат ***три основни облици*** на заледување:
- лед (просирен-стаклест, матен или бел),
- слана,
- сињак (овој облик на заледување главно е безопасен).

Заледување на авионот ***на земјата*** може да се случи на еден од следниве начини: со снежни врнежи, со паѓање леден дожд и со создавање слана и сињак. Сланата и сињакот се образуваат кога незаштитен авион се наоѓа на отворен простор, во тивки и ведри ноќи, кога температурата се спушта под нулата, а релативната влажност е голема.

Сл.6.1 Крило на голем авион покриено со дебел слој снег - вовед во катастрофа

Според ***интензитетот,*** заледувањето може да биде: слабо (брзината на таложењето на ледот не преоѓа 0,5 mm/min), умерено (0,6 - 1 mm/min) и силно (брзината на таложењето на ледот е поголема од 1 mm/min). Со зголемување на брзината на летањето се зголемува и интензитетот на заледувањето.

Заледување на авионот ***не се случува моментално*** туку во определен временски интервал, во кој пилотот и екипажот имаат доволно време да ги преземат неопходните противмерки, особено кога летаат во средина со услови за заледување

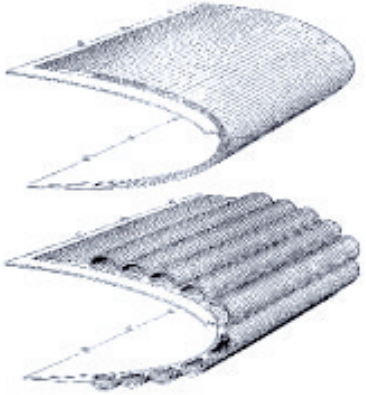
13.3 Системи за заштита од мраз

За да се избегнат несаканите последици од заледувањето, денес на сите авиони и хеликоптери се применуваат уреди кои го ***спречуваат*** заледувањето или ги ***елиминираат*** веќе создадените ледените наслојки.

1. ***Системите за отстранување на веќе формиран лед*** се заштитни системи против замрзнување, наменети за отстранување на ***веќе формираниот лед*** од аеродинамичките површини на воздухопловот. Некои од користените меѓу нив се: пневматските системи (составени од гумени цевки кои периодично се надувуваат и ги раскинуваат ледените наслаги), термалните електрични системи (вградени електрични отпорници-грејачи во нападните рабови на роторските лопатки и отворите за воздух).
2. ***Системите за спречување на замрзнување*** се заштитни системи што се користат како ***превентивно*** средство, пред да се формираат ледените наслаги. Обично се користат хемикалии но и жежок воздух, одземен од првите степени на компресорот, кој циркулира во внатрешноста на нападните рабови на крилата.

Обично се користат четири вида методи:
- пневмо-механички,
- физичко-хемиски,
- термички,
- комбинирани.

Пневмо-механичките системи функционираат така што на нападните рабови на крилото се поставува преслека од гумени комори, перничиња или цевчиња (сл.6.2), која се полни со воздух под притисок, со што се предизвикува нејзино наизменично ширење и собирање, а со тоа ледот се крши и паѓа. Воздух под притисок се добива од потисната страна на вакуум-пумпите за погон на пневматските жироскопски инструменти. Оваа метода била користена кај легендарниот транспортен авион Douglas DC-3, но ***денес се користи поретко***.



Сл.6.2 Разледување на нападниот раб на крилото со еластична преслека

Системи кои користат физичко-хемиските методи се сведуваат на две решенија: премачкување на загрозените површини со различни алкохолни раствори или хемиски премази (превентивна метода пред полетување во зимски услови) и прскање на алкохолни спрејови или масла кои не замрзнуваат, низ системот на цевководи од резервоарот за хемикалии (етил-алкохол, гликол, глицерин итн.) до мрежата на дизни во кои хемикалијата се распрскува по загрозената површина.

Термичките системи се користат во модерните воени и цивилни авиони со метална конструкција: површините кои се изложени на заледување имаат вградени воздушно-топлотни или електрични системи.

Со ***воздушнотоплотниот*** систем се греат нападните рабови на крилата, опашните површини и вшмукувачите на моторот (низ кои поминува топол воздух од моторот, ги загрева и го спречува создавањето ледени наслојки). Овој систем е едноставен, сигурен и економичен бидејќи се користи ***топол воздух од системот за ладење на моторот*** или одземениот воздух од компресорот на млазниот мотор или гасната турбина (bleed air). Недостатоци на овој систем се непотребното загревање на внатрешните површини на авионската конструкција на кои, инаку, не им е потребно загревање, зголемувањето на специфичната потрошувачка на гориво и голема термичка инерција (до неколку минути). Ваков начин на загревање е особено проблематичен при спуштање на авионот, бидејќи тогаш заледувањето е најкритично, а моторот работи со намален режим па и количеството на топлинска енергија е помало.

Втора можност за топлотно одмрзнување е ***систем со сопствен греач.*** Системот го пропушта свежиот, вшмукан од атмосферата, воздух низ греач во кој согорува бензин. Загреаниот воздух со цевководи се разведува по должина на крилата, а од нив се воведува во нападниот раб со двојни ѕидови. Температура на загреаниот воздух е околу 150 ^{0}C. Слабости на системот се зголемена тежина но и проблеми со топење на ледот кој, по топењето, во форма на вода тече преку носечките површини и повторно се замрзнува зад греаниот дел на крилото.

Со **термоелектричниот** систем се греат нападните рабови на крилата и опашните површини, краците и капата на елисата, главите на пито-цевките, челните пилотски стакла (ветробранот), вшмукувачите за воздух на млазните мотори итн.. Овој систем е составен од електроотпорни грејачи во облик на метална фолија или мрежа на тенки електроотпорни спроводници помеѓу два слоја на изолација. Со овој систем се избегнуваат сите недостатоци на претходно опишаните системи. Термичката инерција му е само 15 до 20 s, што е од особена важност при нагло влошување на условите кои доведуваат до заледување (наидување на водени или ледени облаци). Сепак, потрошувачката на електрична енергија е доста голема и изнесува 3-4 W/cm^2 површина.

Интересна конструкција на електроотпорен греач се состои од неколку тенки слоеви материјал кои со специјална постапка се нанесуваат еден врз друг и образуваат едн вид "електротпорен сендвич". Преку метална површина која треба да биде загревана се нанесува слој на изолација, потоа метализиран слој и преку него пак слој на изолација. Најпосле, сето се заштитува со слој лак. Вкупна дебелина на овие слоеви е помалку од 2 mm. При пропуштање струја низ металниот слој површината може да се загрее и до 100^{0}C.

Слоевите се еластични и поднесуваат и свиткување на лимот без пукање. Потрошувачката на електрична енергија изнесува до 6 W/cm^2.

Одледување на стаклото на пилотската кабина кај воените авиони се изведува преку специјална конструкција на електричен грејач, интегриран со панцирното предно заштитно стакло на кабината. Ова се состои од неколку слоеви стакло помеѓу кои се вметнати и залепени со него тенки електроотпорни спроводници.

Детектори на заледувањето. Наведените решенија за одледување, базирани врз принципот на електроотпорно загревање, се ефикасни, лесни за вградување и користење. Сепак, сериозен недостаток им е високата потрошувачка на електрична енергија. Со цел таа потрошувачка да се намали и енергијата да не се растура залудно, на загрозените површини на авионите се монтираат детектори или сензори, кои на екипажот му го сигнализираат почетокот на заледувањето, за да може веднаш да се преземат потребните мери. Детекторите се со разни конструкции, но сите се базирани врз принципот на електричен прекинувач кој се активира од создадениот лед и го пали црвеното светло во кабината.

Комбинираните системи се разни целисходни комбинации на претходно опишаните методи.

Инсталацијата против заледување на авионот АН-26 се состои од воздушно-термички и електричен потсистем. Со воздушнотермичкиот потсистем се греат нападните рабови на крилата, опашните површини и влезните отвори за воздух во моторот. Со електричниот потсистем се греат нападните рабови на краците на елисите, питоцевката на авионот и двата пилотски ветробрана.

---

14. Одржување

14.1 Поим за пловидбеност

Авионот е машина која со своето присуство во воздушниот простор претставува потенцијална опасност за безбедноста на луѓето. Поради тоа создадена е општествена регулатива со која се ограничува слободата на летањето, конструкцијата и изработката на летачките машини. Целата оваа општествена регулатива е позната под името ***пловидбеност***.

Проблематиката поврзана со пловидбеност на воздухопловите мора добро да ја познаваат не само проектантите туку и купувачот, како и оној кој управува (пилотира) или го ***одржува*** воздухопловот.
Со добивањето ***сертификат за пловидбеност*** за воздухопловот се потврдува дека се задоволени сите потребни услови предвидени со законот, што значи дека авионот е проектиран и изработен така што, со утврдените перформанси, ***безбедно*** ќе ја извршува својата функција.

Под пловидбеност се подразбира способноста на авионот за безбеден воздушен сообраќај, која ја утврдуваат воздухопловните власти на една држава со преглед на воздухопловот.

Квалификуваноста, односно погодноста и спремноста за употреба, односно за летање од полетувањето до слетувањето на авионот, се потврдува со сертификат за пловидбеност.

Секоја земја различно ја регулира оваа проблематика.

На авион кој поседува сертификат за пловидбеност му се признава способноста за летање на начин како што тоа е предвидено со проектот, а обезбедено со конструкцијата и изработката.
Не е можно да се очекуваат никакви попуштања во стандардизацијата на воздухопловните прописи. Напротив, тие стануваат сè построги. Сите што се занимаваат со работи поврзани со воздухопловството мораат да ги познаваат, уважуваат и спроведуваат законите и правилата од оваа област.

По правило, ниеден цивилен авион не смее да лета во воздушниот простор на една земја, ако не поседува важечки сертификат за пловидбеност издаден во земјата каде што е регистриран. Сертификатот за пловидбеност на авионот е негов пасош за суверено користење на воздушниот простор според правилата на цивилната воздушна пловидба. Летањето без него е незаконито (доколку не се во прашање некои специјални случаи: фабрички летови, испитувања во лет и сл., што се регулира посебно), а во случај на незгода тоа повлекува губење на осигурувањето и други законски последици.

За да добие сертификат за пловидбеност авионот мора да ја докаже погодноста и безбедноста на летањето. Под тоа се подразбираат сите аспекти на конструкцијата, производството, ***одржувањето*** и обезбедувањето на сите соодветни ограничувања и информации кои заедно ја дефинираат способноста за летање.

Сертификат за пловидбеност се издава на авионот и на неговата опрема.

Долго време овој поим бил проценуван доста субјективно. Со време, постепено се стекнувало искуство, акумулираното искуство се обликувало во теории и конечно се внесувало во ***воздухопловните прописи***.
Резултат на така создадените воздухопловни прописи е поимот пловидбеност.

Условите за добивање сертификат за пловидбеност се разликуваат од земја до земја. Овде се наведуваат некои од општите и универзални услови:

1. проектот на авионот, заедно со техничката конструктивна документација, треба да биде одобрен од управата за цивилен воздушен сообраќај;
2. изработката на авионот мора во целост да биде изведена според одобрената конструктивна документација и специфицираните материјали, со соодветна контрола и соодветно испитување на деловите, склоповите и целината;
3. авионот мора да е опремен со пропишаните инструменти и опрема, при што мора да се почитува минимално прифатливо ниво на опременост;
4. моторот, елисата, инструментите и радионавигационата опрема мора да бидат хомологирани, а нивното вградување одобрено;
5. авионот треба да се измери, да се определи положбата на неговото тежиште и да се подготват потребните информации за оптоварување според важечките стандарди;
6. безбедноста на авионот за планираната намена мора да се докаже со испитување во лет.

За подетални услови кои важат во одделни земји, читателот се упатува на конкретната законската регулатива.

14.2 Одржување на воздухопловите, редовни и специјални прегледи

Одржување на воздухопловот се врши според програма за техничко одржување која е одобрена од страна на државните воздухопловни власти.

Програмата за техничко оджување мора да обезбеди непрекинатата исправност на воздухопловот во текот на неговото користење за наменски цели.
Одржувањето и техничката контрола на воздухопловот, моторот, елисата, падобранот и опремата, се вршат според ***техничкиот систем за одржување*** кој се утврдува за секој тип воздухоплов, мотор, елиса, падобран и опрема.

Сопственикот, односно корисникот на воздухопловот е должен, во согласност со одобрениот технички систем за одржување, да обезбеди ***воздухопловно технички персонал.***

Персоналот во воздухопловството и другиот стручен персонал мораат да имаат стручна подготовка, стручна оспособеност и да ***поседуваат дозвола*** и овластувања за вршење на определени стручни работи.

Во услови на светска глобализација, воздухопловните компании не можат да се потпираат само на локалните (државни) прописи. Секоја посериозна воздухопловна компанија се стреми одржувањето да го сообрази со ***меѓународните стандарди***, за што се добива и соодветен сертификат.

Значи, при одржувањето на воздухопловите треба да се раководи од таканаречените ***JAR*** стандарди, кои пропишуваат систем на квалитет чија основна задача е да се овозможи максимална сигурност на летањето и одржување на воздухопловите, а редовно се спроведува и програма за следење на техничката надежност на воздухопловите. Овластувањето за базно и линиско одржување на воздухопловите е регулирано со стандардот ***JAR 145*** и, подоцна, со одобрувањето ***EASA Part 145***, кои претставуваат

основен критериум за давање услуги за одржување на воздухоплови и на странски авиокомпании.

14.3 Анализа и опис на начините за отстранување на забелешки, дотерувања

Секоја неисправност, секој дефект, откажување, ***несреќа или сериозен инцидент*** на воздухопловот треба да бидат сестрано испитани или анализирани со комплетниот воздухопловнотехнички и летачки состав заради утврдување на фактите или околностите под кои се случиле и за преземање соодветни мерки за спречување на нови несреќи или инциденти.

Начини на отстранување на забелешките

Сите констатирани неисправности од летачкиот или од техничкиот персонал мораат да бидат отстранети согласно со упатствата, а нивното извршување документирано и верификувано со потпис на извршителот и контролорот. Не се дозволени никакви импровизации, самоиницијативни методи или дури процена дека неисправноста не е толку сериозна. Авионот за летање мора да биде 100% исправен во секој поглед. Замена на резервните делови се врши само со оригинални и одобрени делови, а замена на специјалните течности со оригинални и пропишани од производителот производи. За одржување мораат да се користат квалитетни алати, специјално обликувани за определен тип воздухоплов. Техничкиот состав мора непрекинато да се надградува и да ги следи упатствата кои за определен тип воздухоплов ***континуирано*** се доставуваат од производителот или воздухопловните власти на една земја.

Познавање на дотерувањата

Авионскиот мотор и самиот авион е прецизен систем кој може да функционира исправно, безбедно и надежно само ако се усогласени и дотерани меѓусебните односи, зјаевите, аглите итн. Се разбира, некакви генерални вредности не можат да се препорачаат: едни податоци важат за лесните туристички или спортски авиони, други за авионите во земјоделството, трети за воените суперсонични авиони итн. Сепак, техничарот и пилотот мора да ги познаваат овие податоци и да обезбедат нивно поставување во секое време. Тоа и е причина што секој поединец во воздухопловството мора да се стекне со лиценца за оној тип на кој работи или лета, која лиценца не важи за некој друг тип. Само на ваков начин се обезбедува стриктно извршување на потребните процедури, дотерувања и, како резултат на тоа, потребна сигурност на летањето.

Одржување на авионите во големи патнички компании

Авионите на големите воздухопловни компании летаат 24 часа дневно така што нивното техничко одржување мора да биде максимално организирано и способно да го овозможи овој ритам со максимално почитување на роковите и со задржување високо ниво на надежност.

Во принцип, секогаш кога еден авион ќе слета, персоналот за одржување го прегледува, го сервисира и во случај на дефект на некој од индивидуалните системи интервенира. Притоа, во целост, се следат препорачаните процедури од производителот на авионот. На големите аеродроми персоналот за одржување на воздухоплови работи 24 часа дневно, во три смени.

Системот за одржување на воздухоплови, кој детално ги дефинира методите и зачестеноста на одржувањето на сите системи на авионот, го определува производителот. Постојат неколку вида прегледи:

- дневни прегледи;
- неделни прегледи;
- А- прегледи;
- генерални прегледи.

Во ***дневните прегледи***, се извршува сеопфатен ***визуелен преглед*** на авионот со цел да се: откријат можните физички оштетувања на виталните делови и, ако е потребно, да се дополнат специјалните авионски флуиди, да се проверат и испитаат опремата за вонредни состојби и патничката кабина и да се контролира притисокот во гумите.

За време на дневниот преглед персоналот за сервисирање треба да ги открие можните дефекти на авионските системи кои би можеле да го спречат (оневозможат) наредното полетување на авионот.

Пилотот, исто така, го контролира функционирањето на сите системи пред секој лет, особено аеродинамичките командни површини.

Специјално внимание се посветува на работата на моторите.
Со помош на авионскиот компјутер (on-board computer) и соодветната земска опрема, техничкиот персонал на земјата непрекинато го следи и контролира коректното функционирање на моторите, како и знаците и тендециите на абењето (трошењето) на подвижните делови, и определува кога моторите треба да се демонтираат од авионот, да се прегледаат и да се испратат на генерален ремонт.

Во ***неделниот преглед***, авионот се подложува на подетални прегледи, при што персоналот за сервисирање дополнително ги прегледува и проверува сите системи: од командните системи до оние за безбедност, како и сите системи за противпожарната заштита на авионот.

А-*прегледот* е првиот детален и опширен периодичен преглед во одржувањето, а се изведува секои 500 до 600 часови летање, или просечно секои 45 дена. Во рамките на овој преглед персоналот за сервисирање ги заменува филтрите, и детално ги контролира и тестира сите витални авионски системи.

Еднаш годишно внимателно се прегледува структурата на авионот (крилата и трупот), сите системи и, се разбира, моторите.

Доколку компанијата ја поседува потребната опрема, како и лиценциран, квалификуван и искусен технички персонал, може да изведува и посложени и поопсежни ***петгодишни*** прегледи на авионот. Во овој преглед се проверува функцијата на сите системи, детално се прегледува авионската структура со цел да се откријат и најмалите можни оштетувања, евентуалните напукнати места или појавата на корозијата на конструкцијата (змејот на авионот). Во рамките на овој преглед големо внимание се посветува на општата чистота и противкорозивната заштита на структурата, што е клучно за долг животен век на авионот.

Генералните прегледи на авионот се изведуваат кај водечките овластени сервисни центри, еднаш на 10 години. Тогаш целиот авион се подложува на генерален ремонт(на пример, за Airbus A320 генералниот ремонт трае шест недели или 25000 работни часови).

Како последица на вакво темелно и совесно одржување, може да се постигне висок процент на исправност (над 99,5%) и драстично да се намали бројот на

одложувања на летовите предизвикани од откажувањата или неисправностите.

Па, сепак, надежноста никогаш не може да биде 100%.

За среќа, авионот и не мора да биде 100% безбеден за да биде сигурен за летање! Теоријата на надежноста на механичките и електричните системи, врз основа на анализата на веројатноста на откажување на компонентите на воздухопловот, ја определува веројатноста на фаталното откажување, односно надежноста на авионот. Надежноста на авионот е во директен сразмер со неговата намена. Нормално е, сообраќајниот широкотрупен патнички авион да биде побезбеден од авионот наменет за работи во земјоделството. Со други зборови, за секоја намена на авионот се определува и прифатливо ниво на ризик.

Заради висококвалиетно одржување на авионите и хармонизација на организацијата и на целиот систем на одржување на воздухопловите со препораките и стандардите кои важат во Европската унија, сите поголеми компании, како: Lufthansa, Air France, British Airways, но и една Adria Airways, Croatia Airlines, ORAO (одржување на авионски и хеликоптерски мотори и авионска опрема) и многу други, се стекнале со овие стандарди кои им овозможуваат успешно и над сѐ сигурно работење и одржување на авионите и на други авиопревозници.

14.4 Чување, конзервирање и складиштење на моторот

Воздухопловниот мотор, клипен или млазен, цивилен или воен, е скап, сложен, осетлив и, често пати, објект со посебна (стратегиска) важност. Од овие причини на неговото чување, конзервирање и складиштење мора да се посвети посебно внимание. Денешните воздухопловни мотори се чуваат и се испорачуваат во специјални контејнери со призматичен или цилиндричен облик, направени од алуминиумова легура, челик или композити. Во внатрешноста на контејнерот моторот е често пати заштитен и со специјална огноотпорна обвивка. Потпирањето на моторот во контејнерот е на систем од носачи, слични или идентични на оние на авионот во кој моторот се вградува. Системот за потпирање, обично, поседува систем од амортизери заради заштита на моторот од забрзувањата при транспортот и од ударите при невнимателно ракување или паѓање. Контејнерот е затворен херметички и во него владее атмосфера под мал натпритисок, со што се спречува навлегувањето воздух и влага однадвор. За апсорбирање на влагата и за контрола на квалитетот на заштитната атмосфера во контејнерот служи хемикалија со име ***силикагел*** која ја менува бојата во зависност од количеството апсорбирана влага. За оптичка контрола на содржината на контејнерот служи мало прозорче на некој негов дел. Контејнерот е скапа амбалажа и тој не смее да се оштетува. Најчесто, кога еден мотор се вади, веднаш, во него, се става другиот - неисправниот, оштетениот итн., заради испраќање на ремонт.

Опишаните контејнери гарантираат долготрајна и сигурна заштита не само во затворени простории, туку и надвор, па дури и на бродска палуба.

За полесно манипулирање со контејнерите, тие се снабдени со потребен број "ушки" и места за прифаќање со дигалка или виљушкар. Цилиндричните контејнери мораат да имаат и некој систем за потпирање и одржување на стабилноста на рамна површина.

Конструкцијата на контејнерот треба да е доволно силна да го штити моторот во внатрешноста и да дозволува врз него да се постави ист таков контејнер.

Благодарејќи на ваков систем на чување на моторите, отсуствува потребата од нивно сложено конзервирање со масла и премачкување со дебели слоеви средства за конзервација, завиткување во импрегнирана хартија и сл. Моторите сместени во контејнери можат да се извадат и веднаш се спремни за вградување. Се разбира, тенок слој на специјални масти е присутен, но тој не прави никакви посебни пречки при монтирањето и стартувањето на моторот.

14.5 Ракување со погонската група

14.5.1 Ракување со моторот на земја

Иако на прв поглед оваа содржина е интересна само за пилотите, не е сосема така. Лиценциран воздухопловен техничар, кога станува збор за ***лесни авиони***, по извршените дотерувања и/или по отстранувањето на дефектот, може да го проба моторот на земја и да се увери во квалитетот на сработеното. Од тие причини внимателно прочитајте го овој текст.

Задвижување на моторот

Мерки на безбедност при работа на моторот на земја. Пред стартот треба да се преземат сите вообичаени сигурносни мерки на претпазливост. Околината на авионот треба да биде чиста, да нема пречки, други авиони, отворени хангарски/работилнички врати, инсталации за полнење со гориво и да е на располагање слободна патека за рулање.
Кочниците за паркирање треба да бидат активирани и под тркалата поставени подлошки, за елиминирање на можноста за ненадејно и неконтролирано рулање на авионот. Не се препорачува поставување подлошки под носното тркало поради близината на елисата. За едномоторните лесни авиони најсигурно е поставување подлошки под главните тркала.

Задолжително е присуството и на противпожарната опрема и нејзин прописен распоред. Во близината не смее да има отворен пламен, догорчиња од цигари или истурено гориво.

Биди спремен да го прекинеш задвижувањето веднаш штом ќе се појави проблем или ако некој се доближи до опасната зона близу до елисата.

Задвижување мотор при ниски температури. Стартување мотор во услови на ниски температури се изведува со впрскување иницијално количество гориво во цилиндрите. Голем број авиони, за таа цел во пилотската кабина имаат пумпа за впрскување (прајмер), електрична или рачна.

Во екстремно студени услови (доближување до нулата или подолу, потоа присуство на мраз или лед), препорачливо е елисата да се заврти два или три вртежи со рака (се разбира, прекинувачите на магнетите се поставени на **OFF**, и треба да се води сметка за можна ротација во обратна насока - ***повратен удар***). Оваа операција ќе ги "разработи" лизгачките површини на подвижните делови во цилиндарот, лежиштата и затинките за масло, и со тоа ќе се намалат отпорите на триење во моторот во моментот на старт. Со тоа ќе се намали електричното оптоварување на стартерот и акумулаторот - а тоа некогаш може да значи разлика помеѓу стартување или откажување.

Задвижување загреан и, со гориво, "поплавен" мотор. Во ваков случај моторот се стартува со команда на смесата на **IDLE CUT-OFF**, така што горивото повеќе да не влегува во цилиндрите (воздухот, се разбира, влегува). Кога смесата во цилиндрите ќе достигне поволен состав, моторот ќе запали. На тој стадиум командата за смесата треба да се префрли во позиција **RICH** за да се обезбеди континуирано снабдување со гориво.

Ако моторот не запали, тогаш, по неколку завртувања, кога ќе се осети дека цилиндрите се исчистени од гориво, командата за смесата треба да се помести на **RICH** за да се овозможи довод на гориво во цилиндрите.
Постапките за стартување топол и со гориво "поплавен" ("прецицан") мотор, препорачани во ***Pilot's Operating Handbook*** **(POH)** за конкретен авион, треба добро да се знаат. Тие се разликуваат од авион до авион, и од мотор до мотор. Основно е персоналот да ги разбира причините поради кои извесна процедура се препорачува и, кога е целисходно, таа може малку и да се модифицира. Стартувањето на "прецицан" мотор или рестартирањето на загреан мотор, може сосема да се разликува од стартувањето на ладен мотор или стартувањето во услови на ниски температури.

Задвижување мотор со впрскување на гориво. Во овој случај може да биде потребна малку поинаква техника на стартување, особено кога моторот е загреан. Топлиот воздух и горивните пари во финитe водови на моторот со впрскување на гориво, може да го попречат доводот на горивото при стартувањето.
Една постапка е да се вклучи електричната горивна бустер-пумпа. Таа ќе ги стави под притисок горивните водови до горивната управувачка единица, и ќе ги отстрани горивните пари во тој дел од системот. Командата за смесата треба да се постави во положба **IDLE CUT OFF** (исклучен релант), па така горивото нема да оди во цилиндрите туку како рециклирано ќе се враќа назад во резервоарот.
Некои мотори бараат гасот да биде отворен за бустер-пумпата да работи во **HIGH** (висок) режим. По 15 до 20 секунди, финитe горивни водови до прскалките за впрскување гориво би требало да бидат исчистени од горивните пари и наполнети со гориво. Малку гориво, веројатно, ќе пронајде пат до горивните прскалки близу до цилиндрите и така ќе може да се изврши стартување без впрскување гориво, со гас на релант.

Задвижување со рачно завртување на елисата (зафрлување)

Не се обидувајте рачно да ја завртите елисата без адекватна обученост.

Проверете дали сопирачките се повлечени и подлошките поставени под тркалата. Извршете ги сите нормални процедури за стартување сѐ до точката за ангажирање на стартерот. Проверете дали командата на гасот е поставена на релант или близу до него. Елисата да не се допира сѐ додека не се уверите дека прекинувачите на палењето се на **OFF**. Положбата на елисата треба да е во згодна позиција за завртување; цел е, со силно повлекување, да се доведе до тактот на компресија.

Непосредно пред обидот за старт, контролирајте во близината да нема работи кои забревтаната елиса може да ги потфати (ракави од кошула, блуза, капа и сл.), како и стабилно и цврсто да стоите на нозете. По завртувањето и завршното движење телото има природна тенденција да се тргне од рамнината на ротацијата на елисата.

Завртете го прекинувачот за палење на **ON**. Кракот на елисата треба да се држи близу до врвот и да се повлече енергично, така што со завршното движење, ако моторот запали, вашето тело природно ќе се повлече подалеку од рамнината на ротацијата на елисата.

Сето време однесувајте се кон елисата како да е живо суштество.

Контролата на температурата на маслото и на главата на цилиндарот е осигурување од појава на високи температури кои може да го оштетат моторот. Ако е можно, треба да се избегнува долготрајна работа на моторот на земја. Но, ако е тоа неизбежно, за подобро ладење, авионот треба да се сврти во насока на ветерот и, ако е потребно, да се отворат жабрите на моторската облога за ладење. Ако за време на операциите на земја се достигнат температурните ограничувања означени со црвена линија на цифреникот на мерачот на температурата, треба да се земе предвид можноста за рулање по чиста ПСС и запирање на моторот за да се овозможи негово ладење.

Спречување на замастување на свеќичките се постигнува со избегнување долготрајна работа на моторот на многу низок број вртежи. На мал број вртежи (релант, мал гас), на свеќичките може да се создадат наслојки од саѓи од неизгореното гориво кои ја зголемуваат нивната електрична спроводливост и може да предизвикаат прекин на работата на моторот.

Рулањето преку нерамен терен треба да се избегнува, затоа што може да се случи елисата да удри во висока трева, во површини покриени со снег или дури во самата земја. При рулање по нерамен терен или по исчистен терен но со присутни мали ендеци или сливници, наглото додавање гас заради минување преку нив може да го збие хидропневматскиот амортизер на носната нога и да ја спушти елисата надолу. Ако краците на елисата удрат во земјата (или само во висока трева), не само што може да се оштети елисата, туку може да се деформира дури и коленестото вратило на моторот - многу скапа последица за момент на невнимание.

ИЗБЕГНУВАЈТЕ ПРОБА НА МОТОРОТ НА КАМЕНИ ПОВРШИНИ. Силната воздушна струја и вртежите околу елисата лесно можат да повлечат песок, камчиња или чакал. Оштетувањата на краците на елисата во форма на зарези, гребнатини и дупчиња претставуваат силен извор на концентрација на напоните и сериозно ги деградираат нејзините перформансите. Бидејќи краците на елисата во работа се изложени на сложени динамички оптоварувања, засеците може да еволуираат во прснатини и, конечно, да доведат до кршење на кракот во лет, со катастрофални последици. За постоење засеци на елисата и други забележани оштетувања веднаш треба да се извести раководителот на летањето, ground engineer или механичарот на авионот.

Можно решение за елиминирање на засеците е нивна фина обработка (брусење) со еге, или заоблување на рабовите во облик на профилот на кракот. Тоа секако ќе го намали векот, а некогаш и балансираноста на елисата. Затоа избегнувајте проба на моторот, како и рулање, по површини кои може да предизвикаат оштетувања на краците на елисата.

Камчињата зафрлени назад од елисата или носени од воздушната струја можат, исто така, да ги оштетат другите делови на авионот. Ако сакате да останете во добри односи со другите корисници на аеродромот, избегнувајте

рулање или проба на моторот близу до отворени хангарски врати и дување камчиња, нечистотии и прашина во просторот на работилниците. Доброто воздухопловно постапување (***good airmanship***) подразбира и водење сметка за другите.

Краците на елисата треба секогаш да бидат чисти. Неправилното или невнимателно чистење на елисата може да предизвика понизок број вртежи (rpm) и како резултат на тоа помала силина за зададена положба на командата за гас.

Контрола на моторските инструменти. Ако еден моторски инструмент покажува проблем, проверете го, ако е можно, со контрола на некој друг комплементарен инструмент. На пример: мерачот за притисок на масло одеднаш покажува нула. Тоа може да значи дека или маслото од системот се изгубило или едноставно инструментот е неисправен.

Еден поглед на мерачот на температурата на маслото (комплементарен инструмент во овој случај) ќе ја разреши дилемата; континуирано нормалната температура на маслото покажува дека во циркулација сè уште има доволно масло. Наглото зголемување на температурата на маслото и доближувањето до максималната граница е знак дека дошло до губење на маслото и дека со заостанатото масло летот не може да се доведе до крај. Во тој случај треба брзо да започне акција за решавање на проблемот: ако сте во лет, значителното губење на масло ќе значи прекин на работата (гаснење) на моторот, па кај едномоторен авион подгответе се за атерирање што е можно побрзо; со неисправен инструмент, пак, моторот ќе работи нормално.

Авионот со елиса со константна брзина е опремен со мерач за покажување притисокот на воздухот во цевководот помеѓу карбураторот и цилиндрите (притисок на полнење на моторот - manifold pressure). При константен број вртежи, притисокот во цевководот треба да опаѓа како што авионот се качува во слоеви воздух со помала густина. Меѓутоа, причина за намалување на притисокот во цевководот може да биде и заледување на карбураторот. Еден поглед на покажувачот на температурата на карбураторскиот воздух може да помогне за разрешување на дилемата дали опаѓањето на притисокот во цевководот е поради зголемувањето на висината или е поради присутниот мраз во карбураторот.

Употреба на командите на моторот. Грубото ракување со командите може да доведе до оштетување на моторот. Давањето и одземањето гас (поместување на командата на пеперутката во карбураторот напред и назад) треба да се рамномерни. Давањето гас со нагло потискување на командата напред може да побуди некоректна смеса гориво/воздух и да предизвика прекин на работата на моторот или детонација. Отворањето на пеперутката на карбураторот (гас), од релант до полн број вртежи, е доволно брзо, односно може да се изврши додека се избројат три секунди.

Намалувањето на режимот на работа на моторот од голем (по полетување) кон помал (качување) се прави полека. Подобро е брзите промени на оптоварувањето на моторот да се избегнуваат - откажувањата на моторот често се случуваат при промена на неговиот режим на работа, како при намалување така и при зголемување на силината.

При продолжено понирање (спуштање, descent) на режим на мала силина, може да дојде до изладување на моторот. Доброто воздухопловно

однесување (good airmanship) бара, во тој случај, полека да се дава гас во кратки периоди. Исто така помага затворање на жабрите на моторската оплата за ладење (ако постојат). Со овие постапки ќе се избегне појавата на температурен шок на моторот кога ќе биде вратен на режим на голема силина.

Командата на смесата треба да се користи правилно. Многу сиромашна смеса и режим на работа на голема силина може да предизвикаат прегревање и детонација. За време на крстосување на поголема висина, зависно од препораките на производителот, вообичаено е осиромашување на смесата. Меѓутоа, во многу топол ден, дури и на 1000 ft над морското ниво (што секако не е голема висина), барометарската висина (висината по густина) може да биде неколку илјади фити, и осиромашувањето на смесата може да се покаже како ефикасна операција.

14.5.2 Проба на конкретен мотор

Овде, накратко, ќе биде опишана проба на клипниот четирицилиндричен боксер-мотор AVCO LYCOMING IO-360-BIF на лесниот авион Утва-75. Се разбира, од мотор до мотор и од авион до авион постапките се разликуваат, но во финеси. Главно, принципиелните постапки се многу слични. Овој мотор има силина од 180 KS, при максимален број вртежи 2.700 min^{-1} и задвижува двокрака метална елиса со променлив чекор и со регулатор на вртежите.

Подготвителни процедури. Загревањето на моторот е на 1000 до 1200 min^{-1}. Кога температурата на маслото ќе достигне 40^0C, неговиот притисок 4,2 до 6,3 bar, а температурата на главите на цилиндрите 140 ^{0}C, може да се пристапи кон проба на моторот.

Проба на моторот. Пробата се спроведува според пропишаниот фабрички дијаграм. Пред почетокот на пробата се притискаат сопирачките и се држат притиснати сè додека трае пробата:

- се додава гас до 2350 min^{-1}, со притисок на полнење околу 22,5 "HG;
- се исклучува прво левиот магнет, а потоа десниот. Падот на бројот на вртежите за еден магнет може да биде максимум 175 min^{-1}, а меѓусебната разлика максимум 50 min^{-1};
- на истиот број вртежи се проверува чекорот на елисата. При повлекување на рачката наназад (голем чекор), бројот на вртежите на моторот треба да опадне минимум 500 min^{-1}. Потоа рачката се враќа напред;
- прифатливоста на моторот се проверува со повеќекратно брзо додавање и одземање гас, при што моторот треба да работи без прекин.

Доколку при пробата се добијат сите наведени показатели, моторот е исправен и може да се потпише документацијата на авионот.

14.5.3 Запирање на моторот.

Пред запирањето на моторот, вообичаено се препорачува негово кратко ладење на празен од (на релант); тоа од една страна овозможува постепено ладење, а од друга страна имате време да размислите за состојбата на моторот, за евентуалните ненормални индикации, и да извршите системско запирање на системот за палење со **OFF**.

Многу мотори се запираат од позицијата на релант со поместување на командата за смеса на **IDLE CUT-OFF** (стоп-славина), овозможувајки на ваков начин цилиндрите да се исчистат од горивото. При напуштањето на авионот вообичаено е сите прекинувачи да се постават на **OFF.**

Откако моторот ќе престане со работа, добра навика е:

1.командата за смесата да се остави во позиција **IDLE CUT-OFF**;

2.командата за гас да биде во затворена позиција за случај ако некој ја заврти елисата да не дојде до палење поради "живиот" систем на магнетното палење.

14.5.4 Ракување со моторот во лет

За сето време на летот, пилотот е должен да ги извршува препорачаните постапки опишани во прирачникот за ракување на пилотот (Pilot's Operating Handbook-POH). Со тоа се обезбедува коректно ракување со моторот, избегнување на замастување на свеќичките, избегнување детонација, избегнување прекумерно оптоварување на моторските делови, постигнување подобра економичност на трошењето на горивото итн.

Познавањето на ограничувањата на моторот дадени од производителот и нивното почитување - важни с е од безбедносни причини.

Груба (нерамномерна) работа на моторот

Грубата (нерамномерна) работа на моторот може да биде трајна (континуирана) или интермитирачка (повремена). Ако моторот почне да работи нерамномерно, веднаш погледнете на моторските инструменти за да видите дали тие ја покажуваат причината. Во секој случај, за натамошни постапки погледајте во пилотскиот прирачник за управување (Pilot's Operating Handbook т.е. POH.

Целосно познавање на овие постапки е од животно значење.

Ќе бидат изнесени некои од причините за нерамномерна работа на моторот.

Недоволен довод (напојување) на гориво. *Ако мерачот на количината на гориво покажува дека резервоарот со кој се работи е скоро празен, селекторот за гориво треба благовремено да се префрли на друг резервоар (што содржи гориво), пред нерамномерната работа на моторот да резултира со целосен прекин. Во текот на оваа операција треба да се вклучи горивната бустер-пумпа (ако ја има) за да се обезбеди непрекинат и стабилен притисок на горивото во карбураторот.*

Лед во карбураторот. *Присуството на влага, како и на висока влажност, може да предвести формирање лед (мраз) во карбураторот. Тоа предизвикува намалување на силината на моторот и можна нерамномерна (груба) работа. Мерачот на температурата на воздухот во карбураторот може да помогне за определување на ова како причина.*

Загревање на карбураторот. *Примената на загревање на карбураторот ќе предизвика претходно намалување на перформансите (за елиса со фиксен чекор опаѓање на вртежите), проследено со зголемување на силината и со рамномерна работа на моторот, кога ледот ќе се стопи. Почетното опаѓање на силината го предизвикува влезниот топол и помалку густ воздух во карбураторот што се меша со непроменетата количина на горивото, па, соодветно на тоа, смесата се збогатува. Како што ледот се топи така составот на смесата се подобрува, силината расте и нерамномерната (грубата) работа исчезнува.*

Ако во карбураторот нема создаден мраз, тогаш загревањето на карбураторот ќе предизвика дополнително намалување на вртежите (кај елиса со фиксен чекор), но по некое време нема да се случи очекуваниот пораст на вртежите зашто нема стопен карбураторски лед.

Загревањето на карбураторот треба да биде алтернативно: или сосема топол или сосема ладен (освен ако авионот не е опремен со мерач на температурата на карбураторскиот воздух). Средното дотерување само со маргинална промена на температурата може да ја влоши ситуацијата и да овозможи формирање на уште повеќе лед. Бидејќи топлиот воздух, со кој карбураторот се снабдува кога се применува негово греење, обично, е нефилтриран (за разлика од нормалниот воздух што струи во карбураторот), препорачливо е да се избегнува

греење на карбураторот за време на операции на земја бидејќи нефилтрираниот воздух може да внесе прашина и крупен песок во карбураторскиот систем и во моторот.

Неточен состав на смеса. *Продолженото качување постепено доведува до спонтано збогатување на смесата поради опаѓањето на густината на воздухот со висината. Последица на ова е нерамномерна (груба) работа на моторот - освен ако не се врши точно и систематско осиромашување на смесата. Обратно, продолженото спуштање бара поместување на командата на смесата накај позицијата "богата".*

Неисправности на системот за палење и на магнетите. *Во тек на крстосување на режим на мала силина, секој магнет треба да се испита одделно. Ако моторот работи рамномерно на еден магнет (лев или десен), но нерамномерно на **ВОТН** (двата) или само на другиот магнет, треба да се селектира магнетскиот систем кој дава рамномерна работа. Добро е веднаш да се размисли за приземјување на најблискиот погоден аеродром. Навистина, моторот на авионот ќе работи сè уште задоволително, но сега веќе нема резервен магнетски систем, и евентуалното откажување на единствениот (исправниот) магнетен систем може да доведе до тоа повеќе да нема ниеден.*

Замастувањето на свеќичките може да предизвика неисправно палење. Понекогаш тоа може да се "излекува" со промена на режимот на работа на моторот или со осиромашување на смесата за да се подигне температурата и, можеби, да се изгорат саѓите и наслојките на свеќичките.

Губењето на струјата за палење, што понекогаш може да се случи околу снопот спроводници за палење, може да биде причина за нерамномерна работа; како и да е, ова не може да се поправи во лет. Ова губење на струјата за палење од снопот спроводници може особено да се влоши на големи висини, при режим на висока силина и по влажно време.

Прекумерна потрошувачка на гориво и масло. *Навистина, ова не може да предизвика нерамномерна (груба) работа на моторот или забележително намалување на краткорочните перформанси, но тоа сигурно покажува намалување на перформансите на моторот што треба да се испита. Најлесен е прегледот на течењето и контрола на капаците на резервоарите на горивото и мазивото. За прекумерна потрошувачка треба да се информира механичарот на авионот (ground engineer).*

ЕЛИСА (Пропелер). *Вибрациите или нерамномерната (груба) работа на моторот обично укажуваат на проблем во тек или на проблем што претстои. Неизбалансираната елиса може да предизвика сериозни вибрации. Ако вибрациите се поради оштетена елиса, небалансирана елиса, поради постоење засеци, итн., потребна е промена на бројот на вртежите или на брзината на летањето. Тоа е само краткотраен "лек" додека авионот да се приземји. Ако вибрациите не се намалат туку се влошат, може да се работи за губење на некоја завртка за прицврстување на елисата за вратилото. Во тој случај се советува гаснење на моторот. Ако се работи за таков дефект кај едномоторен авион, потребно е што е можно поскоро атерирање (и принудно, ако е потребно). Ако причина за неизбалансирана елиса е лед или наслојки на нејзините краци, отстранувањето на ледот (наслојките) ќе ги елиминира вибрациите.*

Контролни прашања

1. Опиши го ракувањето со моторот на земја: задвижување, проба и запирање.

2. Мерки при работа на моторот на земја.

3. Ракување со моторот во лет.

4. Чување, конзервирање и складиштење на воздухопловните мотори.

5. Постапки при отстранувањето на забележаните неисправности, редовни и специјални прегледи.

6. Опиши го системот за противпожарна заштита во воздухопловите.

Изборна програма

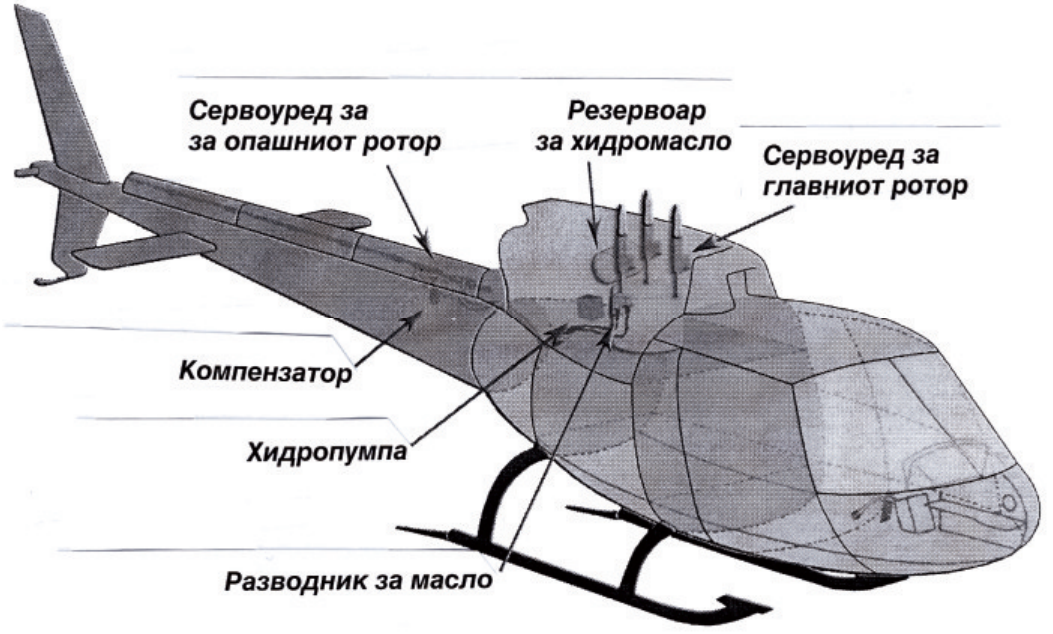
1. Хеликоптерски хидрауличен систем

1.1 Општо за хеликоптерскиот хидрауличен систем

Хидрауличниот систем кај хеликоптерот служи ***за погон*** на: автопилотот, сервоцилиндрите и командите за промена на колективниот и цикличниот чекор на главниот ротор, промена на колективниот чекор на опашниот ротор, кочење на главните тркала, кочење на роторот, вовлекување и извлекување на стојниот трап, дигалките, товарната рампа, системите за вооружување, преклопување на лопатките кај хеликоптерите на носачи на авиони итн., но ***и за придушување*** на повратните динамички сили од лопатките на главниот и на опашниот ротор.

Овој систем има бројни предности, над другите можни системи (мануелниот, механичкиот или електричниот), што се гледа од компактната конструкција, малата маса, брзиот одговор, големите силини и одличниот однос силина/тежина.

Модерните хеликоптери масовно ги користат хидрауличните системи поради големите оптоварувања на командите на летањето, потребата од брз одговор и примената на вовлечливиот стоен трап.



Сл.1.1 Локација на хидрауличните компоненти на хеликоптерот

Навистина, хеликоптерите под 3000 kg максимална тежина при полетување, кои користат конвенционални артикулирани ротори, можат да користат мануелни команди на летање бидејќи роторските командни оптоварувања не ги надминуваат физичките можности на пилотот. Сепак, за да се намали работното оптоварување на пилотот, и во такви хеликоптери се користат хидрауличните сервомеханизми, но со помал притисок на хидромаслото. Кај големите хеликоптери, пак, со максимална тежина при полетување над 3000 kg, кои користат модерни роторски концепти (семиригидни или ригидни), се јавуваат командни сили што ги надминуваат физичките можности на пилотот, па е потребно целосно сервозадвижување на командниот систем.

Во принцип, хидрауличниот систем на хеликоптерот не се разликува од веќе опишаниот хидрауличен систем на авионот. Во примена се истите хидропумпи, вентили, разводни вентили, командни вентили, акумулатори и делови на инсталацијата (цевководи, филтри, резервоари, ладилници, манометри и сл.).

Се разбира, специфичните органи на хеликоптерот, пред сѐ командите на цикличниот и колективниот чекор, бараат донекаде модифициран облик на задвижувачите, но тоа баш ни најмалку не го менува принципот на работа на овој систем.

Во зависност од големината и намената на хеликоптерот, како и од бројот на потрошувачите што ќе бидат приклучени на хидрауличниот систем, во примена се неколку опции: основен систем (примарен), универзален (удвоен) систем и комбиниран систем.

Основниот систем обезбедува хидраулична силина за задвижување на сервоцилиндрите на главниот и на опашниот ротор (антиротор).

Универзалниот (удвоениот) систем обезбедува хидраулична силина за задвижување на: сервоцилиндрите на главниот и на опашниот ротор, кочницата на роторот, компонентите на системот за вооружување, за вовлекување на стојниот трап, манипулација со товарната рампа, а обезбедува и складирање на хидромаслото под висок притисок за операции на сервоцилиндрите на командите на летањето во случај на нужда (вонредна состојба) и помошна погонска група за стартување на моторот. Во вториов случај, очигледно, се работи за постоење на два система: едниот за обезбедување на главните операции (командите на летањето), и вториот, "standby" систем, кој работи за другите потрошувачи, но се активира и автоматски, по потреба, во случај на откажување на главниот систем.

Комбинираниот систем е комбинација на еден од горните системи со помошен електричен систем. Електричниот систем е наменет за обезбедување на командите на летањето во случај на откажување на хидрауликата.

Основниот хидрауличен систем обезбедува хидрофлуид под притисок од 3000 psi, проток од 6 галони во минута (gallons per minute – gpm) и има капацитет од 0,75 галони на маслото MIL-H-83282 или MIL-H-5606.

Овој систем се состои од: примарна хидраулична пумпа, примарен хидрауличен цевководен систем (со сите елементи, како: филтри, акумулатори, разни вентили), примарен панел и приклучок за аеродромската сервисна опрема, лонгитудинални (должински, надолжни) сервоцилиндри, латерални (странични, напречни) сервоцилиндри за промена на цикличниот чекор, колективен сервоцилиндар за главниот ротор и сервоцилиндар за промена на чекорот на опашниот ротор.

Удвоениот систем се состои од истите компоненти а обезбедува хидрофлуид под притисок од 3000 psi, проток од 6 галони во минута (gallons per minute – gpm) и има капацитет од 2,6 галони на маслото MIL-H-83282 или MIL-H-5606.

Основниот критериум за примена на првиот, вториот или третиот систем кај еден хеликоптер е ***надежноста и способноста за преживување на леталото*** во случај на откажување на системот.

По видот на конфигурацијата на хидрауличниот систем, други ***важни параметри*** се: ***притисокот*** на хидромаслото, максималниот ***проток*** и видот на применетото ***хидромасло***.

За дефинирано ниво на силината, ***помалите работни притисоци*** ги зголемуваат димензиите на приклучените потрошувачи. Од друга страна, ***високите работни притисоци*** ја зголемуваат дебелината на ѕидовите на целата опрема и, се разбира, - тежината на системот. Оттука и заклучокот дека избраниот притисок во системот има голема важност за износот на големината и масата на целиот систем. Интересно е да се истакне дека, за усвоено ниво на силината, тежината на хидрауличниот систем ќе биде прилично помала за оперативни притисоци помеѓу 3000 и 4000 psi. Денес постои тренд на развој на хидросистеми со високи притисоци со цел да се искористат предностите на редукцијата во тежината и големината. Усвојувањето притисоци на хидромаслото од 3000 или 4000 psi, и нивната стандардизација овозможуваат и примена на многу веќе развиени и афирмирани хидраулични компоненти, со што се намалува цената и се олеснува снабдувањето со резервни делови.

---

*Познатиот француски лесен хеликоптер **Газела** поседува хидрауличен систем со притисок од **570 psi** (40 bar) кој овозможува сервокомандување со два сервоцилиндра за цикличен, еден сервоцилиндар за колективен чекор на главниот ротор, како и сервокомандување со опашната турбина (фенестрон). Во случај на откажување на сервосистемот, летот може да се продолжи, но со зголемен напор на пилотот.*

Трансмисијата на овој хеликоптер се состои од центрифугална спојка, еднонасочна спојка (за авторотација), главен редуктор, меѓуредуктор за пренос на силината кон опашната турбина, редуктор на опашната турбина и сопирачки на роторот. Во меѓуредукторот е вграден магнетен затворач за собирање на металните честици од маслото. Главниот редуктор има еден класичен степен на пренос и два степена на планетарни запченици.

*Хеликоптерот Bell Model 406 OH-58D **Kiowa** користи хидрауличен систем со притисок од **1000 psi** (70 bar).*

Следен важен параметар е ***максималниот проток*** на хидромаслото. Податоците за неговата големина конструкторот ги добива од анализата и прогнозата на истовремено задејствуваните работни цилиндри и другата опрема, како и на нивните единични протоци (волумени). Протокот го обезбедува хидропумпата, па оттука, максималниот проток е основен појдовен параметар за правилен избор на пумпата.

Најважни својства на ***работниот хидрауличен флуид*** (т.е. хидромаслото) се: вискозитетот, температурата на стинување, способноста за подмачкување, отпорноста кон оксидација, антикорозивната заштита итн. Најпознатите хидромасла се означени со Mil – H спецификации. Така на пример, Mil-H-5606 е минерално масло погодно за работа во хидраулични системи кои работат во оперативно температурно подрачје од -40 до +107 ^{0}C , а Mil-H-5440G за максимално температурно подрачје од -54 до +135 ^{0}C. Хидромаслото Mil-H-83282 е огноотпорно синтетичко хидраулично масло, погодно за хидросистеми кои работат на температури над +100 ^{0}C и во области подложени на оган. Овој флуид станува многу вискозен под -20 ^{0}C.

Во комерцијалните цивилни воздухоплови многу се користи хидромаслото **Skydral.**

1.2 Класификација на компонентите на хеликоптерскиот хидрауличен систем

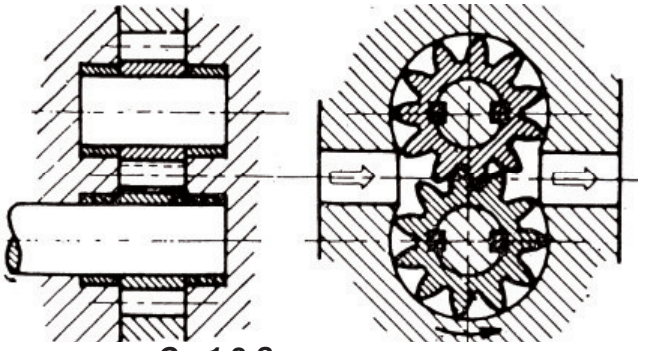
Секој хидрауличен систем мора да поседува: хидраулични пумпи за создавање проток на маслото, резервоар за складирање на маслото, сигурносен вентил за растоварување од преголеми притисоци, регулациони вентили, филтри за прочистување на маслото, давач на хидрауличниот притисок, манометар и хидраулични цевководи за спојување на хидрауличната опрема во оперативен систем.

1.2.1 Хидраулични пумпи

Кај хеликоптерите, главно, се користат запчести и аксијални клипни пумпи.

Запчестите пумпи се, обично, со непроменлив капацитет. Тие се погодни за пониски притисоци (под 500 psi). Составен дел на овие пумпи е преливниот сигурносен вентил (pressure relief valve) кој дејствува во случаи кога оперативниот систем не е во употреба или се користи парцијално.

На сликата 1.2 е прикажан пресек на пумпа која се состои од два цилиндрични запченика со прави заби. Главни осбини на пумпата се: едноставна конструкција, мал број делови, лесен и едноставен ремонт и мала осетливост на нечистотиите во маслото. Често пати, целата пумпа се потопува во резервоар за масло, со што се намалува бучавата на поголеми притисоци и вртежи.



Сл.1.2 Запчеста пумпа

Пумпите со ***крилца*** (крилните пумпи) имаат посложена структура, чувствителни се на оштетувања и имаат големи димензии. Тие не се користат во воздухопловните апликации.

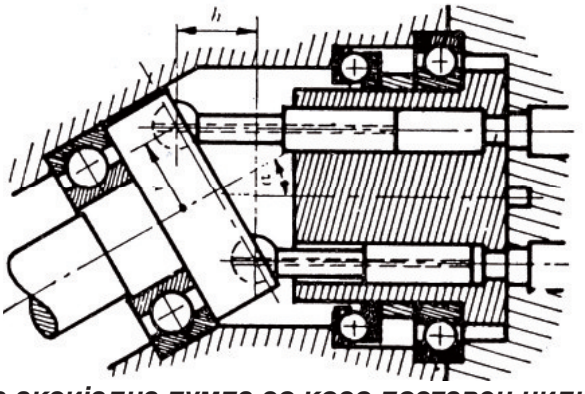
Пумпите со ***радијални клипови***, исто така, не се користат, пред сè, поради поголемите димензии и поголемата маса во споредба со аксијалните.

Примарна хидраулична пумпа во воздухопловството воопшто, а кај хеликоптерите посебно, е ***ротационата со аксијални клипови****(*аксијална клипна пумпа), со константен притисок и ***варијабилна*** испорака, задвижувана од моторот преку соодветен ***запчест преносник***-редуктор и/или ремен преносник (сл.1.5) со Poly V трапезни ремени. Спојот на надворешното погонско вратило на хидропумпата и главниот редуктор е изведен така што вратилото, при прекумерно оптоварување, едноставно се смолкнува и врската, а со неа и понатамошниот погон, се раскинува. Овие пумпи имаат едноставна конструкција, мали димензии, мала тежина, големи излезни силини, лесно се регулираат, но бараат многу прецизна (и скапа) обработка.

Денес ова се ***најпознати*** и ***најмногу користени*** хидропумпи. Нивната примена во хидрауличните системи за пренос на силината (хидростатичка трансмисија) е многу голема, а во одделни области и исклучителна.

Во практиката се среќаваат повеќе конструктивни концепти, но најчеста е аксијалната клипна пумпа со косо поставен цилиндарски блок или со коса плоча.

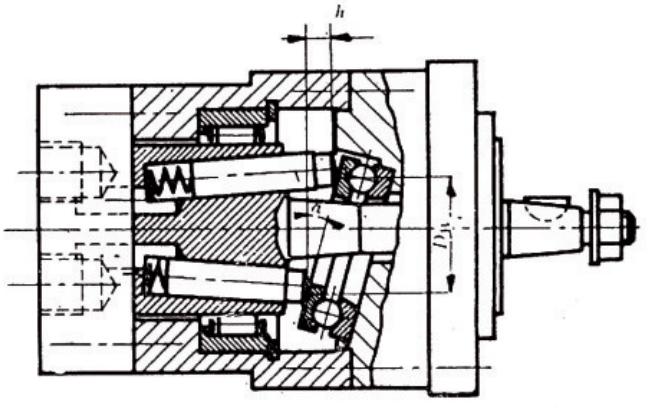
Кај клипните пумпи со косо поставен цилиндарски блок, поради таа искосеност (агол α на сликата), клиповите чии одови се пропорционални на овој агол, при своето осцилаторно движење го компримираат и го потискуваат маслото преку една разводна плоча во потисниот вод. Вшмукувањето се изведува во оние цилиндри кои преку разводната плоча се споени со вшмукувачкиот вод. Наизменичната работа, т.е. потискувањето и вцицувањето се реализираат со ротацијата на блокот на цилиндрите.



Сл.1.3 Клипна аксијална пумпа со косо поставен цилиндарски блок

Позитивни особини на аксијалните клипни пумпи со косо поставен цилиндарски блок се:

- добар степен на искористување;
- мирна и бесшумна работа (до 15 MPa);
- регулирање на протокот со едноставна промена на аголот на блокот;
- робусност и сигурност во работата.



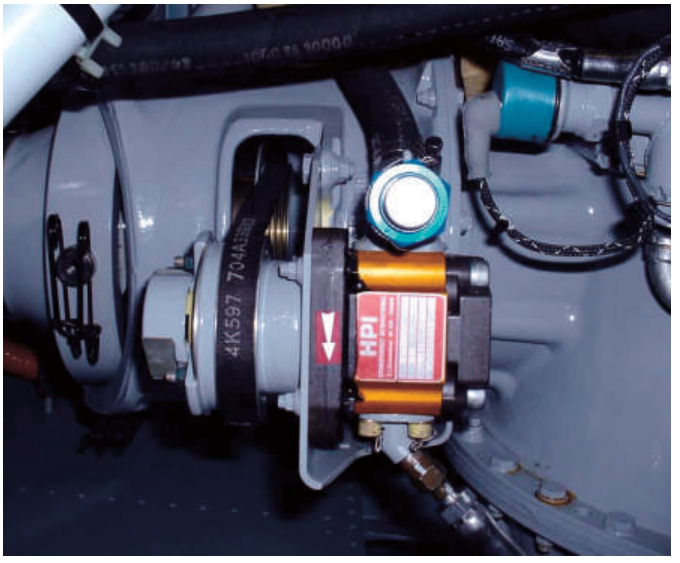
Сл.1.4 Клипна аксијална пумпа со наведната (искосена) плоча

Универзални недостатоци на сите клипни пумпи, па и на аксијалните, се: технолошката сложеност, барањата за голема точност на изработката, прецизната контрола на деловите, скапата обработка со брусење и лепување.

Волуменскиот степен на искористување на овие пумпи оди и до 0,9; а работните притисоци од 10 до 30 MPa.

Аксијалната клипна пумпа со наведната (коса) плоча го реализира осцилаторното движење на клиповите на тој начин што плочата, со притискање на клипниците на клиповите, остварува ист ефект како цилиндарскиот блок во претходниот случај.

И оваа пумпа има исти особини како претходната, само што е предвидена за малку пониски притисоци. Оптималниот притисок е 15 MPa, а максималниот 25 MPa. Оптималниот број вртежи на овие пумпи е околу 6000 rpm.



Сл.1.5 Погон на клипна пумпа со еден Poly V трапезен ремен

Хидрауличната пумпа на хеликоптерот Eurocopter AS-350 создава проток од 6 l/min при брзина на вртење на главниот ротор приближно 390 rpm. Пумпата има магнетен чеп и мрежест пречистувач. Бидејќи е споена за редукторот на главниот ротор, пумпата ќе работи и во случај на откажување на моторот, т.е. сè додека роторот се врти. Пумпата создава поголем притисок од потребниот така што, ако тој надмине 40 bar, се отвора еден преливен сигурносен вентил и маслото се насочува кон резервоарот.

1.2.2 Хидраулични задвижувачи (hydraulic actuators)

Главна функција на хидрауличните задвижувачи е претворање на хидрауличната силина во механичка. Линеарните задвижувачи се нарекуваат ***цилиндри*** или хидраулични задвижувачки цилиндри (jacks). Тие, генерално, се движат од едниот крај на цилиндарот до другиот. Ротационите задвижувачи се нарекуваат ***мотори***. Ако на задвижувачите им е придружена и функцијата управување со позиција (т.е. можност за позиционирање) или со оптоварување, тогаш тие се именуваат ***сервозадвижувачи*** или ***сервомотори.***

Хидрауличните сервозадвижувачи се витални компоненти на системот кои се користат за задвижување на различни системи во еден воздухоплов. Посебно се истакнува нивната примена за управување со системот на команди за летање (кај авионите и хеликоптерите) каде што се незаменлива компонента на системите ***fly-by-wire*** и ***fly-by-light***.

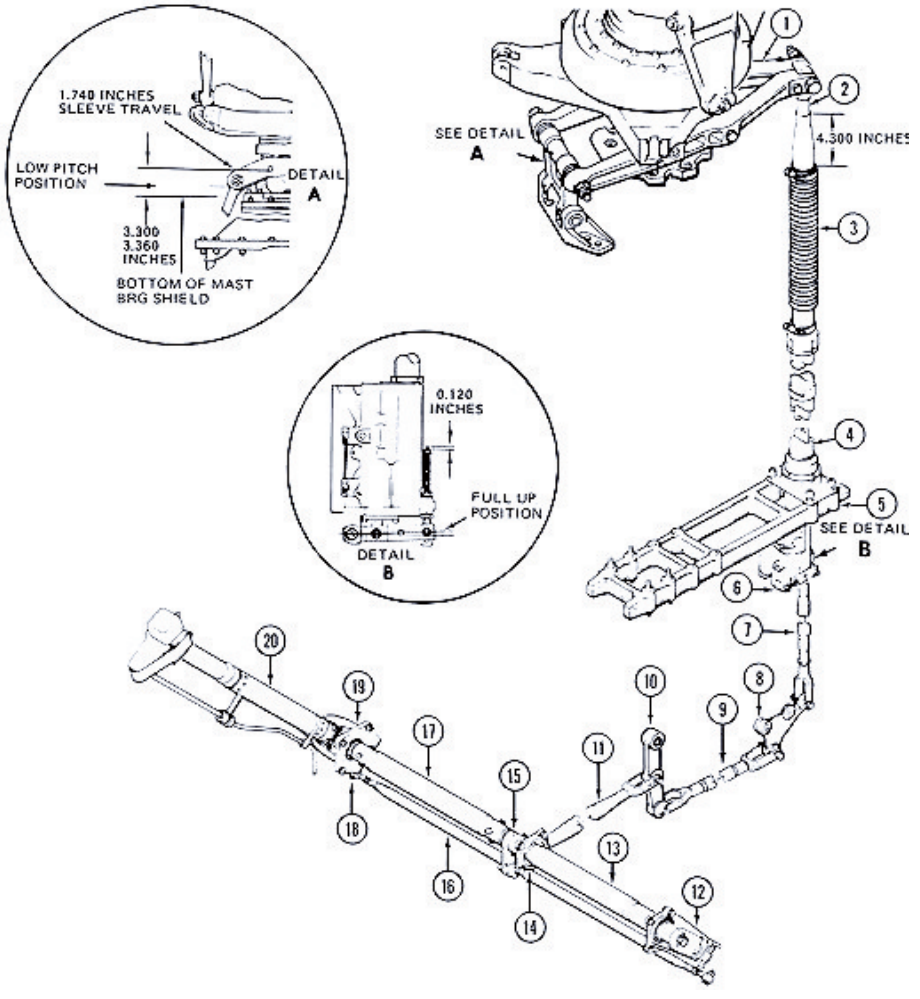
Сите применети сервоцилиндри кај хеликоптерот се двострани работни цилиндри со можност за прецизно позиционирање на клипот во цилиндарот.

Лонгитудиналните (должинските, надолжните) сервоцилиндри ги претвораат механичките сигнали, за време на нормалните операции, или електричните сигнали за време на операции со дигитална автоматска стабилизирачка резервна опрема, во хидраулични сигнали на притисок кои се испраќаат во циклопрстенот (карданската плоча) на главниот ротор.

Латералните (страничните, напречните) сервоцилиндри ги претвораат механичките сигнали, за време на нормалните операции, или електричните сигнали за време на операции со дигитална автоматска стабилизирачка резервна опрема, во хидраулични сигнали на притисок кои се испраќаат во циклопрстенот (карданската плоча) на главниот ротор.

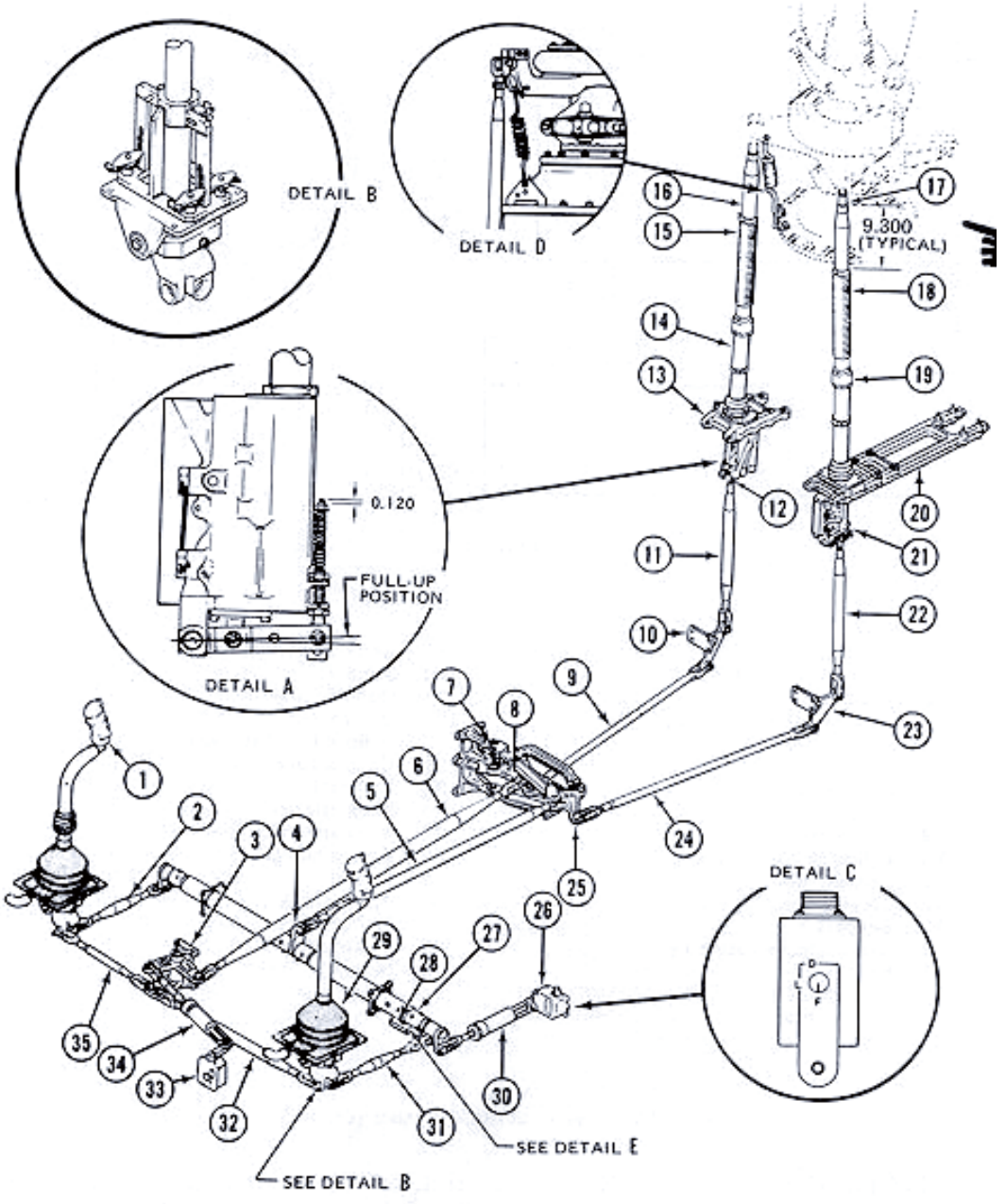
Колективниот сервоцилиндар за главниот ротор ги претвора механичките сигнали за време на нормалните операции, или електричните сигнали за време на операции со дигитална автоматска стабилизирачка резервна опрема, во хидраулични сигнали на притисок кои се испраќаат во циклопрстенот (карданската плоча) на главниот ротор.

Сервоцилиндарот за промена на чекорот **на опашниот ротор** ги претвора механичките сигнали за време на нормалните операции, или електричните сигнали за време на операции со дигитална автоматска стабилизирачка резервна опрема, во хидраулични сигнали на притисок кои се испраќаат во циклопрстенот (карданската плоча) на опашниот ротор.



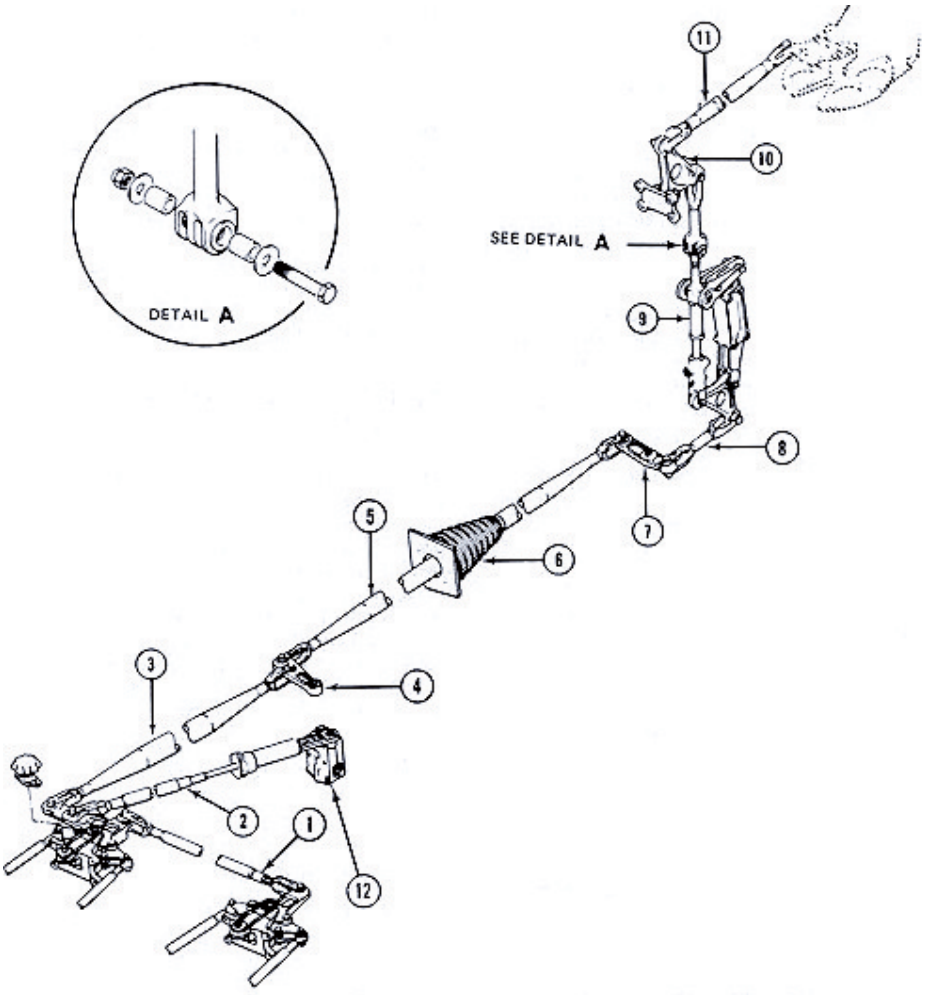
Сл.1.6 "Експлодиран"цртеж на систем за колективна промена на чекорот

Легенда од сл.1.6: 1-лост на командата за колективна промена на чекорот; 2-горна командна цевка; 3- обвивка; 4-**склоп на колективен сервоцилиндар**; 5-склоп на носач; 6-команден вентил; 7-склоп на командна цевка; 8-склоп на "клацкалка" (преносен лост) на команди; 9-склоп на командна цевка; 10-склоп на лост; 11-склоп на командна цевка; 12-склоп на команда; 13-меѓуоска; 14-склоп на куќиште; 15-склоп на носач (на лост); 16-командна приклучна цевка; 17-меѓуосна цевка; 18-командна рачка (лост); 19-склоп на команда; 20-палка на команда за колективен чекор



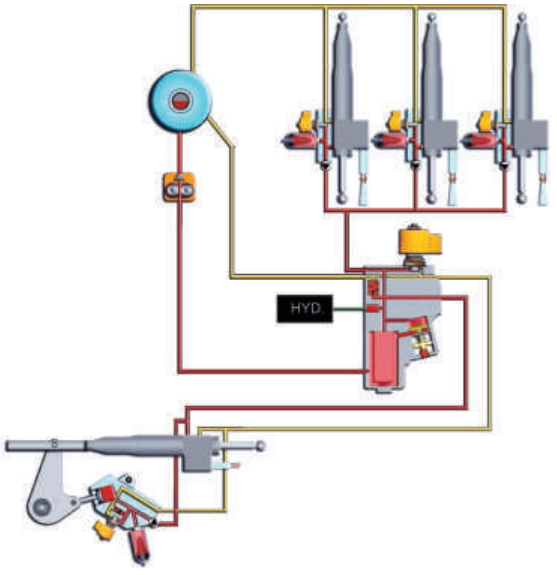
Сл.1.7 "Експлодиран"цртеж на системот за циклична промена на чекорот

Систем од врски го пренесува движењето од командната палка за циклична промена на чекорот**1** до циклопрстенот (кардинската плоча) кој ги задвижува ротирачките команди на главниот ротор и управува со летањето на хеликоптерот. Два хидраулични сервоцилиндра, **14** и **19**, се инкорпорирани во системот на командите за да го редуцираат потребниот напор за командување и да ги намалат повратните сили од главниот ротор. Составен дел на системот се и два механизма со магнетски кочници за предизвикување вештачко чувство на оптоварување на командите на летањето и стабилизација на командите;**14-склоп на латералниот сервоцилиндар**; **19-склоп на лонгитудиналниот сервоцилиндар**; **15** и **18**-обвивки; **16** и **17**-горна командна цевка



Сл.1.8 "Експлодиран"цртеж на системот за промена на чекорот на опашниот ротор

1-цевка за поврзување; 2-склоп на градиент на сила; 3-командна цевка; 4-лост; 5-командна цевка; 6-обвивка; 7-клацкалка (преносен лост); 8-помошна клипница; 9-**склоп на сервоцилиндар**; 10-клацкалка; 11-командна цевка; 12-магнетска кочница



Сл.1.9 Основен хидрауличен систем за управување со чекорот на роторите

1.2.3 Хидраулични разводници (servo valves)

Хидрауличните разводници или сервовентилите се управувачки вентили кои можат да заземат бесконечно многу позиции, па така управуваат со количеството и насоката на флуидната струја (маслениот проток). Хидрауличен разводник кој, преку повратна врска, е поврзан со погодна регистрирачка направа, обезбедува многу прецизно управување со позицијата, брзината или забрзувањето на еден сервозадвижувач.

1.2.4 Командни вентили

Овде ќе бидат наведени само оние вентили кои се типични за работата на хидрауличниот систем на хеликоптерот.

Високопритисен вентил за растоварување (high pressure relief valve). Во случај на зголемен притисок на хидромаслото (преку 125% од номиналниот оперативен притисок на системот), овој вентил стапува во дејство и го поврзува високопритисниот вод со резервоарот, врши растоварување на инсталацијата и ги штити приклучните уреди од оштетување.

Неповратен вентил (check valve). Се користи за обезбедување коректен проток на хидромаслото во сакана насока. На пример, доколку во потисниот вод на една хидропумпа не постои неповратен вентил, таа може да почне да работи како мотор ако хидрауличниот систем се поврзе со аеродромски хидрауличен агрегат за време на преглед на системот на земја.

Вентили за регулирање на притисокот (редукциони вентили, pressure regulating valves). Се користат за намалување на номиналниот притисок на системот заради примена во некој друг, специфичен, супсистем. Редукционите вентили можат да бидат здружени со вентил за растоварување заради заштита на супсистемот во случај на откажување на редукциониот вентил.

Електромагнетен вентил (solenoid valve). Тоа е вентил кој се активира со електромагнетното дејство на електричната струја. Обично се користи во сложени хидраулични кола за раздвојување или активирање на супсистемот ако е дел од сложениот мултисистем.

Вентили влошки (cartridge valves). Овие вентили најлесно е да се замислат како вентили без тело, т.е. вентили без интегрално куќиште, бидејќи се состојат само од внатрешните подвижни вентилски елементи. По вметнувањето на влошката во шуплина, како што е цевковод со погоден дијаметар, вентилските функции што се добиваат личат на кој било конвенционален вентил. Во шуплината влошките се држат со помош на капак, со навој, или со периферни жлебови и конични клинови кои го шират дијаметарот на влошката и реализираат интимен контакт со отворот. Според реченото, не се работи за вентил со нова функција туку за нов, порационален облик и тренд во градењето на хидрауличните модули.

Сл.1.10 Изглед на вентил влошка

Во споредба со конвенционалните, овие вентили покажуваат многу предности но бараат да се користат специјални отвори во цевководот. Неколку функции можат да се интегрираат во единствена влошка во облик на мултифункционален модул (некој вид хидраулично "интегрално коло"), што значително ги намалува тежината и монтажниот простор поради непостоењето на надворешни меѓусебни водови и инсталации.
Предности на вентилите влошки се: помали димензии и тежина, зголемена ефикасност и сигурност, поднесување повисоки притисоци, пократко време на активирање, елиминација на надворешните протекувања, пониски трошоци на инсталацијата, подобри перформанси и командување, намален обем на одржување, пониско ниво на бучава, намалување на внатрешните протекувања.
Во воздухопловните хидраулични системи овие вентили играат важна улога.

Индикатор за ниско ниво на флуидот во резервоарот (reservoir low fluid indicator). Служи за индикација на ниско ниво на хидромаслото во резервоарот (кога нивото ќе падне под определениот волумен).

Давачи на притисок (pressure transducer). Тие служат за континуирано мерење на притиокот во системот и за негова индикација во пилотската кабина.

1.2.5 Хидраулични акумулатори

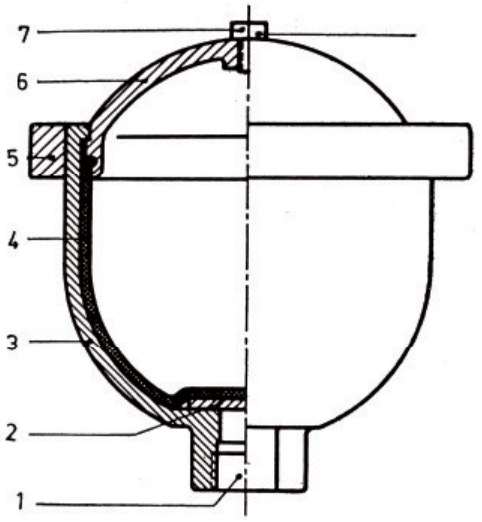
Хидрауличните акумулатори (хидроакумулатори) служат за акумулирање на енергијата на хидромаслото и/или за придушување на пулсациите на притисокот во системот. Акумулираната енергија, по потреба, може да се врати во системот.

Во практиката на хеликоптерите се применуваат хидроакумулатори со клип или со мембрана (bladder type) за разделување на гасот од флуидот. И во двата случаја компримирањето на флуидот се изведува со гас под притисок (воздух или азот).

Акумулаторите во хидрауличниот систем се поставуваат од следниве причини:

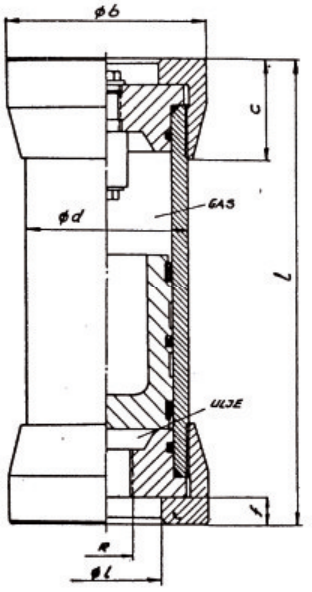
- за да се обезбеди константен притисок без осцилации кога работниот цилиндар е во мирување а пумпата работи "на празно", односно за да се компензираат загубите на маслото низ зјајевите;
- за да се обезбедат краткотрајните потреби за поголемо количество на масло;
- за да се обезбеди помошен извор на енергија во случај на откажување на хидропумпата;
- за да се намалат осцилациите на притисокот и ударите при извршување сложени управувачки функции на системот;
- за да се придушат осцилаците на притисокот при работа на пумпата.

Основни проблеми на хидроакумулаторите во практиката на хеликоптерите се: нарушување на херметичноста, пропуштање на маслото или на гасот, кај воените хеликоптери чувствителност на пресуризираниот агрегат на непријателски оган и можност за негово пробивање, отежната контрола. Посебен проблем е навлегувањето на компримираниот гас во хидрауличниот систем. Оваа неисправност многу тешко се открива. Наведениве проблеми се поизразени кај акумулаторите со мембрана, па тоа е причина што во поголемиот број апликации со висок притисок вообичаено се користат клипните акумулатори.



Сл.1.11 Акумулатор со мембрана

1-приклучок за влез на маслото; 3 и 6 - куќиште на акумулаторот; 4-еластична мембрана; 5-прирабница; 7-приклучок за полнење со гас



Сл.1.12 Хидрауличен акумулатор со клип

Сл.1.13 Надворешен изглед на хидроакумулатор

Еволуцијата на класичните хидропумпи во ***хидропумпи со висока осетливост*** (high response pumps) речиси ја елиминира употребата на хидроакумулаторите како придушувачи на пулсациите на притисокот.

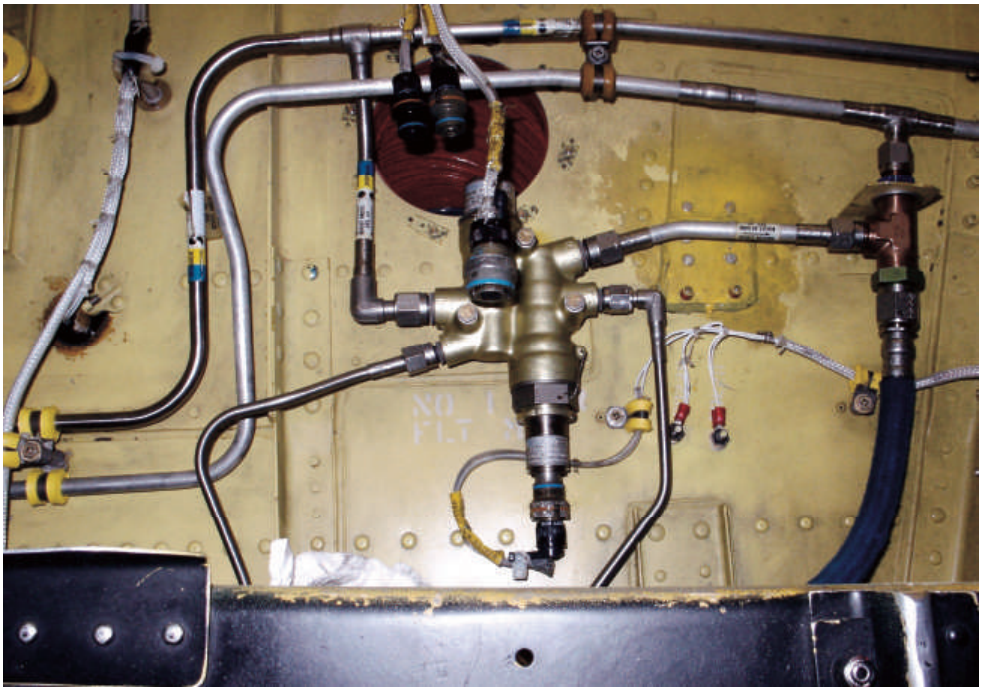
1.2.6 Цевководен хидрауличен систем на хеликоптер

Хидрауличните водови формираат дел од хидрауличниот систем и меѓусебно ги поврзуваат различните делови и хидраулични уреди. Во зависност од конкретните барања, се користат крутите цевководи и/или свитливите (флексибилни) црева. Свитливите црева се користат таму каде што хидрауличниот влез или опрема имаат релативно движење во однос на структурата или придружната хидраулична опрема.

Напречниот пресек на цевководите треба да овозможи струење на флуидот без поголеми загуби и пад на притисокот. Од искуство, брзината на хидромаслото во високопритисните водови (над 2000 psi) се усвојува да изнесува до 5 m/s, а во нископритисните линии (под 100 psi) оваа брзина е лимитирана на 3 m/s. Брзината на флуидот во вшмукувачките водови на пумпата не треба да преминува 1 m/s.

Цевководите во работата се изложени на променливи притисоци кои можат да достигнат и високи вредности (на пр. 4000 psi). Поради тоа, тие се изработуваат од титаниумови легури кои имаат мала тежина, висока јакост на замор и добра флексибилност. Флексибилните (свитливните) црева кои се користат во хидрауличните хеликоптерски апликации се направени од политетрафлуоретилен (т.е. тефлон) со јадро засилено со челична или со плетенка од кевлар.

Врските помеѓу хидрауличната опрема и хидрауличните водови треба да се изведени грижливо и да се достапни за одржување и контрола. Цревата, брзораздвојливите и шарнирните врски се тешки и скапи. Оттука, најдобри резултати се постигнуваат со балансирана примена на цевки и црева.



Сл.1.14 Елементи на цевководен хидрауличен систем на хеликоптер

1.2.7 Филтрирање и филтри

1.2.7.1 Поим за контаминација на хидромаслото

Контаминант во хидрауличен систем претставува туѓо тело во хидрауличното масло кое има штетен или неповолен ефект врз очекуваните и потребните перформанси на маслото како компонента на хидрауличниот систем. Извори на контаминацијата во хидрауличните системи се: вградената (built-in) контаминација, влезената контаминација и однатре создадената контаминација. Вкупната контаминација во воздухопловните хидраулични системи не смее да надмине NAS 1638 Class-8 ниво на контаминација, а системот за време на опасност мора задоволително да функционира до NAS 1638 Class-10.

Дури и со добро познавање на превенцијата и со ригорозна контрола на нивото на контаминацијата во хидрауличните системи, 70% од откажувањата на хидрауличниот систем се последица на контаминацијата на флуидот.

1.2.7.2 Хидраулични филтри

Во хидрауличните системи постои потреба за континуирано пречистување на маслото и елиминирање на сите контаминанти кои се јавуваат како последица на надворешните извори или внатрешното создавање. Ако вкупното масло поминува низ филтер, таквиот филтер се нарекува "full flow" филтер. Од друга страна, ако дел од протокот, преку паралелно коло, го заобиколува инсталираниот филтер, тој филтер се нарекува "бајпас" филтер.

Во воздухопловството најмногу се користат "full flow" филтрите.

Вообичаено е, во хидрауличните кола да се користи повеќе од еден филтер. На пример, стандардна практика е еден филтер во потисниот вод и втор во повратниот вод. Во критичните делови на хидрауличниот систем, какви што се сервовентилите, можат да се користат и по два филтера.

Задоволително филтрирање е битно за сигурна работа на хидрауличниот систем. Mil-F-8815 ги осигурува деталните барања за куќиштата на филтерите и филтерските елементи, а NAS-1638 ги дефинира нивоата на контаминација-та на маслото.

Филтерскиот склоп е составен од: ***куќиште*** или тело, ***вентил за растоварување*** (relief valve), автоматски ***исклучен вентил*** за прекинување на протокот (shut-off valves) со кој, како дел од филтерскиот склоп, во тек на замена на филтерскиот елемент се губи минимално количество на флуидот, диференцијални ***индикатори*** на притисокот кои сигнализираат кога елементот наполнет со контаминанти треба да се замени, термални исклучни вентили за заштита на индикаторите на диференцијалниот притисок од работа под пропишаната температура на флуидот и, најпосле, но не и на последно место, самиот ***филтер.***

Сите овие елементи работат во меѓусебна врска и содејство. Тие се внимателно избрани и оптимално функционираат во таква комбинација. При одржување на системот треба строго да се води сметка за замена на елементите со оригинални и со исти карактеристики.

Во типична хеликоптерска апликација се користат 15 микронски филтери без бајпас за филтрација во потисниот вод и 5 микронски филтери со бајпас за филтрација во повратниот вод.

1.2.8 Резервоари за хидромаслото (Fluid reservoir)

Во резервоарите за хидромаслото се складира работниот флуид од основниот систем и од другите супсистеми, се обезбедува простор за неговата термална експанзија/контракција и се чува резерва за надоместување на претпоставените можни загуби од надворешни капења и пропуштања во текот на функционирањето на системот.

Резервоарите , главно, можат да се групираат во два вида: едниот, со отвор за вентилација (одушка), т.е. за врска со атмосферата, и другиот невентилиран и без врска со атмосферата.

Вентилираните резервоари не обезбедуваат пресуризиран флуид на вшмукувачкиот влез на хидропумпата и со тоа предизвикуваат кавитациони проблеми во вшмукувачките водови на хидропумпите со високи перформанси.

За надминување на тој проблем, обично, резервоарите се конструираат како затворени и флуидот складиран во нив е пресуризиран до 50 psi со помош на пружина, компримиран воздух или со флуид под висок притисок од самиот хидросистем.

Ако маслото од резервоарот е пресуризирано со флуидот од системот со помош на диференцијален клип, такви резервоари се нарекуваат самоподдржувачки резервоари (bootstrap reservoirs).

За правилно функционирање на резервоарот за хидромасло, независно од типот, тој треба да поседува некаков систем за принудно ладење на работниот флуид или, барем, ребра за ладење, да е добро затнат, да поседува индикатор за нивото на маслото, приклучоци за довод и одвод на маслото и згодно обликувана површина за монтирање. Кај пресуризираните резервоари битно е постоењето на сигурносен вентил за растоварување и за компензирање на притисокот од термичката експанзија или притисокот од работниот флуид.

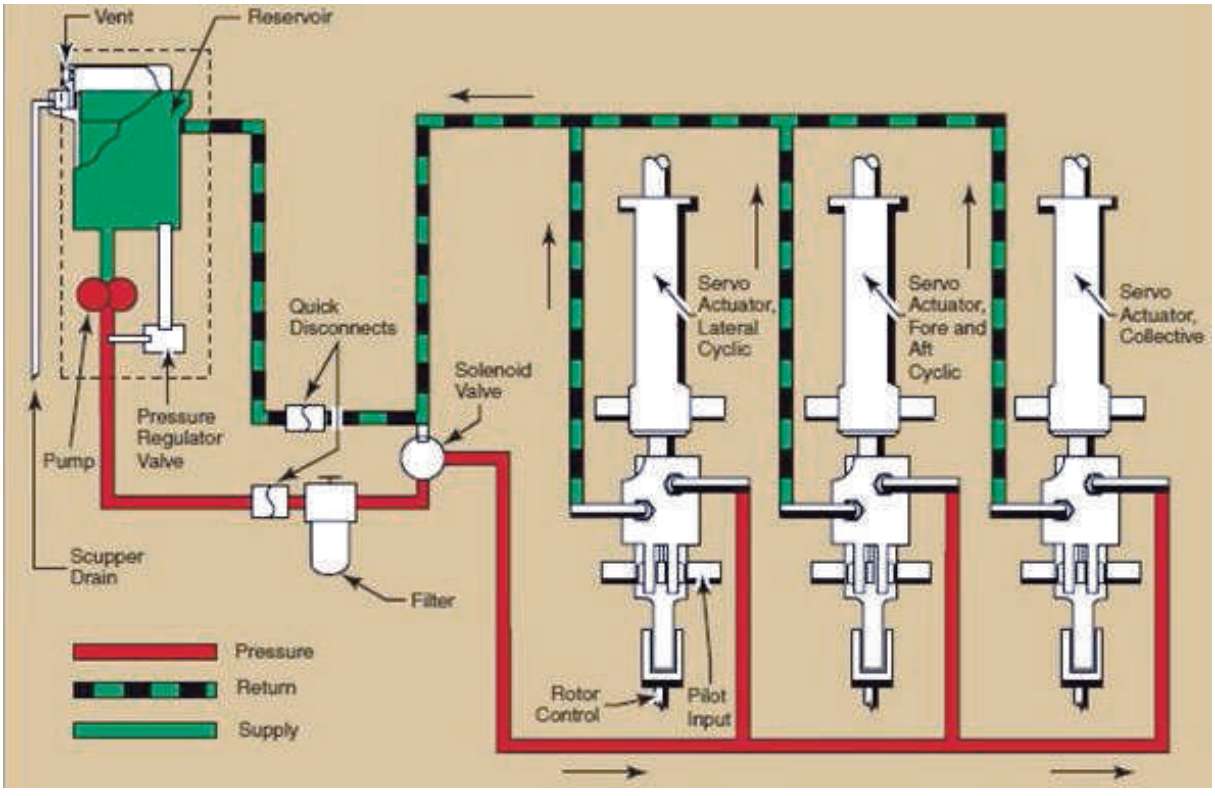
1.3 Хидраулични системи кај современите хеликоптери

Повеќето хеликоптери, со исклучок на помалите клипни, опремени се со хидраулични актуатори (задвижувачи) за совладување на големите командни сили. Типичен хидрауличен систем (сл.1.15) се состои од:

- посебен хидрауличен резервоар;
- хидраулична пумпа со променлива испорака;
- регулатор со вградени:
  - вентил за регулирање на притисокот
  - прекинувач кој се вклучува на определен притисок
  - филтер
  - електромагнетен вентил;
- хидрауличен разводен блок;
- свитливи (флексибилни) црева;
- 3 сервозадвижувачи на главниот ротор, во кои се инкорпорирани:
  - хидрауличен акумулатор
  - неповратен вентил
  - електромагнетен вентил;
- еден сервозадвижувач на опашниот ротор со инкорпорирани:
  - хидрауличен акумулатор
  - неповратен вентил

- сигурносен (преливен) вентил
- електромагнетен вентил
- компензатор за оптоварување од опашниот ротор (yaw compensator);

- предупредувачи на состојбата на системот и командите во пилотската кабина:
  - црвено предупредувачко светло
  - звучен предупредувачки сигнал
  - прекинувач за деактивирање (исклучување) на хидросистемот
  - индикатор на притисокот во хидросистемот
  - прекинувач за тестирање на хидроакумулаторите.



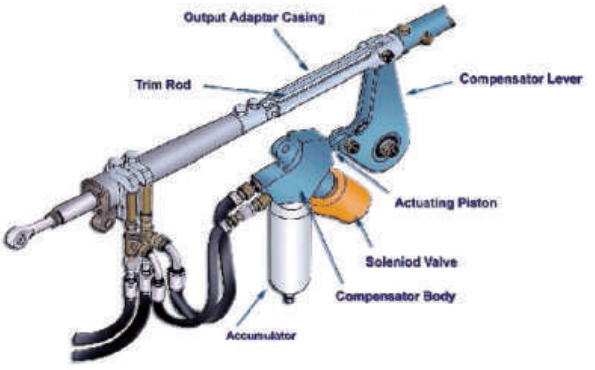
Сл.1.15 Типичен хидрауличен систем на лесен хеликоптер

Хидропумпата добива силина од моторот на хеликоптерот преку главниот редуктор и дополнителен преносник (запчест или ременски). Тоа практично значи дека сѐ додека се врти роторот ќе се врти и хидропумпата, па макар моторот и да не работи. Овој факт може да има голема практична важност.

Под нормални услови, хидросистемот е редовно ангажиран за време на летот и неговата употреба се смета за вообичаена. Кога пилотот дејствува на командната палка или на педалите: се активира разводниот блок, маслото под притисок струи кон соодветниот сервозадвижувач, во него се генерира помошна сила за поместување на соодветната аеродинамичка површина, во зависност од конкретната команда се случува промена на чекорот на главниот ротор (колективен или цикличен) или колективниот чекор на опашниот ротор и управувањето со летот на хеликоптерот. Со помошното дејство на сервозадвижувачите се намалува потребната сила за поместување на краците на роторите, со што се олеснува и работното оптоварување на пилотот и физичкиот замор.

Во случај на ***откажување на хидрауличниот систем***, хеликоптерот мора да остане целосно управлив, но командните сили ќе станат многу поголеми од редовните. Во оние хеликоптери кај кои командните сили се толку големи што не можат да се совладуваат без помош на хидросистемот, се инсталираат два или повеќе независни хидраулични системи. Некои хеликоптери, пак, користат хидроакумулатори за складирање (акумулирање) резервна хидраулична енергија во вид на притисок, што може да се користи кус период на време како резерва ако хидропумпата откаже.

Доколку дојде до хидраулично откажување, нормално, и на педалите ќе се јават големи сили. Во таков случај од голема помош е компензаторот на оптоварувањето од опашниот ротор (yaw compensator) кој се монтира на сервозадвижувачот на опашниот ротор и помага во совладувањето на силите (сл.1.9 и 1.16).



Сл.1.16 Компензатор на оптоварувањето од опашниот ротор (yaw compensator)

1.4 Хидраулично командување и задвижување

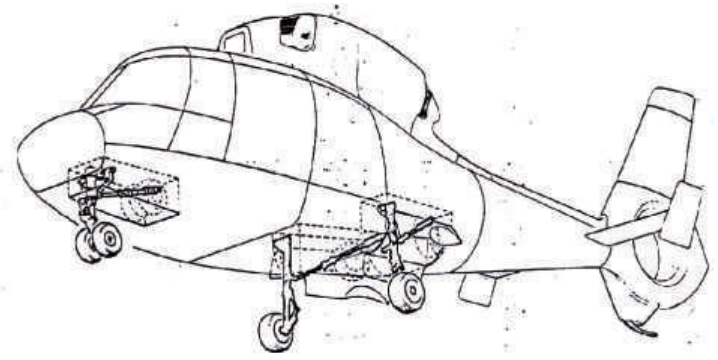
1.4.1 Командување со стојниот трап

Стојниот трап кај хеликоптерот битно не се разликува од авионскиот. Се разбира, поради помалите брзини на спуштање и помалата кинетичка енергија која треба да се амортизира, стојниот трап кај хеликоптерот се изведува со помали димензии на амортизерите и еластичните нозе, но во принцип се работи за иста конструкција. Специјалност на помалите хеликоптери е стоен трап во облик на скии. Кај поголемите и, кај оние најголемите (CH-47, Ми-8), се користи стоен трап со хидропневматски амортизери и еластични нозе.

Сл.1.17 Хеликоптер Мил Ми-10 со невовлечлив стоен трап

Овие нозе можат да бидат ***вовлечливи*** или ***фиксни***. Механизмот за вовлекување на еластичните нозе е добро познатиот хидрауличен систем, идентичен на авионскиот. Носната еластична нога кај големите хеликоптери, најчесто, е ***управлива.***

Сл.1.18 Хеликоптер Sykorski S-76 на полетување. Јасно се забележуваат вовлечените нозе со нецелосно затворените гондоли на стојниот трап

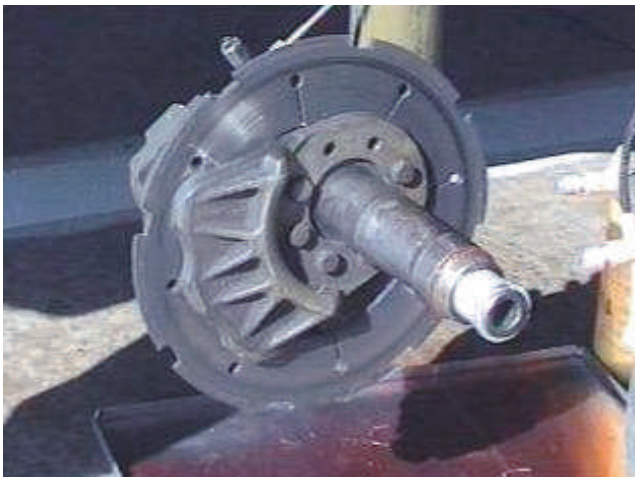


Сл.1.19 Хеликоптер со вовлечлив стоен трап трицикл со предно тркало

Поголемите хеликоптери имаат стојни органи со 4 тркала, или во облик на трицикл со предно или со задно тркало. По конструкцијата, тие не се разликуваат од стојниот трап на авионот, само што тркалата се со помали пречници. Како и кај авионите, се применуваат различни типови амортизери, но најмногу користени се хидропневматските во облик на еластични нозе. Во случај на трицикл со предна нога, обично се вградува и заштитен лизгач под антироторот.

1.4.2 Командување со сопирачките

Системот за сопирање на хеликоптерот не се разликува битно од авионскиот. Сепак, разлики постојат и тие се огледаат во значително помалите брзини со кои хеликоптерот слетува и, соодветно, во помалиот износ на кинетичката енергија која преку сопирачките треба да се претвори во топлина. Сопирачките кај хеликоптерот служат за ***паркирање, запирање*** при слетување со планирање и ***за кочење на главниот ротор*** (сл.1.21).



Сл.1.20 Диск-кочница на хеликоптер CH-47

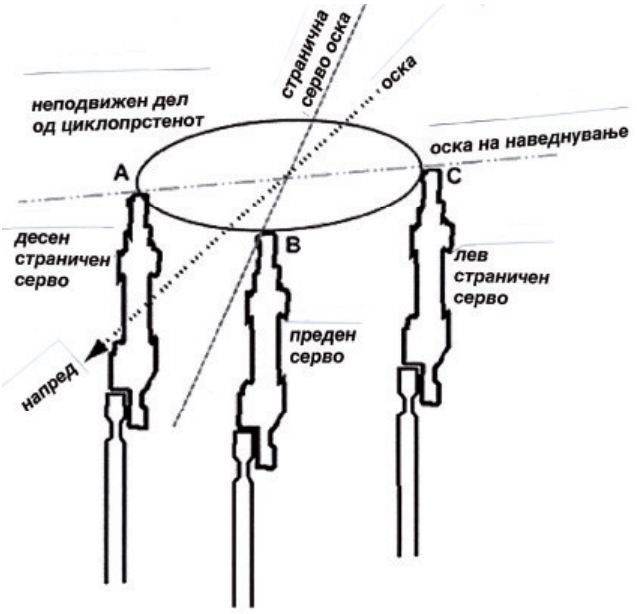
Сопирачките дејствуваат на сите тркала (предни и задни). Обично се во примена хидраулични диск-кочници со автоматско (само) дотерување. Кочниците се активираат со дејство на пилотот на ножни педали. Хидрауличниот притисок се добива од помошниот хидрауличен систем или, кај помалите хеликоптери, се создава со ножна пумпа. Во случај на користење на притисок од помошен хидрауличен систем, високиот работен притисок од 3000 psi прво се редуцира на 1500 psi преку редуцир-вентил а потоа користи за кочење, задвижување на товарната рампа итн.

Сл.1.21 Главен редуктор, роторска глава и диск-сопирачка за главниот ротор на хеликоптер Bristol 171

Сопирачката на роторот го намалува времето на неговото вртење на мали вртежи и ја спречува неговата ротација кога хеликоптерот е паркиран на земја. Сопирачката се состои од: диск, јавач и фрикциони облошки, соодветен команден систем и цевководен или механички систем на врски од кабината до сопирачката. Сопирачката на роторот ***не смее*** да се користи при број вртежи на роторот поголем од 80 врт/мин.

1.4.3 Командување со лопатките на роторот

Со истовремена работа на сите три сервозадвижувачи на главниот ротор се менува колективниот чекор на неговите краци (лопатки). Предниот сервозадвижувач (B на сл.1.22), со своето издолжување или скратување, го командува качувањето (спуштањето), т.е. аголното движење на хеликоптерот околу напречната оска. Левиот (A) и десниот сервозадвижувач (C) го командуваат наклонот, т.е. аголното движење на хеликоптерот околу надолжната оска.



Сл.1.22 Шема на дејство на сервозадвижувачите и циклопрстенот

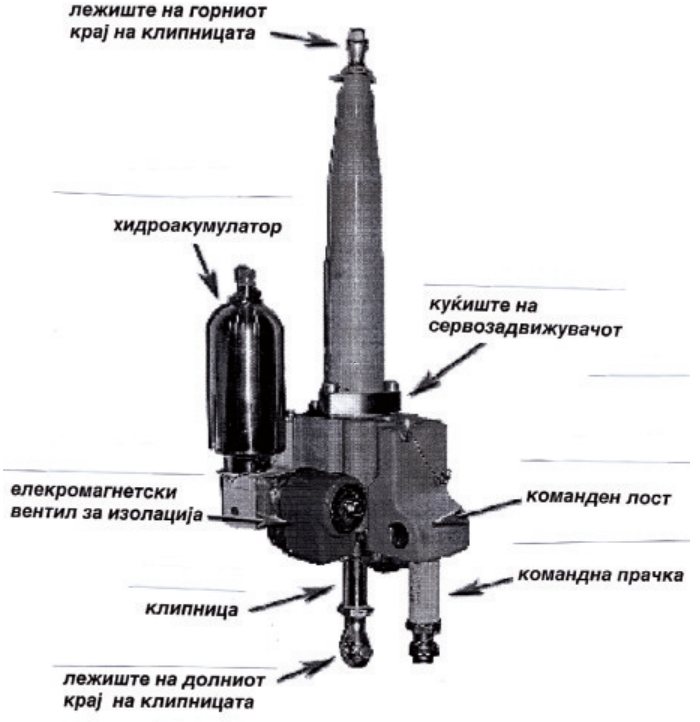
Клиповите или долните делови (дното, основата) на секој сервозадвижувач се споени со коничното куќиште на главниот запчест преносник (сл.1.23) преку лежишта вметнати во крајот на клипниците. Горниот крај од секој сервозадвижувач е споен со неподвижниот дел од циклопрстенот на роторскиот систем (сл.1.23) преку лежиште вметнато во крајот на неговата клипница.

Издолжувањето или собирањето на сервозадвижувачот се изведува со движење на неговото куќиште (тело). За време на движењата на сервозадвижувачот челичната клипница останува фиксирана за коничното тело (куќиште). Максимално корисниот од на сервозадвижувачот изнесува околу 110 mm, а одот помеѓу двете крајни положби изнесува околу 135 mm.

Кога некоја од командите на летањето на хеликоптерот ќе се помести, влезниот лост на командата (сл.1.25) се поместува во соодветната насока преку крути спојни цевки на командите. Изместувањето на влезниот лост го поместува разводниот клип (slide valve, сл.1.25 и 1.26) во хидрауличниот разводен блок (distribution block) што овозможува хидрауличниот флуид да биде насочен кон едната или кон другата комора на клипницата, додека ослободениот флуид од другата комора го напушта куќиштето на сервозадвижувачот назад во резервоарат. Отклонувањето на влезниот лост за максимално отворање на разводниот вентил изнесува само неколку милиметри (2 mm кај хеликоптерот AS-350). Куќиштето продолжува да се

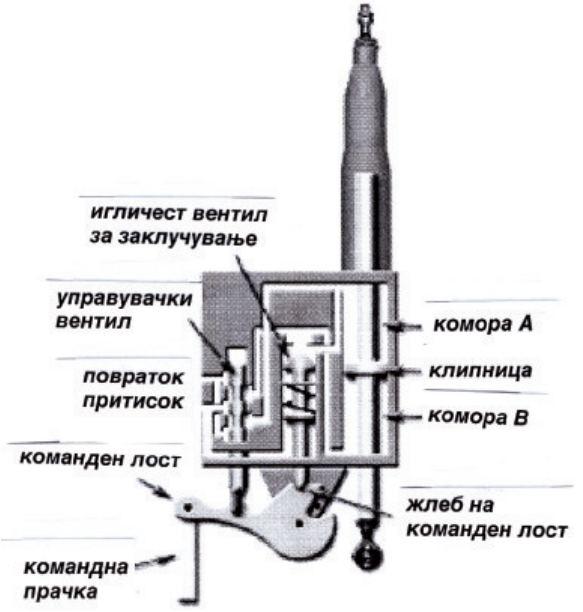
движи сè додека движењето на командната цевка не престане и влезниот лост не се израмни или не стаса на хидрауличната нула. Кога влезниот лост е на хидраулична нула, разводниот клип е во позиција која не дозволува флуидот ниту да влегува ниту да излегува од сервозадвижувачот (сл.1.26 во средина).

Сл.1.23 Спојување на краевите на сервозадвижувачите:
со коничното куќиште на главниот редуктор-долу; со неподвижниот дел од циклопрстенот-горе



Сл.1.24 Сервозадвижувач на главниот ротор на Eurocopter AS-350

Секој од трите задвижувачи на главниот ротор е опремен со сопствен цевковод за довод и одвод на хидрофлуидот, неповратен вентил (сл.1.24), хидроакумулатор и електромагнетен вентил за изолација на системот (сл.1.24). Улогата на овие хидроакумулатори е, во случај на откажување на хидросистемот, да обезбедат потребен притисок за дотерување на минимално потребниот чекор на главниот ротор за сигурно продолжување на летот со намалени перформанси и сигурно приземјување. Колку време хидроакумулаторите ќе го одржуваат потребниот притисок зависи од износот на движењата направени со роторскиот систем. Очигледно, пилотот во ваква ситуација не смее да прави непотребни движења, треба да се држи до пропишаните процедури и да управува со хеликоптерот најрационално можно.



Сл.1.25 Разводник на хидромаслото во сервозадвижувачот

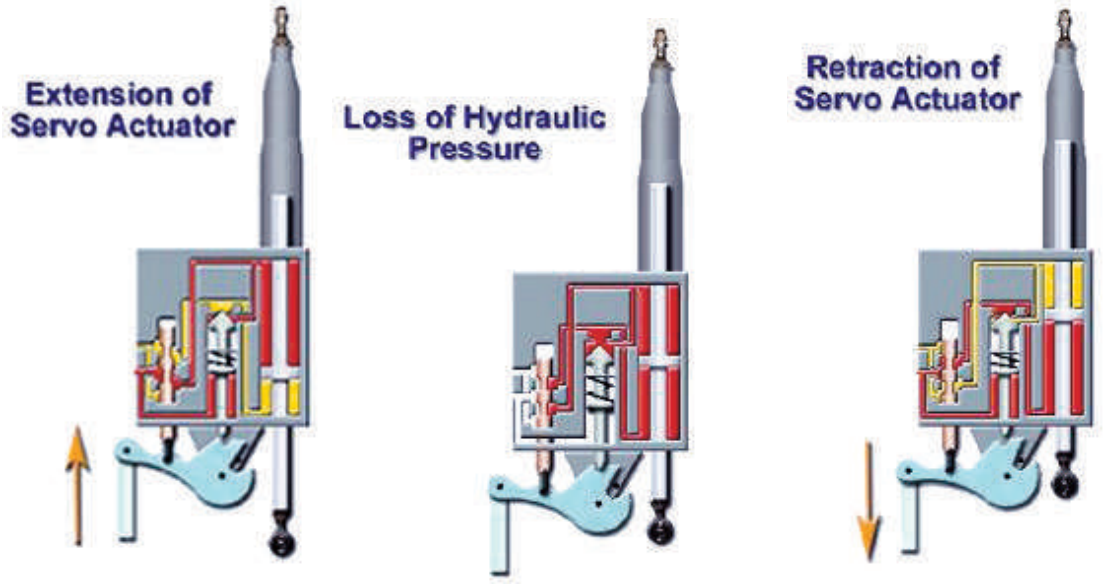
Иако ретко, разводниот клип, во текот на работата, може да се заглави во цилиндарот. Во таков случај маслото неконтролирано влегува во сервозадвижувачот и предизвикува негово движење до една од крајните положби, што нема никаква врска ниту со желбата на пилотот ниту со потребите на летот. За да се избегне ваква крајно непријатна ситуација со можност за екстремни неконтролирани движења на командите и катастрофа на леталото, хидросистемот е снабден со предупредувачко светло, звучен аларм и електромагнетен вентил за изолација. Вакви системи се вградени и на главниот ротор и на антироторот.

На сл.1.27 јасно се разликуваат: роторската глава, склопот на циклопрстенот, механичките врски и хидрауличните сервозадвижувачи со хидрауличните водови, хидроакумулаторите и електромагнетните вентили за изолација.

1.4.4 Команди на летање на хеликоптер

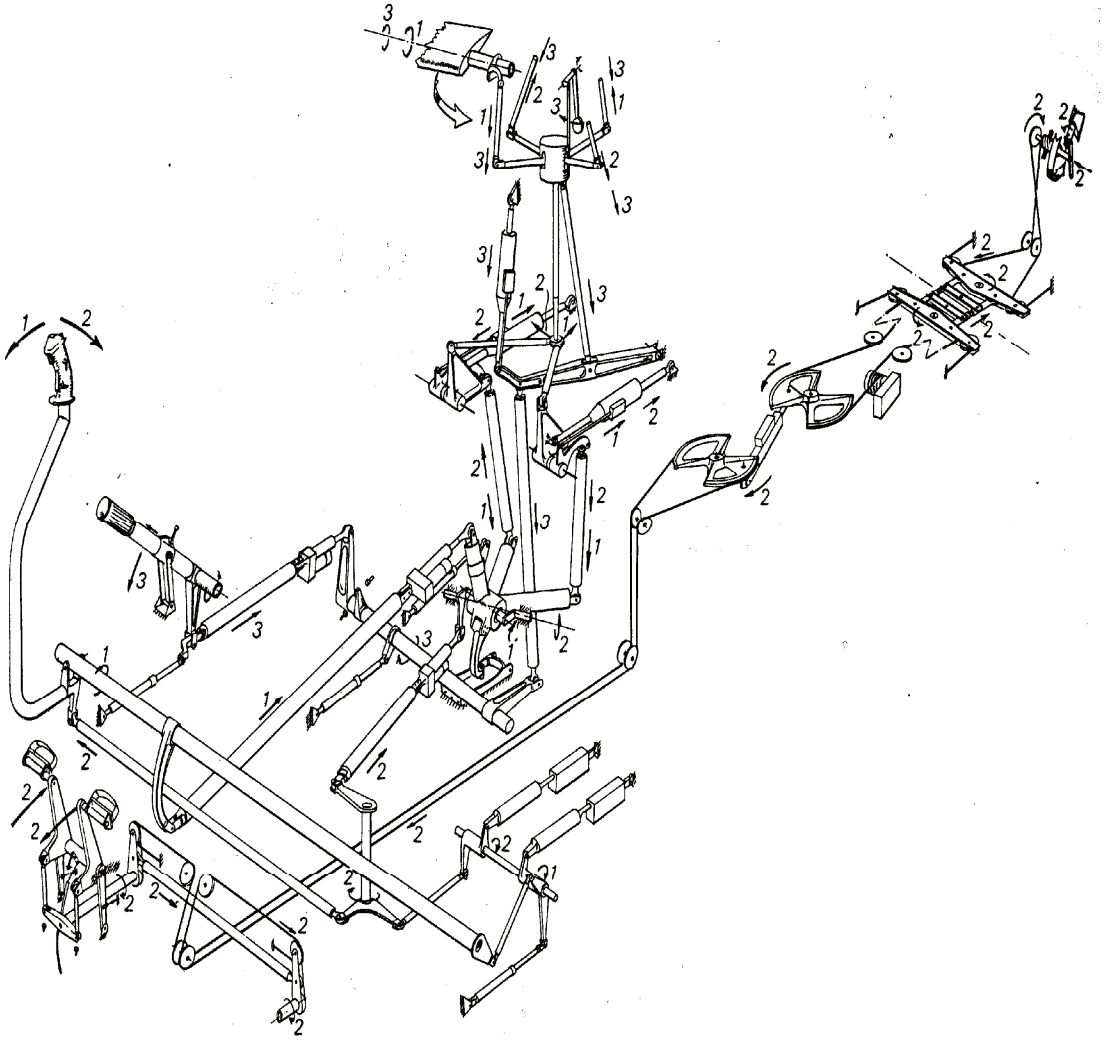
Основни команди за летање на хеликоптерот се: рачка за промена на цикличниот чекор, рачка за промена на колективниот чекор и педали за командување со правецот на летањето (промена на колективниот чекор на антироторот). Овие команди овозможуваат движење на хеликоптерот во хоризонталната рамнина, во вертикален правец и вртење околу вертикалната оска. Рачката за промена на цикличниот чекор дејствува на неподвижниот

дел на циклопрстенот, а наклонот на циклопрстенот овозможува движење во хоризонталната рамнина во некој определен правец, во зависност од насочувањето на рачката. Всушност, наклонот на циклопрстенот ја насочува потисната сила на роторот и дава соодветна хоризонтална компонента за транслаторното движење на хеликоптерот. Рачката за промена на колективниот чекор го подига или го спушта неподвижниот дел на циклопрстенот, а со тоа се подига или се спушта целиот циклопрстен, со што се менува и колективниот чекор на роторот.



Сл.1.26 Работа на хидрауличниот разводен блок за насочување на маслото
лево-извлекување на сервозадвижувачот; **средина**-губење на притисокот; **десно**-вовлекување; црвено-потисен вод; жолто-повратно масло во резервоарот

Сл.1.27 Сервозадвижувачи на главниот ротор на Eurocopter AS-350



Сл.1.28 Команди на летањето на хеликоптер:
палка за промена на цикличниот чекор: 1- напред, 2- назад; 2- педали за промена на чекорот на опашниот ротор; 3- палка за промена на колективниот чекор и рачка за "гас" на моторот

Поради големите командни сили, и кај хеликоптерите, за помош на пилотот при справување со нив, се користат хидрауличните сервозадвижувачи. Максималната сила што овие сервозадвижувачи можат да ја создадат е константна и е функција од хидрауличниот притисок и нивните конструктивни карактеристики. Хидрауличниот систем е конструиран така што може адекватно да се справува со сите аеродинамички сили кои се создаваат за време на одобрените нормални маневри. И покрај тоа, можно е, при извесни екстремни маневри, аеродинамичките сили во роторскиот систем да ја пречекорат (надминат) максималната сила создадена од сервозадвижувачите. Во таков момент, силата што треба да ги задвижува командите на летањето се јавува како недоволно голема и на неподготвениот пилот може да му создаде впечаток дека командите се заглавени. За да се спречи оваа сервотранспарентност, пилотот треба да ги избегнува наглите и агресивни маневри придружени со комбинација на големи брзини, голем колективен чекор, голема тежина и голема висина по густина. На слика 1.28 е прикажан класичен механички систем на командите на летањето на хеликоптер. Сосема е јасно дека во случај на поголеми аеродинамички сили, кои се создаваат кај

поголемите машини и поголемите брзини на летањето, пилотот нема да биде во состојба да управува со летањето. Хидрауличните сервокоманди, во принцип, можат да се вградат на кој било дел од системот команди на летањето - од палката до главата на роторот. Меѓутоа, искуството покажува дека вградувањето на сервозадвижувачите е најефикасно и наједноставно на потегот помеѓу "неподвижниот" прстен на циклопрстенот и куќиштето на редукторот (сл.27 и 1.29). Оваа конфигурација денес масовно се користи.

1.4.5 Контрола и одржување на хидрауличниот систем

Одржувањето на хидрауличниот систем се состои во периодично и систематско извршување на прегледи и операции кои за секој модел се наведени во техничката документација.

Примарниот хидрауличен систем може да се сервисира и да се испушта воздух од системот со помош на аеродромската сервисна опрема, преку посебни панели и приклучоци преку кои се доведува надворешниот притисок за обезбедување хидраулични операции за командите на летањето на земја.

И кај **универзалниот систем** сервисирањето и испуштањето воздух се изведуваат на ист начин, со користење на истите приклучни места и истата аеродромска опрема како и кај примарниот систем.

Примарниот **панел и приклучокот за аеродромска сервисна** опрема обично се наоѓаат во задниот (опашниот) дел на хеликоптерот и тие обезбедуваат приклучување на надворешната хидраулична опрема, како и полнење на резервоарите за хидромасло на примарниот и на системот за општа намена. Притоа, флуидот се филтрира низ филтер со сито од 45 микрони и низ влошка од 5 микрони.

Откривање и анализа на откажувањата (дефектите). Најголемиот дел на можни дефекти и откажувања е систематизиран во соодветната техничка документација на секој одделен модел и во специјализирани прирачници. Сепак, од голема практична важност е познавањето на функционирањето на користената опрема, карактеристиките на системот и неговите можности. Шемата на конкретниот хидрауличен систем со сите детали треба да биде не само достапна туку и напамет научена. При анализата на откажувањата битно е да постои логичен приод базиран врз земање предвид на фундаменталните параметри на хидросистемот: протокот, притисокот и насоката на струењето. Способност, умеење и вештина за откривање дефект во еден специфичен систем каков што е хидрауличниот, обично, се стекнуваат со искуство. Користењето на искуството, знаењето и процедурите од прирачникот многу ги зголемува изгледите за успех.

Задржувањето на воздухопловот на земја, како последица на откажување на хидросистемот, може да се намали со:

- постојано одржување на системот,
- користење чист и квалитетен флуид,
- навремена замена на филтерите, периодично чистење на мрежестите филтери,
- грижа за херметичноста на сите врски, споеви и приклучоци.

За сето време на одржувањето треба да се води грижа за безбедноста. Затоа е битно да се развиваат и да се почитуваат процедурите за пуштање во погон и откривањето и анализата на дефектите.

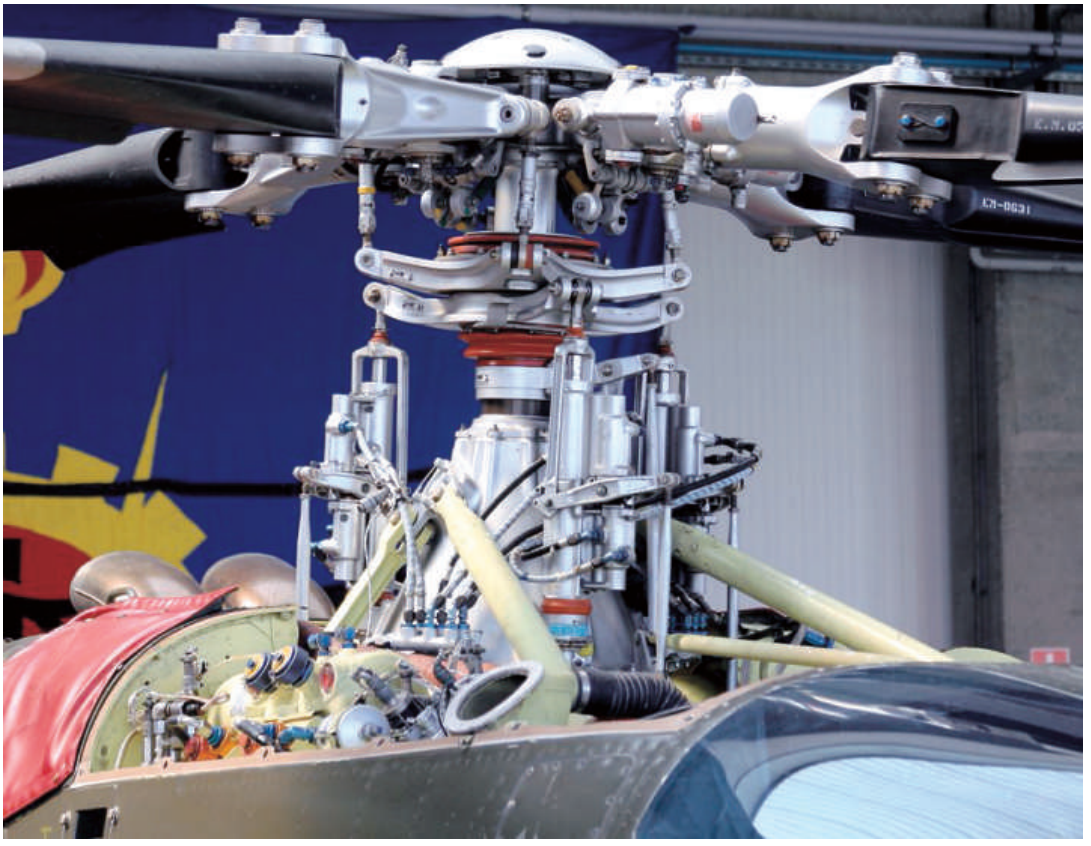
Проверувања на земја. Проверките на земја се делат во две главни групи: проверки на хидрауличниот систем кои се изведуваат со пропишаната хидраулична аеродромска опрема за тестирање (на пример, проверка на вовлекувањето на стојниот трап) и проверки кои се изведуваат како ***претполетен преглед***. Овие прегледи служат за испитување на функционирањето на системот, на перформансите, точната интеграција на системот во хеликоптерот, за анализа на режимот на откажување и издржливост.

Проверувања во лет. Проверувањата во лет ги вршат пилотите со цел да се вреднуваат резултатите од проверките на земја. Овде се дава конечна оценка на работата на хидрауличниот систем: се проверуваат притисокот, температурата и протокот на маслото, вибрациите, бучавата, командите на летањето. Се разбира, сите овие проверки се вршат по точно определен редослед и според содржината на протоколите за испитувања во лет. Во оваа прилика се испитуваат и летачките перформанси, како: максималната брзина, плафонот на летањето, максималниот наклон и другите критични облици на летање.

Контролни прашања

1. ***Објасни ја улогата на хидрауличниот систем кај хеликоптерите.***
2. ***Наведи неколку карактеристични големини на применетите притисоци во воздухопловната хидраулика.***
1. ***Наведи ги основните карактеристики и особини на флуидите што се применуваат во хидрауличните воздухопловни системи.***
2. ***Дефинирај ја хидрауличната контаминација. Кој е основниот предуслов за елиминирање на каква било контаминација на хидраулиниот систем?***
3. ***Извори на енергија кај хидрауличните системи. Објасни ја работата на хидрауличните пумпи (клипни, рачни, ротациони, запчести, крилни, центрифугални).***
4. ***Опиши ги хидрауличните задвижувачи (работните цилиндри и ротационите мотори). Кои се нивните основни параметри?***
5. ***Што се тоа сервозадвижувачи, што се задвижува со нив?***
6. ***Објасни ја улогата на хидрауличните разводници во хидросистемот.***
7. ***Објасни ја улогата на командните вентили во хидросистемот.***
8. ***Зошто служат хидрауличните акумулатори; видови и решенија.***
9. ***Улога и опис на цевните системи во хидрауличниот систем. Цевни споеви. Примена на еластични и крути водови.***
10. ***Опис и видови хидраулични системи кај современите хеликоптери.***
11. ***Објасни го командувањето и задвижувањето на стојниот трап, кочниците и командите на летањето.***
12. ***Опиши ги контролата и одржувањето на хидрауличните системи.***

13. ***Без помош на речник опиши ги сите компоненти на хидрауличниот систем прикажан на сл.1.15 на стр.232***
14. ***Опиши ја содржината на техничката документација на хидрауличниот систем што мора да ја поседува секој корисник на воздухоплов.***
15. ***Погледај ја внимателно сликата 1.29. Покажи ги и именувај ги сите видливи елементи за промена на чекорите на главниот ротор.***



Сл.1.29 Хидромеханичен систем за промена на чекорите на главниот ротор на хеликоптер Agusta A109.

2. Пневматски систем на хеликоптер

2.1 Општо за системот

За задвижување на различни помошни системи во хеликоптерите се користат: хидрауличниот, електричниот и пневматскиот систем. Пневматиката е слична на хидрауликата, само што за задвижување на механичките агрегати таа користи воздух а не хидромасло.

Пневматскиот систем кај хеликоптерот се состои од исти компоненти како и оној на авионот. За него најкратко може да се каже дека служи за создавање и дистрибуција на пневматската енергија до потрошувачите (разни задвижувачи, сервоцилиндри итн.). Пневматските уреди се поволни за употреба во близината на самиот мотор поради релативната неосетливост на високи температури, потоа за командување со системите за вооружување, за загревање на кабината и за одмрзнување на критичните делови (стаклените површини пред сѐ, крилата и опашните површини), но и како помошна погонска група.

Причина за примена на пневматските системи се многубројните ***предности*** со кои располагаат:

- Имаат релативно мала цена на компонентите, склоповите и деловите,
- тежината и димензиите им се мали,
- даваат сигурност и надежност во експлоатацијата,
- конструкцијата и експлоатацијата им се едноставни,
- даваат голема брзина на одговорот,
- еколошки се - не ја загадуваат работната средина со течности,
- можат да се користат на многу места,
- не бараат повратни водови за испуштање на воздухот,
- користат вообичаени извори на силината,
- овозможуваат модуларен систем на градба,
- пренесуваат сили во широк дијапазон на големини,
- можат да се преоптоваруваат без последици,
- релативно се неосетливи на високи температури.

Како и секој друг систем, и пневматскиот поседува ***недостатоци:***

- недоволна точност на позиционирање на задвижувачите поради компресибилноста на воздухот,
- лимитирана (недоволна) прецизност при управувањето,
- бучава од испуштениот воздух, што може да биде непријатно,
- релативно потешко затинање и обезбедување херметичност,
- потреба од дополнително сушење и филтрирање на воздухот,
- зависност на брзината од оптоварувањето.

Пневматскиот систем ***никогаш*** не се користи за системот на команди за промена на чекорот на лопатките на роторот поради ***компресибилноста*** на воздухот, ***зависноста на одот*** на сервоцилиндарот од оптоварувањето и ***недоволната прецизност*** во позиционирањето на клипот во сервоцилиндарот.

Меѓутоа, секаде каде што одот на задвижувачот се извршува од една до друга крајна положба (разни врати, репетирање на оружје, исфрлање на стојниот трап, воздушните кочници, итн.) пневматиката дејствува ефикасно.

2.1.1 Примена на пневматски системи кај хеликоптерите

- вшмукувачки системи за алтернативен погон на некои пилотски инструменти (вештачки хоризонт и жиродирекционал),
- активирање на стојниот трап (кај некои воздухоплови),
- резервен систем за сопирање (кај некои воздухоплови),
- термички и механички системи за разледување,
- погон на автопилотот,
- задвижување на различни аеродинамички површини (спојлери, аеродинамички кочници, крилни флапсови итн.),
- командување со сопирачки,
- отворање и затворање на врати, товарни рампи,
- погон на разни помошни уреди и алати,
- пресуризација и климатизација на кабината, итн.

Пневматски сигурносни системи

Во случај на откажување на нормалното (хидраулично) извлекување, пневматскиот притисок може да се користи за исфрлање и заклучување на стојниот трап во извлечена состојба.

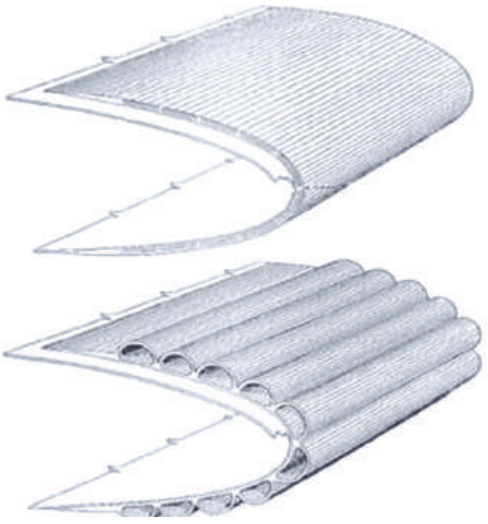
Пневматските уреди се користат како компоненти на сигурносните системи во многу современи авиони (F16 и F15E).

Сл.2.1 Пневматски сигурносен систем

Во зависност од концептот и задачите на хеликоптерот на кој е вграден, пневматскиот систем користи широк дијапазон на притисоци: од само 150 psi bleed air кај Lockheed Galaxy C-5, преку 500 psi, сè до висок притисок од 3000 psi кај хеликоптерот Sikorsky S-61 Sea King (за исфрлање на стојниот трап во нужда).

Користење облога за разледување (deicing boot) на крилата и на опашните површини:

- се инсталира на крилата и на командните површини;
- изработена е од тенка гумена мембрана;
- се надувува со компримиран воздух.



Сл.2.2 Облога за разледување (deicing boot)

Активирање воздушни (аеродинамички) сопирачки и спојлери:
- ја намалуваат брзината за време на слетувањето,
- го зголемуваат челниот отпор,
- имаат мало влијание врз аеродинамичката поткревачка сила (узгонот).

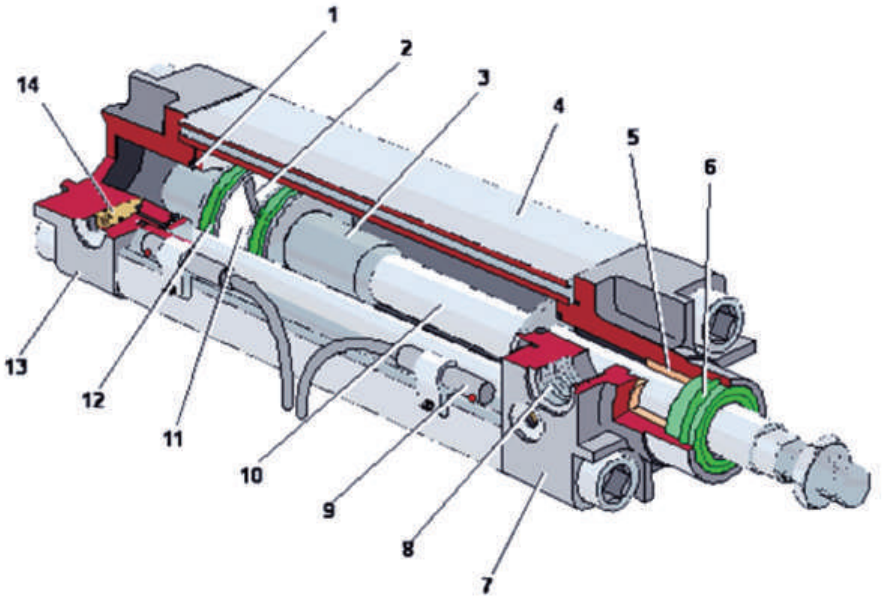
Сл.2.3 Воздушни сопирачки на крило

2.2 Компоненти на пневматскиот систем

Компоненти на ***основниот пневматски систем*** со компримиран воздух се:

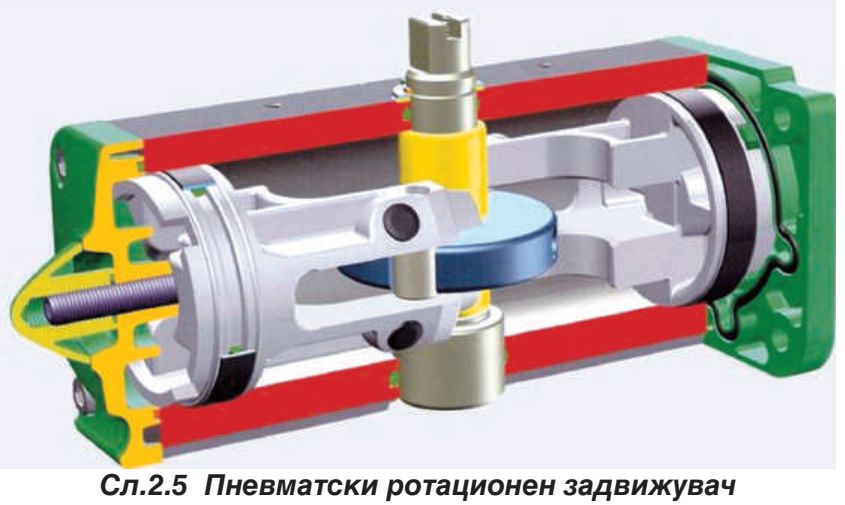
- воздушен компресор или вакуум - пумпа,
- резервоар за воздух,
- регулатор на притисокот,
- насочувачки вентили (неповратни, разводни, сигурносни),
- пневматски акумулатори,
- филтри,
- цевни водови (крути и еластични),
- задвижувачи.

2.2.1 Пневматски задвижувачи



Сл.2.4 Пневматски сервозадвижувач со едностранo дејство
1-лежиште на затинката на клипот; 2-магнет; 3-клип; 4-тело на цилиндарот; 5-водилка на клипот; 6-затинка на клипницата; 7-приклучна глава; 8-преден влез на воздух; 9-прекинувач; 10-клипница; 11-прстен; 12-затинка на клипот; 13-приклучна глава; 14-навој

Задвижувачите ја претвораат енергијата складирана во компримираниот воздух во механичко движење. Пример за тоа е линеарниот клип (клип принуден да се движи во две спротивни насоки).
Други примери се алтернативните орудија, вклучително: ротационите задвижувачи, пневматските алатки, експандирачките меки резервоари, итн.



Сл.2.5 Пневматски ротационен задвижувач

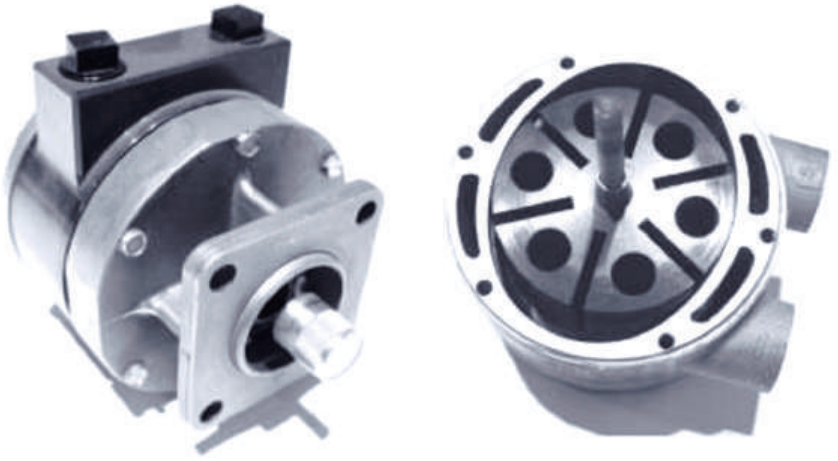
2.2.2 Воздушни пумпи

Компримираниот воздух, како работен флуид во системот, се обезбедува на три начини:

- **примарен,** со директен погон на радијалните (центрифугалните) компресори поврзани со вратилото на гаснотурбинските мотори 1 и 2 (да не заборавиме дека сите денешни хеликоптери имаат по два гаснотурбински мотора),

- **секундарен,** со одземање воздух-bleed air од некој степен на аксијалниот компресор на моторот 1,

- **на земја**, од ***надворешен*** аеродромски пневматски агрегат.



Сл.2.6 Воздушна пумпа

Срце на пневматскиот систем е ***воздушната пумпа*** - потисна или вакуум. Два основни типа се:
- воздушни пумпи со подмачкување со моторско масло (мокри пумпи)
- суви воздушни пумпи; тие, во внатрешноста на куќиштето, имаат графитни крилца (лопатки, перки) кои сами се подмачкуваат при ротација на пумпата. Овие пумпи се општо прифатени.

Пумпите со позитивен притисок го зголемуваат воздушниот притисок.
Вакуум - пумпите (негативен притисок) го намалуваат воздушниот притисок.
И двата вида, вообичаено, користат ***моторен погон.***
Воздушните пумпи го потиснуваат воздухот во системот преку ***филтер.***

1. Воздушната пумпа навлекува воздух во системот низ филтер.

2. Брзодвижечката воздушна струја поминува преку лопатките внатре во жироскопите на вештачкиот хоризонт и во жиродирекционалот, предизвикувајќи жироскопите да ротираат преку 10000 rpm.

3. Во многу воздухоплови, истата воздушна пумпа ги задвижува автопилотот и системот за разледување.

2.2.3 Пневматски акумулатори

Пневматските акумулатори складираат компримиран воздух, спречуваат колебање на притисокот и негова нагла промена, го спречуваат постојаното работење на компресорот создавајќи "работни циклуси".

Сл.2.7 Пневматски акумулатор

2.2.4 Разводни вентили

Разводните вентили:

- управуваат со пресуризираната воздушна струја од акумулаторот (од изворот до потрошувачите преку избраниот отвор - порт),
- некои се еднонасочни (неповратни) - непропустливо затворање,
- некои имаат две насоки, овозможувајќи слободен одвод низ неселектираниот излез-порт.

Неповратниот вентил овозможува пресуризираниот воздух да влегува во пневматскиот систем, но го попречува неговото враќање кон компресорот кога тој не работи (го спречува губењето на притисокот).

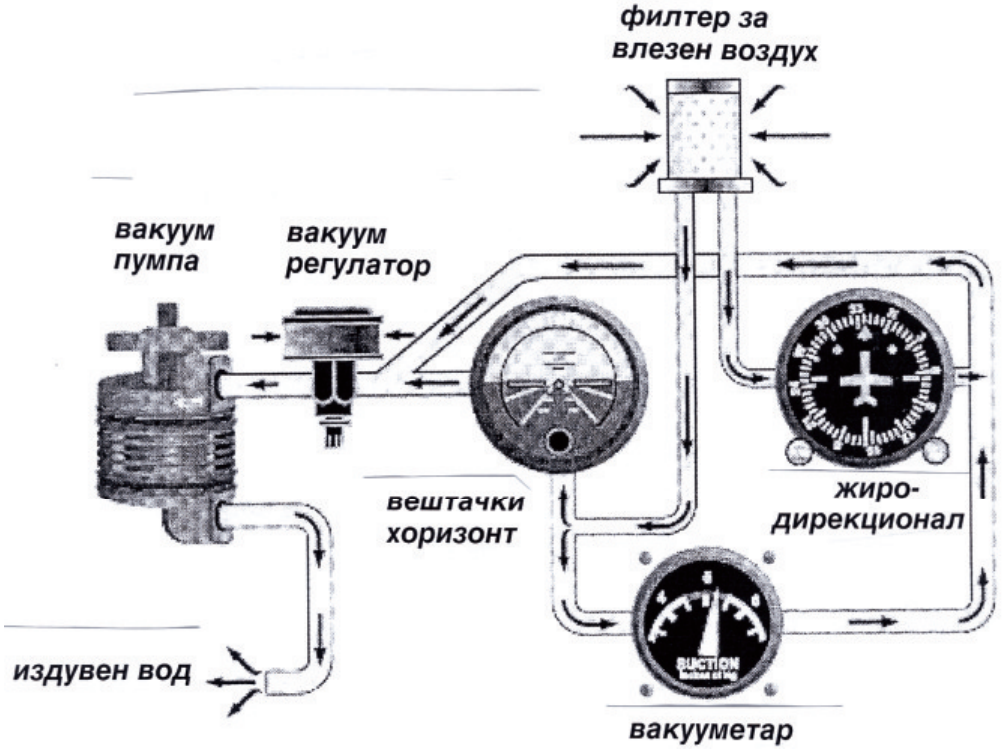
Регулаторот на притисокот го спречува постоењето на високи притисоци во системот и овозможува пропишана калибрација.

Сл.2.8 Регулатор на притисокот

Вентилите, најчесто, се задвижуваат рачно или по електричен пат.

2.3 Распоред на компонентите на вакуум - системот

Вакуум-системот не се разликува од опишаниот авионски. И овде тој служи за алтернативен погон на два важни пилотски инструмента: вештачкиот хоризонт и жиродирекционалот. Издувниот вод може корисно да се употреби за надувување на облоги за разледување на крилата и опашните површини.



Сл.2.9 Пневматски вакуум-систем

Пневматскиот систем (сл.2.9) е составен од: вакуум-пумпа, вакуум-регулатор, филтер за влезен воздух, издувен вод, инструменти (вештачки хоризонт, жиродирекционал), индикатори за состојбата на системот (вакуумметар, жирознаменце, сигнални светла).

Вакуум-пумпата вовлекува воздух во системот преку филтер. Евакуираниот воздух минува низ кутиите (тело, куќиште) на инструментите предизвикувајќи ротација на нивните жироскопи. Вртењето на жироскопите (над 10.000 rpm) обезбедува "крутост во просторот" за инструменталните информации. Воздухот истекува во надворешната атмосфера низ издувниот отвор.

2.4 Контрола и одржување на пневматскиот систем

Знаци на откажување на пневматскиот систем:

- неточни (погрешни)/спротивставени инструментални информации,
-вакуумметарот/манометарот покажува крајно нормално оперативно подрачје (зелено),
- знаменцата во жироскопските пневматски инструменти - вештачкиот хоризонт и жиродирекционалот - не се вовлечени.

Причини за откажување на пневматскиот систем:

- контаминација: цврстите честици во пневматскиот систем, кои ги оштетуваат пумпата и отворите на вентилите (plug valve); течности од масло, вода, или растворувачи за чистење на моторот;
- изгубен приклучок или оштетени црева;
- истрошени, погрешно употребени или неточно поврзани црева;
- нагло (грубо) забавање на моторот;
- ненадејно запирање (прекин на работа) на моторот.

Контролни прашања

1. Набројбарем 5 карактеристични особини на пневматските системи кои ја овозможуваат нивната примена во воздухопловството.

2. Набројги главните особини на воздухот релевантни за примена во пневматските системи.

3. Напиши ја равенката со која се поврзани притисокот, температурата и волуменот и објасни ги последиците што од неа произлегуваат.

4. Набројги основните термодинамички процеси.

5. Објасни го значењето на влагата во воздухот и создавањето кондензати.

6. Објасни ја улогата на пневматскиот систем кај воздухопловите.

7. Принцип на работа на изворите на воздух под притисок. Видови компресори употребувани во воздухопловството.

8. Манипулирање со компримираниот воздух: разведување, складирање, пречистување, регулирање.

9. Пневматски задвижувачи: видови, особини, основни карактеристики.

10.Пневматски компоненти за управување со извршните органи.

11.Опиши ги пневматските цилиндри: конструкција, примена, оперативни параметри.

12.Објасни ја улогата на вакуум- системот кај воздухопловите.

13. Опиши го типичниот распоред на компонентите на вакуум- системот.

14. Опиши неколку пневматски системи на современите воздухоплови.

15.Опиши ги контролата и одржувањето на пневматските системи.

16.Изврши споредба помеѓу хидрауличните и пневматските системи. Според твое мислење, кој систем е подобар?Образложи го одговорот.

17. Објасни го поимот "bleed air ": што претставува, каде се користи, како се добива.

18. Покрај хидрауличниот и пневматскиот систем, во воздухопловите се користи уште еден систем. Опиши ги неговите основни компоненти и неговата примена. Според твое мислење, дали овој систем има алтернатива?

3. Гасна турбина - погонски мотор на хеликоптерите

Гасната турбина, како и другите мотори со внатрешно согорување, е трансформатор на хемиската енергија на горивото во топлинска енергија а потоа во механичка работа. Меѓутоа, таа се разликува од клипните мотори и сите други видови ротациони мотори (хидротурбини, парни турбини, турбини на ветер). Според термодинамичкиот циклус по кој работи, според конструкцијата и според битните карактеристики, најмногу е слична на турбо-млазниот авионски мотор. Во практиката, разликите помеѓу гасната турбина и млазниот мотор, на прв поглед, тешко се забележуваат, па често пати се вели дека хеликоптерот има млазен мотор, што може да се прифати само делумно и со нужни оградувања.

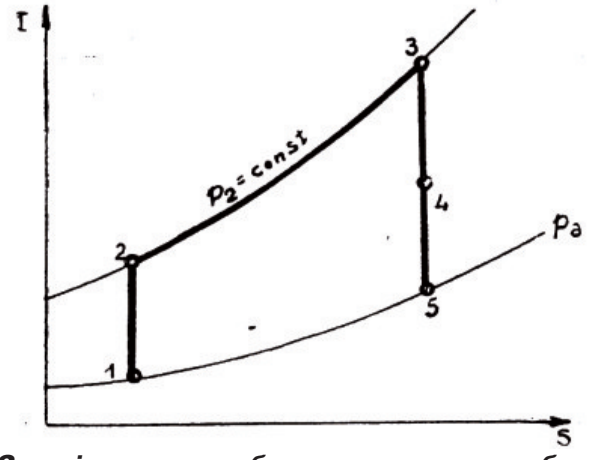
Потребата за избегнување на недостатоците на клипниот мотор СВС, од една страна, и недостатоците на моторите со надворешно согорување (парната турбина), од друга страна, довеле во минатото до идеја за создавање гасна турбина со внатрешно согорување. Развојот на гасната турбина долго време беше бавен поради непостоењето ефикасни компресори, материјали за тешко термички и механички оптоварените турбински лопатки и комори за согорување. И, кога тие проблеми конечно беа решени, продорот на гасната турбина во воздухопловството беше незапирлив.

Принципот на конструкција и работа на гасната турбина се сведува на синхронизирана работа на следниве елементи: компресорот, комората за согорување и гасната турбина (сл.3.1 и 3.2), кои, слично на дизелмоторот, сукцесивно ги исполнуваат работните процеси: вшмукување, компресија, согорување, ширење и издувување.

И овде престанува, наметната од термодинамичкиот процес, сличноста помеѓу клипниот и турбинскиот мотор.

Кај клипниот мотор работата се одвива испрекинато во циклуси, што се повторуваат, а кај турбинскиот мотор континуирано (непрекинато). Сите работни процеси кај клипниот мотор се одвиваат во истиот простор - цилиндарот.

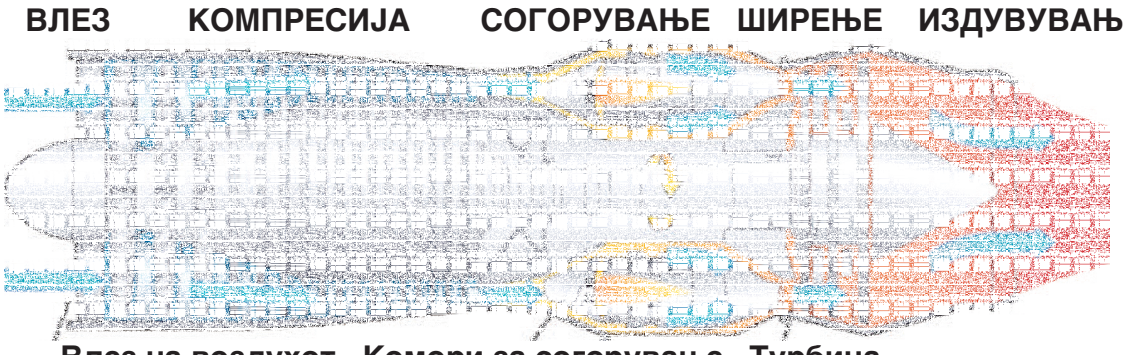
Кај гасната турбина (односно кај млазниот мотор) работните процеси се одвиваат во одделни делови на моторот, конструирани само за таа конкретна намена.



Сл.3.1 Идеален IS - дијаграм на работа на идеален турбомлазен пропулзор

1-2 компресија; 2-3 согорување; 3-5 експанзија

Текот на работата на гасната турбина е следен: вшмуканиот воздух најнапред се компримира во компресорот, а потоа, во комората за согорување, во компримираниот и вжештен воздух се впрскува гориво, создадената смеса се запалува и согорува. Резултат на ова согорување се согорени гасови со висок енергетски потенцијал. Овие гасови, потоа, се шират во гасната турбина и ѝ предаваат поголем или помал дел од својата потенцијална енергија за вршење механичка работа на турбинскиот диск и вратилото. По предавањето на енергијата, гасовите преку издувен орган излегуваат во атмосферата. Во овој сегмент од работата на турбинскиот мотор се случуваат главните разлики помеѓу стационарната гаснотурбинска постројка, гасната турбина за погон на хеликоптери, елисномлазниот мотор и класичниот турбомлазен мотор.



Сл.3.2 Принципиелна конструкција на авионска гасна турбина или млазен мотор

Кај **стационарната** гаснотурбинска постројка гасовите, откако најголемиот дел од својата енергија ќе го предадат на турбината, пред да излезат во атмосферата минуваат низ еден изменувач на топлина во кој го предаваат преостанатиот дел од енергијата која може да се користи за загревање. Овие постројки служат за комбинирано производство на електрична енергија и топлина.

Кај **гасната турбина за хеликоптери (turboshaft)** едниот дел од енергијата се троши за погон на компресорот и на помошните агрегати, а другиот дел, преку посебен турбински диск, за погон на роторите. Издувните гасови излегуваат во атмосферата и немаат влијание на пропулзијата.

Кај **елисномлазниот мотор (turboprop)** сѐ е исто како и кај гасната турбина за хеликоптерите, но издувните гасови се одведуваат во млазник и учествуваат со еден дел, поголем или помал, во создавањето на вкупната пропулзија (елисна и млазна).

Најпосле, кај **турбомлазниот мотор (turbojet)**, на турбинскиот диск се одзема од гасовите само толку енергија колку што е потребна за погон на компресорот и помошните агрегати. Сета преостаната енергија на согорените гасови се користи за ширење во млазникот и за создавање на млазната пропулзија (потисокот).

Предности на гасната турбина и млазниот мотор над клипните мотори се:

- имаат поголема специфична силина (силина по единица тежина);

- немаат делови со наизменично движење, па е можен многу поголем број вртежи без појава на големи инерцијални сили и вибрации;
- поедноставна конструкција;
- имаат помала тежина, челната површина им е помала, имаат помирна работа, лесни се вградување;
- со зголемување на брзината, поради дејството на динамичкиот притисок во вшмукувачот, делумно се зголемува силината и вкупниот степен на искористување;
- трошат поевтино гориво, подмачкувањето е поедноставно;
- задвижувањето на моторот и спремноста за полетување се пократки.

Недостатоци на гасната турбина (турбомлазниот мотор) се:
- голема осетливост на чистота на полетно-слетните површини;
- големи термички и механички оптоварувања на елементите;
- изработката на мали единки е тешка за реализација, така што во категоријата на лесни авиони и хеликоптери се применуваат клипни мотори.

Авионот АН-24 *поседува погонска група која се состои од: основна погонска група со два турбоелисни (турбопроп) мотори Ал-24ВТ со силина 2820 КС, со автоматско регулирање на горивото и чекорот на елисите и помошна погонска група од еден турбомлазен мотор РУ 19А-300 со потисок од 8000 Н, сместен зад десниот основен мотор.*
Моторите Ал-24ВТ поседуваат автоматски ситем за заштита од високите температури на издувните гасови (ПРТ-24), како и систем за автоматско одржување на вртежите на моторот УКО-24. Секој мотор Ал-24ВТ има свој независен систем за заштита од пожар во моторот. Во случај на откажување на моторите, елисите автоматски се поставуваат на "нож". Стартувањето на основните мотори е автоматизирано.
Улогата на помошната погонска група е да обезбеди: дополнителен потисок при полетување и качување и електрична енергија за стартување на основните мотори.

3.1 Премин од клипен мотор на гасна турбина

Со децении развојот на хеликоптерот бил директна функција од достигнатиот степен на развој на авионските клипни мотори СВС и зависел од нив.

Во 1949 г. инженерот Charles Kaman ја презел, ја модифицирал и ја подобрил конструкцијата на германскиот хеликоптер Fl-282 на ***Anton Flettner*** (хеликоптер со два коаксијални ротора во таканаречена intermeshing конфигурација, т.е. synchropter). За време на Втората светска војна, Германците успешно го користеле моделот Fl-282, но, по нивниот пораз, машината паднала во рацете на победниците. Kaman ја презел конструкцијата, и во 1949 го изградил комерцијалниот модел ***K-225 Mixmaster***, со примарна намена за запрашување во земјоделството. Kaman K-225 имал два двокраки ротора во intermeshing распоред, па според тоа бил без опашен ротор. Лопатките на роторот биле направени од ламинирана смрека (оморика, "спрус"), покриени со авионско платно и премачкани со аеролак. Командите биле изведени со сервозаткрилца (servo flaps) лоцирани на излезниот раб на секој од краците, а се задвижувале со низа командни спојни прачки и лостови.
Во раните педесетти години, за овој модел се заинтересирала Воената морнарица на САД (US Navy). По цена од 25.000 $ по летало, Морнарицата нарачала и купила два хеликоптера Kaman K-225, а Крајбрежната стража еден. Овие хеликоптери биле испорачани на 18.3.1950, на аеродромот Air Station Elizabeth City, за тестирање и оцена на можностите на synchropter-

дизајнот, и на роторскиот систем во intermeshing-конфигурација, како и на нововградениот команден систем со сервофлапсови на краците.
Но, далеку најважната модификација и усовршувањето се случиле подоцна, во 1951 година, со револуционерната замена на клипниот мотор CBC што се користел кај претходните хеликоптери и со кој изворно бил опремен и K-225, со гасна турбина Boeing 502-2.

Цел на замената била да се демонстрираат можностите и потенцијалот на хеликоптер опремен со гасна турбина. А тие воопшто не биле мали: ***гасната турбина (во случај кај хеликоптерите погрешно мешана со млазен мотор) има помала тежина, зголемена надежност, полесна е за одржување и има поповолен однос силина/тежина, а тоа овозможува зголемување на носивоста, зголемена сигурност, зголемена безбедност и помали трошоци за одржување.***

Така, Kaman K-225 станал **првиот хеликоптер во светот** опремен со гасна турбина. Новиот хеликоптер, од стариот, ги презел: intermeshing-роторскиот систем со synchropter-лопатките и системот за командување со нив.
Револуционерната замена на клипниот мотор со гасна турбина направила Kaman K-225, и сите идни хеликоптери, да бидат посигурни, понадежни и полесни за одржување. Скоро сите перформанси на Kaman K-225 се подобриле (читај-зголемиле), така што во март 1953 хеликоптерот со турбински мотор не само што успешно летал туку извел, до тогаш незамислив за хеликоптерите, комплетен лупинг.

Сл.3.3 Kaman K-225, прв хеликоптер со гасна турбина, март 1953

Модифицираната конструкција, сепак, имала и еден сериозен недостаток: K-225 со гасна турбина достигнувал само 75% од брзината на неговите современици.

По низа испитувања, K-225 послужил како прототип за идната успешна Kaman-ова серија на воени хеликоптери.

За волја на вистината, хеликоптерот Kaman K-225 навистина бил првиот хеликоптер што летал со погон на гасна турбина, но тој не бил конструиран за ваква погонска група: таа едноставно му била додадена како замена за оригиналната. Во 1965 г. еден друг хеликоптер, но овој пат од другата страна на Атлантикот, ***Alouette II***, ќе го понесе епитетот ***прв конструиран и сериски произведуван хеликоптер со гасна турбина***. Со оваа иновативна

конструкција на Charless Marchetti, француската индустрија на хеликоптери се издигнала на мошне високо место на светскиот пазар.

Сл.3.4 Лесен хеликоптер Alouette II, прв сериски произведуван хеликоптер во светот

Alouette II е лесен хеликоптер, целосно конструиран и произведен во компанијата Sud Aviation (подоцна Aerospatiale) во Франција. Тоа е првиот сериски произведуван хеликоптер кој користел гасна турбина наместо вообичаениот значително потежок клипен мотор. Овој хеликоптер најмногу бил користен за извидување, фотографирање, спасување од воздух на море, за врски и за обука. Но, тој можел да носи и противтенковски ракети и самонаведувани торпеда.

Како цивилен хеликоптер го користеле за евакуација и спасување во разни несреќи (за таа цел имал две надворешни кошници влечени со јаже), за запрашување во земјоделството и како летачка дигалка (со капацитет од 500 kg товар на надворешното јаже).

Сл.3.5 По успешниот пробен лет, прототипот на Alouette II "на раменици" на конструкторскиот тим

На 3.7.1956 г, Alouette II влегол во историјата како прв хеликоптер што извел спасување на планина, на висина од преку 4.000 м, евакуирајќи планинар кој имал сериозен срцев проблем. Се истакнал и на 3.1.1957 г, кога бил ангажиран за спасување на екипажот на паднатиот Sikorsky S-58, кој учествувал во спасувањето на двајца изгубени планинари на Мон Блан. Овој

хеликоптер влезе во воената историја како прв хеликоптер кој бил опремен со противтенковски ракети (Nord SS.11). Неговото производство заврши во 1975, со околу 1.500 примероци применувани во повеќе од 80 земји, вклучувајќи 47 армии.

Во иднина сите хеликоптери со пет и повеќе седишта ќе имаат погонска група со гасна турбина. Само малите двокраки хеликоптери со две и три седишта, како и тие за обука, ќе ја задржат и понатаму клипната погонска група.

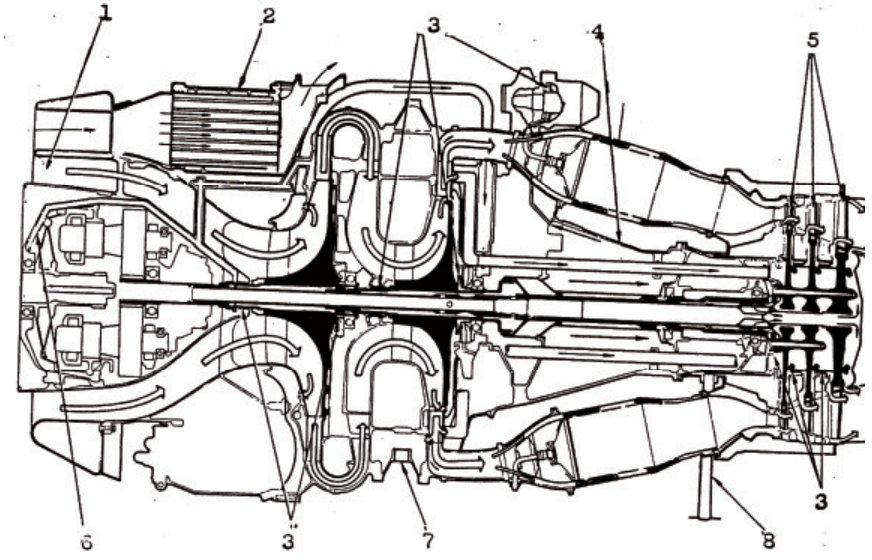
Успешната примена на гасната турбина донесе и уште една новост која стана стандард за сите хеликоптери: ***денес е вообичаено да се вградуваат два турбински мотора***. Првите турбински хеликоптери биле градени со два мотора поради непостоењето доволно силни единични мотори. Подоцна, потребите за зголемување на надежноста и безбедноста на летањето го условиле развојот на двомоторните хеликоптери, пред сè поради можноста за продолжување на летот и при откажување на еден од моторите. Навистина, двомоторниот хеликоптер е за околу 80% поскап од едномоторниот, но безбедноста на летањето е неспоредливо поголема.

3.2 Конструкција на вшмукувачот на хеликоптерот

Сл.3.6 Мил Ми-8 со вшмукувачките отвори во преден план - првата алка во создавањето на силината на воздухопловот

Кај стационарната гаснотурбинска постројка и кај гаснотурбинските мотори за локомотиви и бродови вшмукувачот претставува обичен влезен отвор за воздух и има мала важност. Кај гаснотурбинскиот мотор на хеликоптерот и, уште повеќе, кај турбомлазниот пропулзор, тој има голема важност. Иако овој дел според својата конструкција му припаѓа на авионот, односно на хеликоптерот, поради неговата голема важност и влијанието врз работата на моторот, овде го разгледуваме како прва алка во протокот на воздухот низ гасната турбина или млазниот мотор.

Конструкцијата на вшмукувачот зависи од намената, од брзината и локацијата на воздухопловот. Кај хеликоптерите, за разлика од авионите, вшмукувачите во форма на два (или три) отвора, се лоцирани над кабината, непосредно пред роторската глава. Вшмукувачот кај хеликоптерите е, главно, краток канал со кружен напречен пресек, со заоблени рабови за спречување на отцепување на воздушната струја при промена на аголот на летањето. Со други зборови, едноставна и евтина конструкција со мала маса.



Сл.3.7 Шема на струење на воздухот низ турбоелисен мотор со двостепен радијален компресор

1-вшмукувач за воздух; 2-ладилник за масло; 3-воздушни затинки; 4-средно куќиште; 5-тристепена турбина; 6-канал кон воздушните затинки на вратилото на елисата; 7-излез кон вентилот за топол воздух; 8-излез на воздухот за ладење

Сепак, вшмукувачот не е обичен воведен отвор. Покрај основната задача - пропуштање оптимално количество на воздух во моторот на сите режими на работа, тој треба да создава хомогено струјно поле на влезот во компресорот и извесен дифузорски ефект со кој еден дел од кинетичката енергија на влезниот воздух претвора во натпритисок, т.е. реализира извесно компримирање на воздухот пред тој да влезе во компресорот. Поради оваа преткомпресија, притисок на воздухотот на влезот во компресорот ќе биде поголем од атмосферскиот, со што се олеснува работата на компресорот и се постигнува повисок краен притисок на неговиот излез. Поради овој ефект, од вратилото на турбината се одзема помалку силина за погон на компресорот, па останува повеќе енергија за погон на роторите. Со други зборови, зголемувањето на притисокот на излезот од компресорот повлекува со себе и зголемување на сите притисоци низ гасната турбина или млазниот мотор, што е корисно.

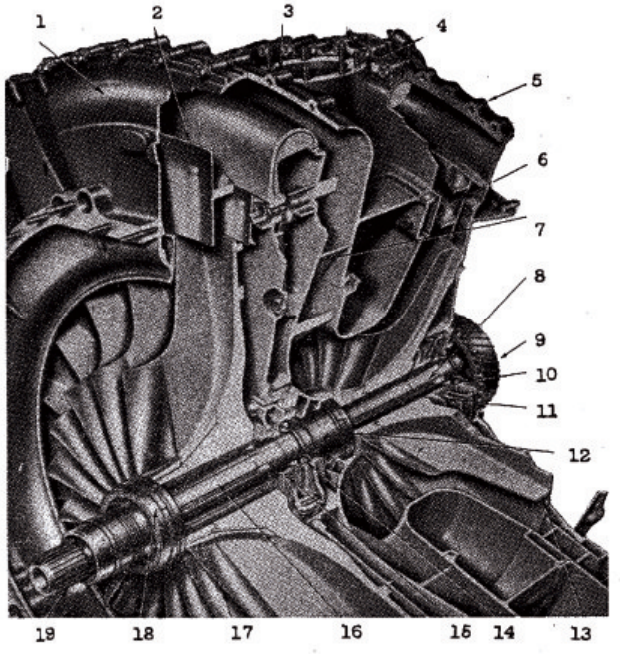
Влегувајќи низ вшмукувачкиот отвор, воздухот се трие со неговите ѕидови така што не е возможно вкупното намалување на кинетичката енергија на воздухот да се претвори во пораст на притисокот. Ефикасноста на вшмукувачот во поглед на ова претворање се изразува преку степенот на корисноста и достигнува вредност од околу 0,96 до 0,98.

Во воздухопловството, вшмукувачите се делат на вшмукувачот за дозвучни и транссонични брзини и вшмукувачот за надзвучни брзини. Кај хеликоптерите се користат оние за дозвучни брзини.

Нестационарен режим на работа на вшмукувачот се нарекува "пумпање на вшмукувачот" и тој е придружен со појава на нискофреквентни осцилации и големи амплитуди на притисокот.

3.3 Конструкција на компресор на турбомотор на хеликоптер

Главна улога на компресорот е да го зголеми притисокот на воздухот пред влезот во комората за согорување. За разлика од стационарната гаснотурбинска постројка, кај воздухопловите просторот за сместување е стеснет и ограничен, а изразено е императивно барање за што помала маса (тежина) и големи протоци на воздухот. Овие барања условиле специфична конструкција на компресорите. Во воздухопловите се користат: центрифугалниот компресор (сл.3.8), аксијалниот (сл.3.12) и комбинираниот аксијално/центрифугален тип (сл.3.9). Во првите денови на развојот на млазните мотори повеќе бил користен **центрифугалниот** тип поради дотогаш стекнатите искуства со овој тип компресор на авионските клипни мотори.

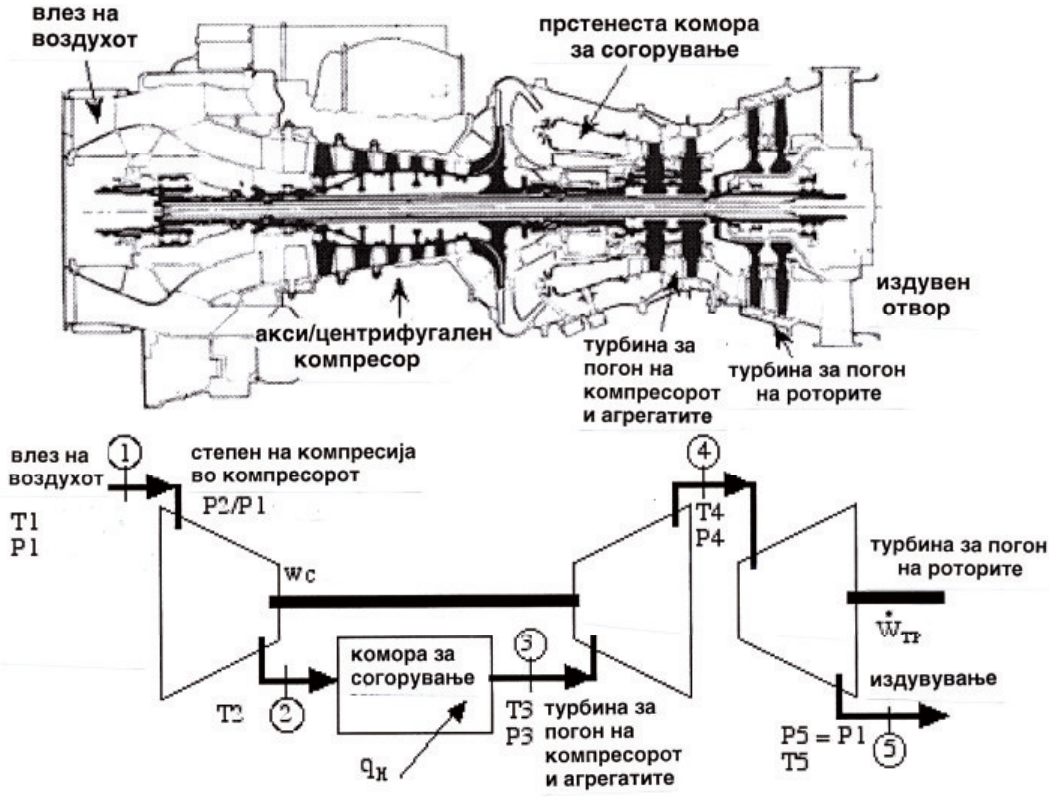


Сл.3.8 Детаљ на двостепен центрифугален компресор на турбоелисен мотор
10-задно лежиште на компресорот; 11-лавиринтска затинка; 13-ротор на вториот степен; 14-лежиште помеѓу првиот и вториот степен; 16- вратило на првиот степен; 17- вртливи насочувачки лопатки на првиот степен; 19- приклучок за погон на вратилото на редукторот

Добри особини на овој тип се: компактна конструкција, голема јакост и издржливост, мала осетливост на механички оштетувања (особено на дејството на нечистотиите во воздухот и на лед), релативна едноставност и мала тежина по килограм компримиран воздух. Недостатоци на овој тип се: големи

пречници на роторот и на целиот компресор кои предизвикуваат проблеми при монтажата, зголемени аеродинамички отпори и помал степен на искористување од аксијалниот тип. Подоцна, аксијалниот тип се наметнал како изразито подобро решение и денес доминантно е присутен во гаснотурбинските и турбомлазните мотори.

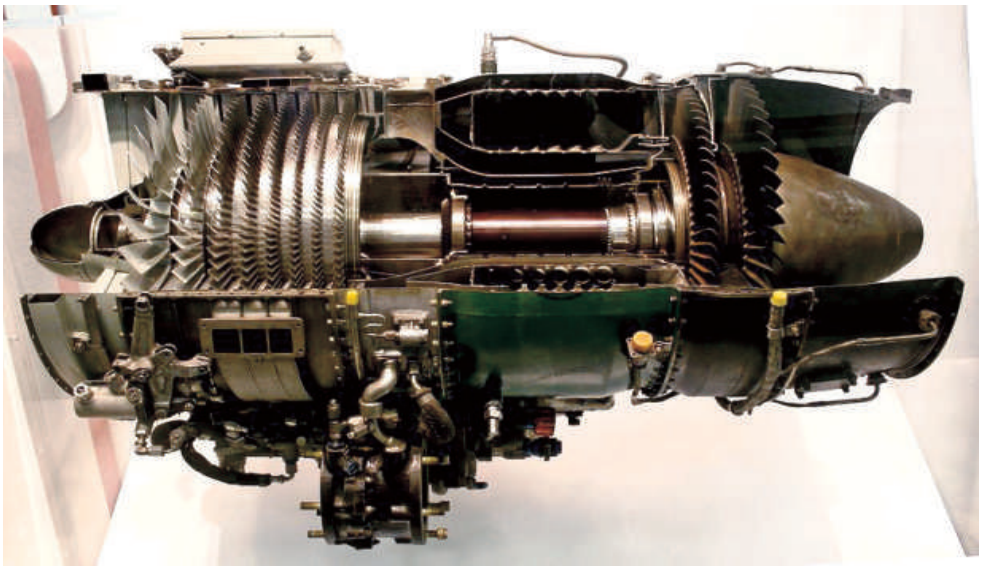
Основни конструктивни делови на ***аксијалниот компресор*** се статор и ротор. Роторот е составен од повеќе дискови со вградени работни лопатки по нивните периферии, и од исто толкав број венци со неподвижни лопатки (статор). Ваков венец на неподвижни лопатки може да биде вграден и пред првото работно коло и тогаш се вика ***насочувачки апарат***. Основна работна единка во која се зголемува притисокот кај аксијалниот компресор е еден пар составен од венец лопатки на статорот и еден диск лопатки на роторот.



Сл. 3.9 Модерна гасна турбина General Electric T700 на хеликотер Black Hawk, со прстенеста комора за согорување и комбиниран акси/центрифугален компресор

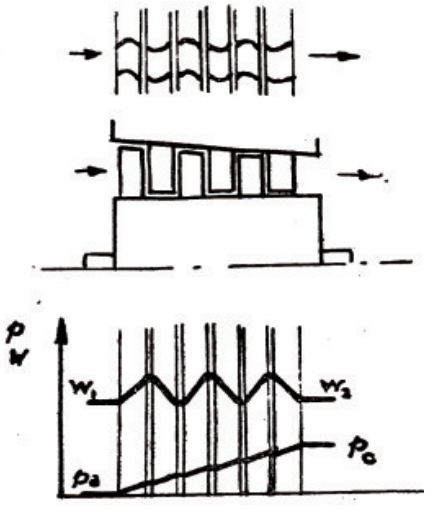
Моторот GE T700, прикажан на сл.3.9, има две турбини кои работат на независни коаксијални излезни вратила. Првата турбина (за висок притисок), наречена ***турбина на гасгенераторот***, е директно поврзана со компресорското вратило. Нејзината единствена функција е да го задвижува акси/центрифугалниот компресор. На тој начин излезната енергија од оваа турбина мора да биде еднаква на енергијата што ја троши компресорот.

Втората турбина (за низок притисок), наречена ***турбина на моќноста***, преку преносник е поврзана со роторот на хеликоптерот.



Сл.3.10 Турбомлазен мотор J85-GE-17A на General Electric (1970)

Компресијата се изведува на тој начин што механичката енергија добиена од турбинското вратило, во низите на роторските лопатки, се претвора во пораст на брзината (кинетичка енергија расте) а во неподвижните венци на статорските лопатки создадениот пораст на брзината со дифузорско дејство се претвора во енергија на притисокот (потенцијалната енергија расте). Воздушната струја, потоа, се насочува во следното работно коло. И, така по ред, низ компресорот притисокот континуирано расте сѐ до излезот од него и влезот во коморите за согорување.



Сл.3.11 Шема на струењето на воздухот низ аксијален компресор(горе) со дијаграм на промените на притисокот и брзината (долу)

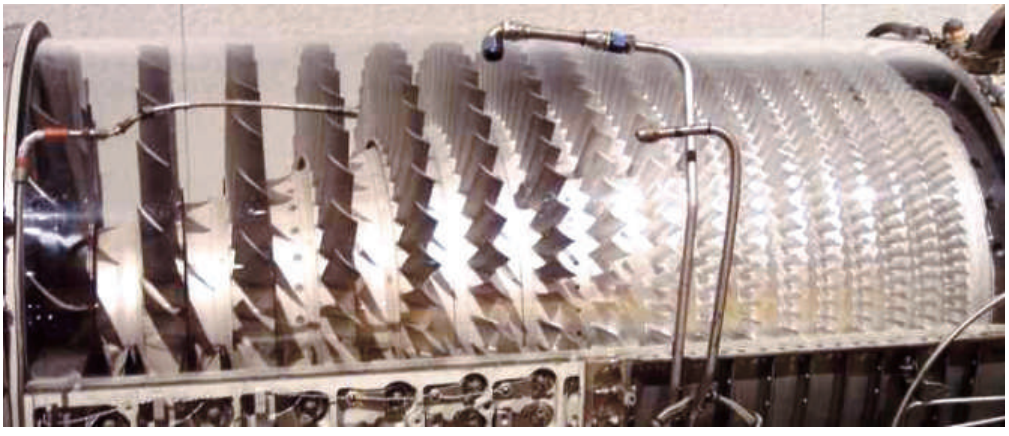
Во роторот брзината расте а во статорот се намалува и се претвора во притисок, и така по ред, од степен во степен, до излезот од компресорот.

Сите степени на компресорот работат на ист начин.

Во еден степен притисокот се зголемува во доста скромен износ, 10 до 15%. Бидејќи тоа е недоволно, потребното зголемување на притисокот во

аксијалниот компресор се постигнува со здружување на повеќе вакви степени, со што се добива повеќестепен компресор. За среќа, зголемувањето на степенот на компресијата кај овој компресор се изведува едноставно и ефикасно со зголемување на бројот на степените и без потреба за зголемување на пречникот на компресорот. Ова е голема предност на овој тип компресор над центрифугалниот, кај кој пречникот на роторот а со тоа и челната површина мораат да се зголемуваат. Навистина, зголемувањето на бројот на степените ја зголемува должината на аксијалниот компресор, но тоа не создава тешкотии како зголемувањето на пречникот.

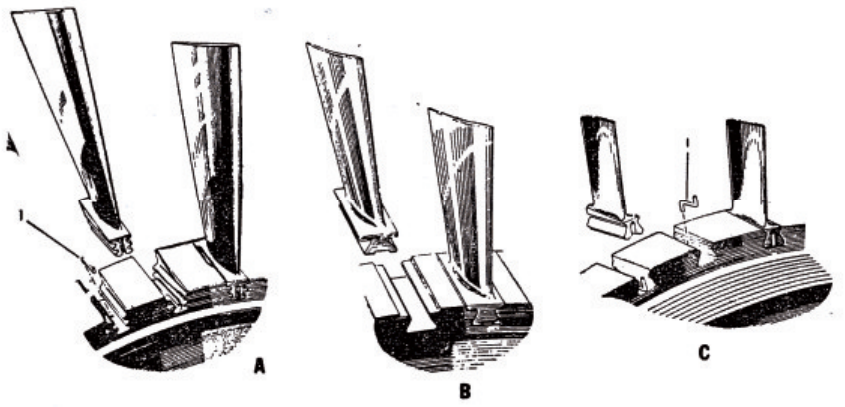
Кај денешните аксијални компресори се постигнуваат високи степени на искористување и на пораст на притисокот (значително поголеми од оние кај радијалниот компресор). Модерните комерцијални авиони често имаат две или три групи на компресори кои работат во серија за да го создадат саканиот степен на компресијата. На крајот на компресорската секција, воздухот има притисок од 30 до 35 атмосфери и температура од 550°C (1020°F) до 625°C (1160°F).
Аксијалниот компресор има мал челен пречник и мала челна површина. Во поглед на потисокот по единица челна површина, пропулзорите со аксијален компресор се далеку понадмоќни од радијалниот тип.



Сл.3.12 Откриен ротор на аксијален компресор

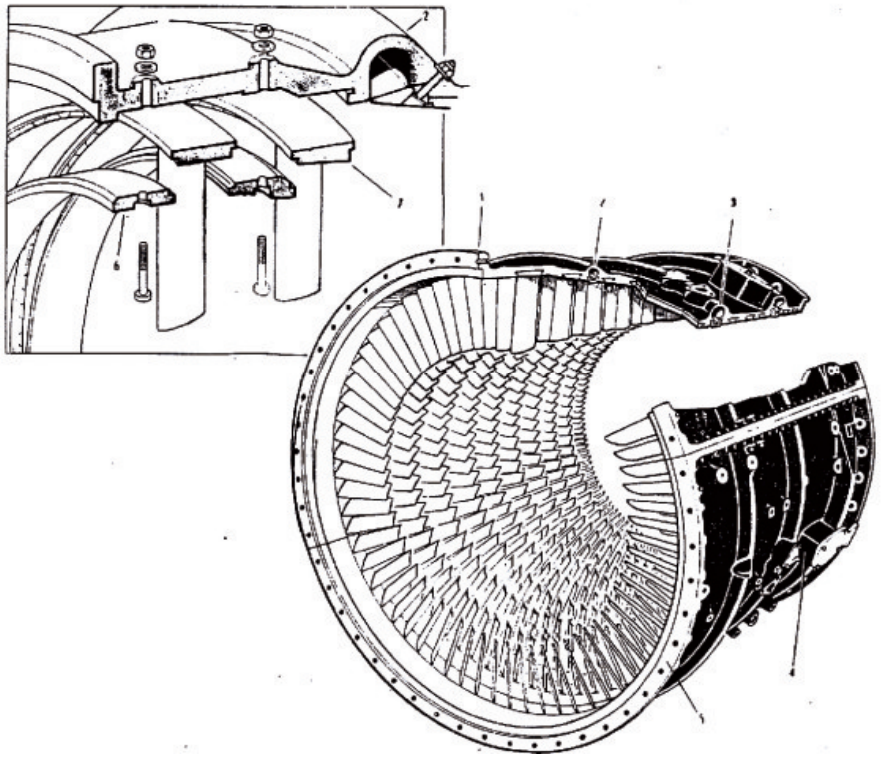
Недостатоци на овој тип се: сложеност на конструкцијата, осетливост на механички оштетувања предизвикани со вшмукување туѓи тела (камчиња, парчиња мраз итн.), таложење нечистотии на лопатките, опасност од создавање лед со можни тешки оштетувања на осетливите лопатки...

Материјалот за изработка на лопатките на компресорот мора да поседува доволна механичка јакост и отпорност на зголемени температури, особено во последните степени на компресорот. За помали и за средни степени на компресијата, при кои не се пречекоруваат температурите 220 до 240 ^{0}C, се применуваат алуминиумски легури; за поголеми износи на степенот на компресијата, односно за повисоки работни температури во компресорот (над наведените граници), мора да се применуваат легури на челик или титаниумови легури.



Сл.3.13 Изглед на лопатки од аксијален компресор и начин на прицврстување

Кај модерните големи авиони се користат **двострујни турбомлазни мотори**; притоа, компресорот кој го насочува воздухот во надворешната контура или истовремено ја дели воздушната струја на примарна и секундарна, се нарекува вентилатор или компресор на низок притисок. Зад еднороторниот или двороторниот вентилатор продолжува нормален аксијален компресор на висок притисок. Тоа се таканаречените **турбовентилаторски** мотори.



Сл.3.14 Куќиште со статор на аксијален компресор (Orenda)

Пумпањето на компресорот е најопасен облик на негова можна нестабилна работа. Овој феномен се карактеризира со нерегуларна промена на притисокот и протокот на воздух низ компресорот. Амплитудите на тие промени се движат и до $\pm 100\%$ од номиналните вредности, со фреквенции помеѓу 0,2 и 0,8 Hz. Во практиката тоа се манифестира како силна акустичка нискофреквентна појава ("биење на тапани"), придружена со зголемување на температурата зад турбината и намалување на бројот на вртежите на

компресорот. Причина за настанување на ваква појава е намалувањето на аксијалната компонента на апсолутната брзина. Притоа се намалува протокот на воздух, се зголемува нападниот агол, доаѓа до отцепување на воздушната струја на горната површина на лопатките и до паѓање на нивниот узгон. Краен резултат е намалување на притисокот и степенот на компресија на компресорот, а може да дојде и до губење на пламенот во коморите за согорување и до гаснење на моторот. Пулсациите на притисокот на воздухот предизвикуваат вибрации на лопатките и вибрации на моторот, кои можат да предизвикаат кршење на компресорот, дури и на целиот мотор. Ако се случи пумпање на компресорот, потребно е веднаш да се зголеми протокот на воздух низ компресорот со зголемување на брзината на воздухопловот, што се постигнува, обично, со наведнување на носот на леталото надолу. Кај некои мотори постои можност статорските лопатки да се завртат за извесен агол, а кај турбомлазните мотори и со промена на геометријата на млазникот.

3.4 Дифузор

Кај турбомлазниот мотор дифузорот е дел помеѓу излезниот степен на компресорот и комората за согорување. Тој служи брзината на воздухот да ја претвори во притисок.

3.5 Комори за согорување, прскалки на гориво, палење

Во коморите за согорување се одвива: процесот на мешање на горивото и воздухот, формирање на горивната смеса и нејзино согорување. Така дефинирана, ***комората за согорување е главен дел на гаснотурбинскиот мотор*** во кој се зголемува потенцијалната енергија на работниот флуид (т.е. воздухот) по пат на согорување на впрсканото гориво, а пред да почне процесот на ширење во турбината. Во принцип, помеѓу случувањата во комората за согорување на турбомлазниот мотор и цилиндарот на клипниот мотор постои голема сличност. Во двата случаја, најнапред, на работниот флуид му се зголемува потенцијалната енергија со компримирање, за потоа дополнително да се зголеми со согорување. Ова зголемување е потребно за да може работниот флуид да добие што поголем потенцијал, кој со ширење низ турбината (или и низ млазникот) ќе биде претворен во механичка работа на дискот на турбината (или во кинетичка енергија во млазникот).

Во идеален случај, процесот на согорување се изведува при константен притисок (изобара). Во реалноста се случува мал пад на притисокот поради согорувањето, триењето и топлотните загуби низ ѕидовите на комората, па притисокот на излезот од комората за согорување и на крајот на согорувањето е 2 до 5% помал отколку на влезот во комората.

Треба да се има предвид дека комората за согорување е со мали димензии (мала должина и мал напречен пресек) и низ неа воздухот струи со голема брзина, што создава проблеми за успешно одвивање на процесот на согорувањето. Поради големата брзина на одвивањето на процесите во комората, расположливото време за впрскување гориво, за приготвување на смесата и за нејзино целосно согорување е извонредно кратко. Сепак, согорувањето безусловно мора да се заврши во самата комора, пред жешките продукти на согорувањето (околу 2000^{0}C) да стасаат до турбината.

Главни параметри на работата на коморите за согорување се коефициентот на полнота на согорувањето и коефициентот на паѓање на тоталниот притисок во комората.

Коефициентот на полнота на согорувањето претставува однос помеѓу количеството топлина создадено во комората $Q_{кс}$ и теоретското количество топлина $Q_т$ кое би се создало при целосно согорување на горивото и без постоење на топлотни загуби низ ѕидовите на комората. Добрите вредности на овој коефициент се движат во границите 0,97 до 0,98.

Коефициентот на паѓање на тоталниот притисок во комората претставува однос помеѓу тоталниот притисок на излезот од комората за согорување и тоталниот притисок на влезот во комората. Просечните вредности на овој коефициент изнесуваат 0,92 до 0,97.

Според конструктивниот облик, коморите за согорување можат да бидат: цилиндрични, прстенести и комбинирани.

Цилиндричните (цевкести, индивидуални) комори за согорување имаат широка примена а се составени од пламена цевка и куќиште (надворешна обвивка). На предната страна на пламената цевка е поставена ***прскалка*** (дизна) низ која се впрскува гориво под притисок (и до 50 bar). Со својот преден дел комората е споена со излезот од компресорот. Воздухот во неа влегува и се дели на две струи: примарна и секундарна.

Примарната струја влегува низ отворите на предниот дел на пламената цевка во вид на вител, се меша со впрсканото гориво и создадената смеса веднаш се пали.

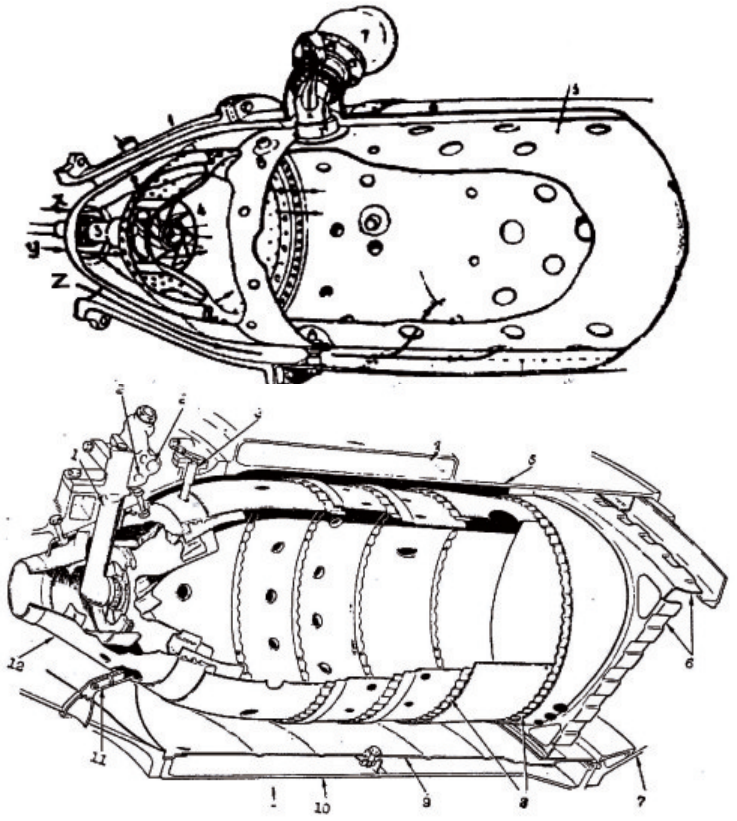
Секундарната струја на воздухот влегува во пламената цевка низ бочни отвори и се меша со жешките гасови од согорувањето при што гасовите се оладуваат до температура која одговара на турбинските лопатки.

При согорувањето пламената цевка е изложена на високи температури, но не и на директен контакт со пламенот, благодарејќи на слојот на секундарниот воздух, кој од внатрешната страна ја изолира од допирот со пламенот, а од надворешната страна директно ја лади.

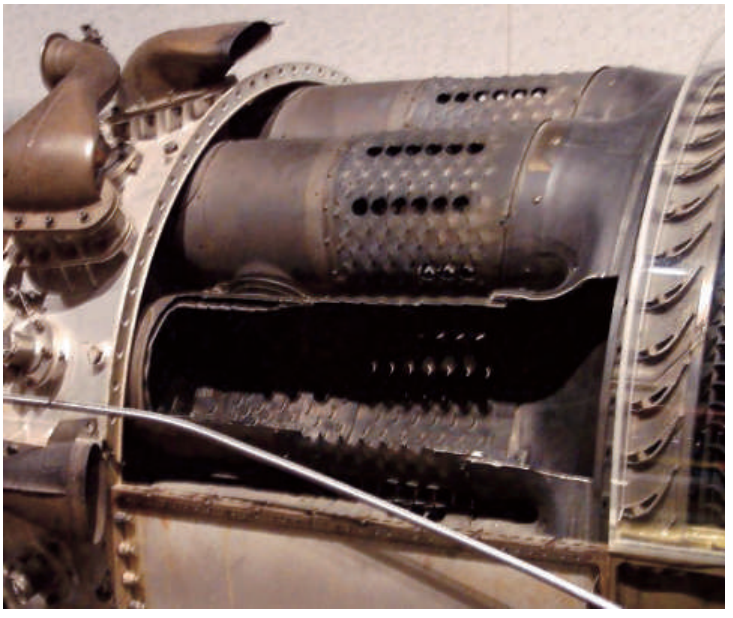
Највисоки температури на пламенот, околу 2050°C (3725°F), се достигнуваат во примарната зона на согорувањето во регионот, каде што односот гориво-воздух е речиси стехиометриски.
Со воведување воздух за разблажување, кој се соединува со секундарниот воздух за ладење, температурите на влезот во турбинската секција се намалуваат на околу 1500°C (2730°F).

Коморите за согорување се, пред сè, силно термички оптоварени и загрозени од оксидација и корозија. Класичен материјал за нив е високолегиран огноотпорен челик (легура на челик со никел) и легури врз база на титаниум. Тренд во развојот на млазните мотори за авиони и на гасни турбини за хеликоптери е зголемување на работните температури и притисоци што бара и пронаоѓање и примена на нови, поотпорни материјали. Последните успеси се постигнати со примена на комбинацијата на ***керамика и метален прав*** (cermal, cermet). Керамичката компонента поседува голема отпорност кон топлината, корозијата и оксидацијата, но е нееластична и е неотпорна на механички удари и нагли температурнки промени. Металната компонента ги намалува кршливоста и механичката неотпорност на керамиката. Комбинацијата на керамиката и металот во облик на емајл се нанесува врз металната основа на коморите за согорување во вид на обвивка која

значително им го продолжува животот бидејќи им ги зголемува отпорноста кон високите температури, оксидацијата и корозијата.



Сл.3.15. Аксонометриски пресек низ цилиндрични комори за согорување



Сл.3.16 Изглед на цилиндричните комори за согорување во гасната турбина

Процесот на согорување се случува во секоја од коморите, независно од процесот во другите комори. Коморите меѓусебно се споени со цевки, со кои при задвижувањето на моторот се пренесува пламенот од комората во која постои запалка и се обезбедува изедначување на притисокот. Овој тип комори има едноставна конструкција, лесен е за проверка на состојбата, за

одржување и замена во тек на експлоатацијата (т.е. има висока експлоатациона и ремонтна погодност за одржување).

Прстенестите комори имаат куќиште во чија внатрешност се наоѓа пламена цевка. Оваа комора за согорување се одликува со компактност, мала маса, мали хидраулични отпори, рамномерно поле на брзините и на притисоците. Недостатоците на овој тип се сериозни: сложена замена во експлоатацијата, тежок пристап и преглед на состојбата на пламената цевка, сложено производство и ремонт.

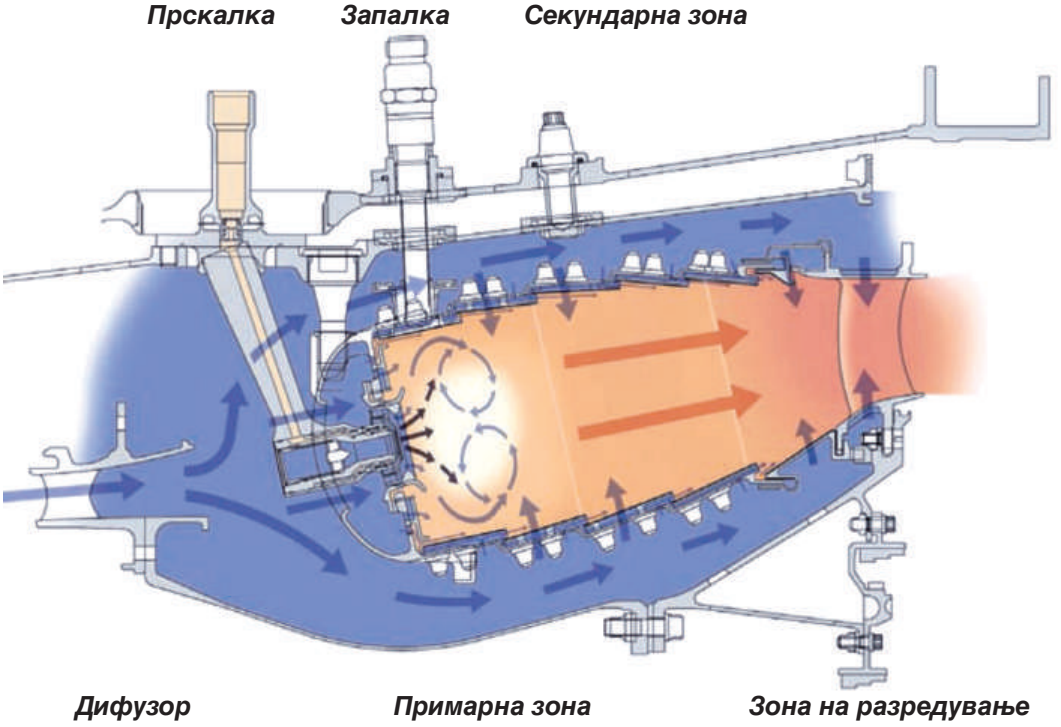
Комбинираните комори за согорување се комбинација на претходните два типа и ги поседуваат нивните предности и недостатоци.

Прскалките се последната компонента на ***горивниот систем на моторот*** кој се состои од два основни елемента: ***командeн уред*** (регулатор на горивото) и самите ***прскалки***. Притоа, командниот уред ја извршува ***квантитативната*** подготовка на горивото (врши прецизно одмерување на горивото во согласност со условите во комората за согорување и негово доведување до прскалките), а прскалките ја извршуваат ***квалитативната*** подготовка (обезбедуваат впрскување и распрскување на горивото во коморите за согорување, т.е. ја вршат завршната подготовка на работната смеса). Се разбира, помеѓу командниот уред и прскалките се наоѓа цел еден комплетен ***цевководен систем*** (составен од вентили, филтри, пумпи и цевки), со кој одмереното количество гориво во командниот уред се испорачува до прскалките.

Познато е дека во коморите за согорување на турбомлазните (гаснотурбинските) мотори владее притисок значително поголем од атмосферскиот, и дека во релативно малиот волумен на коморите требе да се случи брз процес на подготовка на смесата и нејзино согорување. Ова е можно само доколку до прскалката се доведе точно одмерено количество на гориво под висок притисок и тоа се распрска во облик на млаз составен од најситни честици на гориво.

Сето ова многу потсетува на процесот на впрскување на горивото кај дизел-моторите. Навистина, при конструкцијата на првите прскалки кај гасните турбини во голема мера се користеле искуствата од нив. Сепак, условите кои владеат во коморите за согорување битно се разликуваат од оние кај дизел моторите: овде владеат релативно помали притисоци на воздухот, големи брзини на струењето кои се закануваат да го издуваат пламенот, силно променливи услови за работа во зависност од режимот на летањето на авионот (хеликоптерот) итн. Во текот на развојот на гаснотурбинските мотори, и прскалките минувале низ определена еволуција: од едноставните "simplex" прскалки со вртлежна комора и тангенцијално распрскување на горивото, преку подобрените "duplex" со повеќе концентрично-аксијални вртлежни комори и делење на горивото на главен и примарен тек, до "прелевниот тип", кај кој вкупното количество на горивото не мора да биде впрскано во коморите туку само еден дел, во зависност од работните услови што владеат во нив, а остатокот се прелева и се враќа во горивниот систем. И кај овие прскалки постојат два тека на гориво: примарен (за палење) и главен (за нормална работа).

Современите прскалки овозможуваат одлично распрскување на горивото во сите услови и режими на летање и на големи висини, каде што протокот на воздухот толку се намалува што постои опасност од гаснење на пламенот.



Сл.3.17 Комора за согорување, струење на воздухот и создавање гас со висока топлинска енергија

Според начинот на кој се врши распрскување на горивото, во примена се четири примарни типови прскалки: распрскување со притисок на самото гориво, распрскување со воздушна струја под притисок, со испарување (претворање во пареа) и со претходно мешање/претходно испарување.

Првиот тип прскалки со ***распрскување на горивото со притисок*** користат гориво под висок притисок (околу 500 psi). Основна предност на овој тип е едноставната конструкција, меѓутоа, системот за гориво мора да биде доволно силен (робусен) за да ги издржи високите притисоци, а создадената смеса покажува склоност (има тенденција) кон хетерогеност, што резултира со нецелосно согорување придружено со емисија на загадувачи и чад.

Вториот тип прскалки за распрскување на горивото во хомогени капкички користи ***струја на воздух под висок притисок*** (air blast). Овој тип доведе до првите бесчадни комори за согорување. Користениот воздух е дел од примарниот воздух кој се свртува во прскалката, малку пред вителот на комората,
Овој тип прскалки бара пониски притисоци на горивото од претходниот тип.

Третиот тип прскалки, е сличен на оние со воздух под притисок и во нив примарниот воздух се меша со горивото кое се впрскува во зоната на согорувањето. Топлината од зоната на согорувањето се пренесува на смесата гориво/воздух, предизвикувајќи испарување на добар дел од горивото пред тоа да се запали. Овој метод овозможува подобро мешање и палење на горивото со помало термичко зрачење, што помага за заштита на комората. Сепак, цевката за испарување може да има сериозни проблеми со трајноста при ниски протоци на горивото (горивото внатре ја заштитува цевката од топлината на согорувањето).

Прскалките со ***предмешање/предиспарување*** работат со мешање и претворање во пареа (испарување) на горивото пред тоа да стигне во зоната на согорување. На овој начин се постигнува хомогена смеса гориво/воздух, подобро согорување и намалување на емисијата на штетни материи од моторот во околната атмосфера. Недостаток на овие прскалки е можноста за самозапалување на смесата пред таа да стигне во зоната на согорување. Ако ова се случи, комората за согорување може да биде сериозно оштетена.

Системот за палење на гасните турбини многу потсетува на оној од клипните авионски мотори, само е поедноставен. И овде се работи за електричен систем (***вибратор***) кој создава електрична искра со која иницијално се запалува создадената смеса гориво/воздух. Едноставноста се базира врз фактот дека електричната искра се генерира само во краток период на стартувањето (околу 50 микросекунди) на моторот и во услови на значително пониски притисоци на смесата отколку во клипниот мотор. Големите брзини на струење и краткото време на согорување во многу мал простор бараат висок напон на електрично празнење кој го скратува животниот век на свеќичките. Штом моторот еднаш ќе прифати, системот за палење се исклучува, пламенот се пренесува од комора во комора преку спојните цевки, и за сето време на работа на моторот се одржува преку допирот на смесата со усвитените продукти на согорувањето од претходниот процес. Свеќичките за иницијално палење се поставуваат само во една од коморите за согорување (евентуално во две), во зона на согорување каде што горивото и воздухот се веќе измешани, но и доволно далеку, на засолнето место, за да се избегне штетното дејство на усвитените гасови врз електродите на свеќичката. Во некои системи за палење се користат помошни системи; еден таков метод е впрскување кислород во зоната на палење. Тоа се покажува особено корисно кај авионите што летаат на големи висини каде што, од која било причина може да се јави потреба од рестартирање на моторот.

Задача на **командниот уред за гориво** е, наполно прецизно, автоматски и брзо да реагира на сите промени на условите во комората за согорување и да го дозира испорачуваното количество гориво кон прскалките, точно според моменталните услови во комората.
Командниоте уреди еволуирале од механички, хидраулични, механичко-хидраулични, до најсовремените електронски во кои комбинацијата на електронските и хидромеханичките компоненти овозможува најдобро дозирање на горивото, регулирање на потисокот и на потрошувачката на гориво. Сите наброени типови командни уреди извршуваат, главно, исти функции, а се разликуваат според бројот на променливите параметри, врз основа на чии промени се регулира протокот на гориво кон прскалките.

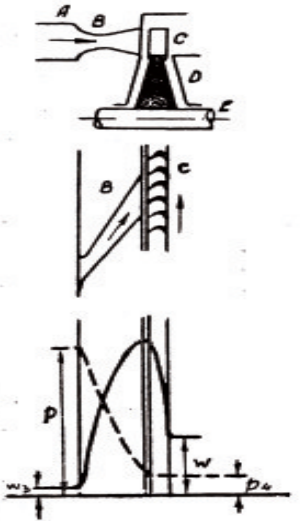
Основни влезни параметри во командниот уред се: притисокот и температурата на надворешната атмосфера, температурата на влезот во компресорот, бројот на вртежите на компресорот и притисокот во комората за согорување. Кога пилотот со својата рачна команда ќе го избере саканиот потисок, командниот уред, земајќи ги предвид сите мерени променливи големини, го менува протокот на горивото со цел да го реализира саканиот потисок.

3.6 Конструкција на гасна турбина на турбомлазен мотор кај хеликоптер

Во гасната турбина на турбомлазниот пропулзор или гаснотурбинскиот мотор, од потенцијалната енергија на жешките гасови кои доаѓаат од комората за согорување се произведува механичка работа. Кај гаснотурбинскиот мотор на хеликоптерот вкупната енергија на жешките гасови се искористува во турбината, и тоа: еден дел за погон на компресорот и помошните агрегати, а другиот дел за погон на роторите на хеликоптерот. Поради ова турбината (сл.2.6) кај хеликоптерот се состои од два турбински диска кои работат на независни излезни вратила. Првата турбина (турбина на висок притисок), наречена турбина на гас-генераторот, е директно поврзана со компресорското вратило. Нејзината единствена функција е да го задвижува акси/центрифугалниот компресор; на тој начин енергијата на излезот од оваа турбина мора да биде еднаква на енергијата што ја троши компресорот.

Втората турбина (турбина на низок притисок), наречена турбина на моќноста, преку преносник е поврзана со роторите на хеликоптерот и ги снабдува со потребната моќност.
Слично е и кај турбомлазните пропулзори, со таа разлика што овде постои само една турбина - турбина на гас-генераторот. На излезот од оваа турбина гасовите мораат да поседуваат вишок на притисок и потенцијална енергија за да можат да извршат понатамошно ширење низ млазникот, со што се остварува пропулзијата.

Во практика се конструирани, разработени и нашле примена два основни типа гасни турбини: ***акциона*** и ***реакциона***, и нивна комбинација акционо/реакциона. Основното конструктивно побарување за компактна конструкција и мала маса е задоволено со висок број вртежи и донекаде со помал степен на корисното дејство, т.е. зголемена специфична потрошувачка на горивото.



Сл.3.18 Шема на конструкција и работа на акциона гасна турбина
A-излез од комората за согорување; B-спроводен апарат; C-лопатки; D-диск на турбината; E-турбинско вратило; p-притисок на гасовите; w-брзина на гасовите

Најголемиот број турбомлазни пропулзори користат еден турбински диск од акционен тип (***Rateau)***. Доколку се во прашање поголеми термички падови низ турбината и поголеми силини (како кај хеликоптерите) се користат два

турбински диска од акционен тип (***Curtiss***). Општо земено акциониот тип турбина има поголема примена поради компактната конструкција, помалите димензии и помалата маса. Степенот на корисноста на овој тип е малку помал од оној на реакциониот тип.

Степенот на корисноста на турбината е околу 80%, а силината што ја развива лесно надминува износ од 5000 KC (и тоа за пропулзори од средни силини).

Ако се бара најопасно оптовареният елемент во турбомлазниот пропулзор или на гаснотурбинскиот мотор, тоа е секако гасната турбина. Таа е лимитирачки елемент за зголемување на силината или потисокот што инаку лесно би се постигнало преку зголемување на работната температура на влезот во турбината.

Главните тешкотии произлегуваат од големите механички и термички напрегања на турбинските лопатки. ***Високите температури*** (750 до 850 ^{0}C) сериозно ја намалуваат механичката јакост на материјалот од кој се направени лопатките. Механичките напрегања се резултат на истовременото и здружено дејство на ***центрифугалната сила*** од ротацијата (истегнување во коренот на лопатката) и ***гасната струја*** (момент на свиткување и торзија).

Посебен проблем се ***вибрациите*** чие дејство се манифестира со појава на ***замор на материјалот***, прснатини и лом.

Обезбедувањето на работната способност на лопатките се решава со комплексна примена на мери и активности: ладење на лопатките, урамнотежување на некои сили и моменти со цел да се намалат вибрациите, пронаоѓање и примена на поадекватни материјали од класичните.

Турбинските лопатки се, пред сè, силно ***механички и термички оптоварени*** и загрозени од сили, моменти, вибрации, оксидација и корозија.

Во раната фаза на развој на гасните турбини за турбомлазните и гаснотурбинските мотори биле користени лопатки изработени од висококвалитетни легури на челикот (аустенитни челици легирани со хром, никел и молибден), отпорни на оксидација, корозија и механички напрегања од свиткување, истегнување и торзија. Класичен материјал за нив бил високолегираниот огноотпорен челик (аустенитен челик со хром, никел и молибден), како и легури врз база на титаниум. Тренд во развојот на млазните мотори за авиони и на гасните турбини за хеликоптери е зголемување на работните температури и притисоци, што бара и изнаоѓање и примена на нови, поотпорни материјали.

Последните успеси се постигнати со примена на комбинацијата на ***керамика*** и ***метален прав*** (cermal, cermet). Керамичката компонента поседува голема отпорност на топлина, корозија и оксидација, но е нееластична и е неотпорна на механички удари и нагли температурни промени. Металната компонента ја намалува кршливоста и механичката неотпорност на керамиката. Комбинацијата на керамика и метал во облик на емајл се нанесува врз металната основа на коморите за согорување во вид на обвивка која значително им го продолжува животот бидејќи им ја зголемува отпорноста кон високите температури, оксидацијата и корозијата. Во последно време како одлични се покажале комбинациите на титаниумкарбид со кобалт или никел. При комбинирањето со керамика не се употребуваат чисти метали туку

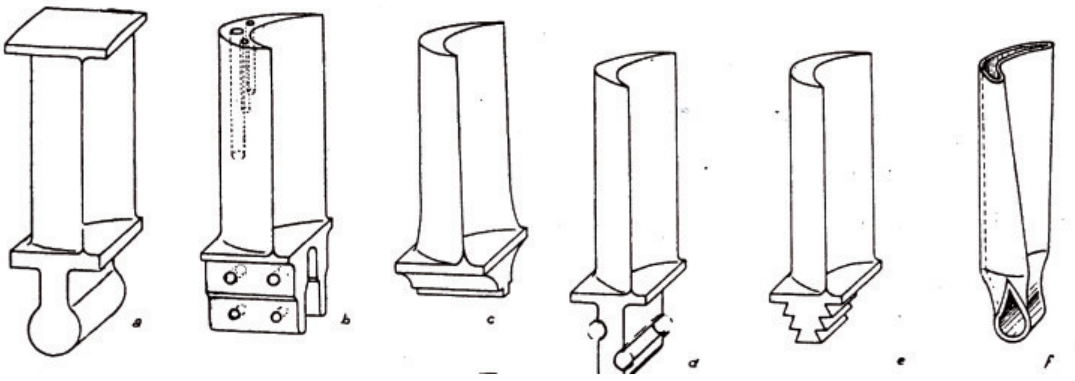
нивни нитриди и карбиди во вид на прав, кој се обликува со постапка на ***синтерување.***

Како што е познато, легираните челици веќе на температури од 350 до 400 ^{0}C, во извесна мера, ги губат своите механички карактеристики, а тоа уште повеќе доаѓа до израз со понатамошно зголемување на температурите во моторот (што е тренд, но и императив). При подолго траење на определено механичко оптоварување на зголемени температури, се создаваат пластични деформации на металот (ползење, creep), кои се многу опасни, иако механичките напрегања можат да бидат дури и под дозволените напрегања за конкретен материјал. Според тоа, при пресметката на лопатките и дискот на турбината, конструкторот мора да води сметка не само за големината на напрегањата туку и за времетраењето на оптоварувањето и за температурното ниво. Затоа, како мерка на јакост се зема трајната динамичка цврстина и границата на ползењето.

Температурата на лопатките е 750 до 850^{0}C, па, за да се избегне разурнувачкото дејство на ползењето, се усвојуваат материјали со добри механички особини на зголемени температури. Освен тоа, материјалот мора да биде отпорен на корозијата од жешките гасови, мора да биде отпорен на ерозијата предизвикана од брзата гасна струја, мора да е неосетлив на концентрацијата на напоните, но исто така и да биде погоден за обработка.

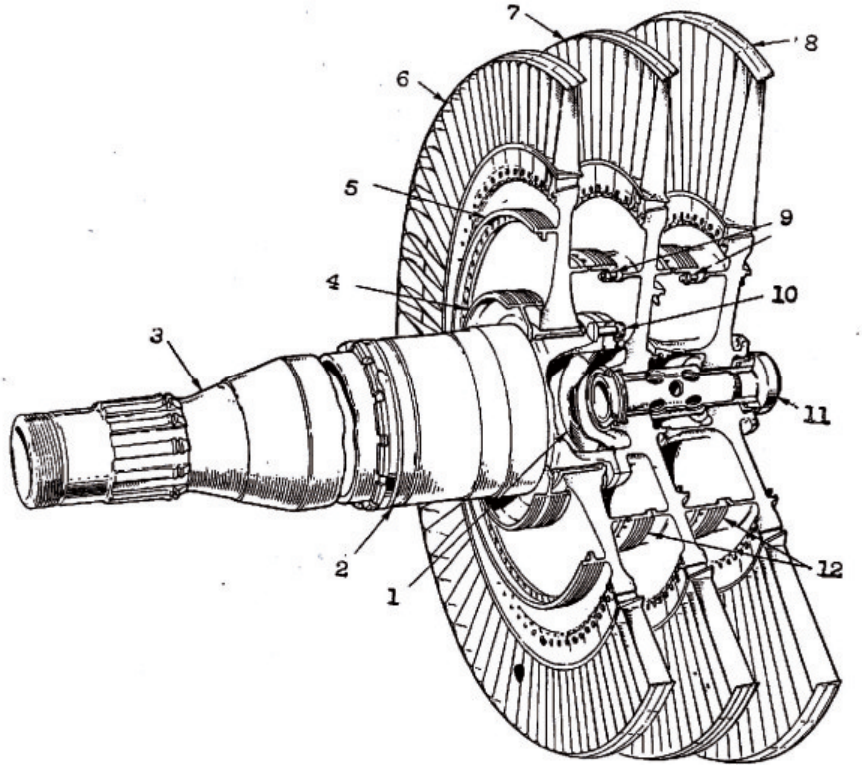
Специјално конструктивно решение се лопатки со надолжни канали низ кои минува средство за нивно ладење. Со ладењето на статорските и роторските лопатки се постигнува поголем потисок, поголем степен на корисност, помала специфична потрошувачка и поголем животен век. Меѓутоа, ладењето на роторските лопатки е тежок конструктивен проблем бидејќи бара постоење на затворен систем на циркулација на течен метал (натриум) или вода. Најпрост метод на ладење на лопатките, и понатаму, останува воздухот.

Сл.3.19 Изглед на отворен турбински ротор (извадена статорската половина)



Сл.3.20 Изглед на лопатките за гасни турбини со неколку типови брави за прикрепување на дискот на турбината

Материјалите што денес се користат се легирани челици врз база на никел, специјална керамика и композити. Од 1990 г. турбомлазните мотори мораат да имаат турбински лопатки изработени со насочена и монокристална структура (**монокристални турбински лопатки**). Овие лопатки се добиваат од **суперлегури врз база на никел**, со прецизно леење и насочено оцврснување, со што се добиваат столбеста (коломнарна) и монокристална структура, т.е. се добива лопатка со растење на само едно кристално зрно (монокристал).



Сл.3.21 Тристепена гасна турбина на турбомлазниот мотор RR Avon

1-диск на воздушната затинка; 3-турбинско вратило; 4-внатрешна воздушна затинка; 5-надворешна воздушна затинка; 6-ротор на првиот степен (турбина на висок притисок); 7-ротор на вториот степен (турбина на среден притисок); 8-ротор на третиот степен (турбина на низок притисок); 10 и 11-завртки за врска на турбинските дискови со вратилото; 12-затинки помеѓу одделните степени.

Најчести неисправности на гасната турбина се: механички лом на лопатките, што е секако најтежок облик на неисправност со можни фатални последици по моторот, и појавата на пукнатини. Пукнатините, во рамките на рутинските прегледи можат да се детектираат со пенетрантски методи или, ако лопатката е извадена, со магнетски прав. Оштетените лопатки можат да се заменат релативно лесно, но мора да се води сметка заменетата лопатка целосно да биде идентична со оштетената заради балансираноста на турбината.

3.7 Погон на агрегатите на турбомлазен мотор

Под поимот агрегати се подразбираат сите механизми и уреди кои непосредно не влијаат врз работата на пропулзивниот систем на леталото (турбомлазен, елисомлазен, роторски), меѓутоа со својата работа овозможуваат нормално и удобно функционирање на леталото. Тоа се разни хидропумпи, компресори, стартер-генератори итн. Вообичаено е тие да добиваат погон од моторот (клипен или турбински, сеедно), посредно преку запчести преносници кои се изведени така што го имаат потребниот преносен однос со кој високиот број вртежи на турбината го приспособуваат на потребите на соодветниот агрегат. Во воздухопловните мотори се применуваат класични редуктори со ***неподвижни оски*** на вратилата и редуктори со ***подвижни оски*** на вратилата (***планетарни редуктори***).

Планетарните редуктори имаат многубројни добри особини и се користат за: внесување силина од два или три мотора во редукторот на роторот, за разведување на силината на повеќе излези, за реализација на големи преносни односи. Во однос на преносниците со неподвижни оски, овие преносници ги имаат следниве ***предности***:

- имаат поголем коефициент на корисно дејство,
- поради распределбата на силината на неколку сателитски запченици местата на нивниот допир се помалку оптоварени,
- имаат помали димензии на запчениците и помал габарит на целиот редуктор,
- поголем дел од лежиштата се растоварени од дејството на радијалната сила,
- произведуваат помала бучава и помалку вибрации,
- имаат подолг век на траење,
- релативно лесно се групираат во низа заради остварување на поголеми преносни односи.

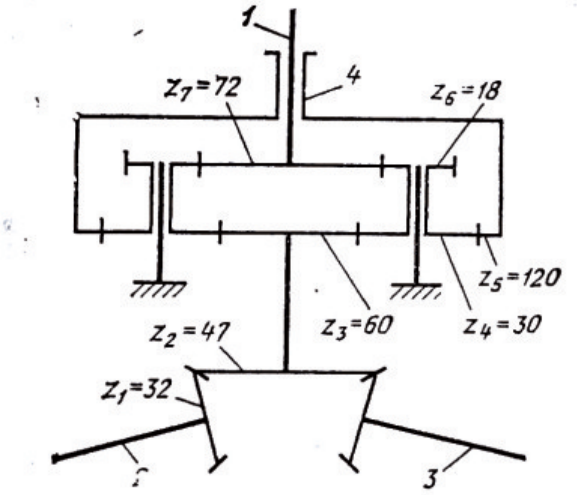
За жал, и овие на прв поглед идеални преносници имаат ***недостатоци***:

- сложена конструктивна изведба,
- потреба од висока прецизност при изработката на запчениците со надворешно и со внатрешно назабување,
- потреба од примена на шупливи вратила,
- проблеми со обезбедувањето на коаксијалност и израмнување на оптоварувањата меѓу планетарните запченици
- повисока цена на целиот редуктор.

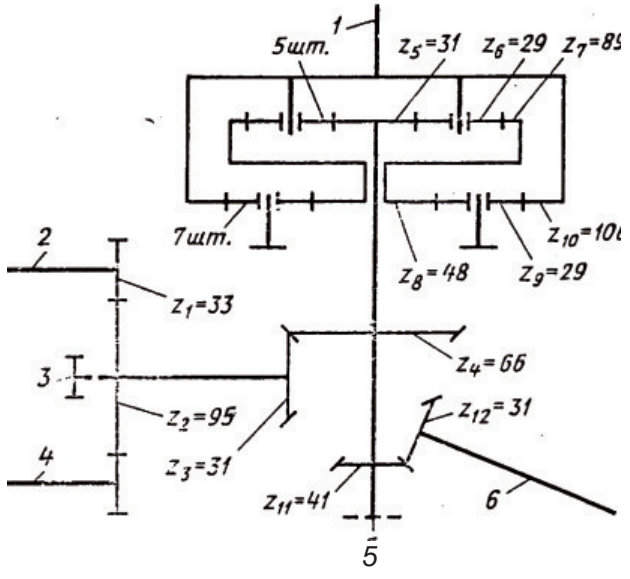
Кај современите хеликоптери планетарните редуктори масовно се применуваат: за реализација на поголеми преносни односи, за внесување силина од два мотора и дистрибуција на силината на повеќе излезни вратила (погон на главниот ротор, опашниот ротор, вентилаторите, разни агрегати итн.). Се разбира, се применуваат и обични редуктори со паралелни вратила или вратила што се сечат.

Запчестите преносници се изведуваат со цилиндрични и конични запченици кои имаат и свој посебен систем за подмачкување со масло. Запчениците се изработуваат од високолегирани челици, термички се обработуваат и се брусат. Запците се ***еволвентни*** со ***агол на допирницата*** $\alpha = 28^0$ (наспроти вообичаената вредност во машинството од $\alpha = 20^0$). На овој начин се добиваат запци со поширок (подебел) корен и поголема јакост на кршење во коренот. Јасно, доколку дојде до кршење на забецот (заради замор), последиците можат да бидат катастрофални. Со оваа мала конструктивна финеса, читателот може да го согледа начинот на решавање на проблемите во воздухопловството со релативно едноставни, но оригинални, конструктивни зафати.

Телото на запчениците, најчесто, е во облик на тенка плоча со неколку големи отвори заради олеснување.

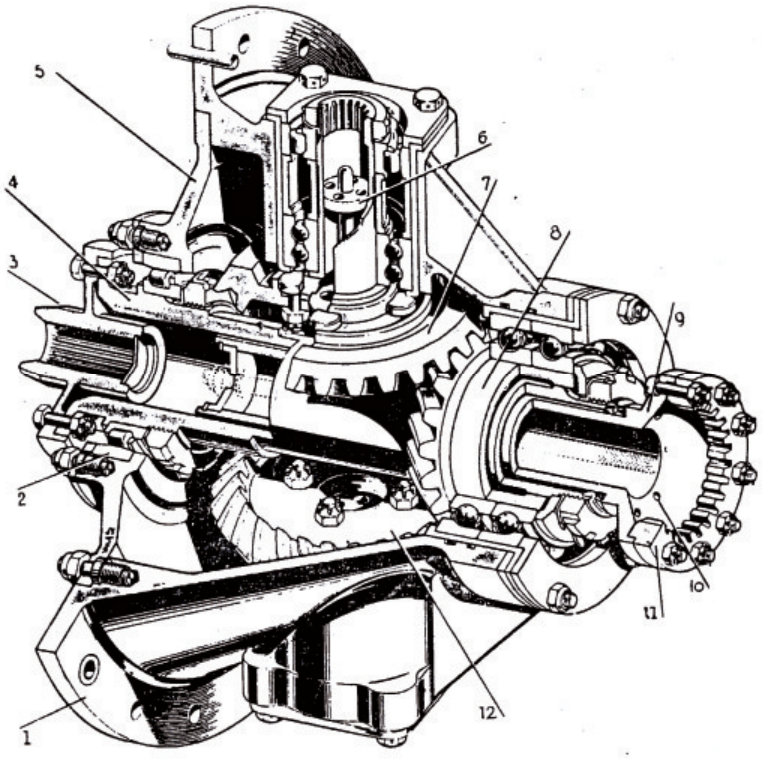


1-вратило на горниот ротор; 2-влез на десниот мотор; 3-влез на левиот мотор; 4-вратило на долниот ротор

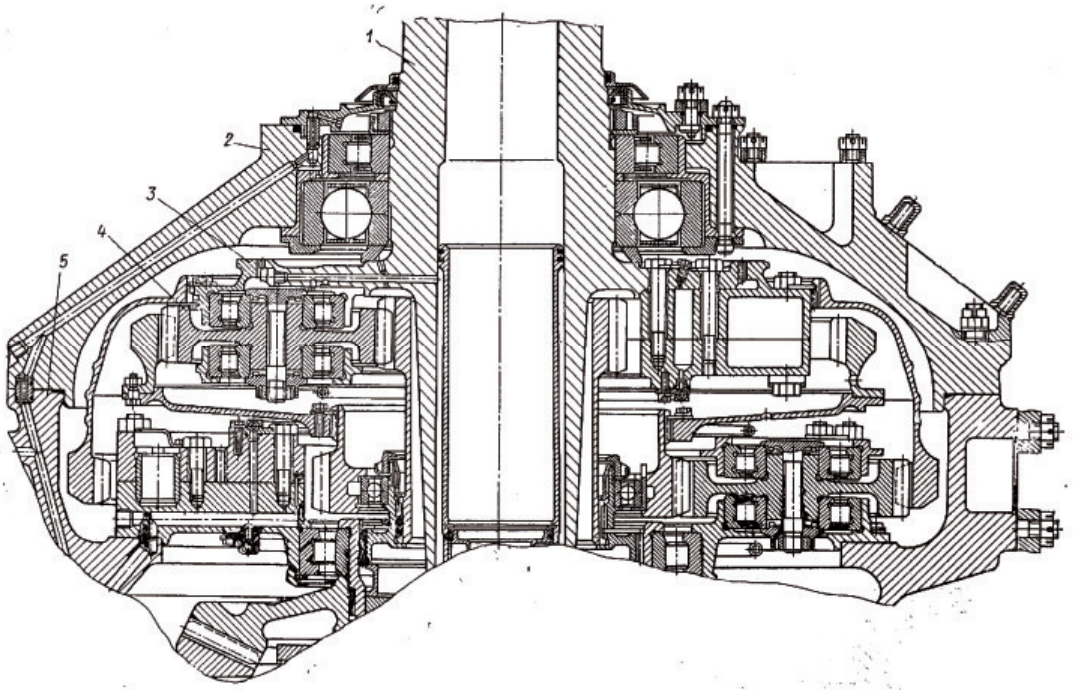


Сл.3.22 Кинематички шеми на планетарни редуктори за хеликоптер со коаксијални ротори (горе) и за главниот редуктор на Ми-8 (ВР-8), долу:

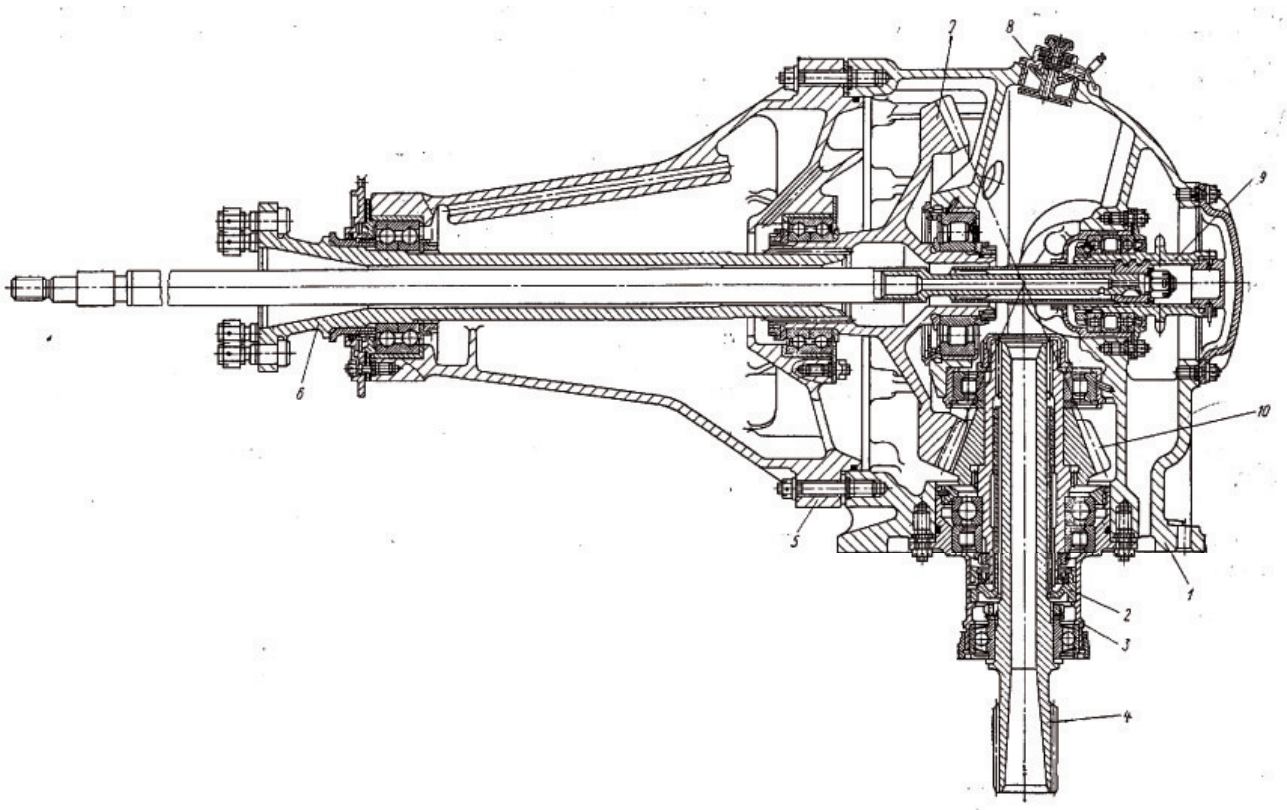
1-вратило на роторот; 2-влез на левиот мотор; 3-кон погонот на вентилаторот; 4-влез на десниот мотор; 5-кон погонот на агрегатите; 6-погон на опашниот редуктор



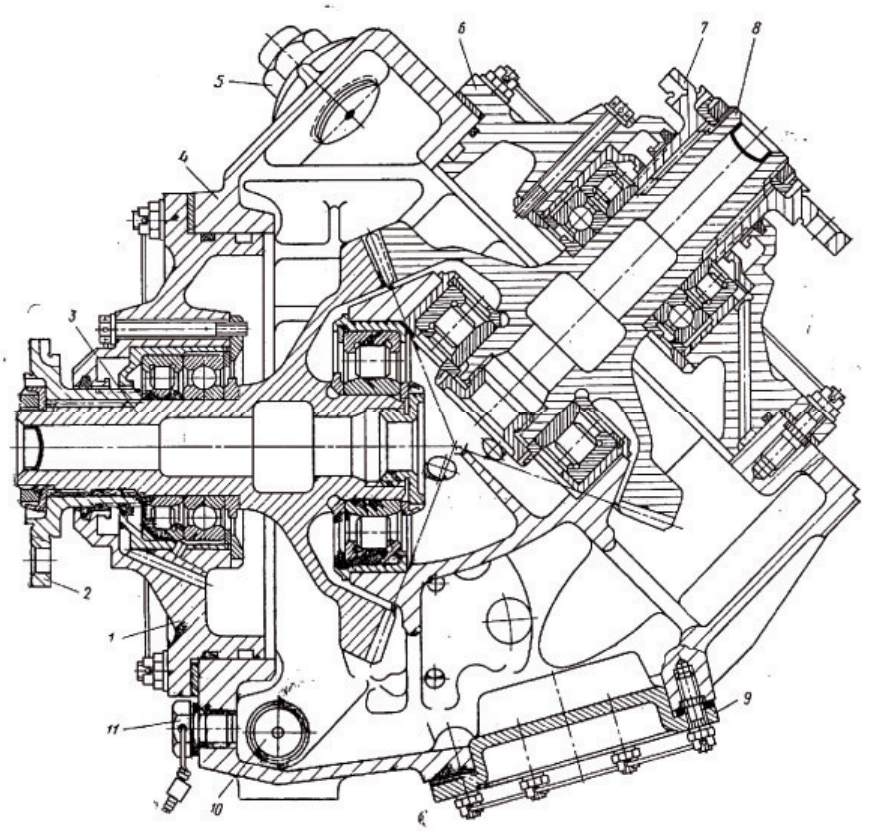
Сл.3.23 Разведување на силината за погон на помошните агрегати (Orenda)
1-главно куќиште; 2-предно лежиште; 3-погонски диск; 4-главно вратило; 7-погон на помошни агрегати; 8-посреден запченик; 9-ротационен елемент; 10-отвор за масло; 11-спојка; 12-погон на помошните агрегати



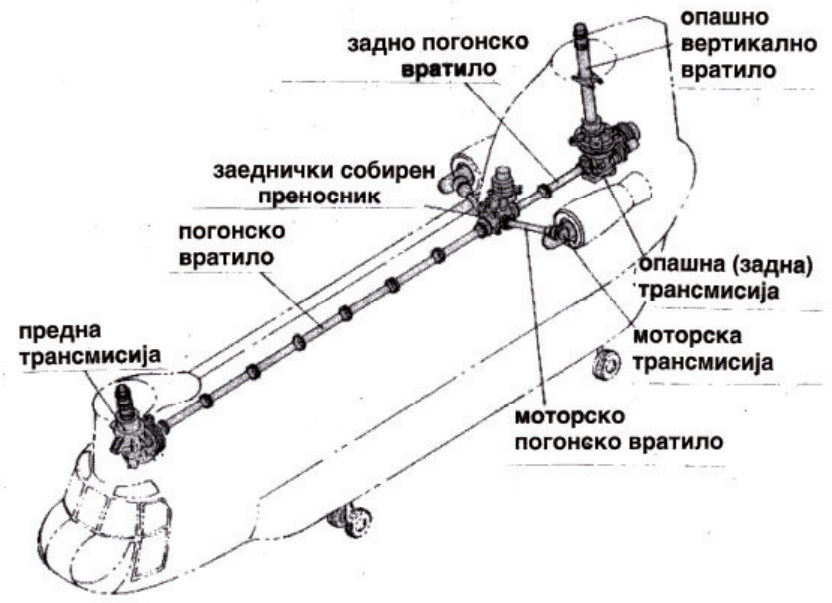
Сл.3.24 Шема на трансмисијата и главен редуктор на хеликоптерот Ми-8
1-вратило на главниот ротор; 2-горен дел на куќиштето на редукторот; 3-куќиште на сателитите; 4-сателити; 5-куќиште на редукторот



Сл.3.25 Опашен редуктор на хеликоптерот Ми-8

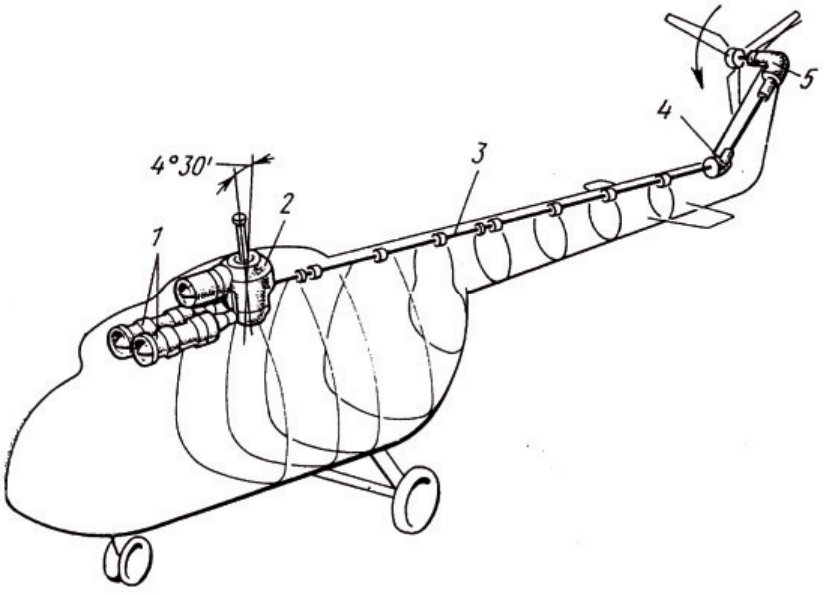


Сл.3.26 Меѓуредуктор на хеликоптерот Ми-8



Сл.3.27 Погонски систем на хеликоптерот Boeing Chinook

Погонскиот систем е составен од две гасни турбини и тој ја обезбедува потребната силина за вртење на роторите. Излезот на секој од моторите е споен преку моторската трансмисија со заедничкиот собирен преносник составен од три спрегнати конични запченици (види сл. 8.23), од кои силината се пренесува еднакво и со ист број вртежи на предниот и на задниот (опашниот) ротор со помош на погонско вратило составено од 7 помали кардански слободно подвижни синхровратила. Вкупниот преносен однос на запчениците помеѓу моторот и лопатките на роторот изнесува 66,96:1.



Сл.3.28 Шема на трансмисијата на хеликоптерот Ми-8

1-два гаснотурбински мотора; 2-главен редуктор (види долу); 3-вратило на опашниот ротор составено од неколку помали синхровратила; 4-меѓуредуктор (види сл.2.12); 5-опашен редуктор (види сл.2.11)

---

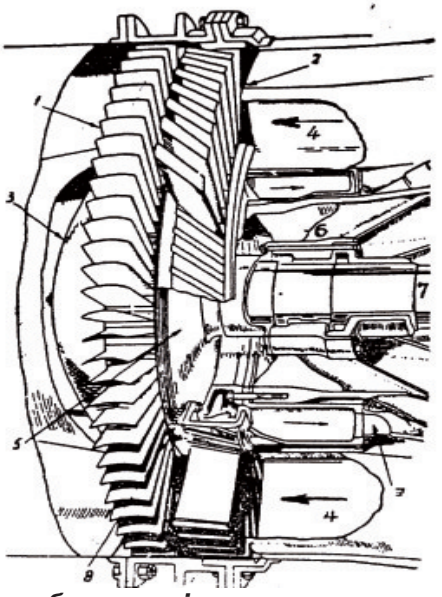
*Во литературата, особено Руската, читателот може да го сретне и поимот **назабување Новиков** специјално конструирани запченици за примена во редукторите на хеликоптерите. Подетално објаснување на овој тип запченици го надминува нивото на овој курс.*

Kaj запчестите преносници се користат претежно запченици со ***прави запци***. Сепак, за поголеми брзини се користат и запченици со ***коси запци***, наспроти нивната негативна особина - појава на аксијални сили поради кои: лежиштата треба да се од потежок радиаксијален тип, главината и телото на самите запченици и куќиштата на редукторите треба да бидат посилно димензионирани, сето тоа заедно е многу потешко.

Вратилата се изработуваат од високолегирани термички обработени челици, со брусење на површината и со дополнителна механичка обработка на местата на концентраторите на напоните (разни преоди, заоблувања, отвори и жлебови). Од механичките обработки особено се популарни shoot-peening (обработка со млаз од челични топчиња), shoot-blasting и валање со тркалце или валјаче. Со сите наведени типови механичка обработка, во површинските слоеви се создава претходно напрегање на збивање, што се покажува особено ефикасно против концентрацијата на напоните. Заради намалување на масата вратилата се најчесто шупливи. Долгите трансмисиони вратила најчесто се изработуваат како кардански и од повеќе делови (дури 7, види сл.3.27 и 3.28).
При конструирањето на вратилото конструкторот мора да води сметка за распоредот на масите и лежиштата по неговата должина заради елиминирање на опасноста од вибрации и работа во подрачје со ***критичен број*** вртежи.

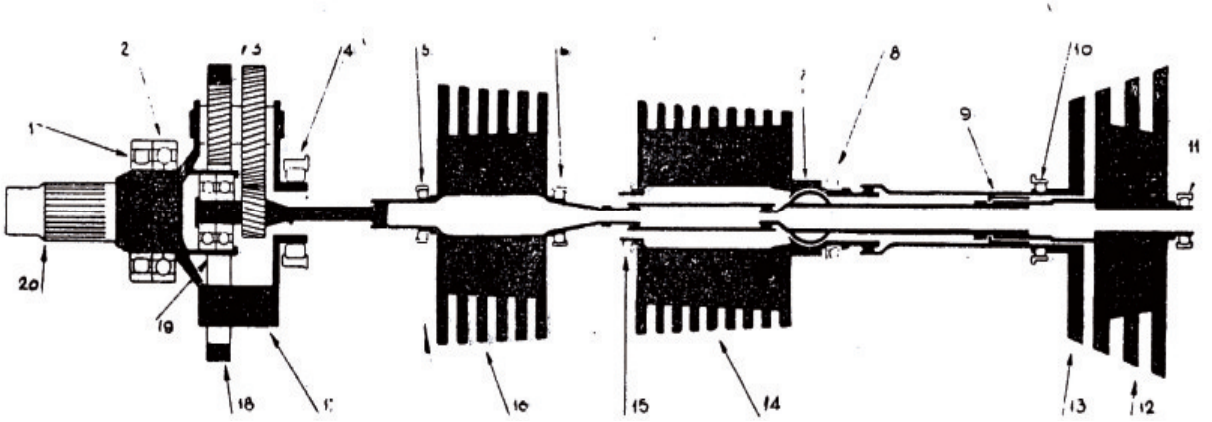
Лежиштата во турбомлазните и гаснотурбинските мотори главно се тркалачки, поради нивната мала маса, компактната конструкција, лесното демонтирање и монтирање, лесното и ефикасно подмачкување, малите отпори, помалата осетливост на нечистотии во маслото и на високи температури. Сепак, и тие имаат недостатоци, какошто е осетливоста на високи температури на моторот кои можат да предизвикаат структурни промени во материјалот на лежиштата и нивно уништување.

Лежиштата се ладат со масло или со воздух, а од контакт со жешките гасови се обезбедуваат со ***лавиринтски затинки***.



Сл.3.29 Детаљ на гасна турбина и нејзиното влежиштување на турбомлазен мотор

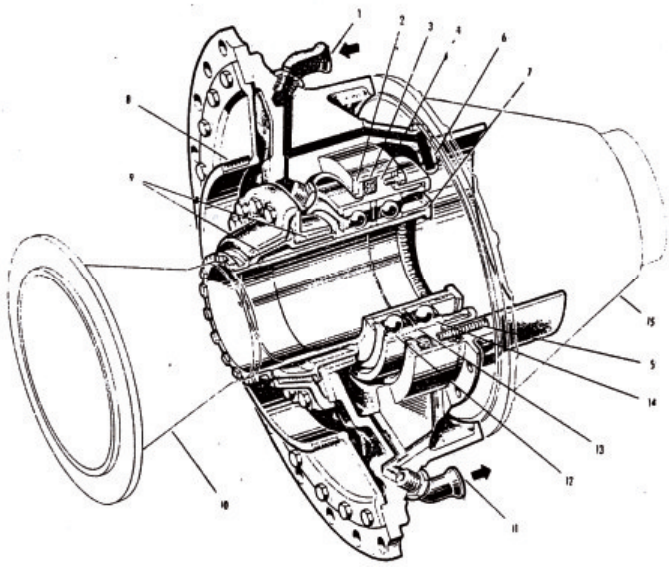
1-низа на роторски лопатки; 2-низа на статорски лопатки; 3-излез на гасови кон млазникот; 4-излез од комората за согорување; 5-диск на турбината; 6-задно лежиште на турбината; 7-вратило на турбината



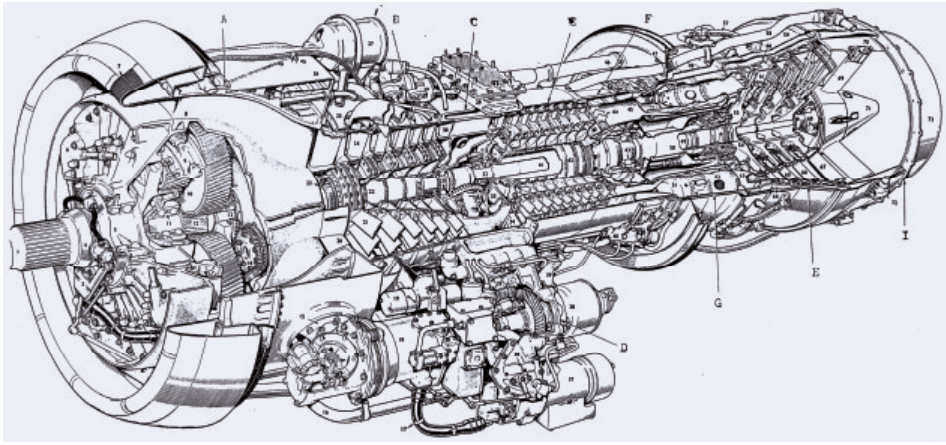
Сл.3.30 Распоред на лежиштата по должината на ротациониот склоп на турбоелисниот мотор RR Tyne

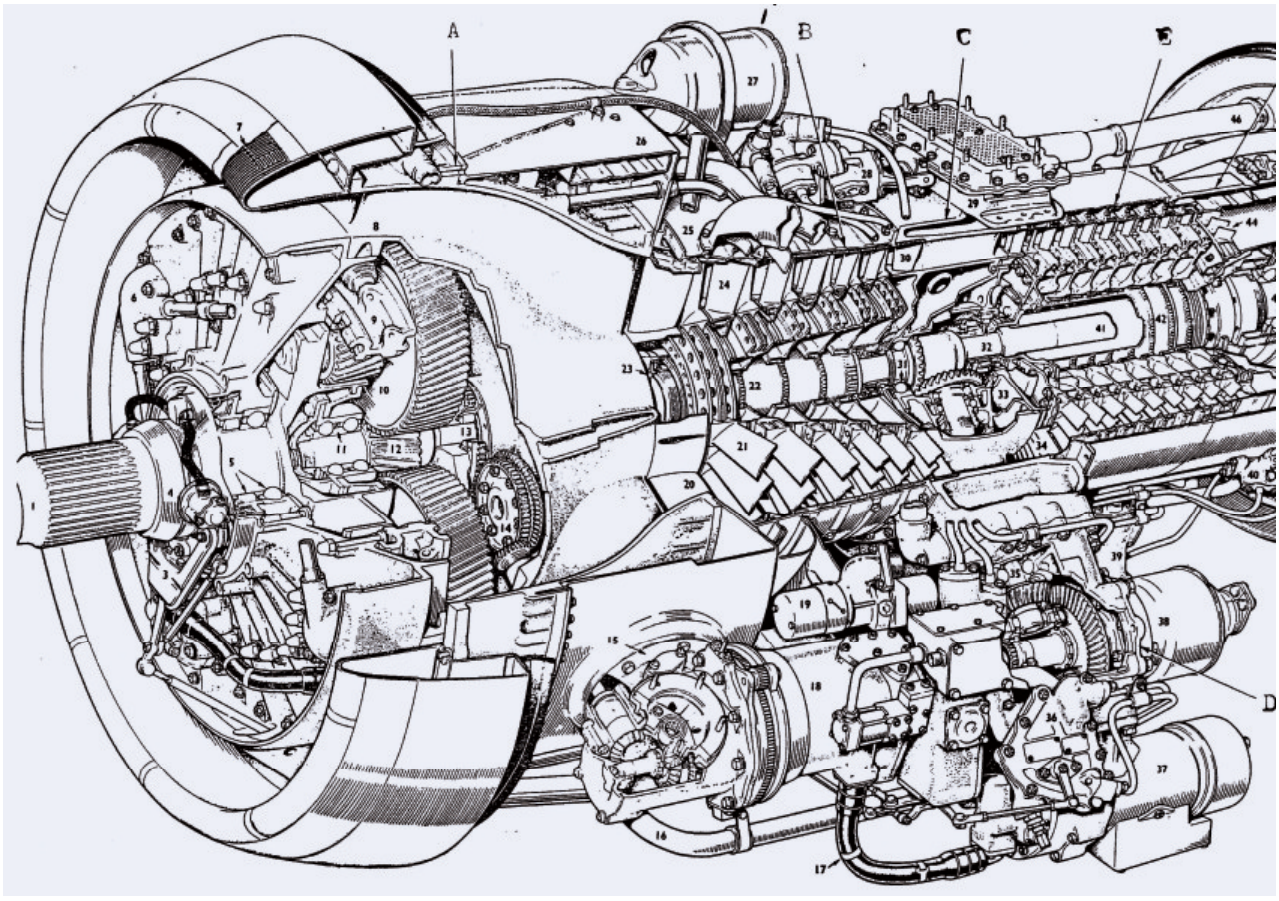
1-предно радијално валчесто лежиште; 2-радиаксијално лежиште со топчиња на вратилото на елисата; 3-планетарни запченици (сателити); 4-задно радијално валчесто лежиште на вратилото на елисата; 5-предно валчесто лежиште на компресорот на низок притисок; 6-задно валчесто лежиште на компресорот на низок притисок; 7-зглобно лизгачко лежиште на внатрешното вратило на роторот на низок притисок во шупливото вратило на роторот на висок притисок; 8-централно топчесто лежиште на компресорот на висок притисок; 9-предно лизгачко лежиште на турбината на низок притисок; 10-валчесто лежиште на турбината на висок притисок; 11-задно валчесто турбинско лежиште; 12-турбина на низок притисок;13-турбина на висок притисок; 14-компресор на висок притисок; 15-предно валчесто лежиште на компресорот на висок притисок; 16-компресор на низок притисок; 17-носач на сателити; 18-неподвижен запченик со внатрешно назабување; 19-топчесто лежиште на брзоодното вратило; 20-вратило на елисата

Бројот и распоред на лежиштата зависат од големината и од типот на моторот. За компресори со мал број степени (1 до 4) се применуваат две лежишта. За поголем број степени се применува едно лежиште пред компресорот, а друго пред или зад турбината. Лежиштето пред турбината е практично во случај да е потребно да се демонтира турбинскиот диск, но има помал критичен број на вртежи и поголема опасност од резонанција. За лежиштето зад турбината важи токму обратно од погоре реченото. Во случај на голем број степени во компресорот, со два или повеќе турбински диска, се додава и трето лежиште помеѓу компресорот и коморите за согорување, а другите се поставени како што е веќе речено.



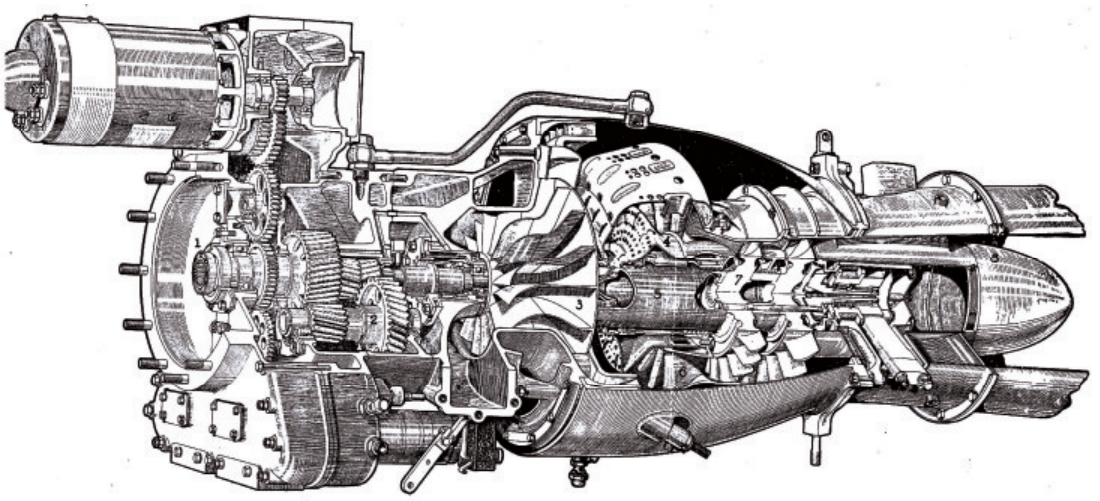
Сл.3.31 Средно тркалачко лежиште со топчиња на моторот Orenda

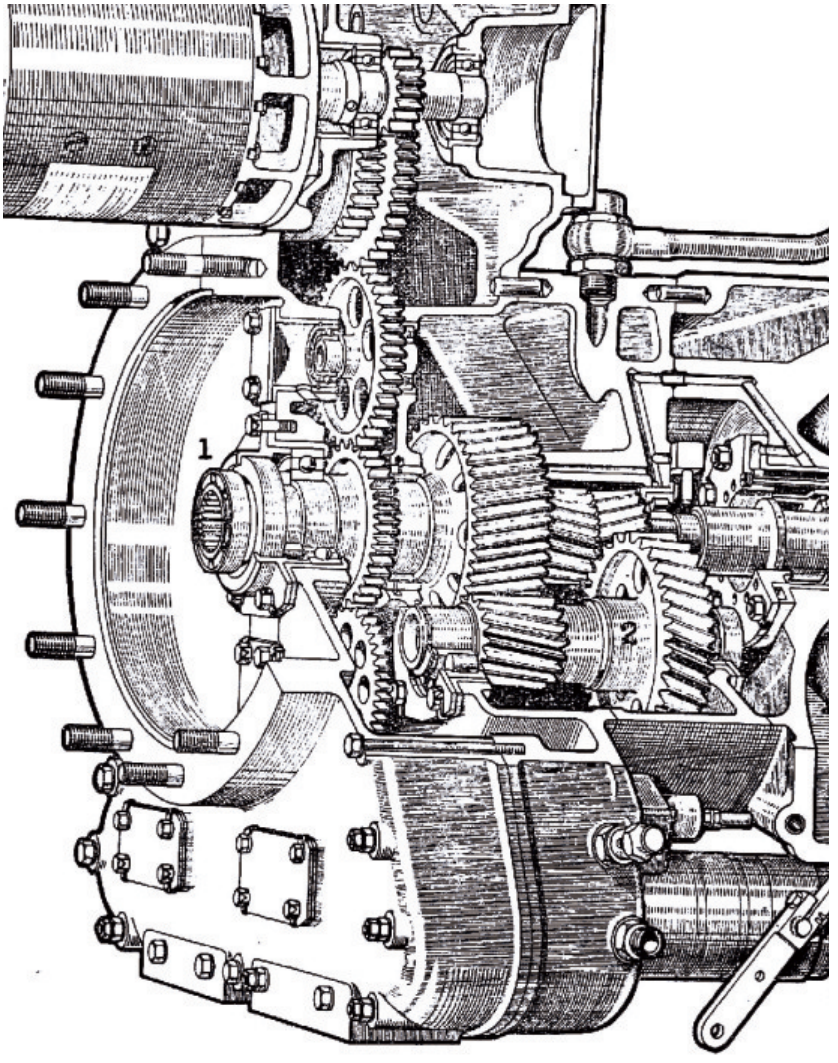




Сл.3.32 Погон на помошните системи и агрегати на турбоелисниот мотор RR Tyne

7-елемент на грејачот; 9-неподвижен внатрешно назабен запченик на планетарниот редуктор; 10-планетарни запченици (сателити); 11-лежиште на брзоодниот запченик ("сонце"); 12-брзоод запченик ("сонце"); 13-задно лежиште на редукторот; 14-погон на помошните агрегати; D-лев запчест редуктор; 35- погон за левиот запчест редуктор; 38-погон на запчестиот редуктор за помошни уреди





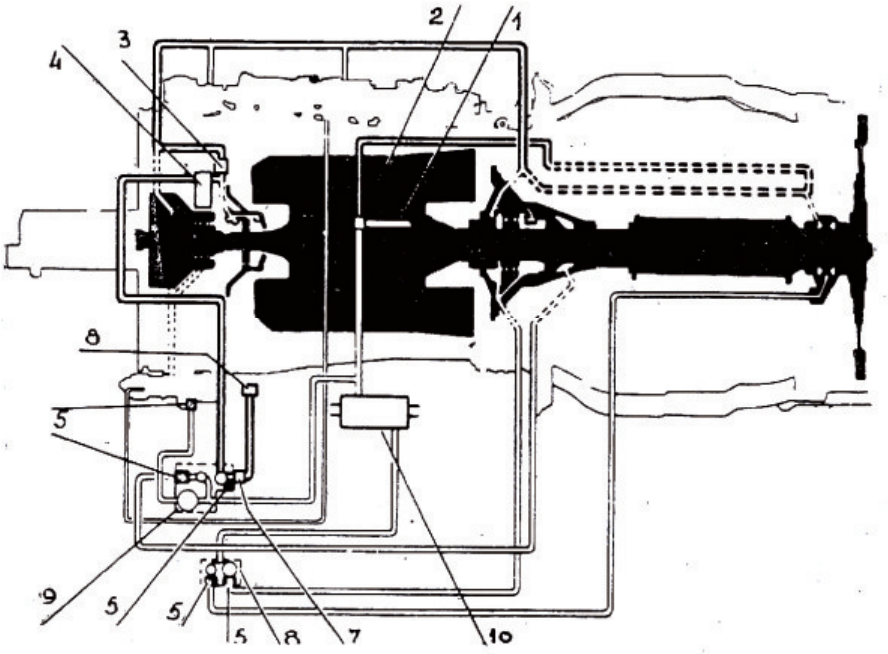
Сл.3.33 Аксонометриски пресек низ турбоелисниот мотор Artouste II, Turbomeca, France и зголемен изглед на запчестиот погон

1-приклучок на вратилото за елиса; 2-редуктор; 3-компресор, 4-комора за согорување; 5-вратило; 6-спроводен апарат на турбината; 7-прв степен на двостепената турбина; 8-внатрешен конус на издувниот вод; сосема горе, стартер-генератор.

3.8 Систем за подмачкување и затинање на турбинскиот мотор

Поради големиот број вртежи на турбината ниту роторот ниту агрегатите не можат директно да се спојат со турбинското вратило (тоа може само компресорот), а посредници меѓу нив се разни редуктори (запчести преносници, вратила, лежишта итн.). Редукторите мораат да се подмачкуваат бидејќи и запчениците и лежиштата не можат да работат без присуство на масло подолго време. На сл.3.34 е прикажана една шема на уредот за подмачкување на турбомлазен мотор.

Подмачкувањето на турбомлазните и гаснотурбинските мотори не е ниту толку компликувано ниту толку важно како кај клипните мотори. Проблеми постојат, но тие релативно лесно се решаваат. Сите ротациони делови: турбинското вратило, вратилото на компресорот, бројни вратила во редукторите за погон на агрегатите, се влежиштени во тркалачки лежишта. Овие лежишта работат во услови на големи брзини и температури, а температурните разлики понекогаш се толку големи што се поставува прашање за нивното подмачкување со ист тип масло.
Системот за подмачкување е релативно едноставен и е составен од: резервоар за масло, цевководи, канали, пумпи, филтери и ладилник.



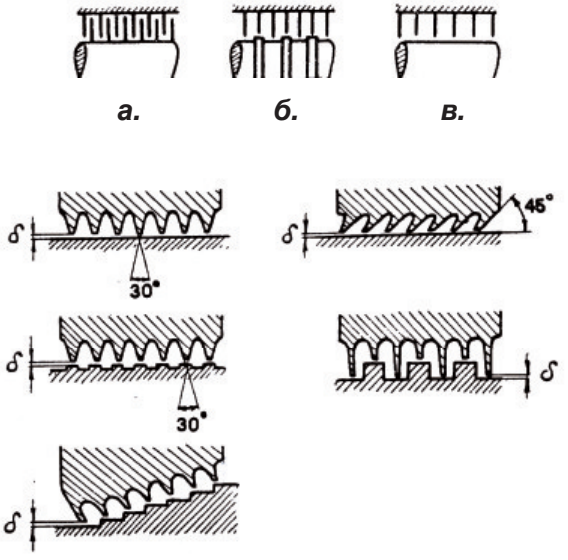
Сл.3.34 Систем за подмачкување на турбомлазен мотор

1-повратен вод на маслото кон резервоарот; 2-вентил за регулирање на притисокот на маслото; 3-температурен контролник; 4-филтер за масло под висок притисок; 5-корита за повратното масло; 6-довод на маслото од резервоарот; 7-славина за испуштање на маслото; 8-помошна повратна пумпа; 9-потисна пумпа; 10-регулатор на температурата на маслото

Потисните и повратните пумпи за масло најчесто се веќе опишаните запчести пумпи. Филтерите, во зависност од местото во инсталацијата, се со метални мрежички, плочки, ламели итн. За ладење на маслото порано се користел воздухот, но во последно време за таа цел се користи горивото кое дава поголема ефикасност, но и поголема економичност бидејќи горивото, пред да биде употребено во коморите за согорување се загрева (топлотно се збогатува). Тркалачките лежишта се подмачкуваат така што врз нив, од посебна прскалка се впрскува млаз од масло, кое го подмачкува лежиштето,

го лади и паѓа во посебно корито од каде што го црпи пумпа и го враќа во резервоарот.

Затинањето на одделните делови од моторт не создава посебни тешкотии: во примена се вообичаени затинки кои се применуваат во машинството. Сепак, треба да се нагласи дека склопот на турбината и компресорот се врти со огромни брзини, треба да затина големи притисоци, а температурите се исто така екстремно високи. Затинањето на вратилата со класичните затинки, како симеринг, во вакви услови едноставно е невозможно. Излезот е во таканаречените затинање со процепи, т.е. со лавиринтски затинки (види слика 3.35).



Сл.3.35 Типови лавиринтски затинки:
а-преклопен тип; б-скалест тип; в-рамномерен тип

Ефикасноста на лавиринтската затинка зависи: од вредноста на радијалниот зјај (δ), од средниот пречник по радијалниот зјај (d_m), од бројот на гребените (z), од обликот на рабовите на гребените и од чекорот на гребените. Рабовите на гребените мораат да бидат остри; и најмало заоблување ја намалува ефикасноста на лавиринтната затинка. Наједноставна и најнеефикасна затинка е тип 1 на сл.3.35. Типот 4 е најефикасен, но и најсложен за производство и монтажа. Типот 2 е поволен за мазни вратила.

Вредноста на радијалниот зјај δ се движи од 0,1 до 0,4 mm.

3.9 Издувен систем на турбомлазен мотор, млазник

Млазникот на турбомлазниот мотор, по дефиниција, претставува негов завршен дел, низ кој гасовите кои ја напуштиле турбината струјат во надворешната атмосфера. Во млазникот се случува завршниот процес на ширењето на гасовите, се зголемува нивната брзина на максимално можната вредност и се реализира потребниот потисок.

Бидејќи млазникот мора да се наоѓа веднаш по турбината, а неговиот пречник е помал од пречникот на турбинското коло, помеѓу нив се вметнува издувен конус (пресечен конус со поголем пречник еднаков на пречникот на куќиштето на турбината и помал пречник еднаков на пречникот на издувната цевка). Доколку турбомлазните мотори се наоѓаат надвор од авионот, во

гондоли под крилата, на трупот и сл., по турбината и издувниот конус веднаш доаѓа млазникот. Доколку е моторот во внатрешноста на трупот, млазникот треба да е на неговиот крај, па се јавува проблем за совладување физичкото растојание од издувниот конус (т.е. турбината) до млазникот, што понекогаш може да изнесува и неколку метри!? Решение на проблемот е **издувна цевка** од огноотпорен челик која има прирабници на двата свои краја за прицврстување, од една страна на издувниот конус, а од друга страна за самиот млазник. Често пати, кај моторите со фиксен излезен отвор на млазникот, излезниот крај на издувната цевка наедно претставува и млазник.

Должината на издувната цевка може да се дотерува според потребата, па млазникот може да биде вграден на поголемо или на помало растојание од турбината, што зависи од местото на вградување на моторот во авионот.

Издувниот конус, издувната цевка и млазникот се изложени на дејството на жешките гасови па, со цел авионската конструкција да се заштити од високи температури, тие се обложени со термичка изолација. И конусот и издувната цевка имаат на краевите прирабници преку кои се остварува спојот со соседните елементи. Издувната цевка се поврзува круто со својот преден крај за моторот (поточно издувниот конус), а задниот крај се потпира на авионската конструкција преку специјален носач кој овозможува термички дилатации на цевката.

Во издувната цевка обично се вградени и давачи на температурата на издувните гасови.

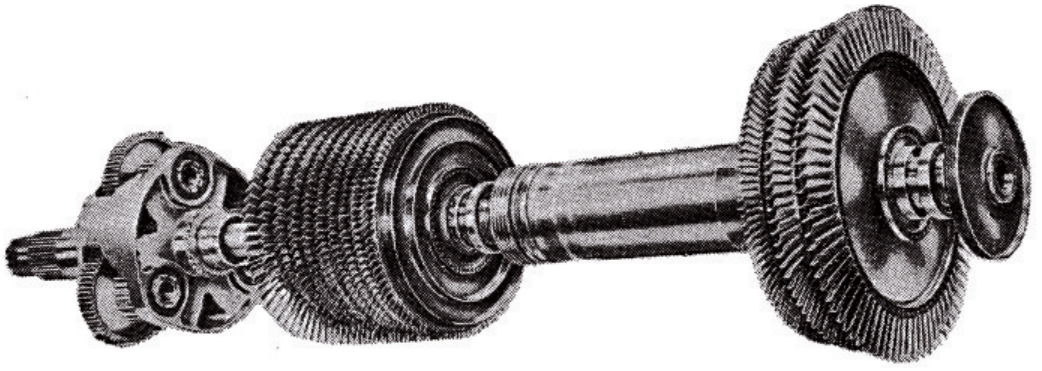
Кај легендарниот авион F-86D давачот на температура на издувните гасови се наоѓал длабоко во внатрешноста на издувната цевка, до самиот издувен конус, па неговиот преглед, кој бил задолжителен, барал механичарот да се вовлече во внатрешноста на долгата издувна цевка и да го изврши прегледот. За да се избегне евентуалната несовесност на механичарот и непријатниот преглед, задолжително било на издувниот конус да се напише со креда актуелната дата.

Млазниците можат да бидат со променлив и со фиксен излезен отвор.

Конструкцијата и локацијата на млазник со константен конвергентен излезен отвор не претставува поголем проблем. Наспроти него, млазниците со променлива големина на излезниот отвор (кај моторите со дополнително согорување) покажуваат потешки проблеми од механичка природа.

Сл.3.36 Млазници со променлив излезен отвор на авионот F-18

Издувниот конус, издувната цевка и млазникот не се механички премногу оптоварени елементи, но тие се изложени на големи термички оптоварувања, на оксидација и ерозија од гасовите. Како последица на ова често се случува прскање на одделни делови што може да претставува сериозен дефект. Во претполетниот преглед тоа треба да се провери



Сл.3.37 Комплетен роторски склоп (тристепена гасна турбина, аксијален компресор, планетарен редуктор и вратило на елисата)таканаречениот spoole на турбоелисниот мотор Napier Eland

3.10 Контрола и одржување на турбински мотор на хеликоптер

Во принцип, за контрола и одржување на турбинскиот мотор на хеликоптерот важат сите општоприменливи технички прописи и правила. Сепак, последниот збор го имаат стандардите и техничките упатства издадени за конкретен тип и модел на хеликоптер. Од тие причини овде се наведуваат само неколку дефиниции поврзани со контролата и техничкото одржување на воздухопловите. За конкретни постапки читателот се упатува на техничката литература (POH, AFM, прирачник за одржување, прирачник за поправки) за конкретниот воздухоплов.

(1) Мал воздухоплов (Small aircraft) е воздухоплов кој има максимална сертифицирана маса во полетување 5700 kg или помала.

(2) Голем воздухоплов (Large aircraft) е воздухоплов кој има максимална сертифицирана маса во полетување преку 5700 kg.

(3) Техничко одржување (Maintenance) значи комбинација од технички (генерален ремонт, поправка, преглед, замена, модификација) и организациони активности коишто се вршат со цел воздухопловот или на некој негов составен дел да се одржуваат или да се вратат во состојба во која можат да ја извршуваат бараната функција, т.е. да се одржуваат или да се вратат во оперативна состојба. Техничкото одржување вклучува ***корективни*** и ***превентивни активности***.

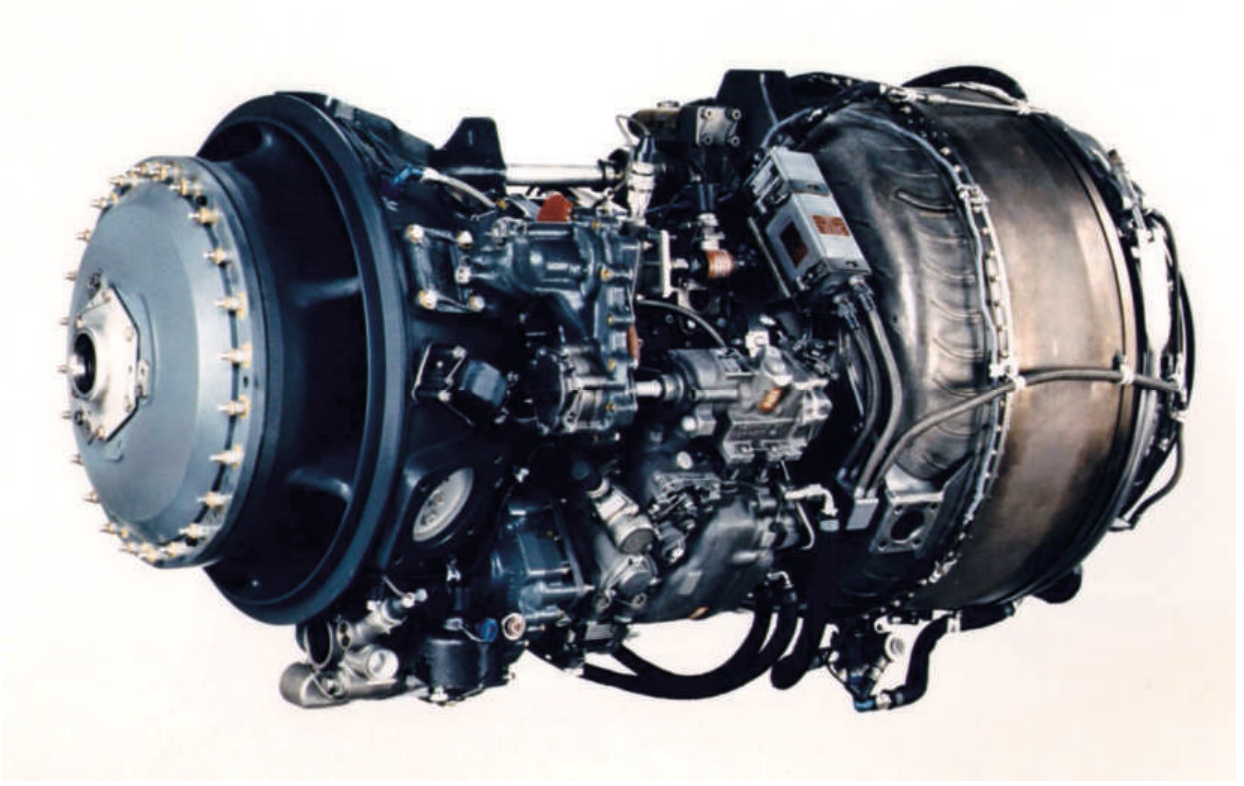
(4) Модификација (Modification) значи промена (преиначување, преправка, измена) на еден воздухоплов или на некој негов составен дел, во согласност со некој признаен (одобрен, важечки) стандард.

(5) Генерален ремонт (Overhaul) значи враќање во првобитната состојба (реставрација) на еден воздухоплов или на некој негов составен дел со

преглед и ***замена,*** во согласност со признаени (одобрени, важечки) стандарди, заради продолжување на ресурсот (векот).

(6) Поправка (Repair) значи враќање во првобитната исправна состојба (т.е. реставрација) на еден воздухоплов или на некој негов составен дел, во согласност со некој одобрен или важечки стандард. Поправките се дел од корективното одржување во кое се извршуваат мануелни активности врз системот.

Внимателниот читател секако забележал повторување на термините "одобрен" и "важечки" стандард. Секако, тоа не е случајно. Важноста на стандардите и прописите во воздухопловството е огромна и незаменлива. Познавањето, почитувањето и постапувањето по нив е императив за безбедноста на летањето и за сигурноста на воздухопловите.



Сл.3.38 Изглед на модерен "turboshaft " мотор за хеликоптер

Контролни прашања

1. Објасни го принципот на работа на турбомоторот или гасната турбина.

2. Набројги видовите турбомотори и основните разлики помеѓу нив со кои се предодредува нивната примена во воздухопловството.

3. Опиши ги главните конструктивни целини на турбомлазниот мотор.

4. Улога и функција на вшмукувачот кај турбомлазниот мотор.

5. Опиши ја конструкцијата на центрифугалниот компресор.

6. Опиши ја конструкцијата на аксијалниот компресор.

7. Балансирање на роторите кај турбомашините.

8. Применети материјали за изработка на виталните делови на компресорите за турбомлазните мотори.

9. Нестабилни режими на работа на компресорот ("пумпање"): причини, последици, избегнување.

10. Комора за согорување: улога, конструктивни облици, материјали.

11. Објасни го и опиши го процесот на согорување на горивото во комората за согорување: делење на воздушната струја, впрскување на горивото, иницијално палење, ладење на sидовите, материјали.

12.Опиши ја конструкцијата на гасната турбина.

13. Видови гасни турбини, разлики и примена.

14. Објасни го работниот процес во гасната турбина.

15. Потреба од ладење на елементите на гасната турбина, начини на ладење.

16. Конструкција на лопатките на гасната турбина: облици, брави за прицврстување со турбинскиот диск, материјали, оптоварувања на лопатките (механички, термички и струјни), можни оштетувања.

17. Потреба од балансирање на турбината. Влијание на оштетувањата врз појавата на вибрации.

18. Улогата на издувникот (млазникот) кај турбомлазниот мотор. Објасни ја разликата помеѓу издувникот кај турбомлазниот мотор и кај гасната турбина на хеликоптерот.

19. Опиши ги компонентите на турбомлазниот мотор: вратилата, лежиштата, запчениците, подмачкувањето, затинањето и внатрешното ладење.

20. На кој начин се остварува погон на помошните агрегати на турбомлазниот мотор?

Додаток 1: AIRMANSHIP, што ли беше тоа?

Ако досега сте другарувале со воздухопловци веројатно веќе сте го сретнале овој англиски збор, а можеби никогаш не сте ни слушнале за него. Иако е на прв поглед лесен за превод, брзо ќе се уверите дека не е така. Прво, нема да го најдете во речник, а потоа, и да го најдете, толкувањето никогаш нема целосно да одговара на неговото значење кое го има во светот на воздухопловците.

Како и да е, во редовите што следат ќе биде понуден одговор на неколку основни прашања поврзани со овој термин, како: што е всушност **airmanship**, кому му треба тој и зошто, дали можете да го усовршите вашиот airmanship, најпосле, но не и на последно место, дали усовршениот airmanship може да ја подобри вашата техника на пилотирање и да ја зголеми сигурноста на вашето летање?

Airmanship е вештина, мајсторство, знаење, култура и искуство во ракувањето и управувањето на авион (слично на терминот seamanship во морепловството, кој таму значи вештина и мајсторство во ракувањето и управувањето со брод или пловило). Меѓутоа, терминот airmanship опфаќа и широко подрачје на пожелно однесување, талент, умеења и вештини на еден пилот. Тој не е само мерило на достигнатиот степен на вештина, мајсторство или техника на пилотирањето, туку е исто така и мерило на пилотското познавање на авионот, средината во која дејствува и познавање на сопствените способности.

Содржината на airmanship се огледа во:

- точното и логичното познавање на принципите на летањето,
- способноста и вештината за компетентно и прецизно управување на авионот, како во воздух така и на земја,
- примена на точно и логично размислување и процена што резултира со оптимална оперативна сигурност, безбедност и успешност.
- познавање на правилата и прописите за летање, однесувањето кон наставникот, постарите колеги и другиот воздухопловен персонал, подготовка за летање и почитување на правилата на однесување за време на летачките активности на аеродромот,
- непрекинато надградување, стекнување нови знаења, вештини, и вежбање.

Поимот airmanship се однесува на управување на авион и сите негови системи, а во воената примена, тој ги вклучува и системите на вооружување на борбените авиони.

Три ***фундаментални принципи врз кои се базира airmanship*** се: мајсторство (вештина), знаење (подготвеност) и дисциплина за нивна примена на безбеден и успешен начин.

Дисциплината е основа на airmanship. Кандидатот за пилот постепено станува свесен за потребниот ред, за потребата од почитување правила, однесување, итн. Но, не каде било и не какви било, туку оние воздухопловните. Воздухопловното однесување не е само бонтон туку и кодекс на рационално, самоуверено и врз база на знаења однесување и постапување во вкупниот живот во воздухопловството. Тоа е однос кон летањето, кон колегите, кон воздухопловниот персонал, кон авионот и кон животот воопшто.

За разлика од многу други **вештини**, управувањето со авион бара висока доза на професионално однесување на секое ниво, независно дали управувате со голем или лесен едномоторен авион. Airmanship е комбинација на целокупното знаење, мајсторството, вештината, способноста за размислување, остроумноста, однесувањето и постапувањето на еден пилот.

Во услови на нормално летање и управување со авионот, скоро и да не се забележува некоја разлика помеѓу два пилота од кои едниот поседува високо ниво на "airmanship", а другиот тоа не го поседува. Меѓутоа, таа разлика веднаш ќе се забележи за време на вонредни ситуации, кога одеднаш во игра влегуваат и други фактори, како човечкиот, природните и техничките. Пилотот на кој, во такви моменти, му е достапен избор од повеќе можности, опции ако сакате, ќе лета значително посигурно и побезбедно.

Се разбира "листата" на можности кои на пилотот му се достапни во секој момент не е случајна. Таа е резултат на знаењето на пилотот, на неговите вештини и способности; со еден збор на неговиот "airmanship". Комбинацијата на знаења, вештини и способности се фактори кои ја определуваат способноста за размислување, остроумноста и однесувањето на пилотот во секоја ситуација.

Знаењето и искуството не се ограничуваат само на детално познавање на авионот; тие се комплетираат со познавање на следниве стручни дисциплини:

- аеродинамика,
- околина,
- метеорологија,
- медицински фактори и ограничувања
- навигација,
- одредби,правила,законска регулатива,
- авион и опрема,
- историја на воздухопловството,
- ракување,
- раководење со екипажот,
- материјали,
- елементи на механиката.

На идните пилоти може само да им се препорача: земете пример од професионалните пилоти; тие никогаш не престануваат да учат.

Мајсторството и вештината можат да се подобрат со вежбање. Мајсторството не се ограничува само на ракување со командите на авионот. Пилотот мора да владее и со други вештини, како:

- техники на управување
- вештина на навигација,
- инструментално летање,
- снаоѓање во вонредни ситуации,
- комуникација.

Способностите, исто така, се фактор на компетентноста на пилотот за сигурно и безбедно управување со авион. Способноста на пилотот ја лимитираат телесните но и законските ограничувања. Сосема е јасно дека пилотот не смее да управува авион за кој не поседува лиценца. Меѓутоа, работите не се така јасни кога тој доаѓа до граница на своите индивидуални ограничувања.

Среќна околност е што индивидуалните способности може да се развиваат со перманентно вежбање, обука, воспитување...

Иако во авијацијата се случи, и е во тек, извонреден технолошки прогрес, во последните 30 години вредните статистичари забележуваат влошување на пилотските способности како последица на системот на образование. Многу кандидати за пилоти ги ограничуваат своите студии само на задоволување на побарувањата за добивање сертификат (или лиценца). Зголемениот број инструктори на летање ги учат своите студенти само на летачки маневри со кои може да се соочат при полагањето на летачкиот испит. Во исто време пилотите се запознаваат и со летачки операции кои, веројатно, никогаш нема да ги изведуваат. Како резултат на тоа се јавува зголемен број на несреќи кои се класифицираат како пилотски грешки.

Терминот airmanship е толку навлезен во секојдневната практика на пилотирањето, што со него се оценуваат постапките на пилотите во разни ситуации. На пример, во извештаи од разни авионски незгоди, комисиите кои ги истражуваат причините што довеле до незгодата, често пати како оценка на човечкиот фактор и неговото влијание врз текот и последиците од настанот наведуваат нефункционирање на ерманшип на пилотот (a failure of airmanship), а за авионските несреќи, пак, кои завршиле среќно и без жртви, благодарејќи на снаодливоста и вештината на пилотите, се наведува "добар ерманшип"(a good airmanship)**.**

Пилотскиот професионализам е гаранција за безбедни и сигурни летачки операции, а airmanship е неговата срж. Airmanship е несомнено категорија која се стекнува со едукација и напредување во совладувањето на воздухопловните знаења. Неговото систематско градење треба да почне од првиот ден на обуката на идниот пилот, како во лет така и на земја.

Пилотите со стекната лиценца, исто така, треба да го подобруваат својот airmanship со непрекинато надградување, стекнување нови знаења, вештини, и со вежбање. Тоа може да се изведува и со читање книги и магазини, учество на семинари и работилници, обука на тренажери и со здобивање на повисоки категории и сертификати.

Но, немојте да помислите дека овој термин се однесува само на пилотите и пилотажата. Далеку од тоа, неговото значење во целост се однесува и на техничарите и инженерите во воздухопловството. Обидете се само да ги префрлите одделните барања во доменот на одржувањето и ќе бидете изненадени колку тие таму одговараат.

И сега, ако треба кратко да се одговори на прашањето што е тоа "airmanship", би рекле: тоа е филозофија на живеење и работа во светот на воздухопловството.

Додаток 2: Мерки за безбедност во експлоатацијата

Опишаните мерки за безбедност во експлоатацијата се однесуваат пред сè на **лесните авиони** со кои идните воздухопловни техничари сè повеќе ќе имаат контакт. Но тие мерки истовремено имаат и универзално значење, па можат и треба да се применуваат на секој воздухоплов: од најмал до најголем, од воен до лесен приватен, од авион до хеликоптер.

Мерки за безбедност на земја

На крајот на летачкиот ден, пред напуштањето на авионот, треба да се преземат мерки за неговата безбедност на земја.

Паркирање на авионот. Доколку авионот се паркира во хангар, некое посебно внимание не е потребно. Но, доколку авионот ја минува ноќта надвор, а уште повеќе ако, според временската прогноза, се очекува силен ветер или влошување на времето, треба да се посвети посебно внимание на неговото паркирање.

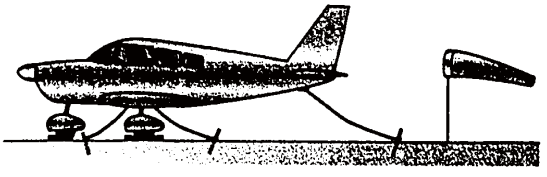
Авионот треба да се паркира во насока на ветерот или во неговата очекувана насока. Паркирните кочници (доколку постојат) треба да се активираат и да се постават подлошки пред и зад тркалата заради нивно блокирање (за да го спречат движењето во која било насока).

На некои авиони носното или опашното тркало може да се заклучи (имобилизира) во исправена положба. Ова помага за одржување правец на земја за време на полетување или слетување, но исто така го спречува и мафтањето на опашката кога авионот е паркиран во насока на ветерот. Затоа, доколку вашиот авион ја има таа способност, не пропуштајте да го заклучите неговото опашно тркало.

Фиксирање на командните површини. Некои авиони имаат можност да ја заклучат (фиксираат) пилотската палка, со што истовремено цврсто се имобилизираат и командните површини на кормилата. Други, пак, имаат надворешни брави со кои може да се спречи движењето на командните површини. Екстремно внимание мора да се посвети на тоа, пред летање да се ослободат сите претходно заклучени (фиксирани) командни површини.

Заклучените командни површини се потенцијална катастрофа.

Врзување на авионот. Современите лесни авиони некаде по должината на крилата, на опашката, а понекогаш и на носот, имаат изведени прстени (ушки) за врзување. Ако се најдете во поле, треба да набиете колчиња во земјата и да ги прицврстите јажињата за врзување за нив.



- паркирање во правец на ветер,
- крила врзани за земја,
- тркала блокирани со подлошки за да спречат ветар да го помести авионот наназад
- опашното јаже спречува авионот да се движи напред

Правилно врзување на лесен авион

Јажињата прицврстени за крилата треба да бидат под агол напред и надвор, а клиновите набиени навнатре. На тој начин се обезбедува најдобро закотвување. Добра комбинација се и две јажиња за секоја точка на крилото; едно искосено напред и надвор под агол од 45 степени и друго искосено назад и надвор под агол 45 степени.

На поопремените аеродроми се определуваат постојани локации за врзување на паркираните лесни авиони. Понекогаш тука има само котви за врзување во облик на масивни бетонски блокови со метални прстени, или, уште подобро, прстени за врзување веќе вградени во бетонската плоча пред хангарот.

Јажињата за врзување обично се од најлон или од коноп. Тие треба да имаат доволна јакост, да се еластични и да не се собираат од влага. Во тој поглед најлонското јаже е подобро од јажето од коноп, бидејќи е поеластично и не се собира. Авионот се врзува лабаво (незатегнато), но не премногу, користејќи неподвижен (мртов, фиксен, "non-slip") јазол. Кога се користат јажиња од коноп, при врзувањето јажето треба да се остави малку полабаво. Ако јажињата од коноп се премногу затегнати и особено ако врне, тие ќе се соберат, па структурата на авионот ќе биде изложена на непотребни и штетни оптоварувања.

Спротивно, ако јажињата се многу лабави, ветерот може да го подигне и да го префрли авионот преку подлошките, да предизвика силен удар во јажињата кој ќе се пренесе на носечката структура на авионот, создавајќи притоа штетни напони и деформации, или едноставно да ги откорне клиновите (колчињата) од земјата.

За евентуална потреба од врзување (ноќевање или задржување на друг аеродром) треба да се мисли уште во фазата на планирање на летот и да се понесе комплетот за врзување.

Типичен комплет за врзување содржи најмалку:

3. 3 јажиња за врзување со адекватна должина,
4. 3 клина,
5. чекан,
6. минимум по две потставки (подлошки) за секое од тркалата.

Забелешка! Комплетни инструкции во врска со врзувањето, за секој конкретен тип авион, може да се најдат во неговиот пилотски прирачник за ракување (Pilot's Operating Handbook).

Заштита на главата на питоцевка (pitot head). На главата на питоцевката постојат отвори кои лесно може да бидат делумно или целосно затнати со лед, кал, инсекти итн. Блокадата на овие отвори, на внатрешноста на питоцевката или на статичките отвори (static vents), може да предизвика неточно покажување на пневматските пилотски инструменти (брзиномерот, висиномерот и вариометарот). Затоа, по завршувањето на летот, главата на пито-цевката треба да се заштити (покрие) со специјална навлака од платно која на врвот има црвено знаменце заради привлекување внимание. При претполетен преглед на авионот задолжително треба да се отстранат сите заштити од овој тип.

Моторот или моторските отвори задолжително треба да се покријат за да се оневозможи птици или инсекти да направат гнездо во топлата околина на моторот и сл.

Птиците се во состојба да изградат комплетно гнездо во рок од неколку часа и така да предизвикаат прегревање на моторот во лет и можен пожар.

Вратите и прозорците треба да се заклучат. Претходно да се провери дали некој дел од опремата во пилотската кабина или во кабината е разлабавен. Доколку има таков, треба прописно да се прицврсти, а потоа да се заклучат вратите и прозорците.

Додаток 3: мал воздухопловен англиско-македонски речник

accelerator pump - акцелераторска пумпа, прифатна пумпа
actuating cylinder - цилиндар за задвижување
actuator - задвижувач
air bottle- сад за компримиран воздух
aircraft component - составен дел на воздухопловот
aircraft hydraulics- воздухопловна хидраулика
aircraft magneto system - магнетски ситем за палење
aircraft powerplant - погонска група на воздухопловот
airflow director - насочувачки систем на воздухот за ладење
all-up weight - максимална тежина при полетување
auxiliary fuel pump - помошна горивна пумпа
auxiliary power unit (APU) - помошна погонска група

back up system - помошен систем

bleed air - "одземен" воздух од аксијален компресор на турбомлазен мотор
boost - пораст на притисокот на воздух што го создава турбокомпресорот
booster - сервомеханизам
boost pressure - притисок на полнење
bypass - обиколка, бајпас; заобиколен премин низ којшто тече флуид (гас или течност), наместо да тече низ вообичаениот канал
bypass valve - вентил со кој се овозможува течење на флуид низ бајпасот

carburetor - карбуратор
carburetor icing - замрзнување на карбураторот
check valve - неповратен вентил
clearance - меѓупростор, растојание, зјај
coarse pitch - голем (груб) чекор на елисата
combustion - согорување
combustor - комора за согорување
combustion chamber - комора за согорување
connecting rod - клипница
control valve - команден (управувачки) вентил
constant speed propeller - елиса со константен број на вртежи
constant speed unit (CSU) - регулатор на бројот на вртежи на елисата
cooling drag - отпор од ладење
cowl flaps - шкрги за ладење на моторската облога
cowling - моторска облога, оплата, капотаж
crankshaft - коленесто вратило
cruise - крстосува, лета на режим на крстосување
cylinder head temperature gauge (CHT) - термометар на глава на цилиндар

dipstick - прачка за мерење количество масло
dive brakes- аеродинамички ("воздушни") кочници
downtime - задржување авион на земја
dry-sump system - систем за подмачкување со "сув" картер

emergency control - резервна команда
exhaust gas temperature (EGT) probe - давач на температура на издувни гасови

exhaust system - издувен систем
exhaust valve - издувен (излезен) вентил
extension - извлекување, ширење

filler cap - капак за затворање на резервоарот со гориво
filler valve - вентил за полнење
fine pitch - мал чекор на елисата
firewall - противпожарен ѕид
fixed pitch propeller - елиса со фиксен чекор
flow rate - проток
four-stroke cycle valve timing - кружен дијаграм на работа на разводниот систем
fuel/air mixture control - уред и команда за регулирање смеса гориво/воздух
fuel boost pump - помошна пумпа за гориво
fuel control unit - управувачка единица за гориво
fuel gauge - покажувач на количество гориво
fuel ice - горивен лед
fuel injector - бризгалка за гориво
fuel management - ракување со гориво
fuel selector valve - славина за бирање
fuel strainer - филтер за гориво
fuel system - систем за гориво
fuel-injection system - систем за впрскување гориво

gauge - инструмент за мерење, манометар
gyroscopic precession - жироскопска прецесија

idle cutoff - гаснење на мал гас
idlling system - уред за празен од (на моторот)
ignition switch - прекинувач за палење
ignition system - систем за палење
impact ice - ударен лед
impeller - ротор на компресор или пумпа (роторско коло)
impulse coupling - импулсна спојница
inlet valve - всисен (влезен) вентил
in-line engine - мотор со распоред на цилиндри во линија
intake port - влезен отвор за воздух

jet oil - турбинско масло, масло за турбомлазни мотори

kick-back - повратен удар на моторот

main metering jet - главна дозирачка млазница во карбураторот
maintenance - техничко одржување
manifold – цевковод, главен вод, собирен вод, магистрала
manifold pressure - притисок на полнење на моторот (крат. MP или MAP)
manifold pressure gauge - мерач на притисок на полнење на моторот
mean sea level (MSL) - средно морско ниво
mixture control - команда за контрола на смеса
mushroom valve - печуркаст вентил

oil breather - одушка на картерот за испарување на маслото
oil filler cap – капак на отворот за полнење масло
oil pressure gauge - манометар за притисок на маслото
oil pressure relief valve (PRV) - преливен вентил на притисок на маслото
oil system - систем за подмачкување
oil temperature gauge - термометар за температура на маслото
operational life - ресурс, век
overhaul - генерален ремонт

piston -клип
piston rod - клипница
pneumatic actuator - пневматски задвижувач
poppet valve - куклест вентил, чиниест вентил, печуркест вентил
pour point - температура на стинување
preignition - самопалење, прерано палење
priming pump - пумпа за впрскување, прајмер
propeller spiner - облога на главина на елиса
pulse width - должина на траење на електричниот импулс што се испраќа до прскалките
push pull tube - спојна цевка од системот на команди на летањето

refuelling - дополнување гориво
relief valve - преливен вентил
repair - оправка
retraction -вовлекување (на стоен трап)
reversing pitch propeller, reversible propeller - реверзибилна елиса

selector valve - хидрауличен разводник (славина за избирање)
serviceable condition - исправна состојба
servo housing - куќиште (тело) на сервозадвижувач
shutoff valve - вентил за прекинување (исклучување) проток
slide valve - разводник
spiral slipstream - спирална воздушна струја зад елисата
sweep wing - стрела на крило

take-off - полетување

throttle control - команда за гас
throttle ice - лед на придушниот вентил (на "пеперутката" за гас)
torque - вртежен момент
trouble shooting - откривање (анализа) на дефектите (откажувањата)
turbocharger - турбопрехранувач, турбополнач, турбокомпресор
turbofan engine - турбовентилаторски млазен мотор

valve operating mechanism - механизам за задвижување на вентилите
variable pitch propeller - елиса со променлив чекор
vent - отвор за вентилација

wastegate - прилагодлив бај-пас вентил во издувниот систем на клипен мотор
wet-sump system - систем за подмачкување со "мокар" картер

Вообичаени кратенки во воздухопловната практика и комуницирањето

APU (Auxiliary Power Unit) - помошен извор на енергија, помошна погонска група

IOSA - сигурносен сертификат со кој се определува организираноста на воздухопловната компанија, оперативните процедури, сигурноста на летањето и осигурувањето на компанијата.

JAA (Joint Aviation Authorities) - заеднички воздухопловни власти, асоцијативно тело на Европската цивилна воздухопловна конференција (ECAC)

JAR (Joint Aviation Requirements) -заеднички воздухопловни барања (услови)

POH (Pilot's Operating Handbook) - прирачник за ракување со авионот.

БИБЛИОГРАФИЈА

1. S. Milutinović: *Konstrukcija aviona*, Beograd, 1970.
2. S. Milutinović: *Konstrukcija aviona-Atlas nekoliko markantnijih predstavnika raznih kategorija letelica*, Beograd, 1970.
3. T. Dragović: *Taktičko-tehničke osnove projektovanja letelica*, Mašinski fakultet Beograd,1994.
4. Tehnička enciklopedija, knjiga 1.: *Avion*, JLZ, Zagreb.
5. Tehnička enciklopedija, kniga 10.; Pogonski sistemi letilica, Zagreb, 1986.
6. J. Lachnitt: *L'aviation d'aujourdhui*, Librairie Larousse, Paris,1968.
7. Д.Станков: *Прорачун авионских конструкција*, Београд, 1963.
8. B.Puharić, M.Siladić, M.Raščanin: *Vojni avioni*, Beograd, 1996.
9. I.Baraba: *Poznavanje konstrukcije aviona i motora*, SUCVP, Beograd, 1971.
10. *Wikipedia the free encyclopedia*, илустрации во боја на современите авионски и хеликоптерски конструкции.
11. Wikipedia the free encyclopedia, *Private Pilot Ground School*
12. Air Pilot's Manual – *The Aeroplane Technical.*
13. Ѓ.Чачкиров: *Мало пилотско училиште*, Скопје, 1996, ВСМ
14. V.Bubanj: *Čovjek u prostoru,* Zagreb, 1960.
15. *Pitanja iz teorijskog dela ispita za sticanje vazduhoplovnih dozvola i ovlašćenja*, Direktorat civilnog vazduhoplovstva, Beograd, 2005.
16. В. Андоновиќ: *Лесни авиони*, Скопје, 2009.
17. В.Андоновиќ: *Конструирање и CAD,* Просветно дело, Скопје, 2003.
18. В.Андоновиќ: *Приказна за хеликоптерот,* Скопје, 2010.
19. S.Jovanović: *Uljna hidraulika*, Tehnička knjiga, Beograd, 1967.
20. V. Zrnić: *Pneumatika*, Tehnička knjiga, Beograd, 1967.
21. M.Vujić: *Osnove turbomlaznih motora,* Naučna knjiga, Beograd, 1960.
22. M.Vujić, Z.Gabrijel: *Principi proračuna i konstrukcije mlaznih motora,* Građevinska knjiga, Beograd, 1965.
23. Е.Б.Вулкаков: *Авиационие зубчатие передачи и редуктори,* Машиностроение, Москва, 1981.
24. J.Bennett, N.Rigby: *Modern military aircraft design*, Amber Books Ltd, 2003.
25. R.Jackson: *Civil Aircraft,* Amber Books Ltd, 2006.
26. Д.Стамболиев: *Машински елементи 1*, книга 2, УКИМ, Скопје, 1993.