

Д-р Владимир Андоновиќ  
М-р Даниел Андоновиќ

# ВОЗДУХОПЛОВНИ КОНСТРУКЦИИ

IV 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 конструкции за четврта година Струка; машинска профил; машински воздухопловен техничар бр.22-1018/1 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 конструкции : IV година машинска струка : машински воздухопловен техничар  
ИМПРЕСУМ: Скопје : Министерство за образование и наука на Република Македонија, 2011  
ФИЗИЧКИ ОПИС: 228 стр. : илустр. ; 29 см  
ISBN: 978-608-226-291-8  
УДК: 629.7.02(075.3)  
ВИД ГРАЃА: монографска публикација, текстуална граѓа, печатена  
ИЗДАВАЊЕТО СЕ ПРЕДВИДУВА: 07.11.2011  
COBISS.MK-ID: 89107210

## Предговор

Во принцип, секој воздухоплов се состои од: змеј, погонска група и опрема (електрична, електронска и инструменти). Во третата година, под овој наслов, беше третирана конструкцијата на воздухопловот (змејот, структурата, frame(1), планер самолета(2), le fuselage(3)). Врз база на тие знаења, во овој курс се дадени потребните описи на функцијата и конструкцијата на опашните и на командните површини, стојниот трап, начините на преглед и контрола на структурата на воздухопловот, конструктивните материјали за воздухопловите и за воздухопловните системи, конструкцијата на големите (патнички) воздухоплови, конструкцијата на управувачките системи на хеликоптер и метеорологијата. Одделните елементи на конструкцијата се илустрирани со бројни шеми, технички цртежи и фотографии. На тој начин текстот станува поинтересен и поблизок до ученикот.

Авторите се надеваат дека учениците, идните воздухопловни техничари, по совладувањето на наставната програма од воздухопловни конструкции, ќе ги стекнат потребните стручни знаења и ќе бидат во состојба:

- да ги анализираат конструктивните елементи на опашните површини,
- да ја објаснуваат работата на командните површини,
- да ги познаваат видовите компензации кај воздухопловот,
- да ги познаваат начините за изведување редовни и вонредни прегледи на структурата на воздухопловот по преоптоварувањата во лет,
- да ја објаснуваат работата на механизмот за вовлекување на стојниот трап,
- да ги опишуваат елементите на стојниот трап,
- да ја објаснуваат работата на кочниците и управувањето со носната нога,
- да ги познаваат материјалите за изработка на воздухоплови,
- да ги познаваат материјалите за изработка на елиси и лопатки на млазните мотори,
- да ја анализираат конструкцијата на голем воздухоплов,
- да ја анализираат конструкцијата на управувачкиот систем за колективна и циклична контрола на чекорот на лопатките кај хеликоптер,
- да ги опишуваат вибрациите кај хеликоптерите,
- да го објаснуваат балансирањето на роторот,
- да класифицираат видови облаци, воздушни маси, фронтови и циклони,
- да развиваат способност и вештини за тимска работа,
- да научат да ги заштитуваат работната и животната средина.

На крајот на книгата се додадени мал англиско-македонски воздухопловен речник, објаснување на одделни кратенки вообичаени во воздухопловството и објаснување на некои поважни поими.

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, се дадени со поситен текст.

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

Скопје 11.6.2010

Авторите

- 
- (1) - англиски термин
  - (2) - руски термин
  - (3) - француски термин

# Содржина

Предговор	3
<b>1. ОПАШНИ И КОМАНДНИ ПОВРШНИ</b> .....	7
1.1 Проверка на геометријата на воздухопловот	8
1.2 Видови опашни конструкции со носива оплата	9
1.3 Опис на улогата на упорниците, затегите, стабилизаторите и командните површини	10
1.4 Видови опашни површини со носечка оплата	11
1.5 Конструктивни елементи на опашни површини со носечка и со носечка оплата: раменици, ребра, надолжници, оплата	12
1.6 Идентификација на стабилизаторите и командните површини	15
1.7 Шарнирна и лостовска врска на командните површини	16
1.8 Принцип на работа на тримери, намена, работа	17
1.9 Видови конструкции на тримери	18
1.10 Тежинска компензација (балансирање): намена, видови, ребалансирање по поправка	20
1.10.1 Промена на основната регулажа на стабилизаторот	20
1.10.2 Аеродинамичка компензација на кормилата	20
1.10.3 Статичка и динамичка компензација	22
1.11 Аероеластични проблеми кај опашните површини	23
1.12 Преткрилца, автоматски преткрилца, спојлери, аеродинамички кочници, заткрилца и други уреди	24
1.13 Подвижни стабилизатори и интегрирани командни површини	31
1.14 Други командни површини (крилца)	32
1.15 Елементи на системот на команди на летањето	35
<b>2. ПРЕГЛЕД И КОНТРОЛА НА СТРУКТУРАТА НА ВОЗДУХОПЛОТ</b> .....	40
2.1 Изведување редовни и вонредни прегледи по преоптоварувањата во лет (турбуленција, тврдо слетување)	40
2.2 Начини на преглед на структурата, елементи на дефектоскопијата	40
2.2.1 Визуелен преглед	41
2.2.2 Преглед со ултразвук	41
2.2.3 Преглед со пенетранти	43
2.2.4 Преглед со магнетски методи	45
2.2.5 Преглед со јонизирачки зрачења - радиографски преглед	46
2.3 Проверка на геометријата на воздухопловот	47
2.4 Мерење на тежината на воздухопловот и определување на тежиштето	48
<b>3. СТОЕН ТРАП</b> .....	50
3.1 Улогата на стојниот трап	50
3.2 Дефинирање на преоптоварувањето на стојниот трап и дисипација на кинетичката енергија	50
3.3 Видови стојни трапови: тркала, скии, пливки	52
3.4 Невовлечливи и вовлечливи стојни трапови	52
3.5 Стоен трап со носно (трицикл) и со опашно тркало (класичен)	53
3.6 Стоен трап тандем, со количка, со повеќе нозе	57
3.7 Механизам за вовлекување на стојниот трап: кинематика, конструкција, задвижување	58
3.8 Забравување на стојниот трап, врати и индикација на положбата	62
3.9 Принцип на работа на амортизерите	64
3.10 Видови амортизери	65
3.11 Главни еластични нозе	71
3.12 Носна еластична нога	74
3.13 Видови тркала и гуми, конструкции на тркалата	75
3.14 Одржување и прегледи на тркалата и гумите	78
3.15 Функција и улога на кочниците (сопирачките)	78
3.16 Сопирачки на тркалата	79
3.17 Коефициент на триењето при сопирање	81
3.18 Принцип на работа на сопирачките	81
3.19 Ладење на кочниците	82
3.20 Начини на одржување и прегледи на кочниците	83
3.21 Механизми за спречување осцилации на носната нога -Shimmy damper	83
3.22 Управување со носното тркало: принцип на работа, команди, задвижување	84
3.23 Преглед и испитување на стојниот трап, редовни, вонредни прегледи (по преоптоварувањето)	84

<b>ВОЗДУХОПЛОВНИ КОНСТРУКЦИИ - ИЗБОРНА ПРОГРАМА</b>	87
<b>1. КОНСТРУКТИВНИ МАТЕРИЈАЛИ ЗА ВОЗДУХОПЛОВИ И ВОЗДУХОПЛОВНИ СИСТЕМИ</b>	87
1.1 Метални воздухопловни конструкции	87
1.2 Монокок, полумонокок конструкции	87
1.3 Дефинирање на оптоварувањето на воздухопловните конструкции, истегнување, притисок, торзија, свиткување, сечење	88
1.3.1 Елементи за пресметка на воздухопловните конструкции	89
1.3.2 Работни оптоварувања и напони во елементите на авионот	89
1.3.3 Критични напони во елементите на структурата -замор на материјалот	90
1.3.4 Елементи на оптоварување на крилото	91
1.3.5 Елементи на оптоварување на трупот	93
1.3.6 Елементи на оптоварување на оплатата	94
1.3.7 Динамички аероеластични проблеми кај командните површини	95
1.3.8 Оптоварување на стојниот трап	96
1.4 Материјали за металните воздухопловни конструкции	97
1.5 Карактеристики и својства на алуминиумските, магнезиумските, титаниумските и други легури	98
1.6 Материјали за неметалните конструкции	100
1.7 Својства на композитните материјали: фиберглас, кевлар, хибридни композити	101
1.8 Начини на спојување на деловите на воздухопловите	105
1.9 Одржување:чистење, полирање и заштита на транспарентните пластични материјали	109
1.10 Материјали за изработка на елиси. Оптоварување на елисите	110
1.11 Материјали за изработка на лопатки за турбомлазни мотори	111
<b>2. ВОЗДУХОПЛОВНИ КОНСТРУКЦИИ НА ГОЛЕМИ ВОЗДУХОПЛОВИ .....</b>	113
2.1 Анализа на конструкцијата на трупот на голем воздухоплов	114
2.1.1 Монокок и полумонокок труп	115
2.1.2 Конструктивни елементи на полумонокок трупови	117
2.1.3 Структура на подот, отвори на трупот	119
2.1.4 Товарен простор во труповите на големите воздухоплови	121
2.1.5 Кабини под притисок	122
2.1.6 Затинање на трупот	124
2.2 Анализа на конструкцијата на крилата на голем воздухоплов	125
2.2.1 Примена на упорници и затеги кај крилата	129
2.2.2 Метални раменици	130
2.2.3 Конструкции на крило со носива оплата	132
2.2.4 Оптоварување на крилото на усукнување	132
2.2.5 Конструктивни елементи на крило со носива оплата	133
2.2.6 Врски на крилото со: трупот, моторските носачи, стојниот трап и командните површини	141
2.2.7 Аеродинамички сливници	142
2.2.8 Обработка на крилото за ламинарно струење	143
2.2.9 Влијание на квалитетот на површината на крилото	144
2.2.10 Резервоари за гориво: надворешни и внатрешни, вградени и интегрални	145
2.2.11 Конструкција на резервоари за гориво и начини за нивно затинање	145
2.2.12 Начини на вградување на крилото	147
2.2.13 Примери на изведени конструкции	149
2.2.14 Уреди за промена на аеродинамичките карактеристики на крилото	153
2.2.15 Крилца	160
2.2.16 Динамички аероеластични проблеми кај крилцата и кај другите елементи	162
2.3 Анализа на опашните површини на голем воздухоплов	165
2.3.1 Структура на опашните површини	166
2.3.2 Примери на изведени конструкции на опашката	169
2.3.3 Реглажи и компензации на опашните површини	170
2.3.4 Надолжно управување, напречно управување, управување по правец	173
2.3.5 Управувачки системи на големи воздухоплови	173
2.3.6 Компјутеризирани системи за управување со летот	176
<b>3. КОНСТРУКЦИЈА НА УПРАВУВАЧКИТЕ СИСТЕМИ НА ХЕЛИКОПТЕРИТЕ.....</b>	179
3.1 Команди на хеликоптерот и нивната разместеност	179
3.2 Анализа на конструкцијата на управувачкиот систем за контрола на чекорот на лопатките	181
3.3 Анализа на конструкцијата на управувачкиот систем за циклична контрола на чекорот на лопатките	187
3.4 Анализа на конструкцијата на управувачкиот систем на ножните команди за	190

управување со опашниот ротор	
3.5 Конструкција на хоризонтален стабилизатор	190
3.6 Конструкција на роторските системи: крути, полукрути, артикулирани	191
3.7 Трансмисија: главен редуктор, меѓуредуктор, опашен редуктор, вратила	192
3.8 Балансирање на роторот	198
3.9 Управување со хеликоптер	198
<b>4. МЕТЕОРОЛОГИЈА .....</b>	<b>201</b>
4.1 Составот на атмосферата и нејзините својства	201
4.2 Атмосферска енергија	202
4.3 Дефинирање на притисокот, температурата, висината, густината, вертикалната промена и алтиметријата	203
4.4 Видови ветер	207
4.5 Атмосферска влага и карактеристики на влагата	209
4.6 Процес на формирање на облаците	210
4.7 Класификација на облаците, видливоста, маглата и другите видови врнежи	211
4.8 Општа циркулација и климатологија	213
4.9 Класификација на воздушните маси, фронтови и циклони	213
4.10 Незгоди предизвикани од грмотевици, локални ветрови, термички ветрови	216
4.11 Опасни временски појави: турбуленција, замрзнување, промени на ветерот	216
4.12 Инструментални метеоролошки услови	220
<b>МАЛ ВОЗДУХОПЛОВЕН АНГЛИСКО-МАКЕДОНСКИ РЕЧНИК</b>	<b>222</b>
<b>ОБЈАСНУВАЊЕ НА НЕКОИ ПОМАЛКУ ПОЗНАТИ ПОИМИ</b>	<b>225</b>
<b>БИБЛИОГРАФИЈА</b>	<b>227</b>

# 1. ОПАШНИ И КОМАНДНИ ПОВРШИНИ

Опашни површини, склоп на опашка, или едноставно опашка, всушност е задниот дел на телото на авионот, кој се состои од неподвижни делови - вертикален и хоризонтален стабилизатор, на кои се прицврстени подвижните аеродинамички командни површини - кормилата за правец (rudder) и за висина (elevator).

Улогата на опашката е на авионот во лет да му дава стабилност (стабилизатори) и да обезбедува командување (кормила) на свртување околу напречната оска (pitch) и околу вертикалната оска (yaw).

Вообичаена конфигурација е онаа со хоризонтална опашка. Меѓутоа, современите авиони, пред сè воените, користат и други конфигурации, како: конфигурација без хоризонтална опашка, конфигурација со канар итн.

Конфигурацијата со хоризонтална опашка зад крилото на авионот денес се смета за класична и таа е најмногу застапена кај реализираните авиони. Позитивни карактеристики на конфигурацијата со хоризонтална опашка се: крилото лежи во ненарушена струја воздух - што е многу поволно во аеродинамичка смисла, крилото има максимална носивост заради рамномерно опструјување, носот на трупот може да се изведе пократок што директно влијае врз прегледноста од кабината, додека скратувањето на носниот дел на трупот создава можност за намалување на површината на вертикалната опашка.

Се разбира, постојат и редица негативни особини кои овде нема да се набројуваат, но кои во минатото и денес биле и се причина за создавање разни нови концепции: од конфигурации без опашка до конфигурации со две хоризонтални опашки.

Во принцип, опашните површини во сè личат на крилата: тие се изложени на исти или на многу слични оптоварувања во лет, функционираат врз исти принципи, па и конструктивната структура им е скоро идентична. Затоа, сè што е речено за крилата, со мали измени, може да се каже и за опашните површини.



Сл.1.1 Општ изглед на класичните опашни површини

Хоризонталниот и вертикалниот стабилизатор имаат: два раменика, определен број надолжници (стрингери) и ребра (сл.1.2). Овие елементи можат да бидат изработени од дрво (денес скоро и да не се употребува), композити или дуралуминиум. Напречниот пресек на металниот раменик е дупло Т или С (сл.1.4).

Конструкцијата на кормилата е иста како и кај крилцата. Тие најчесто имаат еден раменик, во облик на цевка или некој друг профил. Оплатата е мека (платно, синтетика) или крута (дрвена лепенка, дуралуминиумски или челичен лим). Во поглед на носивоста се разликуваат опашни конструкции со неносива и опашни конструкции со носива оплата.

Конструкцијата на опашните површини на лесните и на големите авиони, како и на клипните и млазните, главно е иста. Поради поголемите оптоварувања на кои се изложени опашните површини на млазните авиони, тие се посилно димензионирани.

## 1.1 Проверка на геометријата на воздухопловот (опашката)

Под геометрија на воздухопловот се подразбира **множество** на сите мери и димензии (аголни, должински, многубројни толеранции на обликот, на положбата и на должинските мери) со кои се детерминира неговиот облик. Сите овие големини ја сочинуваат геометријата на воздухопловот и се **пресметуваат** во процесот на неговото конструирање, се **реализираат** во процесот на производството, а во текот на експлоатацијата треба да се **запазат** и да се **одржуваат** во предвидените граници. Геометријата на авионот се дава во неговата техничка документација и таа не смее да отстапува од зададените мери и вообичаените толеранции. Иако на прв поглед корисникот нема никакви ингеренции во геометриските податоци, не е сосема така. Во текот на експлоатацијата може да дојде до промена на геометријата: по груби удари при слетување (тврдо слетување), при излетување од полетно-слетната патека, при грубо возење и влечење со трактор на земја, при лесни судири со други објекти на аеродромот, при преоптоварувања во лет (летање во услови на силна турбуленција, појава на флатер, акробации со изложување на поголемо **g** од дозволеното, и сл.), при поголеми поправки или замени на оштетени делови, но и при сосема необични настани, како спонтано вовлекување на носната нога и паѓање на нос. Во сите овие случаи може да дојде до нарушување на прецизно зададените мери и треба да се **провери** геометријата на воздухопловот, односно оној дел кој станал проблематичен. За таа цел на воздухопловот постојат **реперни точки**, а во техничката документација се дадени должинските и аголните мери што се **контролираат**, како и процедурите што треба да се извршат. Контролата се врши со прецизни оптички инструменти и неа може да ја врши само лиценциран персонал. Резултатите од проверката на геометријата ги вреднува лиценциран инженер.

Сето што е речено, во полна мера важи и за опашните и за командните површини. И овде карактеристични причини за нарушување на геометријата се: механичките оштетувања од судир со цистерна, трактор или опрема за одржување и опслужување на земја, појавата на флатер во лет, судирите со птици, разни интервенции на командите на летањето (замена, реглажа) итн.

Со цел на идниот воздухопловен техничар да му се дадат димензионални претстави за одделните елементи од опашните и од командните површини, како илустрација овде се наведуваат некои податоци за геометријата на кормилата на авионот Антонов Ан-26.

Распон на хоризонталниот стабилизатор 9,9 m

**Агли на отклонот на површините на кормилата:**

агол на отклонот на крилцата нагоре  $24^{\circ}$

агол на отклонот на крилцата надолу  $16^{\circ}$

агол на отклонот на тримерот на крилцата (електричен)  $\pm 15^{\circ}$

агол на отклонот на сервокомпензаторот на крилцата нагоре  $9,5^{\circ}$



агол на отклонот на сервокомпензаторот на крилцата надолу  $14,5^{\circ}$   
агол на отклонот на кормилото на висина нагоре  $25^{\circ}$   
агол на отклонот на кормилото на висина надолу  $20^{\circ}$   
агол на отклонот на тримерот на висина нагоре  $25^{\circ}$   
агол на отклонот на тримерот на висина надолу  $15^{\circ}$   
агли на отклонот на кормилото за правец  $\pm 25^{\circ}$   
агол на отклонот на тримерот на сервокомпензаторот на кормилото за правец  $\pm 19^{\circ}$   
Итн, итн, итн...

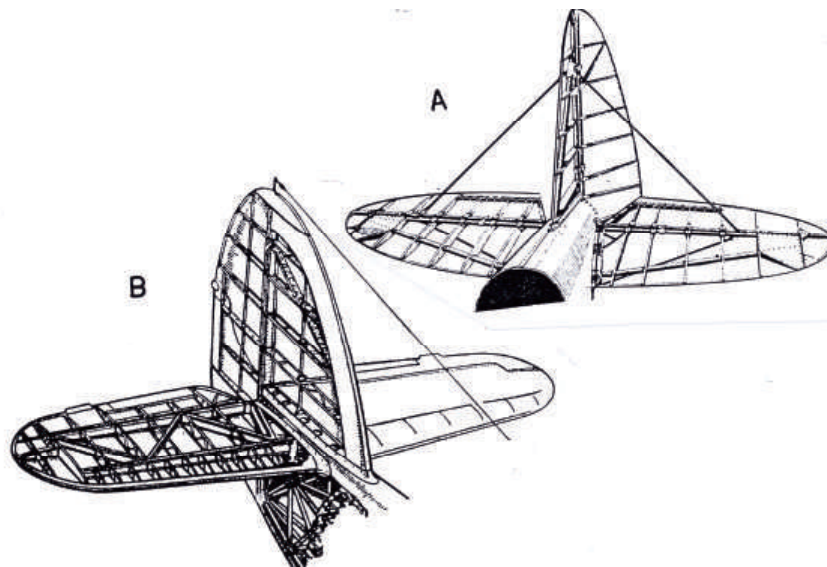
**Битно е да се нагласат неколку моменти при проверката на геометријата:**

- проверката на геометријата ја врши лиценциран инженер и соработници,
- за проверка на геометријата се користат софистицирани инструменти (теодолити, ласерски мерачи на должините, агли и отклоните),
- мерењата се извршуваат во согласност со пропишаните процедури, опишани или во техничката документација на леталото или во релевантна воздухопловна литетатура, користејќи се притоа со маркираните реперни точки на самиот воздухоплов.

Поопширно за оваа проблематика види глава 2.3.

## 1.2 Видови опасни конструкции со неносива оплата

Историски гледано, неносивата оплата кај опасните површини се појавила многу порано од носивата (крута) оплата. Таа била изработена од специјално платно, прицврстена на ребрата со прошивање или со специјални копци, и импрегнирана со лак кој ја затега, и ѝ ги зголемува јакоста и отпорноста на атмосферските влијанија. Ваква оплата е лесна и задоволува брзини и поголеми од  $550 \text{ km/h}$ . Современата неносива оплата е од синтетички материјали далеку поотпорни на механички, термички и хемиски влијанија..



**Сл.1.2 Класични опасни површини со платнена обвивка:**

А-затегната конструкција од тенки метални аеропрфили и раменици од челични цевки;  
В- конструкција од аеропрфили со средна дебелина; потребната торзиона крутост е обезбедена со раменици кои се поврзани со крути дијагонали

Па, сепак, и со ова подобрување неносивата оплата го задржува основниот сериозен недостаток: таа не може да прифаќа и да пренесува торзиони моменти. Овој недостаток се елиминира со определени интервенции и дополнувања во внатрешната носечка структура на стабилизаторите, кои сега добиваат жичени

затеги, дијагонали и дистантни цевки, со што оваа структура се комплицира и станува потешка. Инаку, како и кај крилото, рамениците (сл.1.4) во улога на гредни носачи, и понатаму ги примаат и ги носат трансверзалните сили и моментите на свиткување

Многу често, особено кај лесните авиони, опашните површини со неносива оплата се опремени со дополнителни **надворешни** носачи - потпирки(упорници, struts), кои ја потпираат опашката, и обезбедуваат дополнителна јакост и крутост на целиот стабилизатор, со што тој може да биде со полесна носечка структура и со потенки аеропрофили или, пак, да се употреби послаб материјал.

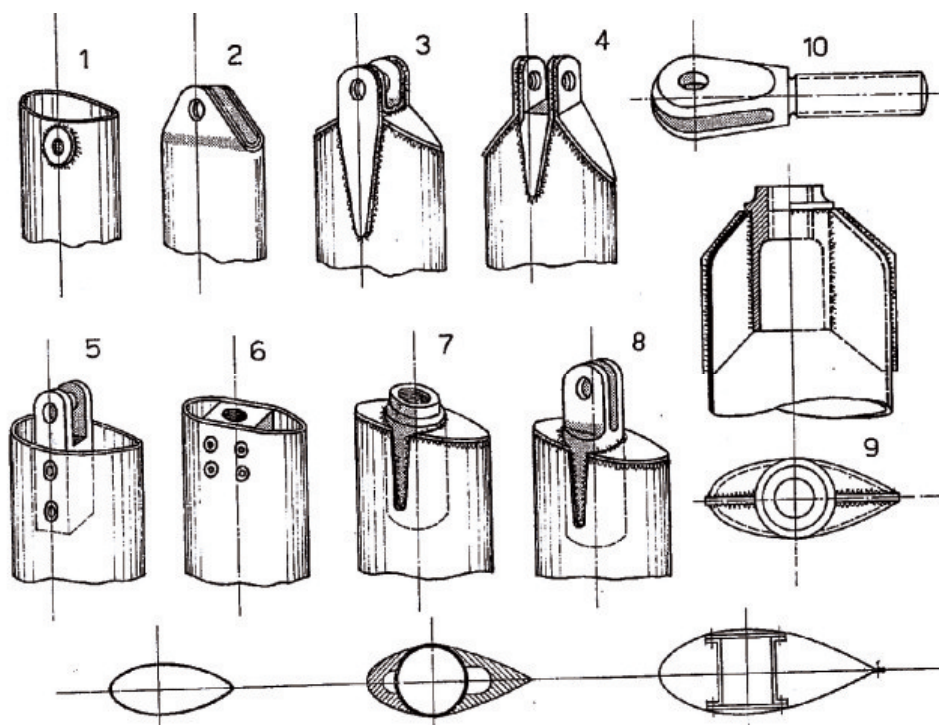
Во еволуциона смисла, конструкциите со неносива оплата се постара и попримитивна конструктивна форма. Со пронаоѓањето на крутата оплата и торзионата кутија, формата со разни затеги е напуштена и таа денес ретко се користи.

## 1.3 Опис на улогата на упорниците, затегите, стабилизаторите и командните површини

### 1.3.1 Упорници и затеги

Видовме дека некои типови крила и опашни површини (сл.1.1), особено кај лесните авиони, се опремени со дополнителни надворешни носачи - упорници (потпирки, struts), кои го врзуваат и го потпираат крилото или опашката, или се елементи на стојните органи. Нивна задача е обезбедување дополнителна јакост и крутост на делот, со што тој може да биде со полесна носечка структура и со потенки аеропрофили или, пак, да се употреби послаб материјал.

Упорниците се изработуваат од **профилирани** метални цевки: за одговорни врски - од стандарден легиран Ст.Мо челик, поради одличните механички карактеристики и можноста за заварување, а за помалку виталните - од дурални.



**Сл.1.3 Примери на завршни глави на упорници изработени со заварување или заковки.**

Краевите во облик на виљушка се изработени со навој заради прецизни дотерувања и реглажа. Се забележува профилираноста на цевките заради намалување на аеродинамичките отпори

Врската на овие дополнителни носачи со соодветните потпорни точки на крилото (обично на средината), односно трупот, е зглобна, т.е. тие работат само на притисок и/или истегнување, и не примаат моменти на свиткување. Заради точна и прецизна монтажа на делот што го потпираат, упорниците не се изработуваат со фиксна должина, туку едниот крај се изведува со виљушка со навој, со што, според потребите, може да се дотерува до потребната мера. Иако се профилирани, упорниците се доста силен и дополнителен извор на аеродинамички отпори, па треба внимателно да се користат.

Затегите од челична жица се користат за фиксирање на опашните површини со неносива оплата (сл.1.2) и кај бипланите - како крилни затеги. Затегите, природно, работат единствено на затегање. Тие биле масовно користени во раните години на воздухопловството и денес нивната примена е поретка. Меѓутоа, не се заборавени, и во последно време постојат сериозни истражувања за нивна примена кај современите авиони. Во тој случај би можело да се очекува примена на потенки крила и опашни површини со ламинарни аеропрфили, со помала тежина, помали трошоци за внатрешната конструкција и помали вкупни отпори.

### 1.3.2 Стабилизатори и командни површини

Улогата на опашката е на авионот во лет да му дава стабилност (**стабилизатори**) и да обезбедува командување (**кормила**), т.е. свртување околу напречната оска (pitch) и околу вертикалната оска (yaw).

Како и крилцата (елероните), опашните површини се **примарни командни површини**. Со нивно отклонување се врши командување со летот на авионот.

**Кормилото за висина** е подвижна аеродинамичка површина која се користи за управување на авионот околу напречната оска - нагоре или надолу.

**Кормилото за правец** е подвижна аеродинамичка површина која се користи за свртување на авионот во **комбинација** со крилцата (елероните). За да се спречи појавата на лизгање на авионот при свртување се користи спрега на кормилото за правец и крилцата, или диференцијален отклон на хоризонталната опашка и кормилото за правец.

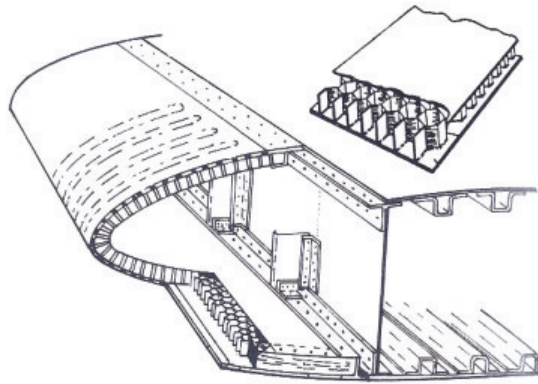
**Секундарни командни површини** се спојлерите (интерцептори), воздушните кочници, заткрилцата. Овие командни површини се опишани во соодветните поглавја.

**Ефикасноста** на командните површини е пропорционална на динамичкиот притисок, т.е. на брзината и густината на воздухот. Тие се најефикасни на големи брзини и при мали висини, а многу помалку се ефикасни при мали брзини и на големи висини.

**Задвижување на командните површини** се обезбедува со систем на команди на летањето.

## 1.4 Видови опашни површини со носечка оплата

На сл.1.1 е прикажан општ изглед на класичните опашни површини со носечка оплата. За разлика од претходно опишаната конструктивна концепција со неносива (мека) оплата, овде врз конструкцијата од раменици и ребра е поставена оплата од дрвена лепенка, саќе од композити или метален (дурален или челичен) лим. Оваа оплата се поврзува со ребрата со лепење или со со заковки. За обезбедување помазна површина, слично на крило, и овде се користат определен број надолжници (стрингери).



#### Сл.1.4 Торзиона кутија со една контура и сендвич со саќеста структура

Крутата оплата (кора) во седејство со раменикот формира таканаречена торзиона кутија која обезбедува соодветна торзиона крутост на стабилизаторот и на тој начин донекаде ги растоварува рамениците, а го прави сосема непотребно присуството на разни затеги, дистантни цевки и дијагонали - елементи што се среќаваат кај класичните опашни површини со неносива оплата (сл.1.4).

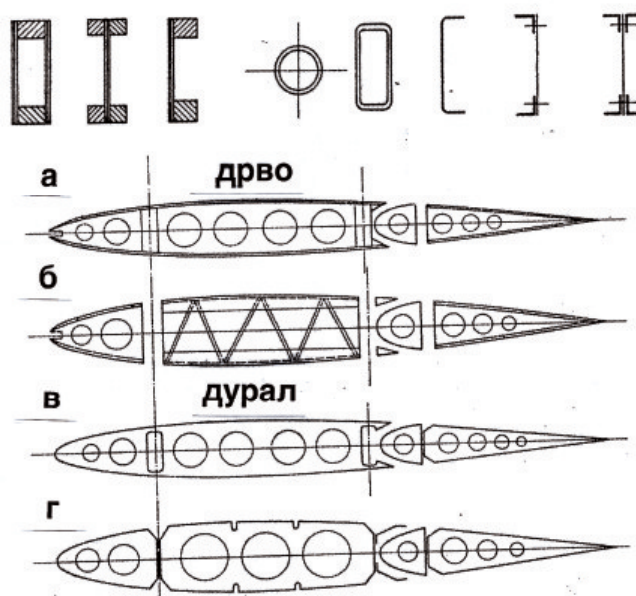
Во последно време металната оплата се поврзува за структурата со лепење, со што дополнително се поевтинува производството, се обезбедува помала тежина, се создаваат помазни површини кои се поповолни во аеродинамичка смисла и се елиминира потребата од дупчење отвори во носечките елементи (концентрација на напоните).

#### 1.5 Конструктивни елементи на опашните површини со носечка и со носечка оплата: раменици, ребра, надолжници, оплата

Структура на опашните површини во принцип е иста како онаа на крилата, при што стабилизаторот одговара на конструкцијата на крилото, додека кормилото во сè одговара на конструкцијата на крилцата. Овде се среќаваат истите конструктивни елементи како и кај крилото: раменици (сл.1.5), ребра (сл.1.5), носечка или платнена оплата, окуви и врски.

Кај денешните авиони, за изработка на склопот опашка се користат метал (дурал) и композити, додека дрвото се среќава само кај постарите модели. Слично како и кај крилото, опашните површини можат, во конструктивна смисла, да бидат со неносечка оплата или со носечка оплата. На сл.1.2 се прикажани две класични опашни конструкции со неносечка оплата. Работните оптоварувања од моментите на свиткување и од трансверзалните сили ги прифаќа структурата составена од раменик (еден до два) и ребра. Бидејќи оплатата е платнена (мека) потребната торзиона крутост се постигнува со систем на крути дијагонали помеѓу рамениците. Во случај на примена на потенки аеропрфили, стабилизаторите може да се поврзат со затеги или да се потпрат со упорници (сл.1.2).

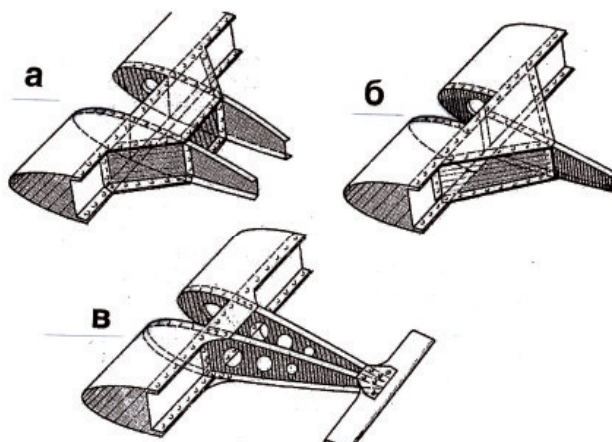
Оплатата, во овој случај, се прицврстува на ребрата со прошивање или со специјални копци. Местата на прошивањето (шевовите) се заштитуваат со залепени платнени ленти, а целата оплата се импрегнира со специјален аеролак, кој ја затега, ја вкрутува и ѝ дава дополнителна јакост. Практичната граница на примена на со платно преслечените опашни површини е доста висока и изнесува преку 500 km/h. Сепак, оваа оплата сè помалку се применува.



**Сл.1.5 Типови раменици за опашни површини:**  
од дрво (горе лево) и од метал ( горе десно), и ребра (долу)

**Крута носечка кора** од дрвена лепенка, дурален или челичен лим е следниот еволутивен чекор во развојот на носечката структура на опашните површини. Притоа, внатрешната структура на стабилизаторот и кормилото останува главно иста, и е составена од познати елементи: раменици и ребра, но сега и од стрингери.

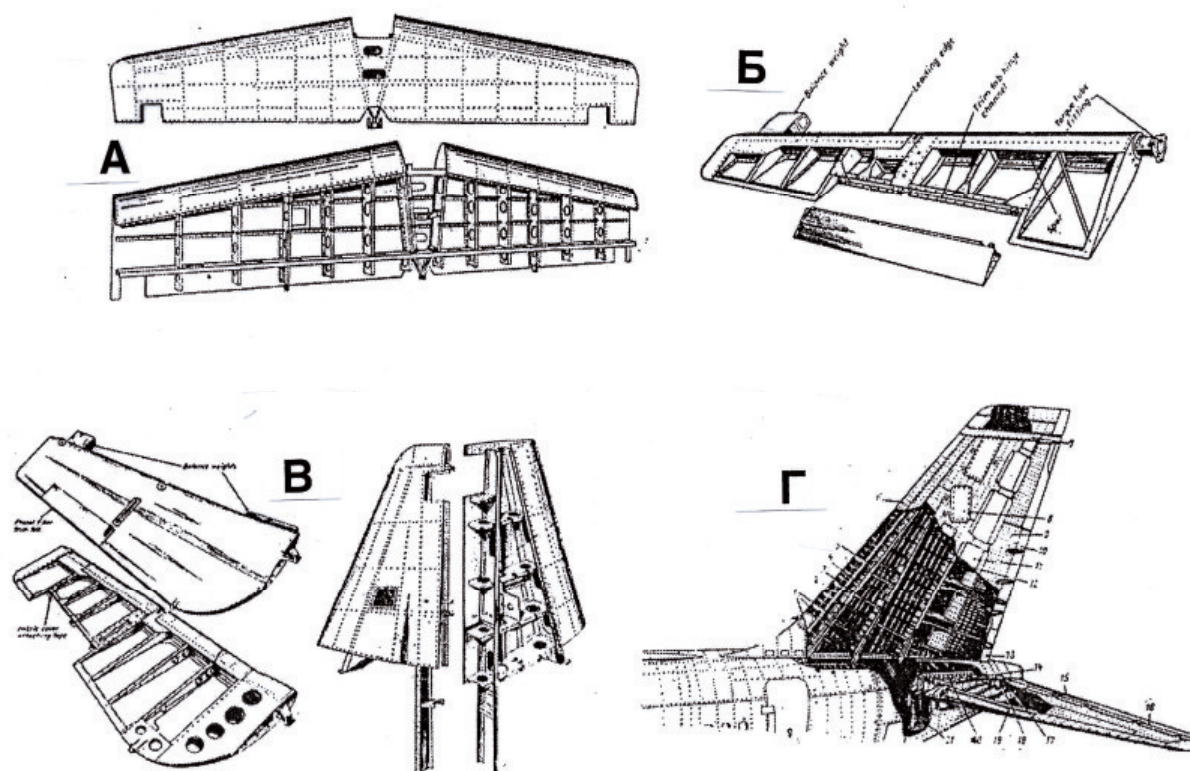
Хоризонталниот и вертикалниот стабилизатор обично имаат по два раменика, а кормилата само по еден (сл.1.7, позиции А и Б). Потребната торзиона крутост на кормилото се обезбедува со формирање торзиона кутија составена од единствениот раменик и крутата кора што оди од горниот појас на раменикот, формира нападен раб, се враќа на долниот појас на раменикот и преку неговото ребро се затвора со горниот појас. На местата каде што **лостовската врска** за погон на кормилото се врзува со него, потребно е да се пресече носечката кора од торзионата кутија за да може да поминува конзолата што го носи лежиштето, а со тоа се создава дисконтинуитет на кутијата. Овој дисконтинуитет се компензира со премостување на ослабеното пресечено место на еден од начините на сл.1.6.



**Сл.1.6 Компензирање на дисконтинуитетот на торзионата кутија на кормилото со премостување на ослабеното место:**

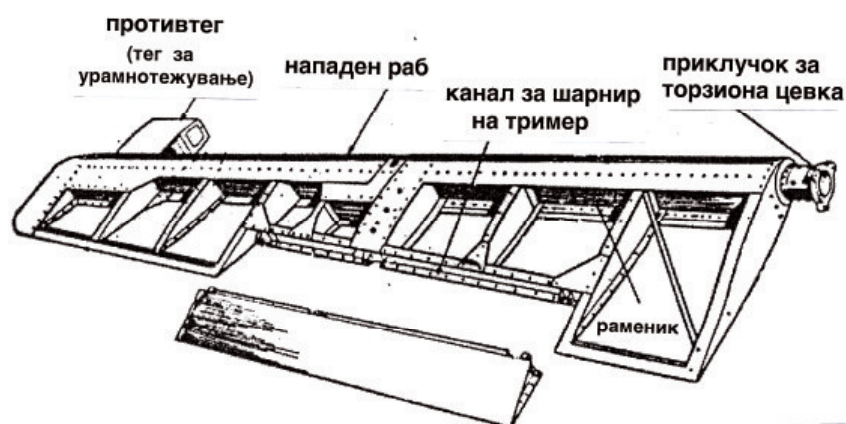
а и б - загубениот пресек е надополнет со нов елемент кој не е послаб од основниот; в - загубениот пресек е заменет со поврзување на излезните рабови на крајните ребра на усекот

Прицврстувањето на кормилото на задниот раменик на стабилизаторот се изведува преку специјално обликувани носачи - окови, во кои се набиени тркалачки лежишта и соодветни виљушки за врска. Оковите и приклучоците на опасните површини се скоро идентични на оние кај крилата, само се помали и послаби. Во воздухопловството важи правилото: секое самостојно кормило, заради сигурност, треба да има најмалку три лежишта. Применуваните лежишта се тркалачки воздухопловни. Тие се монтираат во посебни окови-носачи (сл.1.9). Комплетот оков-носач на лежиштето се состои од два дела: едниот го содржи набиеното лежиште, а другиот е соодветна виљушка за врска која влегува во тоа лежиште. Во поглед на сл.1.9, се истакнува позицијата ж која покрај нормалната радијална моќ на носење, носи и во аксијална насока, па се користи за потпирање на вертикалното кормило.



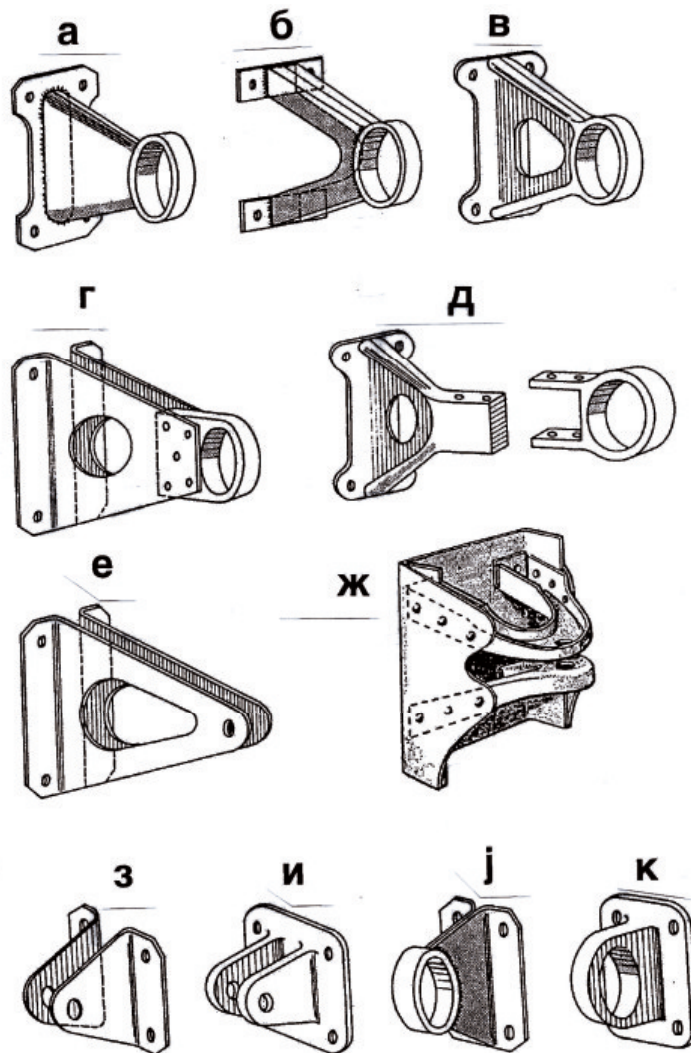
**Сл.1.7 Опашни површини на брзи авиони со лимена (носечка) оплата:**

А и Б- хоризонтални опашни површини на авион ловец; В-вертикални опашни површини на истиот авион; Г- опашни површини на еден поголем транспортен авион



**Сл.1.8 Структура на хоризонталното кормило (позиција Б од сл.1.7)**

**Хоризонталното кормило** (сл.1.8) се состои од еден носечки главен раменик на кој е прицврстен тег за компензација и делот од носечката кора со кој се формира нападниот раб, определен број ребра, носечка кора, приклучок за торзионата цевка и тример кој е поврзан шарнирно со помошниот раменик на кормилото.



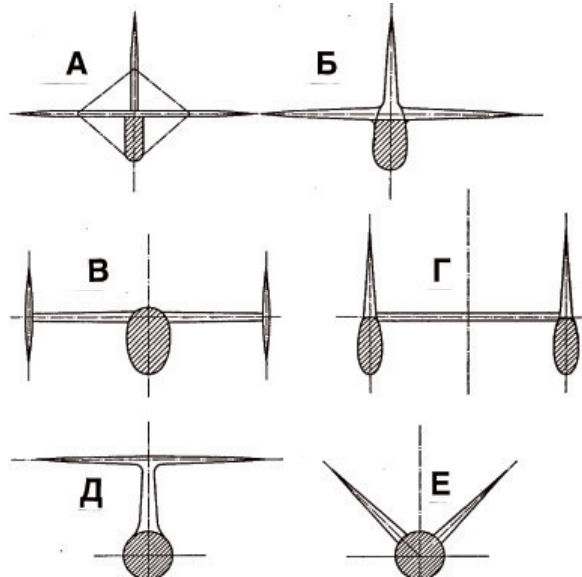
**Сл.1.9 Примери за окови на носачи на лежиштата на кормилата**

Проблематиката на **флатер** на крилце, обработена во III година, во целост се однесува и на кормилата. Механизмот на создавање вибрации, последиците од нивното дејство и патиштата за нивно одбегнување се идентични. Овде само ќе се потсетиме дека флатерот претставува **осцилаторно движење** на дел, или на делови, од авионот во однос на другата негова структура. Основен начин за елиминирање на опасноста од флатер е **балансирање** на командните површини со додавање **тегови** со точно определена тежина пред нејзината оската на ротацијата.

## 1.6 Идентификација на стабилизаторите и на командните површини

Развојот на авионите создаде голем број конструкции приспособени за секаква намена: цивилни и воени, патнички и транспортни, за специјални цели во агротехниката, во противпожарната служба, туристички, спортски, со големи и со мали брзини, со еден мотор и со повеќе мотори, со клипно-елисна погонска група и со млазен погон, итн.. Се разбира, би било многу тешко еден концепт или една диспозиција на опасни површини да ги задоволи сите овие спомнати, и уште

повеќе неспомнати, намени. Воздухопловниот техничар треба да е во состојба да ги идентификува разните **видови** стабилизатори и командни површини. На слика 1.10 се прикажани неколку карактеристични и вообичаени диспозиции на опашните површини и соодветните командни површини. Веднаш да кажеме: стабилизаторот и командната површина секогаш одат во пар, и со посредство на шарнир, сочинуваат функционална целина.



**Сл.1.10 Типични видови диспозиции на опашните површини:**

А-површини изведени од тенки аеропрфили и меѓу себе споени со затеги од жица; Б-стандардна современа концепција; В и Г-диспозиции со удвоени кормила за правец; Д-диспозиција за млазен погон со мотор во трупот-Т опашка; Е-концепција со две командни опашни површини, таканаречена V опашка

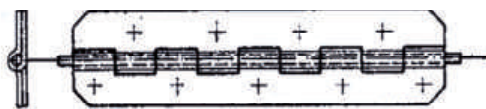


**Сл.1.11 Општ изглед на опашните површини на лесен авион Cessna 172**

## 1.7 Шарнирна и лостовска врска на командните површини

Врската помеѓу, условно речено, неподвижното крило или стабилизаторот и подвижната командна површина на кормилото, заткрилцето, крилцето или тримерот се реализира со специјални воздухопловни елементи, таканаречени шарнири. Шарнирот овозможува непречено осцилирање на еден дел во однос на другиот. Димензиите на шарнирот зависат од видот и големината на подвижниот дел, а изгледот може да се види на сл.1.8 и 1.12.





**Сл.1.12 Изглед на вообичаен шарнир за врска на неподвижна и подвижна површина**

На сликите 1.14 и 1.15 се прикажани примери на лостовска врска или врска со лостови. Лостот ги поврзува командните површини и служи за нивно задвижување. Најчесто лостовите работат во комбинација со шарнирната врска. Притоа, лостот изведува праволиниско наизменично движење, а шарнирот го претвора тоа движење во осцилаторно, т.е. го завртува за определен агол. Ваква врска масовно се користи за командување со сите командни површини. Самите лостови се прачки од дурални или челични цевки со завршоци во облик на **виљушка** или **јазик**. Врската на завршокот и командната површина се изведува најчесто преку едно сферно лизгачко лежиште кое овозможува лесно нагудување на елементите што се во врска. Лостовите обично поседуваат дел со навој (средина на лостот прикажан на сл.1.13) за промена и релгажа на должината. Должина на лостот е растојанието помеѓу центрите на отворите на виљушката и јазикот. Поврзувањето на вака комплетираниот лост со некоја командна површина се изведува со вметнување на дотерани завртки во отворите на виљушката и на јазикот и со нивно осигурување (најчесто со расцепка или со впредена жица.



**Сл.1.13 Изглед на лост за врска со виљушка на десниот и јазик на левиот крај**

Шарнирите и опишаните лостови се типични воздухопловни елементи, развиени и користени скоро исклучително кај системот на команди на воздухопловите.

## 1.8 Принцип на работа на тримерски површини, намена, работа

Тримерите се **мали аеродинамички површини** вградени во излезниот раб на поголема командна површина (кормило за висина, кормило за правец, т.е. elevator, rudder) и со нив може да се избалансираат силите на пилотските команди во саканиот режим на летање. Тоа се постигнува со промена (приспособување, дотерување) на аголот на тримерот ( $\gamma$ ) во однос на поголемата површина, со крајна цел анулирање на аеродинамичките сили и стабилизирање на авионот во саканата положба, без потреба пилотот непрекинато да дејствува врз командите.

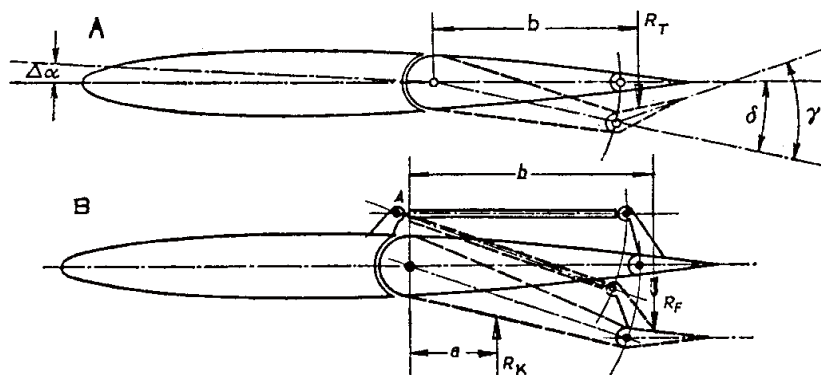
**Улогата на тримерот е балансирање на силите на пилотските команди во саканиот режим на летање.**

Со други зборови, кога е вграден на командна површина (кормило за висина или правец), тримерот овозможува пилотот лесно да ја дотерува нејзината позиција и да ја неутрализира големата аеродинамичка сила што таа ја создава, дејствувајќи како еден вид **аеродинамичка сервокоманда**. Основната шема и принципот на дејствувањето се прикажани на сл.1.14.

Со отклонување на тримерот од неутралната положба за агол  $\gamma$  (позиција А на сл.1.14), на него се создава аеродинамичка сила **Rt** која со своето дејство

предизвикува завртување на кормилото за агол  $\delta$ , а тоа, по своето крајно аеродинамичко дејство, е еквивалентно на извесна промена на нападниот агол на стабилизаторот  $\Delta\alpha$ . Отклонот на тримерот дава ист ефект како да е извршена промена на монтажниот агол на стабилизаторот. Практично, со тој отклон е извршена неговата регулажа (види позиција А на сл.1.15).

Позицијата В на сл.1.14 е сосема поинаква. Во овој случај тримерот и стабилизаторот се поврзани со **паралелограмска кинематичка врска**, со што е обезбедено во секоја положба на кормилото тримерот да останува паралелен на својата почетна положба. Поради тоа, при завртување на кормилото за определен агол  $\delta$ , тримерот добива аеродинамичка сила ( $R_F$ ) која дејствува во насока на саканото завртување на командната површина, а спротивно на реакцијата на кормилото  $R_K$ . На тој начин, на погонскиот момент околу шарките  $R_K \cdot a$  му се спротивставува моментот на тримерот  $R_F \cdot b$ . Силата ( $R_F$ ) е навистина многу помала од силата  $R_K$ , но затоа нејзиниот крак  $b$  е многу поголем од кракот  $a$ , така што оваа комбинација дејствува како многу ефикасно растоварување на погонскиот момент. Овој тип компензатор се нарекува **флетнер** (Flettner).



Сл.1.14 Основна шема и принцип на дејство на тример

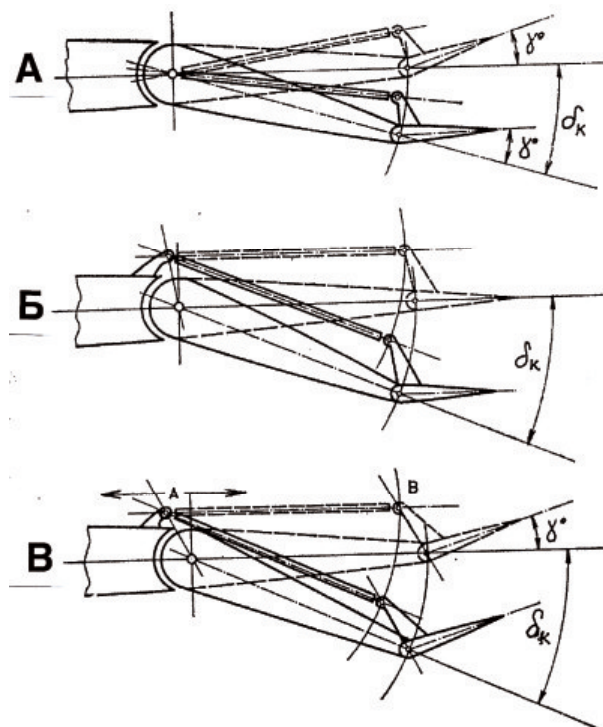
Лесно е да се забележи дека тримерот секогаш се отклонува во спротивната насока од командната површина на која е монтиран и на тој начин го намалува создадениот момент на активираната управувачка (командна) површина. Иако тримерот има мали димензии, поради големиот крак на моментот, тој сепак создава доволно голем момент со кој успешно го намалува погонскиот момент. Лоша страна на тримерот е делумното губење на узгонот на основната командна површина.

Голем број авиони имаат тримери на нивните кормила за висина, што е едноставен метод за обезбедување стабилизација околу напречната оска. Тримерот на кормилото за висина го ослободува пилотот од перманентно нагудување команди за исправање (pitch controls). За дадена брзина или за распределба на тежините, пилотот, со нагудување на надолжната команда на тримерот, постигнува намалување или дури елиминирање на командните сили. Кога командата на тримерот (често пати во облик на тркало, на слика 1.16) е завртена напред, носот на авионот се спушта надолу, и обратно, ако тркалото на командата на тримерот се задвижи наназад, опашката станува тешка. Кај поновите авиони често се применува електрично командување со тример.

## 1.9 Видови конструкции на тримери

**ТРИМЕРСКА КОМПЕНЗАЦИЈА.** Во практиката се користат комбинации на двете основни диспозиции А и В од слика 1.14, со што се постигнуваат оптимални

резултати во компензирањето на погонскиот момент на командите и во зголемувањето на стабилноста на летањето. На сликата 1.15 прикажани се три диспозиции за користење на тримерот.



**Сл.1.15 Начини на дејствување на тример: А-реглажен компензатор; Б-погонски компензатор "Flettner"; В-комбиниран компензатор**

Позицијата А претставува тример во улога на reglaжен компензатор на стабилизаторот. Реглажата се постигнува со непосредно дотерување на аголот  $\gamma$  помеѓу кормилото и тримерот. Позицијата Б е таканаречен погонски компензатор или флетнер. Со него се постигнува растоварување на погонскиот момент на кормилото. Тоа го овозможува паралелограмската врска на **тримерот и стабилизаторот** која овозможува тримерот секогаш да ја задржува хоризонталната положба независно од аголот на наклонот на кормилото  $\delta_k$ . Најпосле, позицијата В е комбинација на А и Б и ги врши и двете функции: reglaжна (од А) и погонска (од Б). Појдовниот агол  $\gamma$  помеѓу кормилото и тримерот во неутрална положба се регулира по потреба, а потоа, поради паралелограмската врска при командување со кормилото, рамнината на тримерот се задржува паралелна самата на себе. Конструктивно ова се изведува така што предната потпора А (позиција В), за кој се врзува спојната прачка, се изведува подвижно во надолжната насока.

Многу авиони имаат тримери на излезниот раб на кормилото за правец или на крилцата (елероните).

Некои авиони, на излезниот раб на кормилото за висина (на некои авиони и на кормилото за правец) имаат крут тример во облик на лимена плочка (trim tab) кој може да се дотерува со свиткување на земја (пилотот), а служи за поефикасно аеродинамичко растоварување на пилотската палка од дејството на продолжени оптоварувања и за полесно управување. Тоа е таканаречениот **regлажен компензатор** или **regлажен лим** (види слика 1.1, десно).

Обично, кај авионите со вообичаен десноод елисен погон (поради суперпонирање на слипстрим ефектот, жироскопската прецесија и пи-ефектот) постои тенденција, особено при полетување, на силно "влечење" налево. Со благо завртување на

реглажниот лим надесно, се намалува потребата пилотот непрекинато да го турка неговиот педал за да ги совлада тенденциите на авионот за свртување налево. Употребата на тримерите значително ги намалува напорот и ангажирањето на пилотот, така што неговото внимание може да се фокусира на други задачи.



**Сл.1.16** Централна конзола на лесен авион *Cessna 172* - вертикалното црно тркало е команда на тример.

## 1.10 Тежинска компензација (балансирање): намена, видови, ребалансирање по поправка

Кај авионите, цивилни и воени, транспортни и патнички, во текот на експлоатацијата, па дури и во еден ист лет, се случуваат поголеми промени на центражата. Во таков случај практично е невозможно целата опашка да се приспособи толку добро за да може да ги задоволува сите можни променливи услови во летот. Се јавува потреба од вршење извесни корекции на геометријата на опашните површини. Во зависност од тоа на кој дел тие се спроведуваат, на располагање се:

- промена на основната регулажа на стабилизаторот и
- аеродинамичка компензација на кормилата.

### 1.10.1 Промена на основната регулажа на стабилизаторот

Станува збор за случај во кој пилотот, преку соодветна команда, врши промена на монтажниот нападен агол на стабилизаторот, во тек на летот. Се разбира, во ваков случај стабилизаторот не е врзан круто за трупот: едниот негов раменик може да осцилира околу напречни оскички, додека другиот раменик со посебен механизам може да се поместува по висина (на пример, со кинематички пар навртка-завртка).

Кај помалите авиони оваа регулажа се изведува мануелно, со помош на челични кабли или со синџир, со кои се повлекува и се врти потпората на раменикот во облик на навртка, што предизвикува подигање или спуштање на завртката од механизмот. За тоа време другиот раменик осцилира околу напречните оскички. Кај поголемите авиони се применува хидрауличен или електромоторен погон.

### 1.10.2 Аеродинамичка компензација на кормилата

Манипулацијата со командните површини, под одредени услови (големи брзини, долги летови и големи маси на авионот), може да биде заморна но и да ги надминува физичките можности на пилотот. Прифатлива сила на пилотската

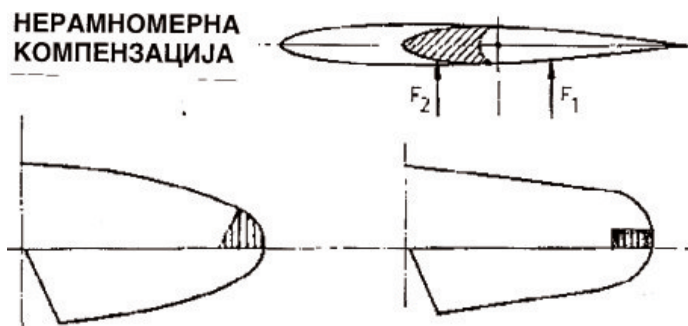
палка се движи во границите од 10 до 40 N (прописите FAR 23 дозволуваат максимална краткотрајна надолжна сила на палката од 270 N и максимална трајна надолжна сила од 45 N). За надминување на оваа тешкотија се настојува да се **намали погонскиот аеродинамички момент** околу шарнирите на кормилата. Обично се применува таканаречена аеродинамичка компензација на крилцата која практично се сведува на:

- поместување на **нападната точка** на резултантната аеродинамичка сила на потисок на кормилото поблиску до оската на ротацијата (шарнирот), или
- поместување на **оската на ротацијата** (шарнирот) наназад, поблиску до нападната точка на резултантната аеродинамичка сила.

Врз основа на вака дефинираната аеродинамичка компензација, во практиката се среќаваат три вида: **нерамномерна, рамномерна и тримерска**.

**Нерамномерна (надворешна) компензација.** Оваа компензација се состои во: **специјално профилирање** на крајот на нападниот раб на командната површина, т.е. продолжување на тетивите на надворешните краеве на кормилото, односно во зголемување на рабната површина на кормилото која лежи пред шарнирната оска, околу која кормилото осцилира (оска на ротацијата), додека самата оска на ротацијата лежи во центарот на полукругот на нападниот раб на кормилото.

Во аеродинамичка смисла оваа компензација е неповолна за авиони со поголеми брзини, бидејќи силно го попречува правилното струење на воздухот околу краевите, со што го зголемува аеродинамичкиот отпор. Добра особина на ова решение е што со него се намалува потребниот контратег за динамичка компензација на кормилото. Од таа причина ова решение не е сосема напуштено и се користи главно кај лесните авиони.



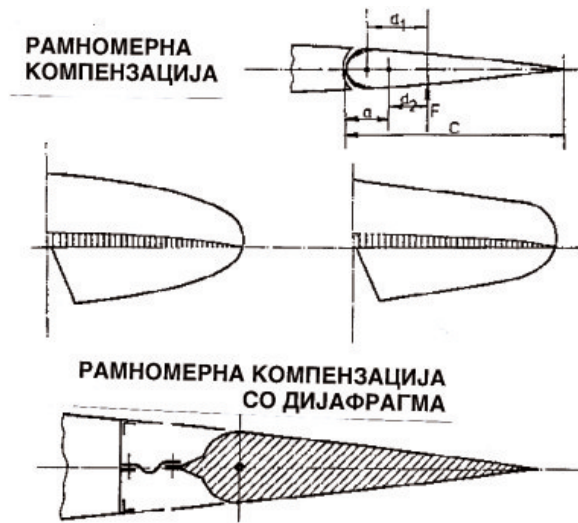
Сл.1.17 Нерамномерна компензација

**Рамномерна (внатрешна) компензација.** Рамномерната компензација се состои во **поместување на оската на ротацијата** на шарнирите, од нападниот раб на кормилото наназад, кон нападната точка на аеродинамичкиот потисок.

Големината на оваа компензација треба да биде умерена, така што ни при најголем агол на отклон на кормилото, неговото чело, односно нападниот раб, да не излезе надвор од контурата на основниот аеропрофил на опашката

За поефикасно аеродинамичко растоварување на пилотската палка од дејството на продолжени оптоварувања и за полесно управување, на излезниот раб на кормилото за висина (на некои авиони и на кормилото за правец) може да се постави **реглажен компензатор** (trim tab) или **реглажен лим**.

Аеродинамичката компензација за растоварување на силите на пилотската палка **никогаш** не се изведува 100%, за да може пилотот секогаш да ги чувствува командите на палката.



Сл.1.18 Рамномерна компензација

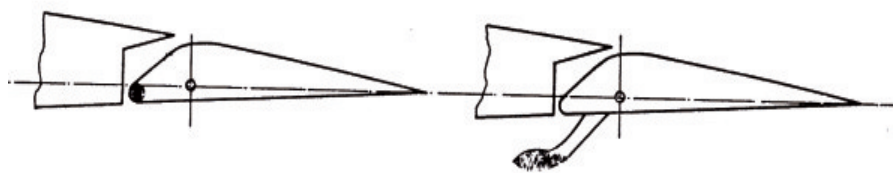
### 1.10.3 Статичка и динамичка компензација

Опашните површини, составени од стабилизатор и подвижна командна површина-кормило, во сè наликуваат на случајот крило-крилце, опишан во претходните предавања. Сè што е таму речено важи и за случајот стабилизатор-кормило, па и за статичката и за динамичката компензација на опашните подвижни командни површини. Оваа компензација се изведува со вградување контратегови за нерамномерна компензација, односно контратегови во облик на тркалезни прачки во самото заоблување на нападниот раб на кормилото, за рамномерна компензација. Во случаи кога вградувањето на теговите за компензација во самото кормило, од која било причина, е неповолно или недоволно, тие може да се вградат, на погоден начин, во облик на контратегови во самиот труп.

По секоја извршена **поправка** на опашните површини (стабилизаторот, кормилото или тримерот) треба да се изврши и контрола на компензацијата. Во случај на нејзино нарушување **задолжително** треба да се изврши **ребалансирање**.

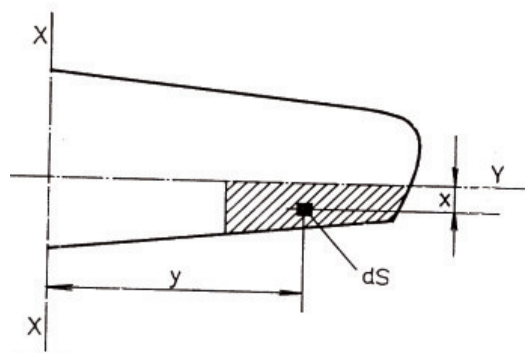
По правило, кормилата се поврзуваат со стабилизаторите шарнирно (сл.1.8 и 1.12) или со окуви(сл.1.9), што овозможува извесна ротација на командната површина за определен агол нагоре или надолу.

Природно е да се очекува тежиштето на обичното кормило (CG) да лежи зад оската на вртењето што, под определени услови, може да создаде многу непријатни и опасни вертикални осцилации наречени флатер. Елиминација на оваа опасност се изведува со **статичка или динамичка компензација**. Кај статичката компензација масата на кормилото се распоредува така што тежиштето паѓа во вертикалната рамнина што минува низ оската на вртењето, или уште посигурно, малку пред таа оска. Ова се постигнува со додавање дополнителни маси пред лежиштата на кормилото, во нападниот раб, или, по потреба, на посебен лост (сл.1.19).



Сл.1.19 Статичка компензација на кормило

За потполно обезбедување на кормилото од појавата на флатер, потребно е да се изведе и потполна динамичка компензација, што искажано со јазикот на механиката и математиката се сведува на изедначување со нула на центрифугалниот момент на инерцијата на кормилото во однос на оската на симетрија на авионот (X-X), и оската што минува низ лежиштата на крилцето (Y-Y).



Сл.1.20 Динамичка компензација на командна површина

Сите наведени услови за статичка и динамичка компензација на кормилата, во потполност важат и се применливи на кормилото за висина, кормилото за правец и на крилцата.

### 1.11 Аероеластични проблеми кај опасните површини

Во лет, стабилизаторите и кормилата се изложени на многубројни аероеластични оптоварувања кои, под одредени околности, може да доведат до катастрофални последици.

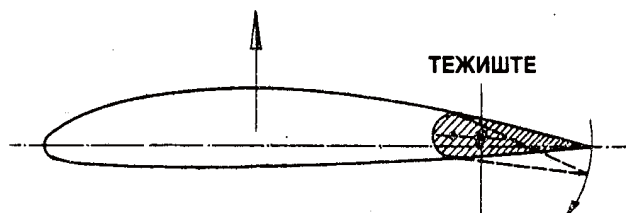
**Флатер (Flutter)**, генерално, е резонанција на структурата која се случува кога фреквенцијата на нејзините еластични деформации (т.е. сопствената фреквенција) ќе се поклопи со фреквенцијата на променливото аеродинамичко оптоварување. Секоја структура на авионот има сопствени еластични својства и, ако се изложи на вистински тип стимулација, може да дојде во резонанција, или да стимулира резонанција на другите структури, дури иако на прв поглед двете структури не се во никаква релација.

Флатерот, како изразит пример на аероеластичен динамички феномен, е самостартувачка вибрација која настанува кога една носечка површина ќе се деформира од некое променливо аеродинамичко оптоварување. Штом оптоварувањето ќе се намали, ќе се намали и деформацијата, при што се воспоставува иницијалниот облик и иницијалната состојба оптоварување-деформација. Со нова промена на иницијалното (редовното) аеродинамичко оптоварување циклусот стартува повторно, и така непрекинато за време на летот. Со одржување на променливоста на оптоварувањето се одржува и соодветна циклична промена на деформациите, т.е. делот почнува да вибрира.

Иако пилотите под поимот флатер главно подразбираат **флатер на крилца**, тој може да настане и на опасните површини: стабилизаторите, кормилото за правец и кормилото за висина.

Во случај на конструкција на кормило за висина чие тежиште (CG) лежи зад оската на ротацијата, при извесни осцилации на стабилизаторот, задниот дел на трупот или крилото во вертикална рамнина (ако авионот се оптовари со G или крилото се тресе горе-долу), односно при соодветна вертикална акцелерација на некој од наброените елементи на структурата, кормилото ќе сака да го следи ова движење. Но, поради инерцијата на масата на самото кормило, тоа има тенденција да доцни по главното движење на предната крута конструкција на стабилизаторот. На тој

начин, при движење на стабилизаторот нагоре, кормилото заостанува (па се чини како тоа да оди надолу) и ја менува кривината на основниот аеропрофил на стабилизаторот, што создава дополнителен узгон, а овој дејствува на стабилизаторот во смисла на зголемување на иницијалниот уклон на свиткување, т.е. ја зголемува амплитудата на осцилирањето.

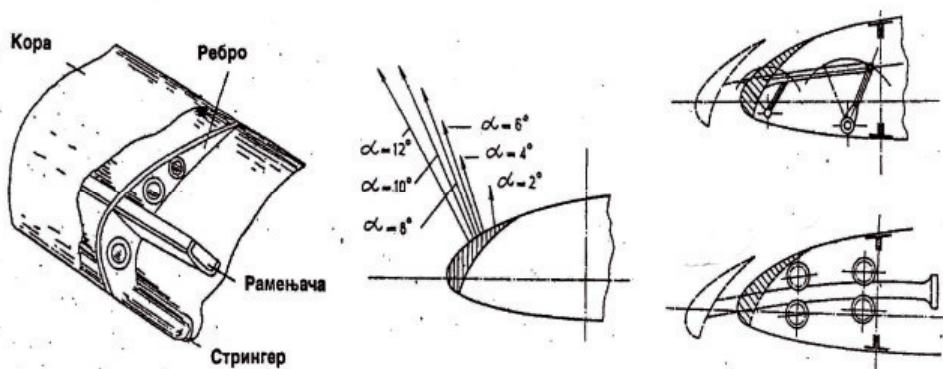


Сл.1.21 Механизам на појавата на флатер (мавтање) на крилце

Повеќекратното повторување на оваа ситуација доведува до појава на опасни вибрации, познати под името флатер (flutter) или мавтање на кормилото, или, во случај на пренесување на вибрациите, и на стабилизаторот. Под влијание на флатерот можно е да дојде до кршење на кормилото, на неговите носачи, како и на врските со трупот, па и на самиот стабилизатор.

## 1.12 Преткрилца, автоматски преткрилца, спојлери, аеродинамички кочници, заткрилца и други уреди

**Преткрилцата (slots)** се аеродинамички профилирани површини кои се поставуваат на еден дел од нападниот раб на крилото или по целата негова должина, со цел зголемување на узгонот при поголеми нападни агли и помали брзини, преку обезбедување на правилно опструјување на крилото.



Сл.1.22 Структура на преткрилце и механизми за автоматско отворање и затворање

Во примена се три типа преткрилца:

- **автоматски преткрилца**, кои лежат во контурата на нападниот раб на крилото и се извлекуваат (и се вовлекуваат) автоматски, под влијание на создадената депресија при големи нападни агли. Со намалување на нападниот агол и на депресијата, преткрилцето се враќа во неутрална положба, најчесто под дејство на челниот отпор и, евентуално, слабата тарирана пружина. Овој тип е карактеристичен за лесните авиони;

- **фиксни преткрилца** кои се постојано извлечени. Тие претставуваат еден вид помошно мало крило со многу мала тетива и со згодно избран профил, кое е цврсто фиксирано за нападниот раб на крилото, при што се формира процеп низ кој струи воздух по горната површина на крилото и накај елероните. Обично се користат за авиони со специјална намена, чија главна особина е кратко



полетување и слетување (познатиот германски авион Fieseler Fi 156 Storch со фиксни слотови можел да полета со слаб челен ветер на помалку од 45 метри, а да слета на 18 метри?!);

- **командувани преткрилца**, кои може да се извлечат според желбата на пилотот. Обично се применуваат на големите патнички и cargo авиони (airliners).

Тетивата на преткрилцето изнесува само неколку проценти од тетивата на крилото. Во поглед на должината, преткрилцата може да бидат поставени по целиот распон на крилото (поретко), или на 35 - 50% од неговиот распон (почесто), и тогаш се поставуваат во зоната на крилцата (елероните) на чија работа најмногу влијаат. Во тој случај преткрилцата претставуваат моќно и многу ефикасно средство за осигурување на напречната стабилност на авионот во лет со големи нападни агли.



**Сл.1.23** Уредите за хиперпотисок се применуваат и на најголемите авиони; **Boeing 747** при слетување со целосно извлечени заткрилца

Преткрилцата и заткрилцата имаат слична структура како и крилото, само многу поедноставна. На сл 1.22 е прикажана структура на преткрилце, и механизам за негово автоматско отворање и затворање.

Преткрилцата се извор на доста силен челен отпор, па е поволно, кога не се потребни, да бидат вовлечени во контурата на нападниот раб на крилото. Нивното извлекување, под некоја критична брзина, главно се одвива автоматски, под влијание на локалниот потпритисок на воздухот што струи околу нападниот раб, и една тарирана притисна пружина, во внатрешноста на крилото (сл.1.22).

**Спојлерите (интерцепторите)** се мали правоаголни плочи, со помала или со еднаква површина на крилцата, вградени на горната или на долната страна на крилото кои, активирани, служат за нарушување на опструјувањето по тој сегмент, па соодветно на тоа и на узгонот. Можат да бидат изведени со свртување околу шарнир за  $90^{\circ}$  или со вертикално извлекување од горната контура на крилото, при што, освен што силно го зголемуваат отпорот, ја расипуваат циркулацијата по крилото и го намалуваат узгонот. Вообичаено, интерцепторите се вградуваат во комбинација со крилцата, но постојат решенија (кај авионите со променлива геометрија на крилото) каде што тие ги заменуваат.

Примената може да им биде различна. Ако се активираат **диференцијално** на двете полукрила, имаат функција на крилца. Во оваа функција обично служат за дополнување на ефектот на крилцата. Ако интерцепторот (спојлерот) се извлеч само на едно крило, тогаш тоа крило оди "надолу" заради појава на момент околу надолжната оска на авионот.

При **едновремено и симетрично активирање** на спојлерите на горната површина на крилото доаѓа до нагло намалување на узгонот и зголемување на отпорот на крилата, што всушност претставува обратна функција од заткрилцата. Оваа функција на интерцепторите се користи кај големите авиони при дотерување на висината на летот во приодот за слетување.

При **целосен отклон**, во крајната положба, тие служат како аеродинамички кочници. Оваа функција е посебно ефикасна кај големите патнички и транспортни авиони за скратување на патеката за протрчување, по слетувањето. Тогаш спојлерите, како аеродинамички кочници, се отклонуваат во крајната положба, па покрај тоа што аеродинамички го кочат авионот, го намалуваат узгонот на крилата, поради што се зголемува силата на притисок помеѓу тркалата и пистата, а со тоа се подобрува фриксионото кочење со тркалата.



Сл.1. 24 *Airbus A321* на приземјување со извлечени спојлери



Сл.1.25 Целосно извлечени преткрилца и заткрилца кај *Airbus A319*

**Воздушните сопирачки (аеродинамички кочници, *air brakes*)** се дополнителни командни површини кои се "отвораат" во воздушната струја и создаваат интензивен отпор. Нивна задача е да го спречат нормалното опструјување на деловите на авионот и да предизвикаат дополнителен отпор, кој ќе ја намали брзината на неговото движење. Воздушните сопирачки можат да бидат поставени на крилото (Junkers, Blackburn, Curtiss) или на трупот. Обично се поставуваат бочно на трупот, **симетрично** на двете страни, во вид на капаци со вертикални шарки, и се командуваат по хидрауличен пат. Освен за чисто воени потреби, аеродинамичките кочници се користат за намалување на финесата на авионот, со цел да се добие пострмен и пократок приод кон пистата. Аеродинамичките сопирачки се присутни на скоро сите борбени авиони со намена ограничување на брзината при пикирање и нагло забавање на авионот во тек на водење блиска воздушна борба.



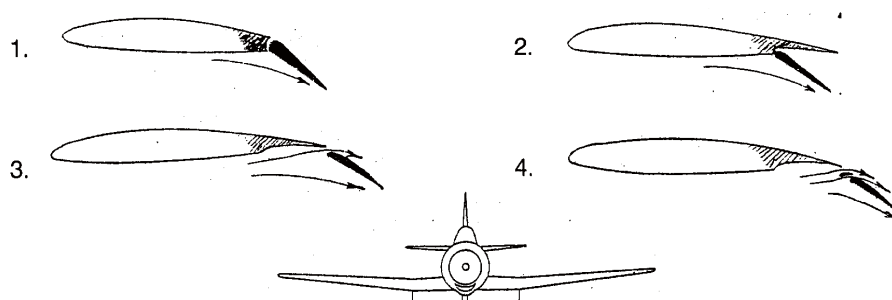
Сл.1.26 Авион А-1 при понирање со активирани воздушни кочници на трупот



Сл. 1.27 Легендарниот *F-86D Sabre*, со извлечени автоматски преткрилца и воздушни сопирачки (во задниот дел на трупот)

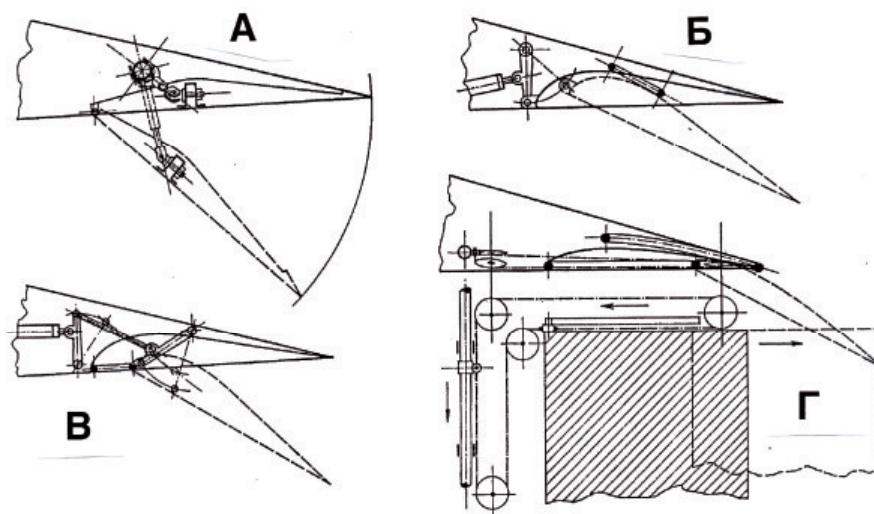
**Заткрилцата (wing flaps)** се најпознат и најчесто применуван уред за создавање хиперпотисок. Тоа е подвижен удвоен дел, конструктивно сличен на крило, споен шарнирно или со окови со задниот раменик на крилото, така што заедно формираат единствена излезна контура; распореден е симетрично по должината на крилото од двете страни, поблиску до трупот. Флапсовите се парен орган и тие се извлекуваат едновремено и еднонасочно надолу, со цел зголемување на носивоста на крилото, или зголемување на неговиот узгон.

Општ принцип на работа на заткрилцата е зголемување на релативната кривина на профилот (при соборување), а кај некои (fowler) и зголемување на површината на крилото. Во зависност од режимот на летањето, флапсовите се извлекуваат парцијално или целосно. Кај лесните авиони, користењето на флапсовите е според изборот на пилотот и зависи од теренот од кој се полетува (кратка писта, мека писта, нормална писта, итн).



Сл.1.28 Основни типови заткрилца и нивната положба на крилата

На сликата 1.28 се прикажани неколку вообичаени шеми на флапсови и нивната положба на крилото: нормално заткрилце (1), заткрилце тип капак (schrenk, split) (2), заткрилце **fowler** - најдобриот тип (3) и заткрилце со два процепа (4).



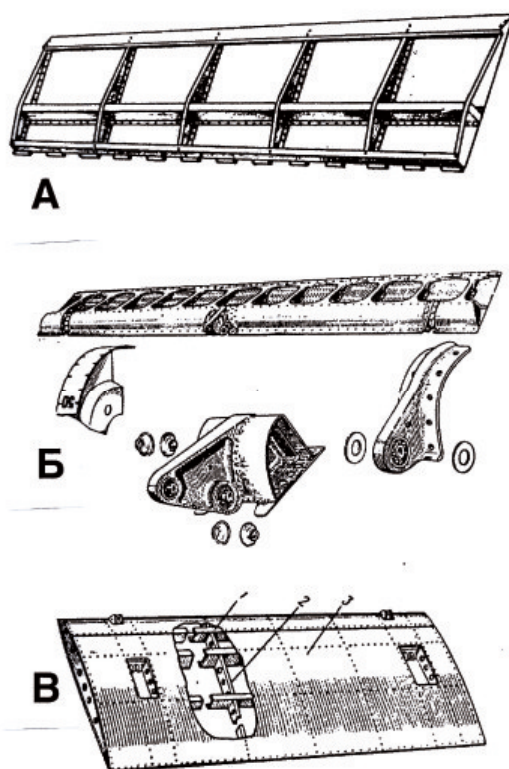
Сл.1.29 Концепти на погонската кинематика на заткрилцата

За полетување, флапсовите се извлекуваат **делумно**, со што се постигнува намалена минимална брзина за полетување, со мало зголемување на отпорот. На овој начин авионот може да полета и од кратка дистанца.

При слетување, флапсовите се извлекуваат **целосно**, за да овозможат:

- помала критична брзина, така што приоѓањето за атерирање се одвива побавно и на пократка дистанца на пистата,
- пострмен приод при атерирање благодарейќи на создадениот поголем отпор од целосно извлечените заткрилца.

На слика 1.29 се прикажани неколку концепти на погонската кинематика на заткрилцата: А-обично заткрилце "капак" со хидрауличен симултан погон во лева и во десна страна; Б и В - заткрилца "fowler" поврзани со осцилирачки лостови, а Г-заткрилце "fowler" со двојни водилки кои му овозможуваат максимално извлекување од крилото



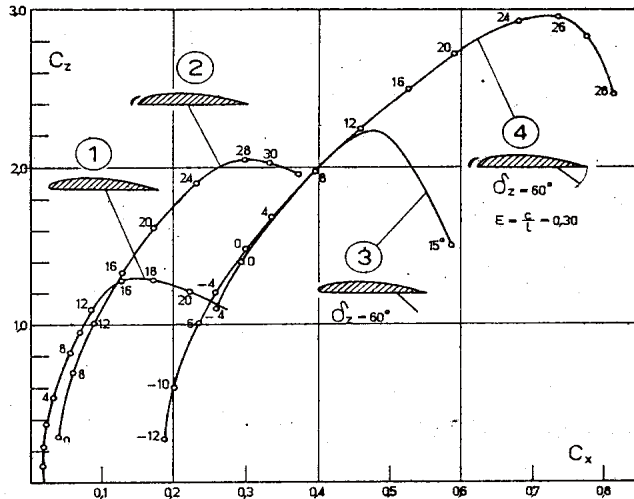
**Сл.1.30 Практична изведба на заткрилца**

На сликата 1.30 се прикажани три практични изведби на заткрилца: А-обичен капак; Б-наведнато крилце со соодветни окови за врска со крилото и, најпосле, В-профилирано заткрилце fowler (1-раменик, 2-ребро, 3-лимена обвивка).

**ЗАКЛУЧОК.** Кај авионите се применуваат аеродинамички уреди за механизација на крилото со цел намалување на потребната брзина на полетување, односно на слетување со:

- зголемување на максималниот коефициент на узгонот и/или
- зголемување на површината на крилата.

Зголемување на максималниот коефициент на узгонот се постигнува со зголемување на кривината на аеропрофилот и со подобро опструјување на крилото со воздух. Зголемување на кривината на аеропрофилот се постигнува со заткрилцата, а подобрување на опструјувањето на крилото со воздух со процепи, со предните крилца, со нападниот раб што се наведнува и со преткрилцата. Зголемување на површината на крилото се постигнува со истовремено наведнување и повлекување на заткрилцата наназад (Fowler). На сл.1.31 е прикажано дејството на одделни системи на хиперпотисок врз појдовното обично крило.



**Сл.1.31** Дејство на одделни системи на хиперпотисок на обично крило:  
 1- референтно крило; 2-истото крило со преткрилце; 3-истото крило со заткрилце тип капак;  
 4-комбинација на преткрилце и заткрилце

КОНФИГУРАЦИЈА	ПРОЦЕНТ. ИЗНОС НА ТЕТИВАТА $100 \left(\frac{c}{l}\right)$	АГОЛ НА НАКЛОН $\alpha_z$ ПРИ $C_{zmax}$	КРИТИЧЕН АГОЛ ПРИ $C_{zmax}$	$C_{zmax}$	$\frac{C_{zmax}}{C_{xmin}}$	$\frac{C_{zmax}}{C_{zmax\text{ ПОГМ.}}}$
1 основен аеропродил			15	129	85	
2 наклонето крилце	30	45	12	195	1282	151
3 крилце со процеп	30	45	12	198	1205	153
4 закрилце "јункерс"	30	40	13	180	130	140
5 закрилце "schrenk"	30	50	14	216	1385	167
6 закрилце "zapp"	30	60	13	235	1508	182
7 преткрилце (слот)			28	163	129	126
8 закрилце "fowler"	40	40	15	242	203	188
9 слот со крилце со процеп	30	45	19	226	932	175
10 слот со закрилце "fowler"	145	40	25	249	199	193

**Сл.1.32** Аеродинамички карактеристики на одделни системи за хиперпотисок

На сл.1.32, во облик на табела, се прикажани некои аеродинамички карактеристики на одделни системи за хиперпотисок споредени со основниот аеропродил на крилото.

### 1.13 Подвижни стабилизатори и интегрирани командни површини

Вреди да се спомнат и други решенија на опашката кои засега се применуваат само кај брзите воени авиони: **stabilator** (цел подвижен хоризонтален стабилизатор, т.е. **all-flying tailplane**), **ruddervator** (комбинација на кормило за правец и кормило за висина) во форма на **V-опашка** (V-tail, позиција Е на сл.1.10), **T-опашка** (T-tail, позиција Д на сл.1.10), т.е. хоризонтален стабилизатор поставен високо на врвот на вертикалниот стабилизатор. Секој од овие концепти има свои предности и недостатоци и се користи за точно утврдени цели.

На крај, да споменеме дека тренд во современата наука за конструирање е извршувањето на повеќе функции со ист дел. Така, можни се и разни комбинации на командните површини, при што единствената (единичната) површина служи за извршување на две цели.

На пример, **flaperon** е комбинирана командна површина, т.е. комбинација на заткрилце (**flap**) + крилце (**aileron**). Основната причина за појавата на вакви усовршувања е од конструктивна природа. Имено, кај авионите со делта-крило распонот на крилото е релативно мал и недоволен за вградување крилца и заткрилца со потребната должина. Решението е во вградување на единствена командна површина која ќе ја извршува функцијата и на крилцата и на заткрилцата. Флапероните служат за напречно управување со авионот, за подобрување на носечките карактеристики на авионот, за намалување на брзините на слетувањето и за скратување на полетната патека (писта).

**Elevon** е комбинирана командна површина, т.е. комбинација на кормило за висина (**elevator**) и крилце (**aileron**), а се наоѓа по должината на излезниот раб на делта-крилото. И пак, како и погоре, ќе констатираме дека излезниот раб на делта-крилото кај воените авиони е доста краток и располага со многу малку простор за вградување на класична механизација на крилото и уреди за управување. Поради тоа, за надолжно и напречно управување со авионот се вградува елевон, кој ја врши функцијата на крилцата и кормилото за висина, обединети во единствена командна површина. Елевоните се употребуваат на авиони со делта-крило и без хоризонтална опашка (Mirage 2000, Draken J35), како и кај конфигурацијата канар (Viggen J37). Интересно е да се напомене дека елевоните ја задржуваат ефикасноста и при големи нападни агли.

При поместување на пилотската палка напред (или кон себе), елевоните на двата крила се отклонуваат надолу (или нагоре). Со поместување на палката на една од страните (лево или десно) се случува диференцијално отклонување на елевоните; елевонот на десното крило се отклонува надолу, а елевонот на левото крило нагоре или обратно. Со истовремено отклонување на елевоните тие играат улога на класично кормило на висина. Кога се отклонуваат диференцијално, тогаш функционираат како крилца.

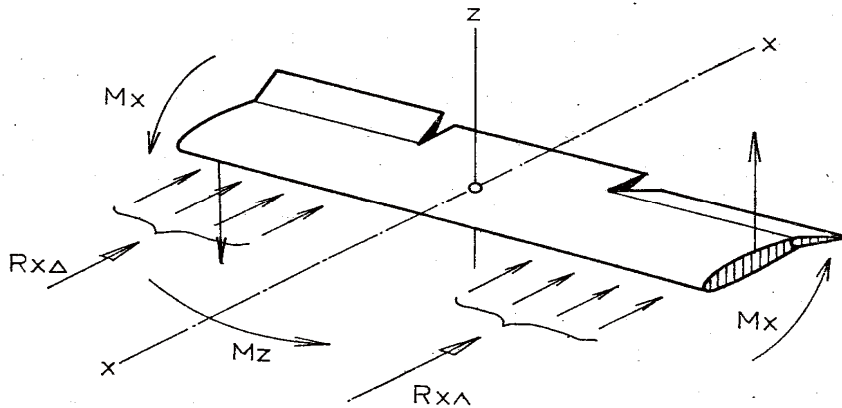
**Spoileron** е комбинација на спојлер (интерцептор) и крилце (елерон), и, најпосле, **taileron** е комбинирана командна површина добиена со комбинација на хоризонтален и вертикален стабилизатор.

Наведените комбинации главно се наменски застапени кај модерните борбени и транспортни млазни авиони, а овде само се споменуваат. Но, никој со сигурност не може да тврди дека некое од овие решенија нема наскоро да се примени и кај другите авиони. Најпосле, многу решенија применети кај воените авиони, по некое време ексклузивна примена и афирмација, доживуваат примена и во цивилната авијација.

## 1.14 Други командни површини - крилца (елерони, ailerons)

**Крилцата** се аеродинамички командни површини со чие дејство авионот се наведнува или ротира за определен агол околу надолжната оска (roll), со цел да изврши координирано (урамнотежено) свртување. Според тоа, крилцата припаѓаат на командите на летањето, тие се командни површини, и дејствуваат како напречна крма командувана со пилотската палка.

По својот облик, тие личат на мало крило и кога се во неутрална положба совршено се стопуваат со контурата на крилото. Во работата се движат истовремено но во спротивни насоки: кога едното оди нагоре, другото се спушта, и обратно. На сл.1.33 е прикажан начинот на дејствување на крилцата. Со делумно ротирање на крилцето нагоре или надолу се менува кривината на основниот аеропрофил на крилото и се случува соодветна промена на коефициентот на узгонот, иста како и кај обичното заткрилце (флапс). Резултат на ова е зголемување на силата на узгонот на крилото чие крилце е завртено надолу (поради зголемената кривина на аеропрофилот и зголемениот коефициент на узгонот), односно намалување за ист износ на узгонот на крилото чие крилце е завртено нагоре. Се создава спрега од аеродинамички сили која го врти авионот (roll) околу неговата надолжна оска, според волјата на пилотот кој управува со овие команди. По правило, моментот на завртувањето  $M_x$  околу надолжната оска на авионот најмногу зависи од аголот на ротирањето на крилцата, но и од режимот на летањето, т.е. од нападниот агол на крилото.



Сл.1.33 Принцип на дејство на крилцата

При опишаната редовна работа на крилцата се јавува и непожелен и штетен момент околу вертикалната оска  $M_z$  (сл.1.33) кој има насока спротивна на командуваното свртување, го кочи и го нарушува. Механизмот на ова дејство е едноставен: при командуваното свртување надесно (сл.1.33), левата страна на крилото со завртеното крилце надолу создава изменет аеропрофил со зголемена кривина и узгон. Но, тоа едновременно предизвикува и зголемување на отпорот на изменетиот лев аеропрофил и на целата лева страна на крилото во споредба со десната. Оваа разлика во отпорите помеѓу левата и десната страна на крилото го генерира спротивставувачкиот момент  $M_z$  околу вертикалната оска што го кочи командуваното свртување.

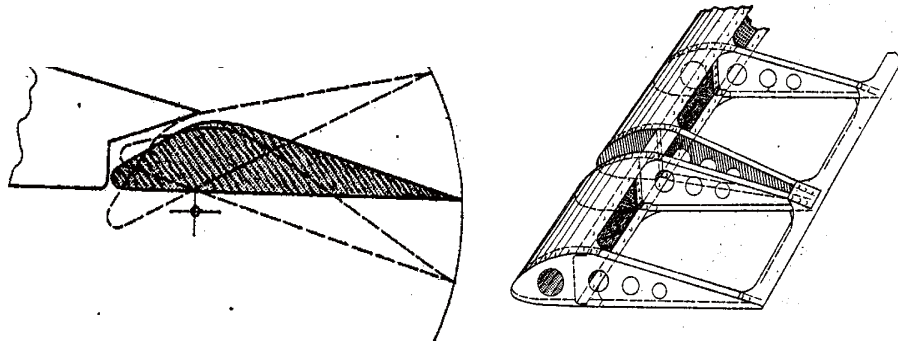
Модерните системи на крилца имаат минимален момент  $M_z$ , што се постигнува со примена на диференцијален погон за нив. Основната идеја се состои во обезбедување нееднаков погон на левото и на десното крилце. Крилцето што "оди" надолу се завртува за значително помал агол отколку што спротивното се подига. Притоа, помалку наведнатото крилце создава помал отпор, а повеќе



подигнатото крилце создава поголем отпор, што сè заедно резултира со елиминирање на моментот  $M_z$ .

Сличен ефект се постигнува и со крилцето фрајз (Frise) кај кое нападниот раб, при негово свртување нагоре, стрчи во воздушната струја на долната површина на крилото и генерира отпор на таа страна (сл.1.34).

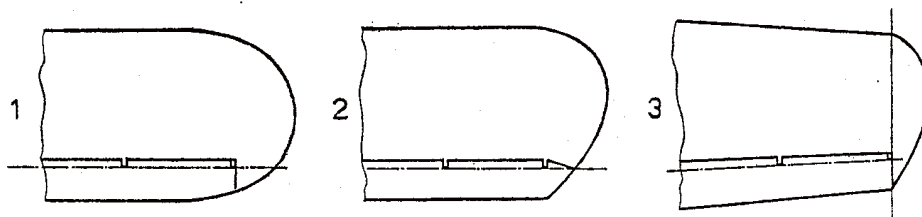
Комбинацијата на крилца фрајз и диференцијално командување со нив обезбедува најдобри резултати кај лесните авиони.



**Сл.1.34 Шема и структура на крилце фрајз од лесни легури**

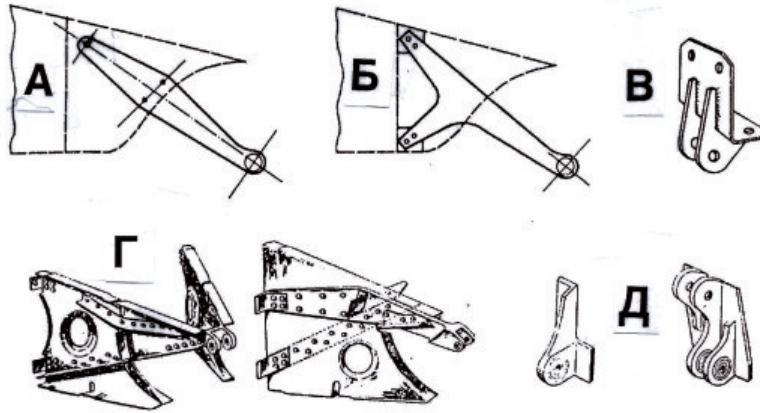
Со елероните во неутрална позиција крилото на надворешната страна на свртувањето развива поголем узгон од спротивното крило поради поголемата брзина; ова има тенденција да предизвика авионот да продолжи со вртење околу надолжната оска (roll). Кога еднаш е постигнат саканиот агол на наклонот (angle of bank), т.е. износот на степените на ротација околу надолжната оска ( $x-x$ ), пилотот треба да го користи спротивниот елерон за да го спречи континуираното вртење на авионот околу надолжната оска поради разликата во узгонот по распонот на крилата. Пилототот, исто така, користи мал отклон на кормилото во иста насока како и свртувањето, за да го избегне моментот  $M_z$  и да предизвика "координирано" свртување. За оваа цел авионот поседува инклинометар, т.е. либела со топче, во закривено стаклено цевче на координаторот на свртувањето, кој индицира кога е достигната координација на свртувањето.

По правило, крилцата се монтираат шарнирно на излезниот раб и на надворешните делови на крилото (сл.1.33 и 1.35) за да се постигне што поголем крак на спрегата за завртување на авионот околу надолжната оска. Од прикажаните комбинации на сл.1.35, решението под реден број 2, во аеродинамички поглед, е најефикасно.



**Сл.1.35 Локација, прицврстување и завршок на типично крилце**

Крилцата се поврзуваат со крилата шарнирно, што овозможува извесна ротација на командната површина за определен агол нагоре или надолу. Елементите кои ја овозможуваат оваа врска се разни конзоли (на крилата) во кои се набиваат специјални лежишта со тркалање (воздухопловен тип) и окуви поврзани со структурата на крилцето (сл.1.36).

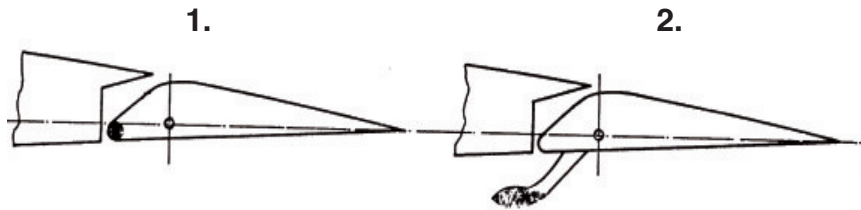


**Сл.1.36 Носачи за лежишта на крилца:**

А, Б, В - конзоли кои се поврзуваат со крилото; Г и Д - окови непосредно поврзани со крилце

Слично на опишаните проблеми со стабилизаторите и кормилата, во лет, крилцата се изложени на многубројни аероеластични оптоварувања кои под одредени околности (**флатер**) може да доведат до катастрофални последици: кршење или откорнување на крилцето, на целото крило или на некој друг елемент на авионот.

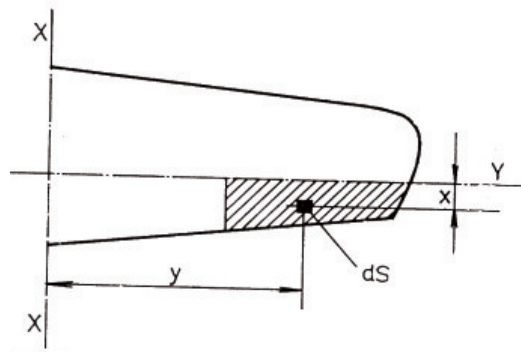
**Компензација на крилца.** Тежиштето на обичното крилце (CG) лежи зад оската на вртењето што, под определени услови, може да создаде многу непријатни и опасни вертикални осцилации. Елиминација на оваа опасност се постигнува со статичка или со динамичка компензација.



**Сл.1.37 Статичка компензација на крилце:**

1-со тегови во нападниот раб, 2-со дополнителна маса на посебен лост

Кај **статичката компензација** масата на крилцето се распоредува така што тежиштето да падне во вертикалната рамнина што минува низ оската на вртењето или, уште посигурно, малку пред таа оска. Ова се постигнува со додавање дополнителни маси пред лежиштата на крилцето, во нападниот раб или, по потреба, на посебен лост.



**Сл.1.38 Динамичка компензација на крилце**

За целосно обезбедување на крилцето од појавата на флатер, потребно е да се изведе и целосна **динамичка компензација** што, како веќе видовме, се сведува на изедначување со нула на центрифугалниот момент на инерцијата на крилцето во

однос на оската на симетрија на авионот (X-X) и оската што минува низ лежиштата на крилцето (Y-Y).

Сите наведени услови за статичка и динамичка компензација на крилцето, во целост важат и се применуваат и на другите командни површини - кормилото за висина и кормилото за правец.

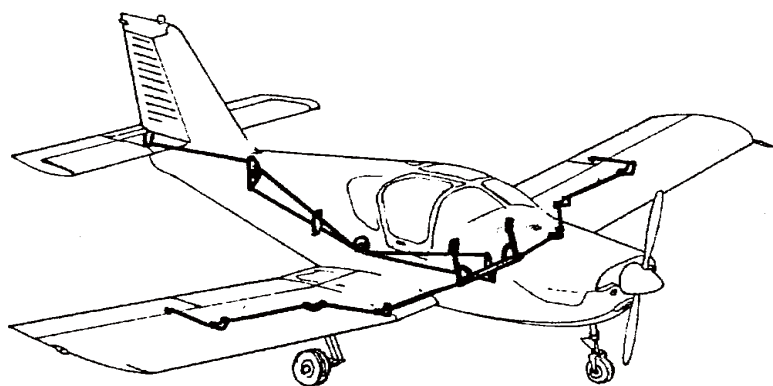
### 1.15 Елементи на системот на команди на летањето (Flight Controls)

Под класични команди на летањето се подразбира систем со кој се управува со движењето и со отклонот на командните површини, опишани во претходните излагања. Овој систем го сочинуваат: командните површини, соодветните команди во пилотската кабина (кабински команди - Cockpit controls), спојните врски на системот (сајли, лостови, водилки, клацкалки, тркалца) и потребните оперативни механизми за командување со курсот на авионот во лет. Ваков систем на команди се нарекува **реверзибилен**, бидејќи постои директно повратно дејство од командните површини на пилотската палка. Со зголемувањето на масата и брзината на авионите нагло се зголемуваат и силите за задвижување и отклонот на командните површини. Ова зголемување е пропорционално на квадратот на брзината. Командите на моторот на авионот, исто така, се сметаат за команди на летање бидејќи со нив се менува брзината на летањето.

Командните површини (крилце, кормило за правец и кормило за висина) се објаснети во претходните глави. Овде, главно, ќе стане збор за командите во пилотската кабина и за спојните врски кои се протегаат по должината на крилото и по должината на трупот, и тоа од командите во пилотската кабина до извршните командни површини (види сл.1.39).

**Главните** или примарни команди за летање (кормило за висина, елерони и кормило за правец) се активираат од пилотската кабина, обично преку еден интерен систем на кабли, лостови, цевки и соодветни тркалца - водилки.

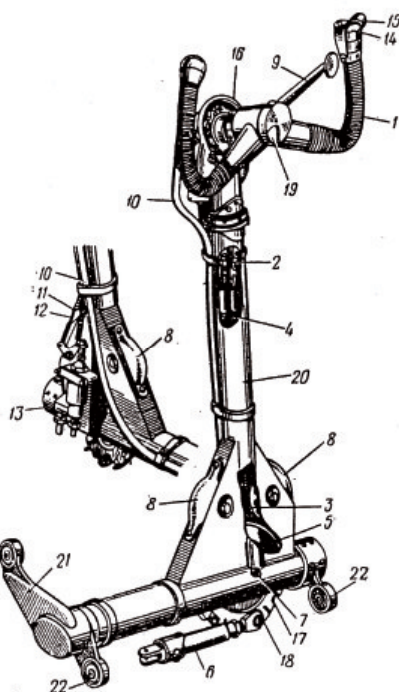
Кабинските команди се состојат од примарни команди кои обезбедуваат управување со авионот околу трите главни координатни оски во просторот: надолжната (roll axis), напречната (pitch axis) и вертикалната (yaw axis), и секундарните команди кои на пилотот му овозможуваат попрецизно командување во текот на летот или му го олеснуваат ракувањето:



Сл.1.39 Принципиелна шема на команди на летање на еден авион

-**командна палка**, вертикална палка со волан или хоризонтална палка со волан (овде е употребен терминот волан иако таков облик веќе не се користи, туку некоја негова атрофирана варијанта од која останале само два мали сектора во облик на рогови - заради подобра прегледност на инструменталната табла и за

намалување на масата), за вртење околу надолжната (roll) и напречната (pitch) оска;



Сл. 1.40 Рачен волански управувач

**-ножни команди** (во облик на педали или лостови) за командување со кормилото за правец. Со притискање на левиот педал, кормилото за правец (rudder) се завртува лево, и обратно;

**-команди на погонската група** кои во зависност од големината, видот и бројот на моторите, се состојат од команда за гас, команда за смеса, команди за чекор на елисата (доколку е применета) и служат за регулирање на брзината на авионот и силината на моторот. Овие команди пак ќе бидат спомнати во делот кој се однесува на погонската група;

**-секундарни команди** - тркало или поинаков уред за командување со тримери на кормилото за висина (види слика), за правец, или елерони, електрични или механички команди на заткрилцата (wing flaps), преткрилцата, спојлерите, воздушните сопирачки или променливата геометрија на крилата.

Механичкиот систем за пренос на командите од кабинските команди до командните површини е типичен за лесните, но и за големите авиони и се состои од (сл.1.32): прачки, цевки, кабли-сајли, тркалца за водење, водилки, лостови и понекогаш синџири. Во системот кабли може да се вградат затегачи за да се овозможи дотерување на нивната затегнатост и да се елиминира појавата на "мртов од".

---

На пример, системот на команди за летање на големиот транспортер **АН-26** е целосно механички систем од крути лостови и клацкалки. Тримерите на кормилото за правец и крилцата се електрични, а тримерот на кормилото за висина е механички. Големите површини на кормилата обезбедуваат брзо и ефикасно управување со авионот и при мали брзини на летањето.

---

Командите, без оглед од каков тип се, треба да задоволуваат неколку принципи, како: командување со умерени сили, во затворениот круг на една команда не смее да има зјај и слободен од, насоката на дејството треба да ја следи природната логика, т.е отклонот на палката лево-авионот врти лево, отклонот на палката

десно-авионот врти десно, повлекување на палката кон себе-авионот се искачува, туркање на палката од себе-авионот се спушта. Дури и во случај на најсовремени форми на командни површини (ruddervators, flaperons, elevons, V-tail и T-tail) треба да биде запазена логиката на насоката на дејството на командите, за да се избегне конфузија кај пилотот.

Во зависност од застапеноста на одделните елементи во колото на механичкиот систем за пренос, тој може да биде **крут, мек и комбиниран**. **Меките** команди се базирани на кабли кои лесно се монтираат и лесно ја следат конфигурацијата на авионот. На местата на скршнување овие команди имаат тркалца од дурал или текстолит со тркалачки лежишта. Слаби страни на меките команди се големото триење и абењето на местата на свивање, истегнувањето во текот на работата и краткиот век на траење. **Крутите** команди се составени од цевки, лостови, оски, водилки и тркалачки лежишта. Овие команди се со сложена кинематика, тешки се за монтажа но имаат голема осетливост, прецизност и долготрајност. Најпосле, **комбинираниот** систем за пренос ги поседува сите предности и слабости од претходните два система, а составен е и од крути и од меки елементи.

За инсталирање и монтажа на кој и да е од овие три система потребен е доста голем простор во трупот и во крилата. До Втората светска војна авионите го имале овој простор. Современите авиони имаат конструкција исполнета до последно место со гориво и опрема, така што нема место за разни лостови, прачки, погонски механизми, сајли, водилки итн.

Одржувањето на системот на команди на летањето е од витална важност и може да се довери само на квалификуван и лиценциран персонал. Посебно се нагласува важноста на правилното осигурување на сите навојни врски. Во претполетниот преглед на авионот, пилотот треба совесно да ја провери и состојбата на осигурувањето на елементите на системот за командување.

Конструкцијата на командите треба да е лесна, едноставна, погодна за преглед и поправка и заштитена од оштетувања.

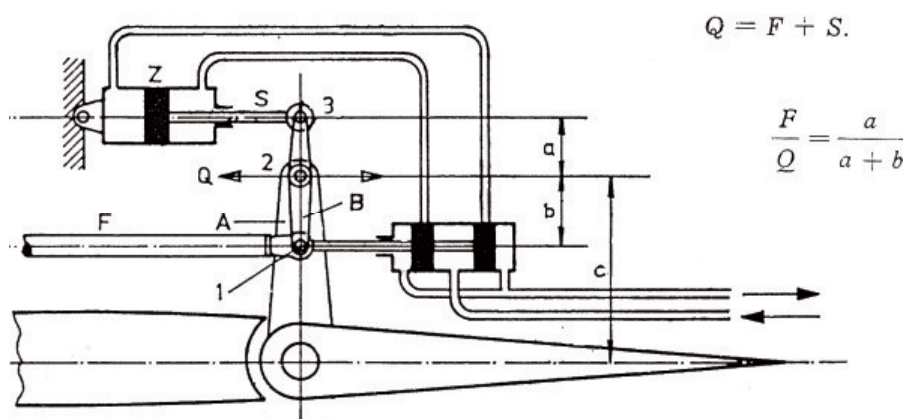
Обично, за заштита на командните површини од прекумерно отклонување во лет и на земја, во структурата на авионот, како и во самиот систем на командите на летањето, се вградуваат ограничувачи (граничници), со што физички се лимитираат движењето на командната палка.

Трендот на зголемување на брзините на летањето води кон зголемување на силите потребни за задвижување на командните површини, а тоа доведува до замор на пилотот или до неможност физички, со свои сили, да ги совлада нараснатите аеродинамички сили. Решение кај големите и брзи авиони е примената на хидрауличен или електричен сервопогон. Кај малите авиони во широка примена се, веќе опишаните, аеродинамички компензации и тримери, што беа анализирани во главата 1.10.

На сл.1.41 е прикажан принципот на дејство на една хидраулична сервокоманда. На погонскиот лост А на некое кормило, во јазолот 2 треба да се примени сила Q за да се совлада погонскиот момент околу шарнирот  $M_n = Q \cdot c$ . Таа сила Q се создава на помошниот лост B со собирање на паралелните сили: F од командната прачка и S од работниот цилиндар на сервокомандата. Со иницијално дејство на командната прачка F, во разводниот цилиндар се активира циркулација на маслото под притисок и тоа се упатува кон работниот цилиндар Z кој предизвикува погон на клипницата S. Потребната сила  $Q = F + S$ , а износот на растоварувањето на погонската сила на пилотот се добива од изразот:

$$\frac{F}{Q} = \frac{a}{a+b}$$

Овој однос може произволно да се избира со усвојување на кракот  $b$  на помошниот лост. Практичните вредности одат до 1:10. Бидејќи, при завртување на командната површина, јазолот 2 се поместува заедно со погонскиот лост, сервоцилиндарот  $Z$  е прицврстен шарнирно за носечката неподвижна структура на левиот крај.



Сл.1.41 Принципиелна шема на дејство на сервокоманда

Најпосле, да констатираме дека опишаниот систем на команди на летањето е **директен тип** кај кој командните површини се непосредно механички споени со кабинските команди. Овој веќе класичен систем на команди на летањето обезбедува пасивно управување во кое пилотот, или автопилотот, дејствува врз командните површини на авионот. Пилотот, при секое поместување на палката или ножните команди, точно знае која командна површина ќе се помести, колку и во која насока.

Кај современите воени и комерцијални авиони (F-16, F-18, МиГ-29, Су-27) се применуваат **компјутеризирани електрични команди** на летањето (**FBW**, т.е. Fly-by-Wire) базирани на дигитална техника, бројни сензори и компјутери за процесирање на соодветните сигнали. Овој систем функционира **независно** од пилотот, а неговите команди (поместување на палката или притискање на ножните команди) се третираат само како еден од рамноправните влезни сигнали добиени од надворешните сензори. За разлика од класичните команди на летањето, при поместување на палката и ножните команди, пилотот не знае која командна површина ќе се отклони и во која насока. Со овој систем тој управува со движењето на авионот, а не со движењето на командните површини (како кај авионите со класичен систем на команди). Управување со движењето на авионот значи дека бројни давачи и сензори на движењето, разместени по целиот авион, непрекинато и независно од пилотот испраќаат сигнали во компјутер за нивно процесирање и за формирање на соодветен команден (управувачки) сигнал за погон на командните површини. Веќе е речено дека командите на пилотот се само едни од рамноправните влезни сигнали во компјутерот. Електричните сигнали, било излезните од сензорите било влезните во сервомеханизмите и задвижувачите, се отпорни на оштетувања, претставуваат значителна заштеда во маса, нема потреба од посебни прегледи и одржување, а затинањето на пилотската кабина е подобро. Овој систем непрекинато се усовршува од шеесеттите години на минатиот век и сè уште не е докрај развиен. Главна улога во неговиот развој имаат **софтверот и сервозадвижувачите на командните површини**.

Уште понов е системот **FBL** (Fly-by-Light), команди со **оптички влакна**, кој сè уште се наоѓа во фаза на испитување и развој. Електричните спроводници од системот FBW овде се заменети со оптички влакна кои имаат супериорни особини во поглед на: искрењето и електричните удари, електромагнетната и радиоинтерференцијата и можноста за пренос на поголем број информации.

### **Контролни прашања**

- 1. Што подразбираш под геометрија на воздухоплов? Зошто има потреба од нејзина проверка?**
- 2. Што се командни површини? Која е нивната функција?**
- 3. Кои се разликите помеѓу меката и крутата оплата.**
- 4. Што е тоа шарнирна врска и зошто служи?**
- 5. Кој е принципот на работа на тримерите?**
- 6. Каде се користи аеродинамичка компензација на командите?**
- 7. Објасни ја тежинската компензација. Каде се користи?**
- 8. Што се подвижни стабилизатори и зошто служат?**
- 9. Што е хиперпотисок и зошто служи?**
- 10. Наброј ги и опиши ги конструктивните елементи на стабилизаторите.**

## 2. ПРЕГЛЕД И КОНТРОЛА НА СТРУКТУРАТА НА ВОЗДУХОПЛОВОТ

### 2.1 Изведување редовни и вонредни прегледи по преоптоварувања во лет (турбуленција, тврдо слетување)

Современите воздухоплови се конструираат, се пресметуваат и се обликуваат според афирмирани, точни и во практиката проверени методи. Зад секој елемент на структурата стојат теоретски модели со кои тој се димензионира. Компјутерите даваат нова форма и димензија во пресметувањето на конструкциите (Computer Aided Engineering-CAE, системите: CADAM, CADDs, CATIA, DRAPo, ADAMS, NASTRAN). Така гледано, воздухопловните конструкции се димензионирани точно и не би требало да се кршат. Сепак, не е сè така едноставно. Авионот лета во динамичка средина во која силните вертикални и хоризонтални движења на воздушните маси, турбулентните струења, електричните празнења, флатерот, но и грешките во пилотирањето (паѓање во ковит, недозволени фигури и сл.) можат да предизвикаат преоптоварувања на елементите на структурата кои не можеле да бидат земени предвид при конструирањето. Ваквите преоптоварувања, под услов да не предизвикале кршење на некој дел (на пример, од флатер може да се скршат елеронот, врските на елеронот со крилото, но и целото крило), лесно се препознаваат преку деформациите на делот или на врските со друг дел.

Според правилата, секое преоптоварување пилотот е должен да го документира во книшката на воздухопловот, а техничката служба е должна веднаш да изврши преглед и контрола на структурата, во обем и со средства кои соодветствуваат на забележаното преоптоварување.

Прегледот и контролата ги врши **лиценциран инженер**.

Ако е извршена поправка на оштетувања на воздухопловот кои настанале при претрпена незгода, се проверува дали е таа извршена на прописен начин што е предвиден во **одобрената техничка документација**, односно според пропишаните или во практиката општо усвоените технички стандарди за производство, поправки и одржување на воздухоплови, и дали се задржани битните технички својства на воздухопловот за негово безбедно користење, согласно со категоријата и намената.

Составен дел на извештајот за извршениот преглед и за поправката е и **реглажната листа** со податоци за последното мерење на геометријата на воздухопловот, поставените агли и отклони на командните површини, како и податоците за мерење на масата на воздухопловот и положбата на тежиштето, со список на вградената опрема со која е извршено мерењето.

### 2.2 Начини на преглед на структурата, елементи на дефектоскопијата

**Дефектоскопијата** е научна дисциплина која се занимава со откривање грешки во структурата на материјалот. Притоа, материјалот кој се подложува на испитување не доживува никакво разурнување, така што дефектоскопијата може да се инкорпорира или во технолошкиот процес на производството или како завршна фаза на контрола на готовите производи или полуфабрикати.

**Најпопуларни методи на испитување без разурнување на материјалот (*NDT, Non-Destructive Testing*) се:**

- **визуелно испитување,**
- **испитување со ултразвук:** се испитува отстапувањето од геометријата (облик, димензии...), присуството на површински грешки,



- **испитување со пенетранти:** се испитува присуството на површински и внатрешни грешки,
- **магнетско испитување:** се испитува присуството на внатрешни грешки,
- **радиографско испитување:** се испитува присуството на внатрешни грешки.

**Сите наведени методи не се еднакво погодни за откривање на сите видови грешки.** Затоа, особено кај одговорните конструкции, испитувањето се врши со комбинирање на две или повеќе методи, за, дури по извршеното испитување, да се донесе мислење за квалитетот на конструкцијата, спојот или материјалот.

### 2.2.1 Визуелен преглед

Со визуелен преглед можат да се откријат разни површински макродефекти: поголеми пукнатини, непроварен корен, површинска порозност, неправилности на обликот и коренот на варот. Ако се из земе самиот чин на заварување, визуелната контрола е најбитниот фактор во реализацијата на заварениот спој. Таа единствено, од сите методи на контрола без разурнување, може да ги согледа и да ги предвиди причината и местото на настанување на грешката. Затоа на визуелната контрола треба да ѝ се даде првенствено значење меѓу сите неразурнувачки методи. За визуелна контрола површината треба да биде чиста, а светлината доволно силна. Таа метода на контролата е релативно евтина, не одзема многу време, а може да даде многу корисни информации како за квалитетот на заварените споеви така и за потреба од контрола со некоја друга метода. При вршењето визуелна контрола во тесни и непристапни делови на конструкцијата се користат разни лупи и локални извори на светлина.

### 2.2.2 Преглед со ултразвук

**Ултразвук.** Тоа се осцилации со фреквенции толку високи што човековото уво не може да ги осети. Ултразвук е назив за фреквенции над подрачјето на чујноста. Граница на која се завршува подрачјето на звукот е фреквенција од 20 KHz. Фреквенцијата што се користи за ултразвучни испитувања се движи помеѓу 0,5 и 15 MHz, во зависност од материјалот што се испитува.

Фреквенции помеѓу 1 и 3 MHz се погодни за испитување на челикот.

Ултразвучните глави работат врз принципот на магнетострикција или пиезоелектричен ефект.

**Магнетострикција** е појава некои материјали (на пр., мекото железо), во присуство на променливо магнетно поле, да ги менуваат димензиите.

**Пиезоелектричниот ефект** се базира на фактот некои кристали (на пр., кварцот) да ги менуваат димензиите кога низ нив протекува електрична струја.

Со помош на ултразвучна глава се генерираат и, низ материјалот на испитуваниот дел, се емитуваат акустички бранови со определен спектар на фреквенции. Тука се подразбира барање грешки во материјалот со помош на ултразвук или, како што се нарекува, со ултразвучна дефектоскопија. Од изворот на звукот се шират ултразвучни бранови низ материјалот што се контролира. Ако во материјалот постои грешка, зад неа, во зависност од видот на грешката, ултразвучните бранови ќе ослабнат или нема ни да се појават (ако се одбијат од грешката).

Во практиката најчесто се користи методата на прозвучување, при што се користат рамни и/или аголни ултразвучни глави.

Со ултразвучна дефектоскопија се определуваат големината, положбата и ориентацијата на грешките во внатрешноста на материјалот (делот). За квалитетна

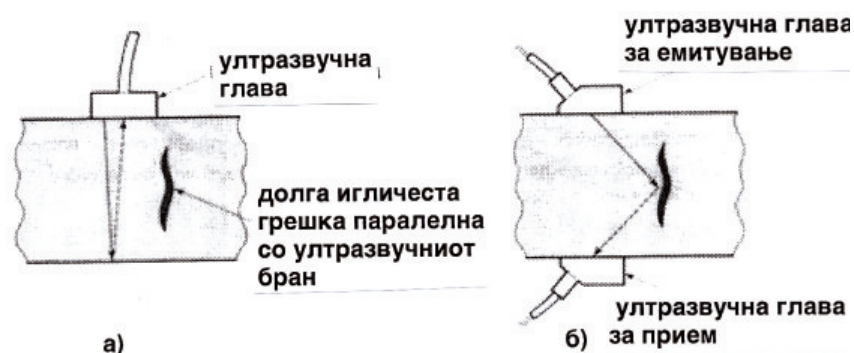
дефектоскопија е потребно многу големо искуство и знаење, што е и предност и недостаток на оваа метода.

Предности на примената на ултразвучната контрола на квалитетот на заварените споеви се:

- голема осетливост,
- голема моќ на навлегување во хомогени материјали
- точност при мерењето на положбата и големината на грешката
- голема брзина на испитување
- можност за испитување врз основа на пристап од само една површина (страна) на испитуваниот дел.
- дебелината на предметот не е битна;
- околината нема влијание врз методата;
- апаратурата и приборот се мали и лесно преносливи;
- изведбата не бара заштитни средства и опрема.

Недостатоци се:

- сложените форми може да бидат непогодни за испитување;
- обуката на операторите е долготрајна;
- сигурното определување на грешката бара пристап од повеќе страни, што бара и подолго време.



**Сл.2.1 Шематски приказ на ултразвучна контрола на квалитетот**

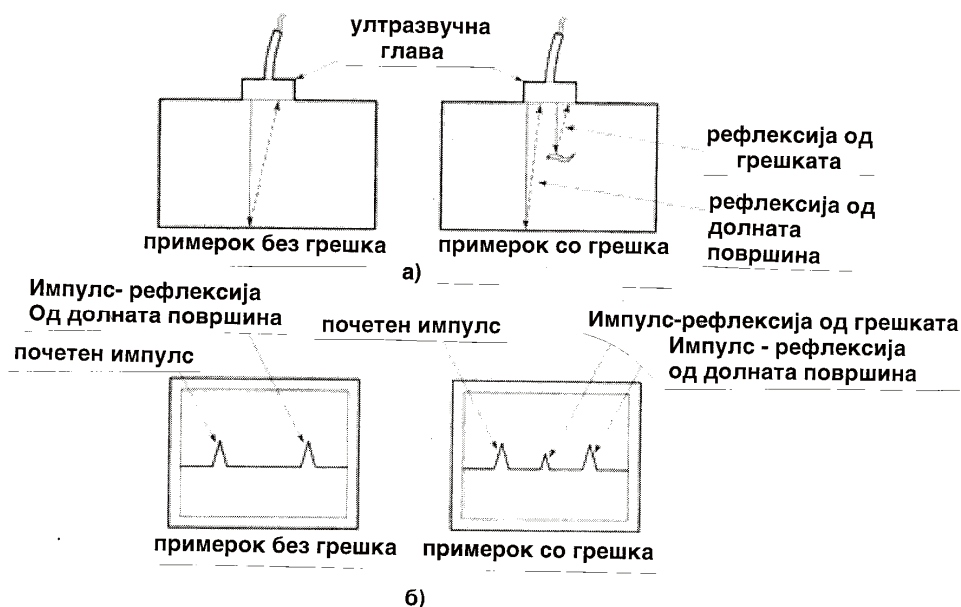
Без оглед на недостатоците, оваа метода е во широка примена за контрола на заварени споеви. Посебно е ефикасна за откривање на пукнатини, но се користи и за откривање на други грешки.



**Сл.2.2 Испитување на носивата оплата на труп со ултразвук**

**Техника на испитување со ултразвук.** Ултразвучните глави мораат да бидат во интимен контакт со површината на испитуваниот дел, во спротивно ќе се појави лажно ехо. Бараниот контакт се остварува со создавање маслен филм помеѓу ултразвучната глава и површината на делот, така што помеѓу нив да не постои воздушен меѓупростор.

Употребата на една ултразвучна глава за емитување и прием ќе открие најголем број случајно ориентирани грешки, меѓутоа можат да се пропуштат тенки и други грешки чија оска е паралелна со патеката на ултразвучниот бран. За да се надмине овој проблем се користи посложена техника со раздвоени ултразвучни глави за емитување и прием.



Сл.2.3 Примери за работа со ултразвучна дефектоскопија

### 2.2.3 Преглед со пенетранти

**Преглед со пенетранти** се применува само за определување површински грешки на елементите на структурата на воздухопловите.

Физичката основа на оваа метода е базирана врз својството на течности (претежно лесни масла) кои се нарекуваат пенетранти да навлегуваат и во најтесните пукнатини на материјалот (до 0,01 mm) и да ги исполнуваат. Потоа, по пат на апсорпција, тие се извлекуваат од шуплината со специјална течност (развивач), и се визуелизираат. На тој начин се докажува постоењето на микроскопско мали прнатини кои, ако не се откријат навреме, можат да предизвикаат кршење на делот поради концентрација на напоните и замор на материјалот. Оваа метода често се користи како контрола на заварени spoevi во воздухопловството (решеткеста конструкција на труп на авион или хеликоптер, разни окови, потпорни точки на стојниот трап и сл.).

Пенетрантите се делат на:

- флуоресцентни,
- набоени,
- мешани (флуоресцентни/набоени)

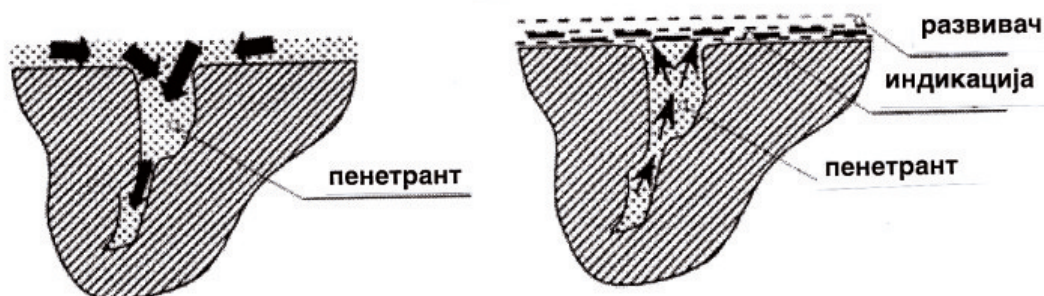
Во зависност од начинот на нанесување и отстранување од површината, тие може да се поделат на: водоиспарливи (се отстрануваат со сунѓер натопен со вода или со туширање) и пенетранти со дополнително емулгирање. За нивно отстранување се користат посебни течности, што е подобро, но се користат поретко.

**Основни операции при примената на пенетранти се:**

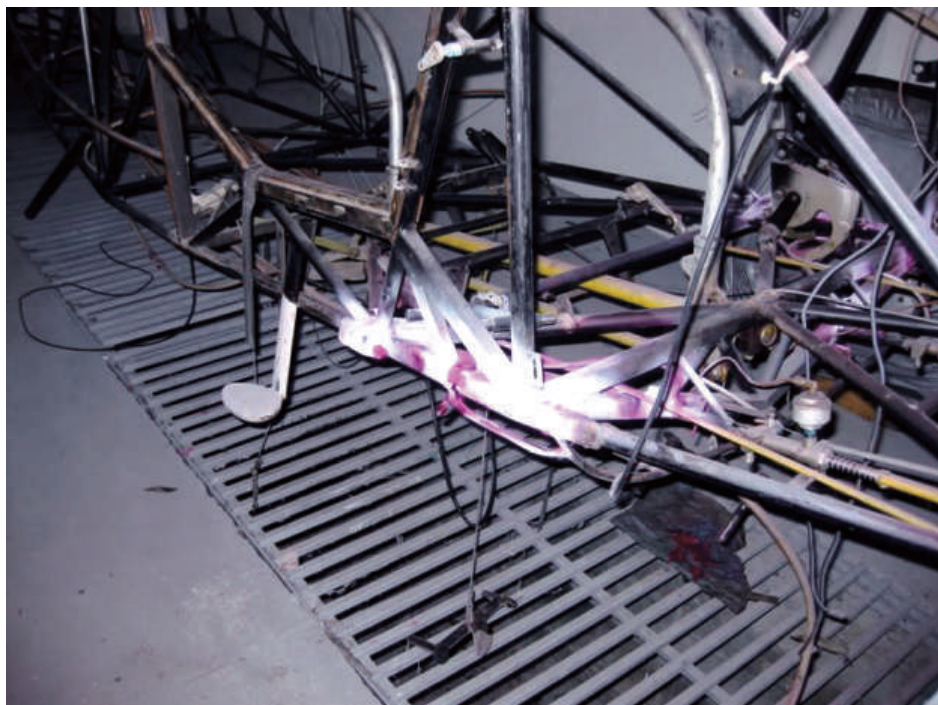
- чистење на површината,
- нанесување на пенетрантот,
- отстранување на вишокот пенетрант од површината,
- нанесување развивач,
- визуелизација, читање и толкување на резултатите од постапката.

**Практичната постапка** е следна:

- на претходно исчистената и одмастена површина, се нанесува пенетрант (обично со црвена боја), со прскање или со четче; во текот на следните 10 до 15 минути тој ќе навлезе во евентуалната пукнатина и ќе ја исполни;
- површината премачкана со пенетрант се чисти, т.е. тој се отстранува со вода или со сува крпа; кај пенетрантите кои се отстрануваат со туширање треба да се внимава млазот да се насочи паралелно со површината на делот за, од евентуалната пукнатина, да не се истисне и пенетрантот;
- по чистењето и сушењето на површината (со сува крпа) се нанесува развивач (обично е со бела боја), со четче или со прскање;
- развивачот го извлекува пенетрантот од пукнатината, па на белата површина на делот лесно се забележува црвената линија на пукнатината.



**Сл.2.4 Шематски приказ на процедурата на контрола со течни пенетранти**



**Сл.2.5 Практично испитување на варовите на оштетен решеткест труп**  
Флуоресцентната боја ги означува дефектните места во решетката

**Предности** на методата се: едноставна примена, добра видливост на грешката на површината, нема потреба од голема стручност, не бара специјална подготовка па цената е релативно ниска, може да се применува на сите метали.

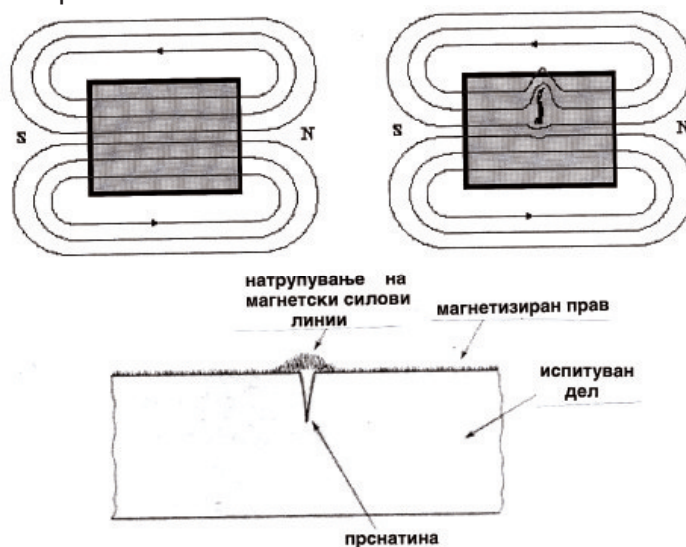
**Недостатоци** на методата се: квалитетот зависи од состојбата на површината, може да се користи во ограничен дијапазон на температури, не може да се користи на површини кои претходно биле набоени, мора да има заштита од атмосферата, не смее да се користи во прехранбената индустрија, не се применува кај споеви кои се склони кон корозија.

## 2.2.4 Преглед со магнетски методи (метода на магнетен флукс)

Иако едноставна, оваа метода може да се користи само на феромагнетни материјали (материјали кои можат да се магнетизираат) и за откривање на површински пукнатини и потповршински грешки кои не се наоѓаат повеќе од 10 mm под површината на делот (оптимално до 6 mm под површината). Методата се базира врз принципот на магнетна индукција: околу спроводникот, кој е составен дел на еден електромагнет, низ кој минува електрична струја (наизменична или еднонасочна), се формира магнетно поле чии силиви линии, помеѓу другото, поминуваат и низ феромагнетниот материјал што се испитува. За да се открие пукнатината потребно е насоката на силивите линии да биде што е можно повеќе под прав агол кон пукнатината. По површината на испитуваниот материјал се истураат магнетни честичи (ситни суви честичи, или честичи измешани со вода или со емулзија од вода и петролеум). Доколку постои пукнатина нормално на насоката на поминувањето на магнетните силиви линии, ситните честичи ќе се соберат и ќе се натрупаат околу пукнатината.

За да може да се изврши магнетно испитување на некој дел, потребно е да се исполнат следниве услови:

- во испитуваниот дел мора да се формира магнетно поле,
- со погодно средство, на пример со магнетизиран прав  $Fe_2O_3$  (кој може да биде и флуоресцентен), се натупува површината на делот што се испитува или се нанесува прав од железен оксид.
- откривањето на пукнатини се базира врз зголемениот магнетен отпор за магнетните силиви линии на местото на пукнатината и натрупувањето на магнетните честичи.



Сл.2.6 Шематски приказ на контрола со магнетни честичи и индикација на површинската пукнатина

Овие методи широко се применуваат во секојдневната практика бидејќи имаат релативно ниска цена и едноставна постапка. Со нив најлесно се откриваат површинските грешки како **пукнатини од замор на материјалот** на разни вратила, оскички, носачи на стојниот трап, запченици, **засеци**, но и разни **структурни дефекти** во материјалот, особено оние што се блиску до површината на прегледот. Недостаток на методата е што не ги определува сите димензии на грешката, а не може да дејствува длабоко.

## 2.2.5 Радиографски преглед - преглед со јонизирачки зрачења

**Радиографијата** е метода на испитување на материјалите без разурнување која со помош на радиографско снимање открива макроскопски грешки (дефекти) во материјалот. Таа, всушност, претставува фотографски процес во кој материјалот се осветлува со x-зраци или со уште попробивните  $\gamma$ -зраци.

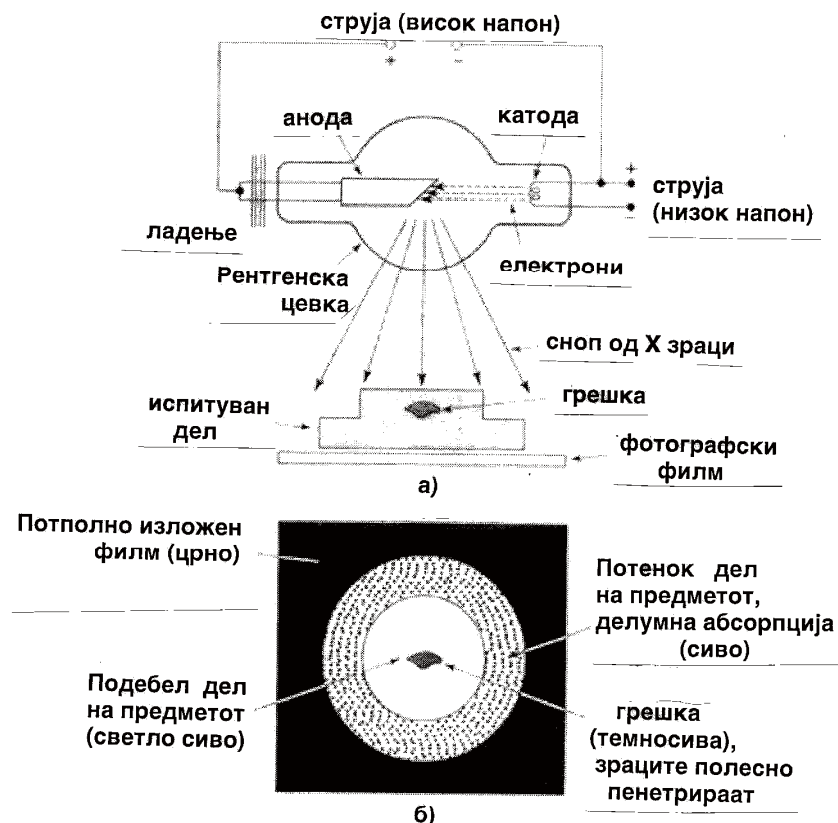
X и  $\gamma$ -зраците имаат електромагнетна природа како радиобрановите и светлината, само што имаат многу пократка бранова должина и поголема фреквенција.

Бранова должина на x-зраците:  $10^{-7}$  до  $10^{-9}$  cm.

Бранова должина на  $\gamma$ -зраците:  $10^{-10}$  до  $10^{-11}$  cm.

**Радиографско испитување.** Извор на x-зраци е рендгенска цевка под висок напон. Најмалата грешка која може да биде јасно откриена со радиографија со x-зраци изнесува 2% од дебелината на делот што се испитува.

Извор на  $\gamma$ -зраци е мало количество на радиоактивни изотопи, како што се иридиумот 192 или кобалтот 60.



Сл.2.7 Принцип на работа со радиографија

**Радиоактивниот материјал континуирано емитува зрачење и мора да биде сместен во заштитен контејнер.**

**X-зраците и  $\gamma$ -зраците штетно дејствуваат врз организмот на човекот!!!**

Основни предности поради кои радиографијата се користи во воздухопловната дефектоскопија се:

- можност за откривање и на многу ситни грешки,
- геометриска точност на сликата,
- добивање траен документ за квалитетот,
- едноставна интерпретација на наодот.

## 2.3 Проверка на геометријата на воздухопловот

Геометријата на авионот се дава во неговата техничка документација и таа не смее да отстапува од зададените мери и вообичаените толеранции. Иако на прв поглед корисникот нема никакви ингеренции во геометриските податоци, не е сосема така. Во текот на експлоатацијата (во лет или на земја) можни се настани кои можат да ја нарушат геометријата на авионот (преоптоварувања, летање во силна турбуленција, судир со јато птици, судир со помали објекти на аеродромот-цистерна со гориво, автобус, и сл., по што е потребна замена на делот или поправка). Во сите такви случаи треба да се провери и геометријата на оштетениот регион, за која цел и служат геометриските податоци. Освен тоа, долу наведените податоци за геометријата на Антонов Ан-26 имаат цел на идниот воздухопловен техничар да му дадат и конкретни димензионални претстави за одделните елементи од конструкцијата на авионот.

Должина 23,8 m

Висина 8,575 m

Распон на крилата 29.2 m

Конструктивен агол на крилото + 3 степени

Распон на хоризонталниот стабилизатор 9,9 m

Растојание помеѓу оските на нозете на главниот стоен трап 7,9 m

Растојание помеѓу крајните гуми на стојниот трап 8,48 m

Максимална висина на товарната кабина 1,91 m

Максимална ширина на товарната кабина 2,78 m

Димензии на влезната врата 0,6 x 1,4 m

Димензии на страничните помошни отвори 0,5 x 0,6 m

Димензии на долниот помошен отвор 0,7 x 1,02 m

Димензии на рампата 2,4 x 3,15 x 2,1 m

Агол на завртување на тркалата на предната нога макс. во секоја страна 45<sup>0</sup>

Пречник на елисата 3,9 m

Растојание на кракот од земјата 1,22 m

### Податоци за центражата на авионот:

гранична предна центража при вовлечен стоен трап 15% CAT

гранична задна центража при извлечен стоен трап 33% CAT

### Агли на отклонот на површините на кормилата:

агол на отклонот на крилцата нагоре 24<sup>0</sup>

агол на отклонот на крилцата надолу 16<sup>0</sup>

агол на отклонот на тримерот на крилцата (електричен) ± 15<sup>0</sup>

агол на отклонот на сервокомпензаторот на крилцата нагоре 9,5<sup>0</sup>

агол на отклонот на сервокомпензаторот на крилцата надолу 14,5<sup>0</sup>

агол на отклонот на кормилото на висина нагоре 25<sup>0</sup>

агол на отклонот на кормилото на висина надолу 20<sup>0</sup>

агол на отклонот на тримерот на висина нагоре  $25^{\circ}$   
агол на отклонот на тримерот на висина надолу  $15^{\circ}$   
агли на отклонот на кормилото за правец  $\pm 25^{\circ}$   
агол на отклонот на тримерот на сервокомпензаторот на кормилото за правец  $\pm 19^{\circ}$   
Итн, итн, итн...

Битно е да се нагласат неколку моменти при проверката на геометријата:

- проверка на геометријата ја врши **лиценциран инженер** и соработници,
- за проверка на геометријата се користат **софистицирани инструменти** (теодолити, ласерски мерачи на должините, агли и отклоните),
- мерењата се извршуваат во согласност со пропишаните процедури, опишани или во техничката документација на леталото или во релевантна воздухопловна литетатура, користејќи се притоа со маркирани реперни точки на самиот воздухоплов.

## 2.4 Мерење на тежината на воздухопловот и определување на тежиштето

За воздухоповите општо, а за авионите посебно, тежината е одлучувачка. Така, за патничките воздухоплови се зададени многу прецизни податоци за тежината кои се проверуваат секоја четврта година.

Разни нечистотии, впивање на влага на некои материјали, или поправки, влијаат врз промената во тежината на воздухопловот. Поголеми зафати на авионот, како што е на пример опремување нова категорија на бизнис класа, бараат дополнително мерење на тежината.

За мерење на тежината, наполно празен воздухоплов се доведува на платформа. Притоа секое одделно тркало стои на 5 см висока вага. Оптоварувањето на одделните тркала се собира, а резултатот е точната тежина на празниот воздухоплов. На пример, авионот Boeing 747-400 тежи 181.000 kg. Со отстапување од најмногу 0,1% , т.е само пет килограми, секоја од овие ваги вредни по 20.000 евра е попрецизна од вага за писма.

Очигледно, во зависност од големината на авионот, тој може да се мери како целина, но ако е голем, со повеќе ваги истовремено. Тоа воопшто не е небитна и споредна работа, туку претпазливост заради безбедност.

Наспроти информациите во литературата според кои определувањето на тежиштето се сведува на едноставно мерење на тежината на авионот во две различни положби, определувањето на тежиштето на авионот е релативно компликувана процедура која зависи од многу параметри. Па, сепак, на големите аеродроми, посебни лица - **лиценцирани балансери на воздухоплови**, секојдневно го пресметуваат тежиштето на авионите и определуваат како ќе седат патниците и како, колку и каде ќе се натоварува товарот. Притоа, тие го користат фабричкиот податок за локацијата на тежиштето, но и разни **дијаграми** и пропишани процедури со кои работата се поедноставува, но не станува и помалку важна. Се работи за обемна работа на многу разни типови авиони кои во еден ден полетуваат, и за секое мерење се издава документ за распоредот на масите и за тежината. Капетанот на авионот нема да даде дозвола за полетување доколку нема документ со кој се потврдува дека товарот е правилно распореден и дека масата на авионот овозможува извршување на летот во согласност со прописите. Познавањето на тежината на авионот е многу битна информација и таа задолжително се проверува за да не дојде до преоптоварување и неможност за полетување.



Најкратко речено, за безбеден лет тежиштето на авионот (**центражата**) мора да се наоѓа во определени граници кои ги определува производителот и кои се задолжителни. Овие граници се разликуваат од авион до авион и зависат од многу параметри. Предната центража дава поголема стабилност, но се потребни поголема сила и поголем отклон на командите за да се управува со авионот бидејќи тој станува автостабилен, додека задната центража дава помала автостабилност, драстично поуправлив авион со помали сили и помали отклони, долетот и автономијата на летот се намалуваат, а ризикот од превлекување се зголемува. Ако е потребно, за да може авионот се втера во центража, да се додаде поголем баласт (некорисен товар), тогаш е подобро, доколку носивоста и структуралните ограничувања дозволуваат, тој да се додаде **ПОБЛИСКУ ДО ТЕЖИШТЕТО**, а не да се додава помал товар на поголемо растојание од тежиштето (принцип на лост), бидејќи така се расфрлаат масите, а со самото тоа се зголемува и инерцијата поради поголемиот момент, па и управувањето е полошо.

На прв поглед ситуацијата е поедноставна кога се во прашање лесните авиони. Меѓутоа, и тука важи правилото дека тежиштето мора да се одржува во рамките на определени граници, а максималната маса на полетување не смее да се пречекори.

Ако центражата е дотерана на самата гранична вредност, мора да се води сметка: за **потрошувачката на гориво** за авионот да не испадне од центражата кога ќе го потроши. Тоа важи и за **вовлечливиот стоен трап** ако се вовлекува надолжно, при што тркалата одат напред или назад (случај со носното тркало), но и за **вооружување** во облик на товар од бомби или ракети. По нивното исфрлање, пак, може да дојде до нарушување на центражата, за што екипажот мора да води сметка.

И, најпосле, малку бон-тон. Тежината и баластот на авионот се пресметуваат за секој лет, а податоците се внесуваат во листа на оптоварувања на авионот (load sheet). Листата мора да биде пополнета точно и прецизно, сите пресметки да се изведени коректно, да е напишана со внимателен и педантен ракопис во 3 читливи копии со син или црн хемиски молив, уредна и без грешки. Ако не е така напишана, капетанот на авионот треба да ја одбие и да побара нова.

Пресметувањето на тежината изгледа едноставна процедура, но не е така. Европската агенција за сигурност на воздухопловниот сообраќај ЕАСА пропишува едногодишна образовна програма пред да се добие "лиценца за вагање".

Определувањето на тежиштето на авионот е разработено во предметот аеродинамика и механика на летањето, па овде нема да се повторува.

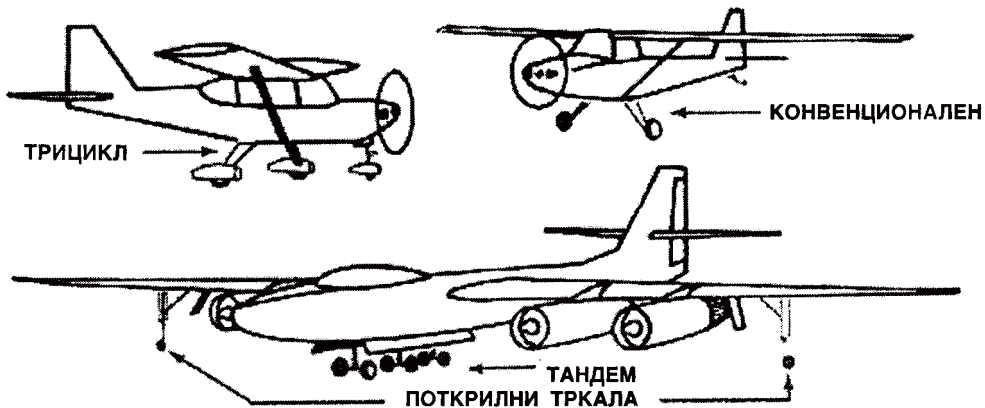
## **КОНТРОЛНИ ПРАШАЊА**

- 1. Кои се причините кои доведуваат до преоптоварување на авионот во лет?**
- 2. Што е тоа "реглажна листа" и какви податоци се внесуваат во неа?**
- 3. Наброј ги методите за преглед на структурата на воздухопловот.**
- 4. Опиши ја во детали пенетрантската метода. Каде се користи?**
- 5. Кои се мерките на претпазливост при работа со радиографско испитување?**
- 6. Каде можат да се најдат потребните податоци за геометријата на еден воздухоплов?**
- 7. Зошто е потребна повремена контрола на тежината на еден воздухоплов? Кој ја мери? На каков начин?**
- 8. Какво е влијанието на центражата врз експлоатационите карактеристики на авионот?**

### 3. СТОЕН ТРАП (подвозје, Landing Gear)

#### 3.1 Улогата на стојниот трап

Ова е можеби единствен дел од структурата на авионот кој директно не служи за летање. Стојниот трап служи за врска на авионот со земјата (или со вода), за движење и маневрирање на авионот по земја, за рулање и залет при полетување и за слетување. Денес, во употреба се три основни типа диспозиции на стојниот трап: конвенционален (со опашно тркало), "трицикл" со челно (носно) тркало, и тандем или "бицикл" (види сл.3.1).



Сл. 3.1 Три основни типа диспозиции на стојниот трап

#### 3.2 Дефинирање на преоптоварувањето на стојниот трап и дисипацијата на кинетичката енергија

Нормално, стајниот трап и сите негови елементи се пресметани со определен степен на сигурност, водејќи сметка за нормалните работни оптоварувања кои можат да се очекуваат за определен тип авион.

**Работно оптоварување на стојниот трап.** Појдовна основа за каква било пресметка на стојните органи е износот на кинетичката енергија што при слетувањето на авионот треба да се апсорбира. Оваа вредност се пресметува врз база на вертикалната компонента на брзината на планирање на авионот, непосредно пред неговиот контакт со земјата. Во оваа фаза на летот, планирањето обично се изведува со големи вредности на коефициентот на узгонот ( $C_z=0,9 C_{zmax}$ ).

Со помош на познати вредности на факторот на качувањето  $\left(\frac{C_z^3}{C_x^2}\right)$  и на

специфичното оптоварување на крилото  $\frac{G}{S}$  се добива брзината на вертикалното "пропаѓање", директно од формулата:

$$V_z = 4 \sqrt{\frac{G}{S} \cdot \left(\frac{C_x^2}{C_z^3}\right)}$$

Во случај кога резултатата на силата на ударот минува низ тежиштето на авионот, кинетичката енергија која со сигурност може да настапи при слетувањето и треба да биде апсорбирана изнесува:

$$W = \frac{m \cdot V_z^2}{2} = W_A + W_T$$

т.е. апсорпцијата и делумната амортизација на кинетичката енергија  $W$  кај современите авиони ја реализираат тркала со гуми  $W_T$  и хидропневматски амортизери  $W_A$ . Заради симетричност на стојниот трап, оваа кинетичка енергија се дели на два еднакви дела. Во тој случај, на еден амортизер доаѓа кинетичка енергија:

$$W_{A1} = \frac{W}{2} = 0.5 \cdot \left( \frac{m \cdot V_z^2}{2} - W_T \right)$$

Податоците за апсорбираната енергија на гумата  $W_T$  се добиваат од производителот.

Најпосле, кинетичката енергија  $W_{A1}$  треба да е еднаква на извршената механичка работа на амортизерот, што се добива со множење на одот на ногата  $H_A$  и силата што се совладува на тој пат  $F_K$ :

$$W_{A1} = \frac{W}{2} = 0.5 \cdot \left( \frac{m \cdot V_z^2}{2} - W_T \right) = H_A \cdot F_K \cdot \eta$$

$\eta$  е таканаречен степен на пополнетост на дијаграмот на конкретна еластична нога. Оваа вредност се добива од производителот, за секој конкретен тип еластична нога. Кај хидропневматските и хидропружинските амортизери вредностите се движат од 0,75 до 0,80, а за особено успешни конструкции дури и до 0,90.

Сега конечно се добива оптоварување на ногата кое, во вид на сила  $F_K$ , се пренесува на структурата на авионот:

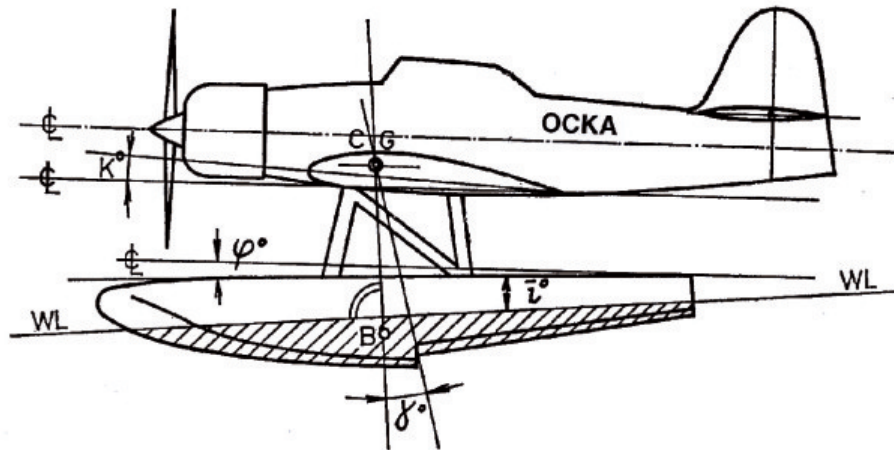
$$F_K = \frac{\frac{m \cdot V_z^2}{2} - W_T}{2 \cdot H_A \cdot \eta}$$

За практични пресметки, оваа вредност обично се множи со степенот на сигурност  $S=1,5$ .

**Преоптоварување** на стојниот трап може да настапи при грубо (тврдо) слетување, со вертикална компонента на брзината на планирањето значително **поголема** од пресметковната, при излетување од пистата и заринкување во мека површина, при наидување на пречки во облик на дупка, канал или грпка. Во сите овие случаи може да дојде до преоптоварување на кој било од елементите на стојниот трап и до негово кршење, во краен случај, или до деформирање и оштетување. Што и да се случи, потребен е сериозен преглед на сите носечки делови, вклучувајќи ги тука и врските на стојниот трап со носечката структура на трупот или крилото. Обично прво се изведува визуелен преглед, а потоа треба да се извршат и други контролни прегледи (на пр. контрола со пенетранти).

**Дисипација** на (кинетичката) енергија во техниката означува растурање на таа енергија и нејзино претворање во облици што веќе не можат да се искористат за работа. Вака дефинирана, дисипацијата е штетен процес, кој ја намалува енергетската ефикасност на машините и уредите. Меѓутоа, кај стојниот трап таа е искористена за вршење на корисно дејство. Имено, во моментот на спуштање авионот поседува значителна кинетичка енергија, и таа енергија треба да биде апсорбирана од некој уред и претворена во некоја друга форма (топлинска). Се работи за класичен процес на дисипација на енергијата која во случај на стојниот трап е добредојдена и корисна. Дисипацијата се одвива во амортизерите на стојниот трап, кои често пати се нарекуваат еластични нозе.

### 3.3 Видови стојни трапови: тркала, скии, пливки



Сл.3.2 Пловен трап со пливки од дурал

$\varphi$  - монтажен агол; WL -водена линија;  $\gamma$  - надолжна локација;  $\tau$  - агол при глисирање; К-монтажен агол на крилото ( $2-3^\circ$ )

Системот на пловен трап се изведува главно во две форми: со пливки, или во вид на еден централен чамец. Во концептот на хидроавионот, пловниот трап внесува многу хидродинамички побарувања кои најчесто се во конфликт со аеродинамичките принципи. Пловниот трап треба да ги задоволува следниве услови: стабилно лежење на вода во мирување, за време на возењето и при маневрирање на хидроавионот; целосна сигурност при полетување и слетување и на разбранета водена површина; елиминирање на секоја тенденција за подрипнување или надолжно осцилирање на хидропланот за време на полетувањето или слетувањето, формирање што помали бранови и што помали вредности на хидродинамичките отпори при брзо возење на старт.

Аеродинамичките побарувања, пак, практично се сведуваат на само два принципа: што помал коефициент на аеродинамичкиот отпор и што помала тежина на хидропланот. Оптимални решенија се добиваат по пресметковен пат и со експерименти на модели.

Пред почетокот на залетот, додека целата должина на пливката е заронета во вода и сè уште не е постигната доволна брзина на возење, кормилото за висина на авионот е наполно немоќно. Со зголемување на брзината, хидродинамичкиот отпор на водата го потиснува предниот дел на пливката нагоре зголемувајќи го аголот  $\tau$  во однос на водената линија. Со зголемување на брзината се создава аеродинамичкиот узгон  $R_z$  и авионот полека почнува да се одлепува од водената површина.

### 3.4 Невовлечливи и вовлечливи стојни трапови

**Вовлекување на стоен трап.** Фиксниот стоен трап, со кој биле опремени првите авиони, претставува силен извор на паразитски отпори во лет. Во текот на повеќе години развој, преку подобро аеродинамичко обликување на одделните елементи, со елиминирање на непотребните и намалување на меѓусебните интеракции, конструкторите успеале тој паразитски отпор на стојниот трап да го сведат на само една третина од појдовната вредност. За жал, со тоа биле исцрпени и сите можности за елиминирање на овој важен отпор. Неговата целосна елиминација е можна само со вовлекување на целата конструкција на главниот стоен трап во внатрешноста на крилото, во трупот или во моторските гондоли. Носното тркало, пак, редовно се вовлекува во трупот, а неговиот отвор се затвора со погодно обликуван капак.



завртува околу главните тркала напред на предното-носно тркало. Значи, авионите со ваков концепт на стоен трап можат да слетуваат со едноставно планирање, но и со "превлекување" со големи нападни агли и со максимален узгон. Потребното зафрлување на главните тркала се изразува со аголот  $\varphi_1$  дефиниран со вертикала спуштена од тежиштето (CG) на рамнината на теренот при стоење на авионот на трите тркала, со права повлечена од тежиштето низ потпорната точка на главните тркала во положба на авионот потпрен на главните тркала и на помошната опашна потпора. Притоа важи условот:

$$\varphi_1 > \varphi$$

Големите агли  $\varphi_1$  предизвикуваат посилно оптоварување на предното тркало, ги влошуваат условите на надолжното командување и ги продолжуваат времето и должината на полетувањето.

При слетувањето на авионот, амортизерите и пневматиците се збиваат така што аголот  $\varphi$  се намалува, а  $\varphi_1$  се зголемува, што е корисно, дотолку повеќе бидејќи е добро да се усвојуваат помали вредности на аголот  $\varphi_1$ . Од долниот десен дел на сл. 3.3 може да се забележи дека за зголемување на аголот  $\varphi_1$  при уклонот на гумата и на еластичната нога е поповолно ако правецот на оската на ногата се зафрли малку наназад отколку нанапред. Практичните вредности на овој агол се:

$$\psi_1 \cong 3 - 5^\circ$$

Положбата на предното (носно) тркало во однос на главните тркала се карактеризира со растојанието на потпорните точки X, односно со висината на триаголникот чии темиња се двете потпорни точки на тркалата и тежиштето. Од оваа анализа следува условот за сигурност против превртување на нос (преку предното тркало):

$$X \cong (1,88 - 2,16)h$$

Должината X може да се изрази и како функција од должината на трупот  $L_T$ , во однос на ширината на трагата на тркалата B и во однос на распонот на крилата  $b$ . Со цел да се намали моментот на свиткување на носната нога при предниот удар со земјата, добро е ако оската на предната нога се искоси малку наназад. Овој агол зависи од конструкцијата на ногата и се движи во границите  $\psi_2 = 8 - 22^\circ$ . Поголеми се вредностите за прави нозе, а помали за свиткани. Вакво искосување на оската на предната нога е потребно и корисно заради создавање стабилизирачки момент, кој автоматски го насочува и го одржува предното тркало во правец на рулање. Овој момент се создава со помош на кракот  $r$  - растојание на потпорната точка на тркалото од надолжната оска на ногата.

Трагата на главните тркала B е малку поголема отколку кај класичниот тип  $B \cong (0,22 - 0,28)b$ , а аголот помеѓу тежиштето (CG) и потпорните точки на главните тркала  $\varphi_3$  треба да е поголем од  $90^\circ$ .

Бидејќи голем број современи авиони (лесни, но и најголеми транспортни) имаат елисен погон, потребно е да се предвиди сигурно растојание на врвот на елисата од земјата (min. 160 mm) во услови на најголемиот дозволен уклон на гумата и амортизерот.

$$Z_1 \geq (h + H_A \cos \psi_2 + 160) \text{ mm}$$

Наведените податоци се ориентациони и подложни на промени, во согласност со развојот и усовршувањата на стојниот трап. Овде се даваат за да може ученикот да ја согледа сета сложеност на геометријата на стојниот трап и присуството на многубројни елементи за кои треба да се води сметка при конструирањето, но и при експлоатацијата и контролата на геометријата на авионот.

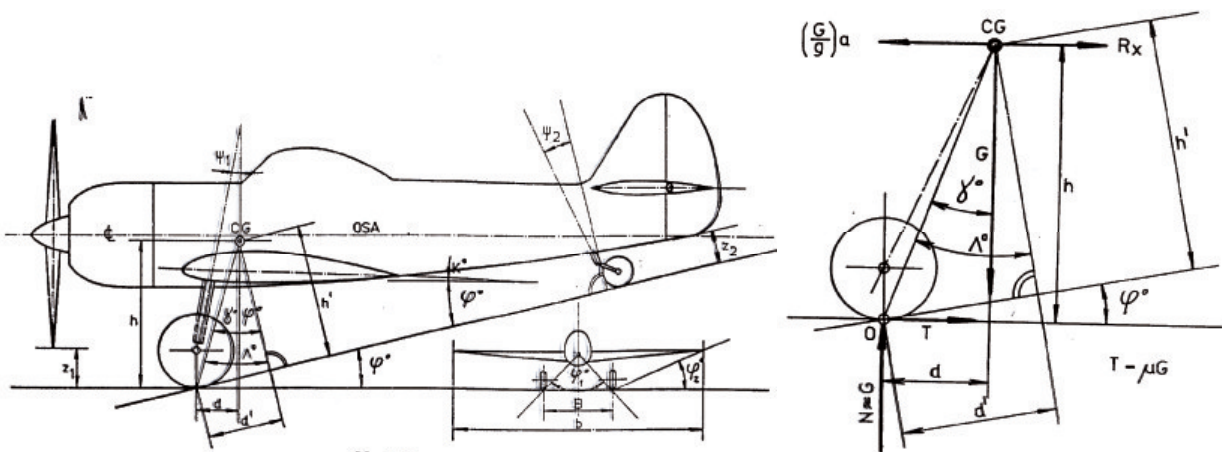
Причините за масовна примена на диспозицијата со челно (носно) тркало (трицикл) се многубројни:

- поедноставна процедура за слетување со обично планирање (без потреба од внимателно превлекување - т.е. слетување со голем напад на агон и максимален узгон),
- зголемена сигурност при нагло забрзување и сопирање, без опасност од превртување на нос,
- отпорност на ударите на ветер одназад (опасност од превртување на нос),
- поедноставно ракување со авионот на земја (поради хоризонталната положба на трупот олеснети се влезот и излезот, како и товарењето и растоварувањето),
- подобра видливост при рулање (возење по земја),
- добра стабилност при возење по земја (поради положбата на тежиштето на авионот пред главните тркала) и сигурно и лесно одржување на правецот на движење (поради појавата на стабилизирачки повратен момент доколку авионот од која било причина несакано сврти од својот правец),
- малиот напад на агон на крилото при забрзување ги намалува отпорите и овозможува пократко време за подигање на опашката при полетување, со што се скратува потребната должина на пистата.

Се разбира, постојат и слабости на оваа концепција, како: конструктивна сложеност, механичка осетливост и зголемена тежина на носната нога во споредба со опашното тркало, катастрофални последици по авионот во случај на кршење на носната нога, појава на "шими" (shimmy)-осцилации при рулање, потреба од добро уредени полетно-слетни површини (пак поради осетливоста на носната нога). За среќа, недостатоците успешно се совладуваат и се во сенка на предностите, па воопшто не ја загрозуваат доминацијата на овој тип во воздухопловството.

**Класичниот стоен трап** со опашно тркало денес поретко се употребува.

На сл.3.4 се дадени геометриски параметри на класичен стоен трап со опашно тркало.



Сл.3.4 Геометриски параметри на класичен стоен трап со опашно тркало

Овде ќе бидат наведени само оние геометриски параметри кои суштински се разликуваат од концептот на стоен трап трицикл со носно тркало. Најважен услов за стабилност и сигурност при брзо рулање по земја (а овој тип настанал и е развиен на земјани писти) претставува осигурувањето на авионот од превртување на нос. Овој услов се изразува со помош на таканаречениот **антикапотажан агол**  $\gamma$  (во степени) под кој се поставуваат тркалата, и, според сл.3.4-десно, тоа е агол кој се добива со повлекување нормала на подлогата од тежиштето (CG) и отсечка што ги спојува тежиштето и потпорната точка на тркалото.

Според сликата 3.4 десно, можат да се постават **два статички услова** за обезбедување на авионот од превртување на нос, во облик:

$$1) \dots \sum M = 0 \quad \text{т.е.} \quad G \cdot d \geq \left( \frac{G}{g} \cdot a - R_x \right) h ,$$

$$2) \dots \sum X = 0 \quad \text{т.е.} \quad \frac{G}{g} \cdot a = \mu \cdot G + R_x , \text{ и по мало средовање: } a = (\mu \cdot G + R_x) \frac{g}{G}$$

Со замена на 2) во 1) се добива следниов упростен израз за бараниот услов:

$$G \cdot d \geq \mu \cdot G \cdot h$$

како е (види сл.3.4):  $\frac{d}{h} = \operatorname{tg} \gamma$

се добива конечен услов за геометриска сигурност од превртување на нос:

$$\gamma \geq \operatorname{arctg} \mu$$

Или со зборови: антикапотажниот агол  $\gamma$  мора да е поголем од аркустангенсот на коефициентот на триење на подлогата. Употребените ознаки значат:

$a$  = забрзување;  $\mu$  = коефициент на триење на гумата по подлогата;

$G$  = тежинско оптоварување на едно главно тркало;  $R_x$  = аеродинамички отпор

$g$  = земјино забрзување;  $d, h$  = геометриски параметри на конфигурацијата.

Антикапотажниот агол  $\gamma$  зависи од триењето на тркалата при слетување и при сопирање. Во практиката се применуваат следниве вредности на антикапотажните агли:

- за тркала без сопирачки  $\gamma \cong 10 - 14^\circ$ ,
- за тркала со сопирачки  $\gamma \cong 15 - 18^\circ$ , и
- за слетување на три точки  $\gamma \cong 27 - 30^\circ$ .

За избор на антикапотажниот агол меродавна е **крајната предна центража** на авионот. Поголемо истурање на главните тркала напред, т.е. зголемување на аголот  $\gamma$  предизвикува: поголемо оптоварување на опашното тркало, потешко и побавно подигање на опашката и побавен и подолг залет.

Сепак, **конфигурацијата со опашно тркало** не е сосема запоставена. Кај лесните авиони со класична погонска група клипен мотор-елиса, таа нуди некои несомнени предности над конфигурацијата со носно тркало. Благодареејќи на своите мали димензии, опашното тркало има помали паразитски отпори отколку носното, овозможувајќи му на авионот со конвенционален стаен трап, во режим на крстосување, да лета со поголема брзина при иста силина.



Опашните тркала се поевтини за набавка и за одржување отколку носните тркала. Доколку опашното тркало откаже при спуштање на авионот, штетата ќе биде минимална; доколку се случи откажување на носното тркало, најмалку што може да се очекува е оштетување на елисата. Авионите со опашно тркало се полесни за манипулирање на земја и, поради нивната пониска опашка, тие многу полесно се сместуваат во хангари. Благодареејќи на зголемениот клиренс на елисата, при употреба на авион со опашно тркало на рапави или тешки писти, може да се очекуваат помали оштетувања од удари на мали искршени камчиња. Ваквите авиони може да полетуваат и да слетуваат и на послабо уредени писти (нерамен терен, ливада), а попогодни се и за користење во зима, како авиони со скии. И, на крајот, еден куриозитет: легендарниот суперсоничен патнички авион "Concorde", на крај на трупот имаше опашно тркало за да го спречи допирот на трупот со земјата при полетување под голем агол (сл.3.5).



**Сл.3.5 Опашно тркало кај суперсоничниот патнички авион *Concorde***

### **3.6 Стоен трап тандем (со количка, со повеќе нозе)**

Кај оваа шема главното оптоварување е врз главните нозе на стојниот трап, кои се наоѓаат зад тежиштето на авионот. Оваа шема има и **поткрилни нозе** кои мораат да обезбедат слетување со агол на наклон од  $10^{\circ}$ , а при мирување тие ја допираат површината на подлогата.

**Добри особини** на овој концепт се:

- добра стабилност и управливост на авионот со управлива носна нога,
- едноставна кинематичка шема на вовлекување на стојниот трап во трупот,
- ефикасно користење на системот за кочење, без опасност за превртување на нос.

Како **недостатоци** се наведуваат:

- недоволната напречна стабилност на авионот при мали брзини,
- комплицираното сместување на поткрилните нозе во крилото,
- сложената структура и зголемувањето на масата на главните нозе,
- проблемите со должината на нозете,
- усложнувањето на структурата на трупот поради примањето на големи оптоварувања од стојниот трап.

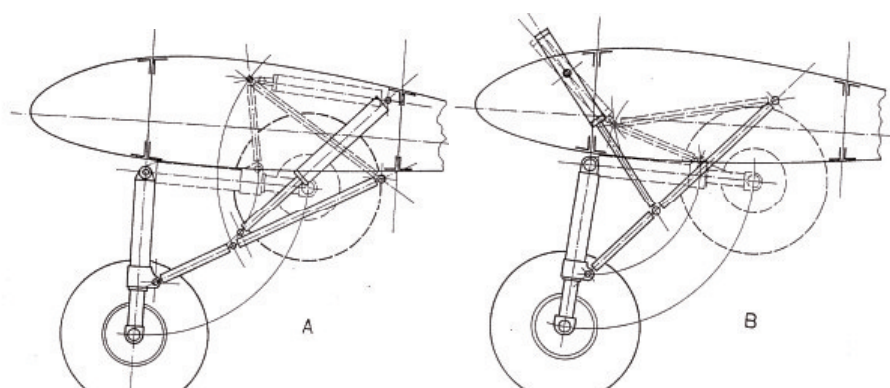


**Сл. 3.6** Легендарниот борбен авион *AV-8B Harrier* поседува стоен трап тандем со две нозе во трупот и две конзолни нозе на крилата

### 3.7 Механизам за вовлекување стоен трап: кинематика, конструкција, задвижување

Во поглед на применетата кинематика и основната конструктивна концепција, вовлекувањето на стојниот трап може да биде: надолжно, напречно и вовлекување со завртување.

На сликите што следат се прикажани изведби на наведените начини, со забелешка дека секоја од нив има свои предности и недостатоци, како и области на применливост. Така, на пример, надолжното вовлекување (сл.3.7) е погодно за примена кај повеќемоторните авиони, напречното вовлекување (сл.3.8) е погодно за едномоторните авиони, вовлекувањето со завртување - секогаш кога не се располага со доволно расположлив простор (на пример: кај авионите ловци со тенко крило и надолжно вовлекување, тркалото мора да се заврти за 90 степени за да може да се постави во крилото).



**Сл.3.7 Надолжно вовлекување на еластичната нога:**

А-најчесто применувана варијанта; В-слична идеја но со команден цилиндар префрлен пред предниот раменик

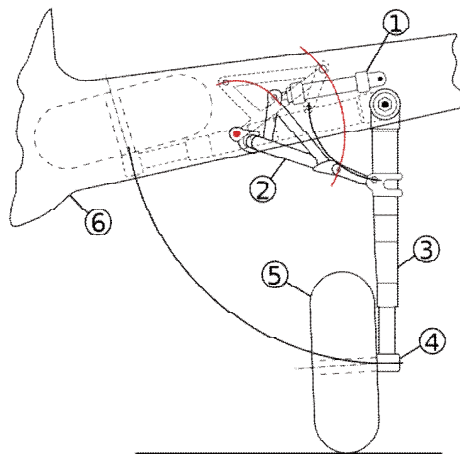
На сл.3.9 се прикажани неколку примери за напречно вовлекување на главните еластични нозе кои се однесуваат на помали едномоторни авиони. Интересно е да се забележат начинот и местото на поврзување на еластичните нозе со носечката структура на авионот: трупот (А) или крилото (Б,В,Г). И овде, како впрочем секаде

во конструкцијата на авиони, секоја концепција има свои предности, но и недостатоци. Врската со трупот (А) е поедноставна и го растоварува крилото од удари, но има помала ширина (трага на тркалата) и тешкотии за сместување на тркалото во крилото.

При потпирањето на еластичните нозе со структурата на крилото (раменикот), варијанти Б, В и Г, се случува токму спротивното (широка трага, поголем простор, но и посложена конструкција и посилено оптоварено крило).

Вовлекување на стојниот трап може да се изведе **рочно и механизирано**. Рачниот погон (чисто механички или со посредство на хидраулика) може да се сретне само како помошен, додека механизираниот е широко застапен.

Повеќето лесни авиони имаат фиксен стоен трап, но во последно време, благодареејќи на техничко-технолошкиот развој на авионите воопшто, а на лесните авиони посебно, се забележува тенденција и овие авиони да ја поседуваат оваа техничка совршеност. По Втората светска војна, на пример, кај конструкторите постоело непишано правило: за лесни авиони што летаат со помали брзини од 200 mph - фиксен стоен трап, за брзи комерцијални и борбени авиони - вовлечлив стоен трап.



**Сл.3.8 Напречно вовлечлива главна еластична нога:**

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

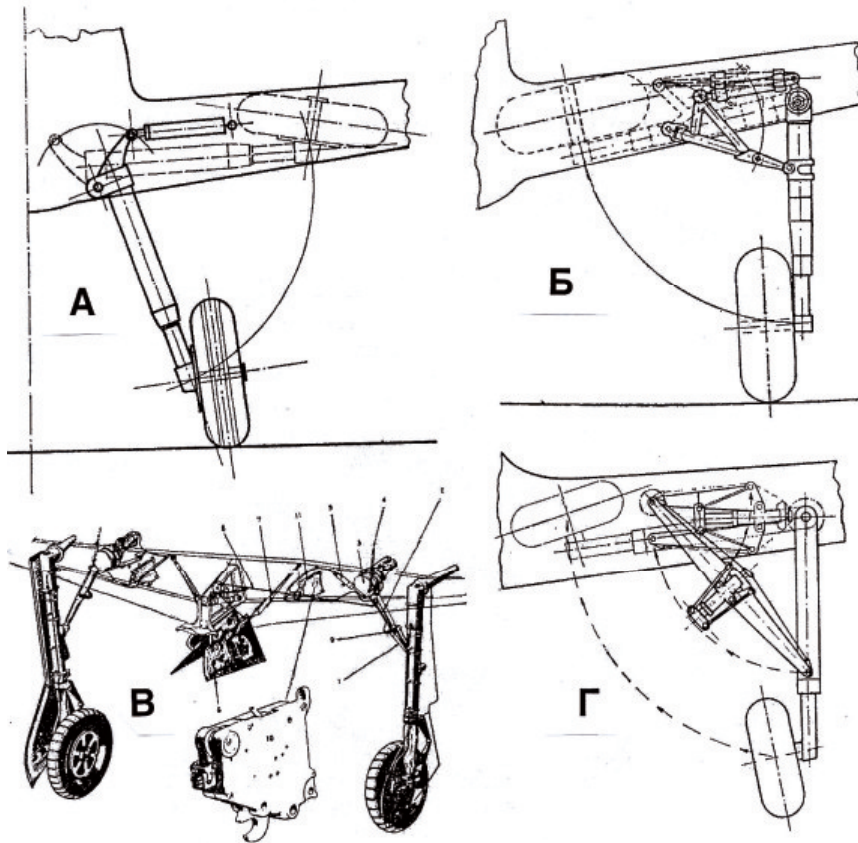
Механизираниот погон може да биде: пневматски, хидрауличен, електричен и комбиниран.

**Пневматскиот погон** (сл.3.10) има многу добри особини: неосетливост на температурни промени, користење на воздухот како работен флуид, едноставна инсталација; сепак, проблемите со затинањето ја ограничуваат неговата практична примена.

**Електричниот погон** (сл.3.9в) е погоден за помали авиони и за помали сили и силини.

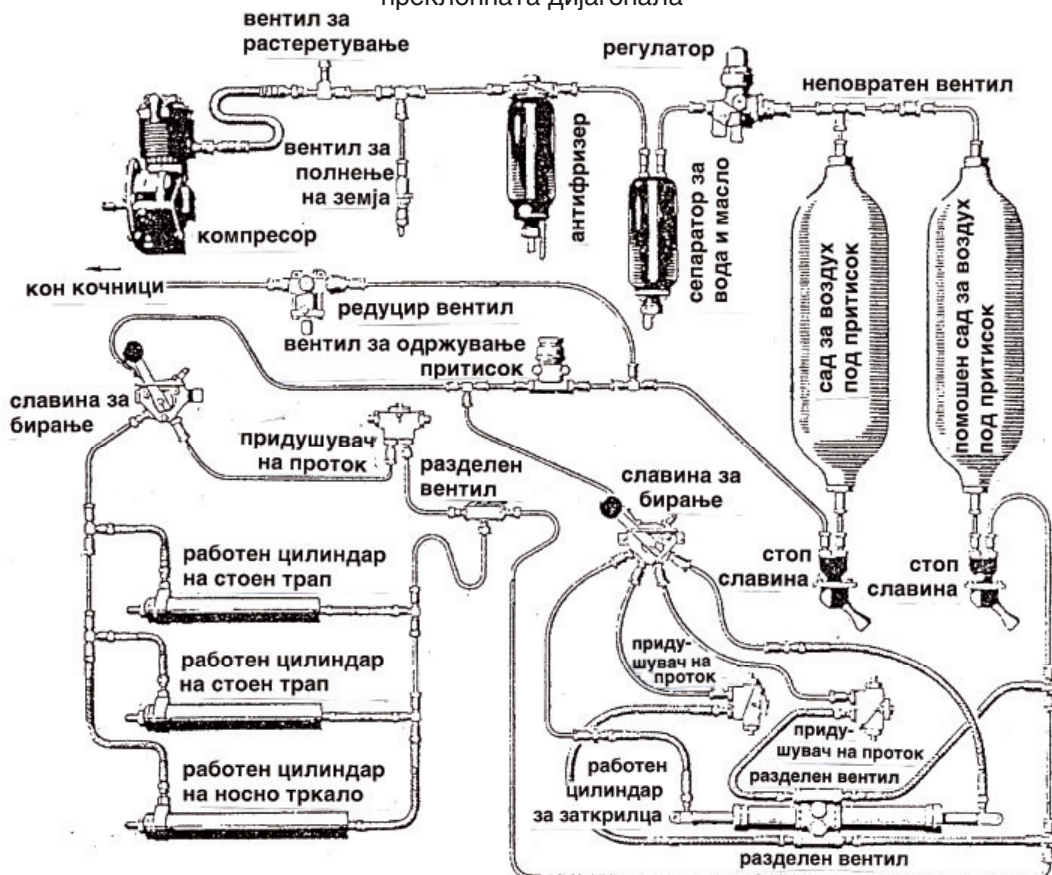
Најширока примена има **хидрауличниот погон** (3.11 и 3.12), поради своите бројни предности. Самиот систем се состои од: хидропумпа, разводни славини, погонски (работни) цилиндри, резервоари, филтри, регулатори, вентили и цевководи.

Внимателниот читател ќе забележи дека наброените елементи може да припаѓаат на кој било хидрауличен систем за командување (погон на заткрилцата, отворање и затворање на капаците на ладилникот за масло итн.) и - нема да погреша.

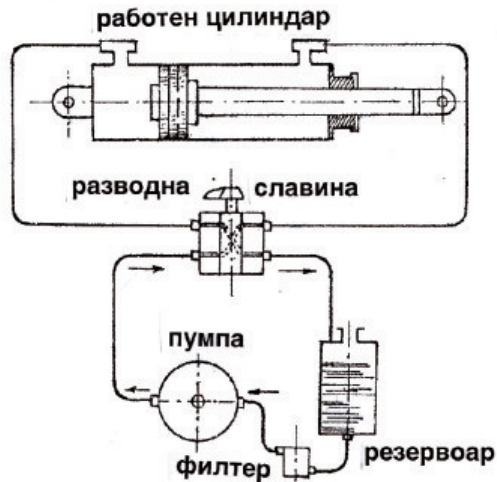


**Сл.3.9 Неколку примери за напречно вовлекување на стоен трап:**

А-со врзување на еластичните нозе со јазли на структурата на трупот; Б,В,Г- со врзување на еластичните нозе со структурата на крилните раменици; В- варијанта со електричен погон на преклопната дијагонала

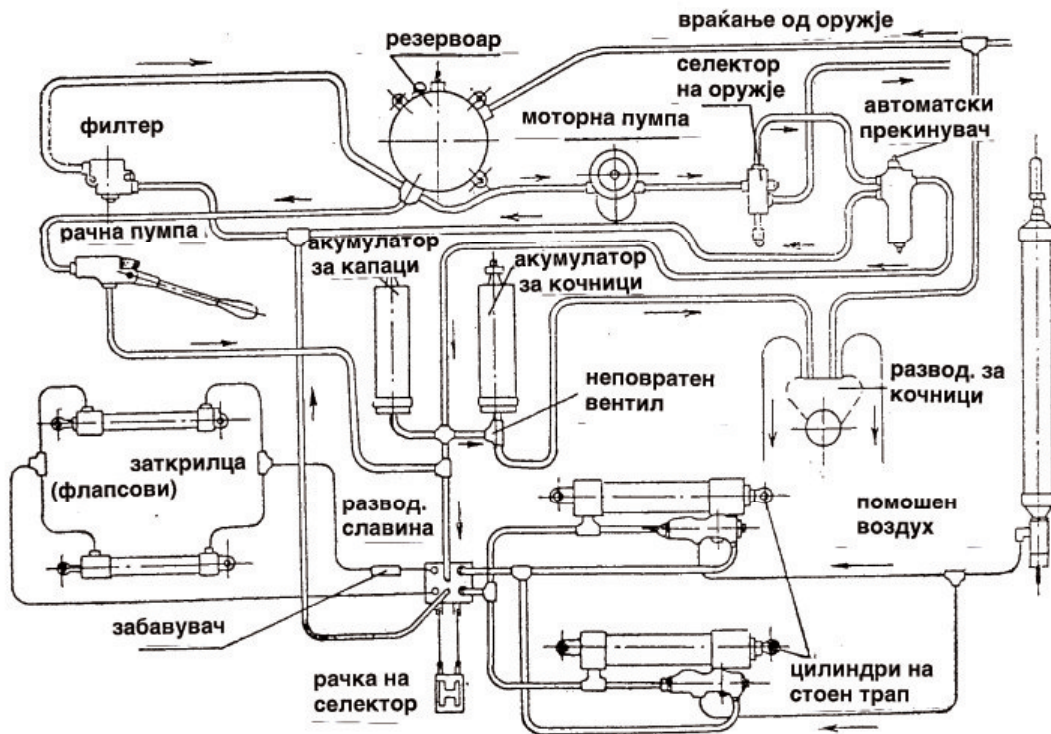


**Сл.3.10 Пневматски систем за погон на стоен трап, заткрилца и кочници**



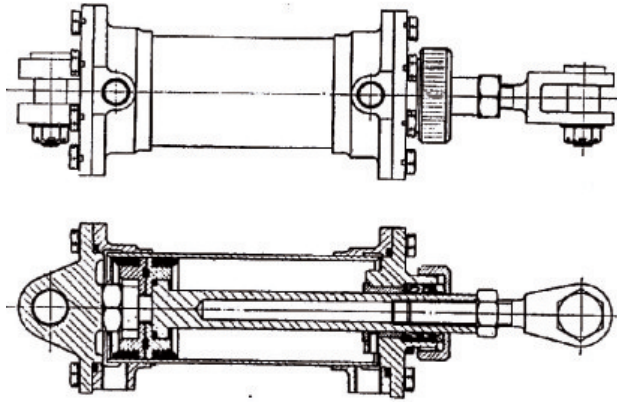
Сл.3.11 Шема на хидрауличен систем со еден работен цилиндар

Навистина, користењето на еден **централен извор на силина** - во вид на мала хидраулична пумпа, и едноставното спроведување на 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.3.12).



Сл.3.12 Хидрауличен систем за погон на стоен трап, заткрилца, кочници и вооружување

Кај големите авиони хидрауличниот систем, покрај вовлекување и извлекување на стојниот трап, обезбедува работа на многубројни потсистеми: кочење на тркалата на главните нозе на стојниот трап, управување со носното тркало, управување со заткрилцата и 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.), и манипулирање со отворот за товар - со рампата.



Сл.3.13 Конструктивна изведба на работните цилиндри од сл.3.12

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

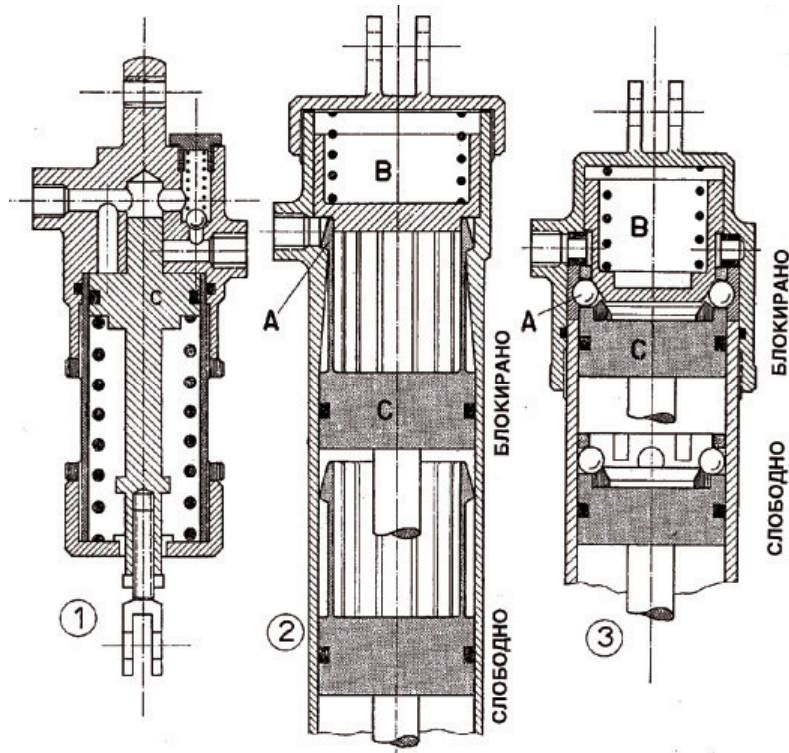
### 3.8 Забравување на стојниот трап, вратата и индикација на положбата

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 осигуран 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, стоене и, се разбира, при полетување. Ова се логични побарувања, 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.

Во проточната брава (сл.3.14 позиција 1) маслото, под притисок, влегува од левата страна и го потиснува клипот С надолу, сè додека тој со својот горен дел не го ослободи преминот на маслото низ десниот излез. За тоа време, клипот С со својата долна виљушка го извршува потребното ослободување на осигурениот елемент. Позициите 2 и 3 на сл.3.14 претставуваат краеви на цилиндри со вградено осигурување. Позицијата 3 има челични топчиња кои, под дејство на притисокот на горниот клип В, се набиваат во соодветен кружен жлеб на цилиндарот. При навлегувањето на масло под притисок од горната страна, тоа најнапред го потиснува клипот В нагоре, при што венцот со топчињата се ослободува и во следниот миг маслото под притисок го потискува клипот С надолу, а овој со тој од го извршува потребното ослободување на осигурениот елемент. Позицијата 2

претставува варијанта на опишаниот принцип на осигурување. Наместо топчиња овде постои клип со еластична круна со процепи чии горни краеве А ги заменуваат топчињата. Горниот клип В со својот притисок ја држи круната со процепи блокирана во цилиндарот сè додека маслото со својот притисок на долната страна на клипот не ја ослободи, а со тоа и клипот.



**Сл.3.14 Конструктивни решенија на разни типови брави:**

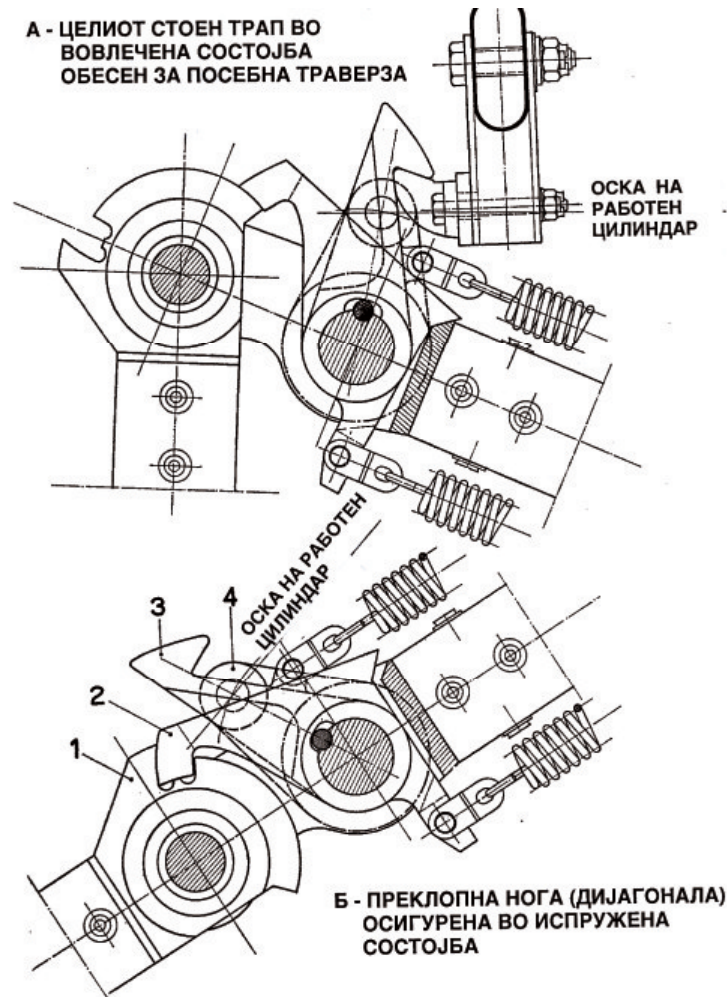
1-проточна брва; 2-цилиндар за осигурување со клип; 3-цилиндар за осигурување со челични топчиња

На горниот дел на сликата 3.16 (А) е претставена обесена преклопна дијагонала, 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 врши осигурување во испружена состојба, а куката 3 служи за обесување на напречната траверза во основната конструкција на моторскиот носач.

**Индикацијата на положбата** на стојниот трап е од голема практична важност бидејќи пилотот нема визуелна претстава дали стојниот трап се извлекол и се заклучил, па може безбедно да слетува. Индикацијата најчесто се состои од еден микропрекинувач за сигнализирање за вовлечена или за извлечена еластична нога и инструмент-индикатор во кабината. Големите современи воздухоплови имаат вградена камера на долниот дел од трупот, така што пилотот со гледање добива информации од прва рака за состојбата на стојниот трап.



**Сл.3.15 Индикатори на положбата на стојниот трап во пилотска кабина**



Сл.3.16 Осигурување на еластичната нога од сл.3.7 позиција А.

### 3.9 Принцип на работа на амортизерите

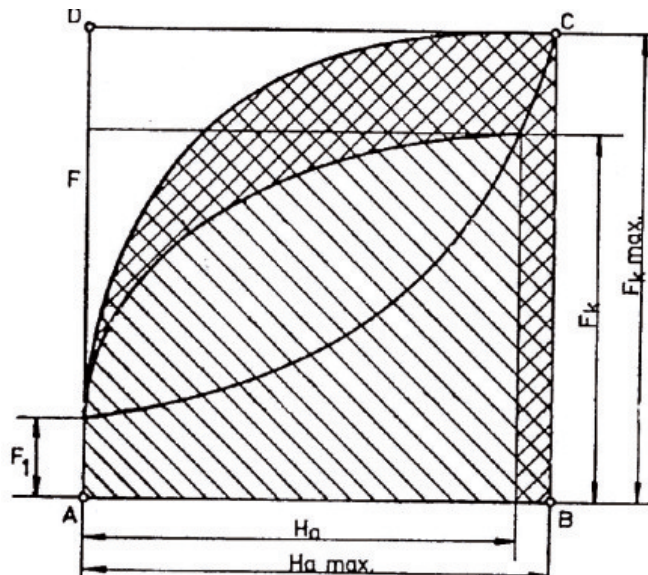
Принципот на работа на амортизерите најлесно ќе се разбере со анализа на работата на еден фиктивен амортизер На сликата 3.17 е прикажан работниот дијаграм на амортизерот (еластичната нога) во облик на функција:  $F=f(H)$ , при што  $H$  претставува од, односно скратување на амортизерот (еластичната нога), а  $F$  ја претставува силата во него. Како што се гледа од дијаграмот, таа зависност во општ случај не е линеарна.

Шрафираната површина под дијаграмот претставува апсорбирана работа, а  $F_k$  е крајно ("сигурно") оптоварување на ногата на крајот на одот  $H_a$ .

$F_1$  е појдовно или статичко оптоварување на амортизерот (ногата) предизвикано од тежината на авионот. При слетување амортизерот во облик на телескопска нога се збива (скратува) или, ако сакате повеќе, одот на ногата расте. Истовремено се зголемува и силата во него. Обично се настојува да се ограничи крајното оптоварување на вредност  $F_k=(3...4) F_1$  и тоа е сигурно оптоварување. Работниот дијаграм на амортизерот под ова сигурно оптоварување на сликата е претставен со единична шрафура и е ограничен со параметрите  $F_k$  и  $H_a$ . Ова сигурно оптоварување треба да се засили и да се обезбеди со коефициент на сигурноста кој најчесто изнесува 1,5. Со вака зголемениот износ се добива нов дијаграм кој одговара на границата на кршење на определен елемент во системот. Од вака зголемениот дијаграм се добиваат крајниот од  $H_{amax}$  и крајното



оптоварување  $F_{kmax}$ . Зголемениот дијаграм на крајното оптоварување над кое доаѓа до кршење е прикажан со правоаголникот ABCD.



Сл. 3.17 Општ облик на работен дијаграм на еластична нога во облик на функција  $F=f(H)$

По постигнување на максималниот од, следува фазата повратен од, во тек на која доаѓа до амортизација (дисипација) на кинетичката енергија. Повратната крива линија е конкавната (вдлабнатата) линија **AC**, и нејзиниот облик зависи од применетиот механизам (средство) за амортизација односно кочење на повратниот од. Површината опфатена со конкавната и конвексната крива **AC**, во определен размер, претставува амортизирана енергија и се нарекува **хистерезис**.

Амортизерот е **поефикасен** доколку неговиот хистерезис е **поголем**. Практична големина за процена на ефикасноста на амортизерите е односот на површината под дијаграмот кон површината на правоаголникот **ABCD** и се нарекува **степен на полнота  $\eta$** .

$$\eta = \frac{\text{површина под дијаграмот}}{\text{површина на правоаголникот } ABCD}$$

За хидропневматските амортизери, кои денес најмногу се во употреба, овој однос се движи од 0,75 до 0,80 а за особено успешни конструкции и до 0,90.

### 3.10 Видови амортизери

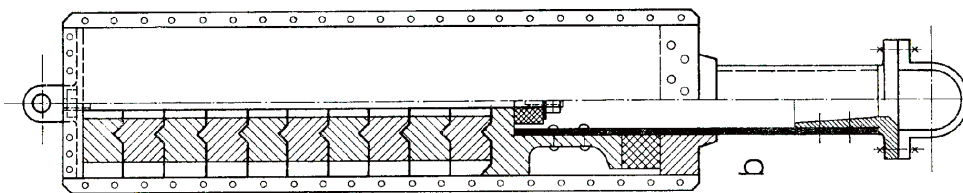
Денес во најширока примена се хидропневматските амортизери поради своите многубројни извонредни особини. Меѓутоа, интересно е, преку неколку примери да се согледа еволуцијата на амортизерите, како и патот што требаше да се изоди за да се дојде до денешната оптимална конструкција. Некои од наведените амортизери, денес, може да се сретнат само кај постарите авиони.

Интересен податок е дека првиот хидропневматски амортизер како уред е патентиран во 1915 година кај големите артилериски орудија (топови) за амортизирање на повратниот удар.

Во принцип, секој амортизер се состои од: **еластичен елемент** кој служи за претворање на кинетичката енергија во потенцијална (челична пружина, воздух, масло), **елемент кој во повратниот од** ќе изврши дисипација на дел од таа енергија и нејзино претворање во топлина и **тело** со приклучоци и затинки кое ги поврзува сите елементи на амортизерот во целина и обезбедува потребна механичка јакост. Процесот на амортизација на акумулираната енергија во амортизерот ја спречува појавата на отскок на авионот, до што би дошло доколку сета потенцијална енергија пак се претвори во кинетичка. Оваа последна задача се извршува на разни начини, што ќе се види од наведените неколку примери. Амортизацијата на делот од енергијата со кочење на повратниот од има и една практична последица - истовремено забавување на повратниот од. На тој начин во работниот циклус на амортизерот се внесува и факторот **време**. При брзо возење по нерамен терен (дури и по бетонска писта со фуги), фреквенцијата на ударите може да биде доста голема, па е потребно клипот на амортизерот да се враќа доволно брзо за секогаш да биде спремен да прими нови удари. Од овие причини препорачливо е кочењето на повратниот од да може да се дотерува така што целиот циклус на работен и повратен од при нормални удари да се врши за време до една секунда.

### 3.10.1 Амортизер со гумени плочки

Природно, првиот материјал за амортизери била гумата во облик на затегнати гумени јажиња, а потоа во облик на специјално обликувани гумени плочки, сместени во челичен цилиндар и притиснати со клип (сл.3.18). Посебен систем за кочење на повратниот од не постои, така што хистерезисот е напдно природен и резултат на интермолекуларното триење на гумата. Амортизерот е крајно едноставен, евтин, со мали димензии и мал од. Нормално, вака предизвиканиот хистерезис е многу мал, па авионите со него при атерирање правеле и по неколку отскоци.

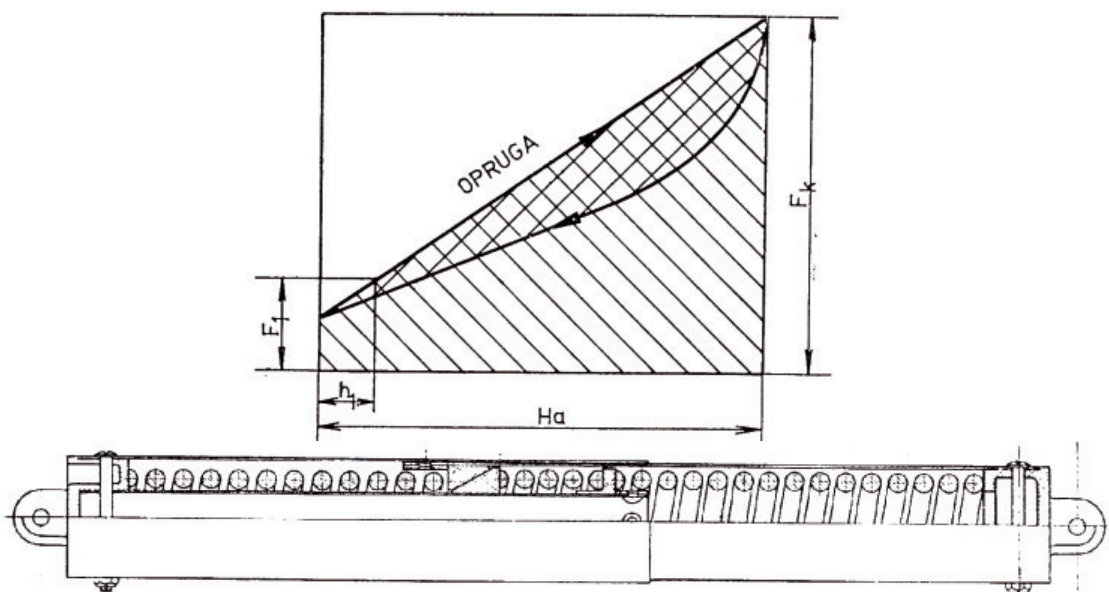


Сл.3.18 Амортизер со гумени еластични елементи

Слабите страни на амортизерот се должат на гумата која е осетлива на стареење, а нејзините еластични особини, дури и кога е во полна кондиција, зависат од температурата. Особено штетно е влијанието на ниските температури. Иако примитивен и одамна напуштен, овој амортизер имал "чест" да биде применет на еден таков легендарен авион каков што бил Mosquito.

### 3.10.2 Механички амортизер со пружина и со расечени еластични фрикциони конуси

Еластичниот елемент во овој амортизер е спирална торзиона пружина сместена во челичен цилиндар и притисната со телескопски склоп. Ваков амортизер нема хистерезис па тој мора да се создаде конструктивно, со посебни елементи во облик на расечени еластични конуси кои работат само во повратниот од и го создаваат потребниот хистерезис. Овие амортизери биле прости и евтини, едноставни за експлоатација, со непотребна регулажа и независни од надворешните температури.

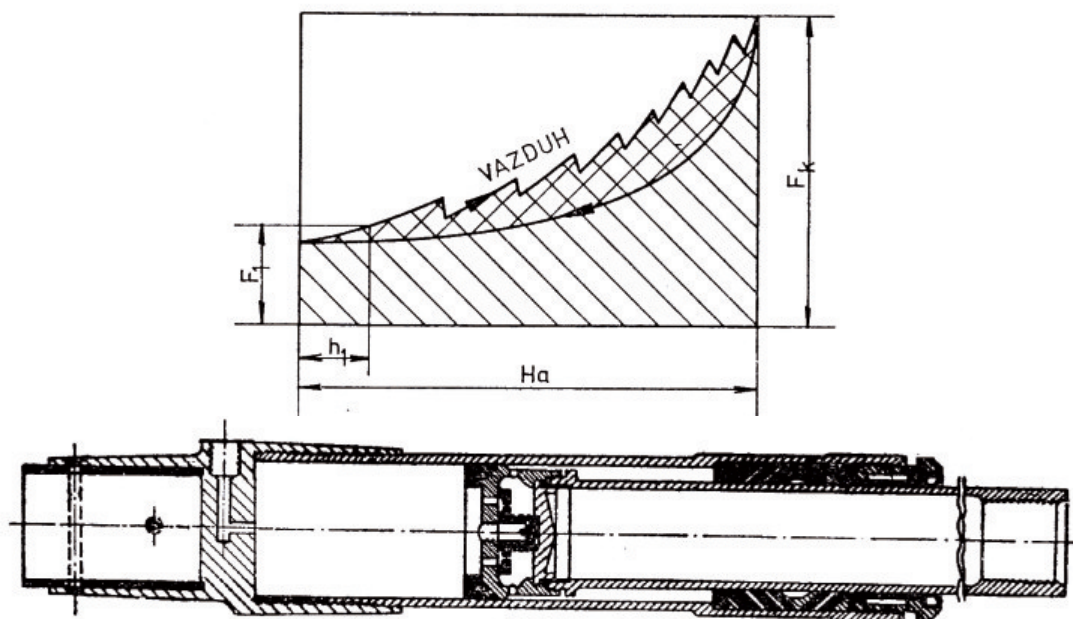


Сл.3.19 Механички амортизер со пружина: горе работен дијаграм, долу изведба

Недостатоци им биле: релативно големата маса на целата нога, силното абење на сидовите на цилиндарот и на конусите, можноста за заридување на работните површини.

### 3.10.3 Пневматски тип со воздух и механички вентили

Кај овој тип, еластичен елемент е само воздухот. Бидејќи политропата на компримираниот воздух има непогоден облик, наместо една континуирана крива, таа се дели на поголем број одделни сектори (сл.3.20). Резултат е степенеста политропа која се довива поради дејството на еден вентил со пружина на челото на клипот. Вентилот се подига штом разликата на притисоците од горната и од долната страна на клипот ќе се зголеми до јакоста на пружината.



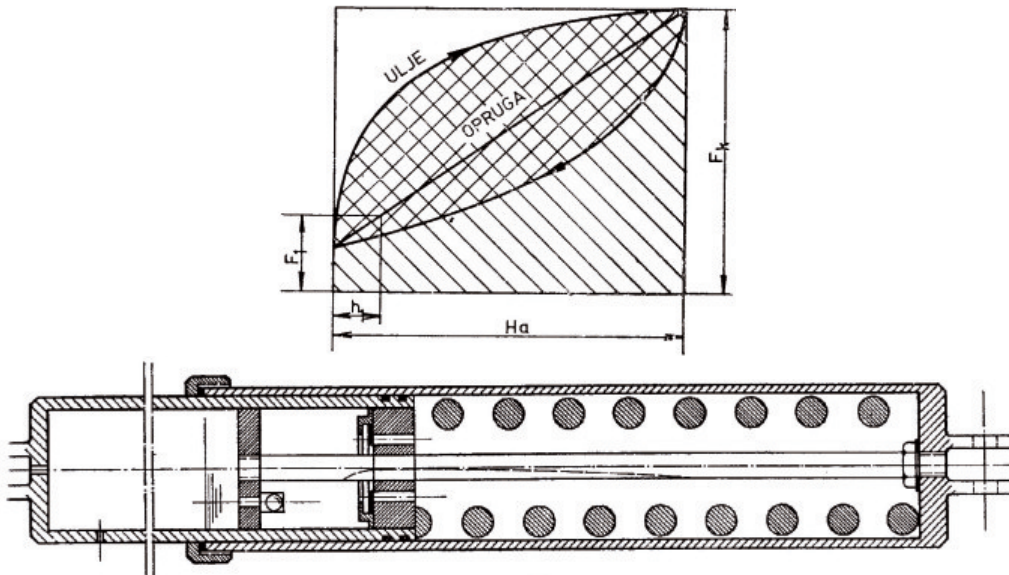
Сл. 3.20 Конструктивна изведба на пневматски тип амортизер: горе работен дијаграм, долу конструктивна изведба

Овие амортизери се одликуваат со лесна и проста конструкција, мека работа на еластичната нога, доволно голем хистерезис, независност од надворешни температури и нема потреба од посебни специјални погонски материјали.

Недостатоците се поврзани со примената на воздух и потребата од сигурно затинање на воздухот под висок притисок.

### 3.10.4 Комбиниран тип пружина-масло

Ова е веќе амортизер кој може сериозно да му конкурира на хидропневматскиот. Главниот еластичен елемент е цилиндрична торзиона пружина, а маслото што под притисок поминува низ систем од калибрирани канали и отвори е најпогодно средство за кочење на повратниот од, односно за амортизација на потенцијалната енергија на пружината. Се покажува дека пружината и маслото соработуваат скоро исто така добро како и воздухот и маслото во хидропневматскиот амортизер. Конструктивното решение (сл.3.21) има една дијафрагма со преклопна плочка, во улога на вентил за придушување на циркулацијата на маслото, и една централна прачка која поминува низ дијафрагмата а на долниот крај носи клип со вентил за придушување. Отсуството на воздух во амортизерот го олеснува затинањето и придонесува за зголемена надежност на склопот.



Сл. 3.21 Конструктивна изведба на типот пружина-масло: горе работен дијаграм, долу конструктивна изведба

### 3.10.5 Хидропневматски амортизер

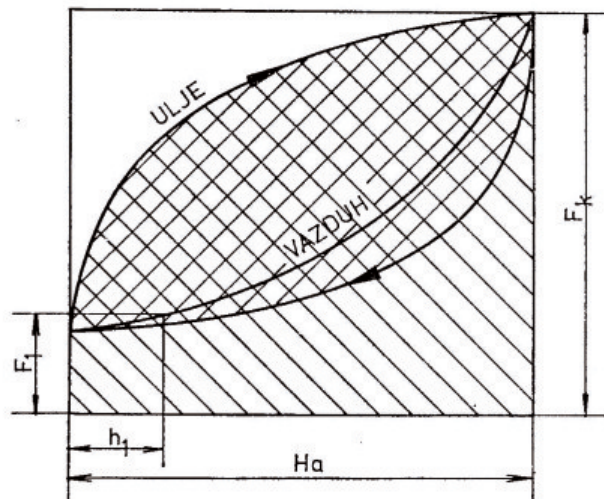
Овој амортизер го комбинира ефектот на пружина, користејќи компримиран воздух, со ефектот на придушување, користејќи клип кој принудува маслото (глицерин) да протекува низ мали отвори и канали. За постигнување максимална ефикасност, многу хидропневматски амортизери поседуваат механизам за варирање на големината на калибрираните отвори.

Принципот на работа на овој амортизер е следен (сл.3.22): врз основното статичко оптоварување добиено со компримирање на воздухот се собира динамичката сила од сопирачкото дејство на маслото кое, при движењето на клипот нагоре, е принудено со зголемена брзина да тече низ мали, точно калибрирани отвори или процепи, што создава разлика на притисоците помеѓу маслените комори и соодветна динамичка сила. Оваа динамичка сила е најголема при првиот удар, а

потоа, со зголемувањето на одот на клипот, се намалува,. Од друга страна, статичката сила на компримираниот воздух во почетокот е најмала, па со одот и таа расне. Овие две сили: статичката од воздухот и динамичката од маслото, извонредно добро соработуваат и се надополнуваат, давајќи работен дијаграм со голем степен на полнота, дури и до 0,90. Амортизација на енергијата се врши со згоден начин на кочење на повратниот од и може да се регулира многу лесно.

Класичниот хидропневматски амортизер Vickers (сл.3.23) се состои од централен масивен висечки коничен клип (1) кој е составен дел од надворешниот неподвижен цилиндар на еластичната нога. Во работниот од, внатрешниот цилиндар од еластичната нога - наедно амортизер, одејќи нагоре, го компримира воздухот и го принудува маслото да тече со голема брзина низ отворите (3, 4) и низ прстенестиот процеп (2) кој има променлив напречен пресек (поради коничноста на централниот клип). Во повратниот од, маслото ја менува насоката на течењето, но минува по истиот пат, низ лавиринт од тесни отвори, со што се остварува амортизација на потенцијалната енергија и претворање на голем дел од влезната кинетичка енергија во топлинска.

Квалитетот на работата на амортизерот во голема мера зависи од затиначката група која го спречува излегувањето на маслото и воздухот, а се состои од низа манжетни и гилзи. Затиначката група ја зголемува силата на триење во работниот и во повратниот од и достигнува и до 20% од силата во амортизерот на почетокот.

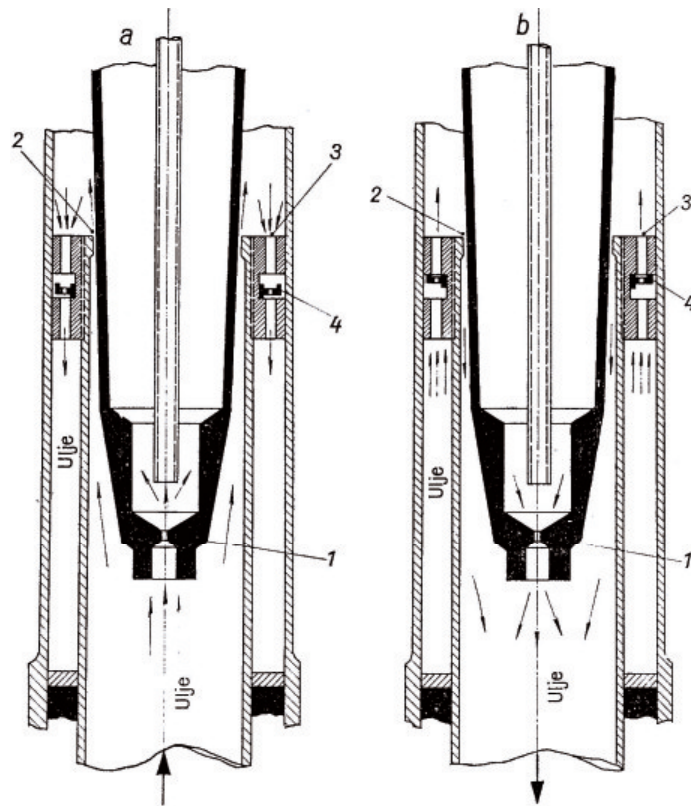


Сл.3.22 Комбиниран тип на амортизер воздух-масло (хидропневматски амортизер)

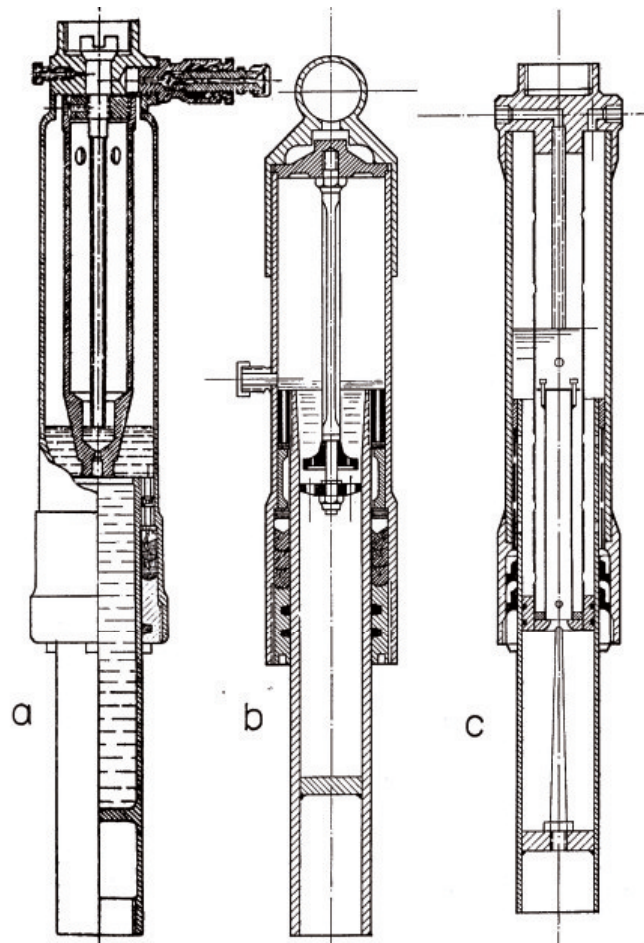
Од сите типови амортизери, **комбинацијата на воздух и масло**, до денес постигнала **најширока и најбројна примена** во практиката.

**Добри особини** на овој тип се: мала конструктивна тежина, мека работа, голема ефикасност при амортизација, голем хистерезис, можност за дотерување на степенот на придрушување.

**Недостатоците** се занемарливи, но сепак постојат: потребно е внимателно одржување на затиначката група а ниските температури, преку промена на визкозитетот на маслото, влијаат неповолно врз работата на амортизерот.



Сл.3.23 Класичен хидропневматски амортизер Vickers : *a*-работен од; *b*-повратен од



Сл.3.24 Неколку конструктивни варијанти на хидропневматски амортизер од сл.3.22:  
*a*-англиска варијанта ; *b*-руска варијанта; *c*-американска варијанта

### 3.11 Главни еластични нозе

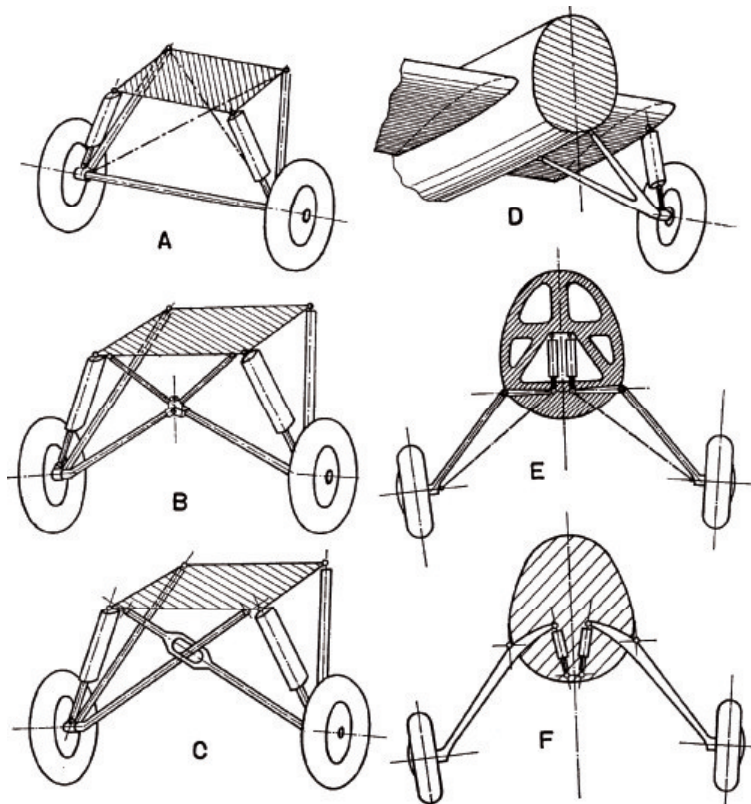
Главните еластични нозе носат најголем дел од тежината (80- 85%) кога авионот е на земја, а особено за време на полетувањето и слетувањето, поради што имаат, иако слична, многу поробусна конструкција од носната нога. Обично се прицврстени за главната носечка структура на авионот (крило или труп), а се во форма на:

- 1) упорници и потпори,
- 2) силни флексион пружини од челик, дурал или композити,
- 3) хидропневматски (олеопневматски) еластични,
- 4) хидропружинести еластични.

Во принцип, главните еластични нозе се систем од носечки дел и амортизер, кои функционално можат да бидат раздвоени (1 и 2) или интегрирани (3 и 4)

#### 3.11.1 Еластични нозе составени од упорници и потпори

Овие нозе хронолошки се појавиле со првите успешни авиони, се задржале доста долго време и се карактеристични за воздухопловството до Втората светска војна. Тука се разликуваат: едноосен тип, двоосен тип и, конечно, конзолан тип. Вакви еластични нозе денес не се користат дури ни кај наједноставните авиони, поради низата неповолни особини: тесна трага на тркалата, опасност од превртување, кинематичка поврзаност на тркалата (кај едноосниот тип), и значителна тежина и променлива трага на тркалата при возење, што предизвикува смолкнување на гумите поради бочни оптоварувања. За сите три типа е карактеристично функционалното раздвојување на носечкиот дел-ногата и амортизерот. Упорниците и потпорите изработени од челик биле шарнирно поврзани со носечката конструкција на трупот, што овозможувало нивна подвижност и растоварување на јазлите од моменти.



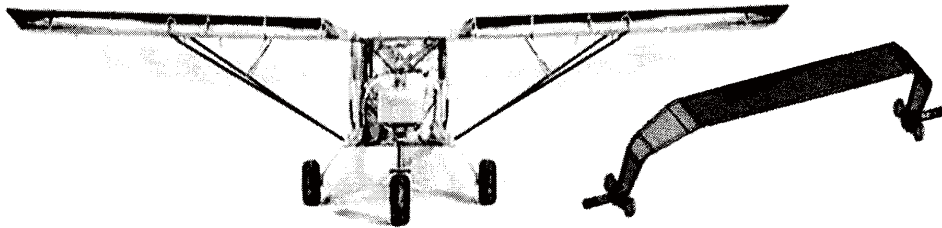
Сл.3.25 Еволуција на главните еластични нозе од едноосен тип (А), преку двоосен тип (В,С) до конзолан тип (Д, Е, Ф)

Во подоцнежната фаза од развој на конзолниот тип, прв пат во воздухопловството ќе биде направен успешен обид за интеграција на носечкиот дел на ногата и амортизерот во една целина.

### 3.11.2 Главни еластични нозе базирани врз флексиони пружини

Денес, кај лесните авиони се афирмира и еден сосем едноставен тип еластична нога во облик на конзола прицврстена со завртки за долниот дел на трупот, како силна листеста, флексиона пружина, од челик или дурал, а во поново време и од композити.

Оваа еластична нога нема посебни амортизери, едноставна е за конструирање, лесна е, не бара одржување, а истовремено е доволно ефикасна на секакви терени (All-Terrain Gear), но само кај малите авиони. Обично се здружува со широки балон-гуми и независни хидраулични диск-кочници. Амортизација на кинетичката енергија се извршува со бочно лизгање на балон-гумите по подлогата, предизвикано со наизменичното ширење и собирање на нозете изработени од силни флексиони пружини (сл.3.26 и 3.27).



Сл. 3.26 Конструкција на едноставен стоен трап од челична пружина, *STOL CH 701*

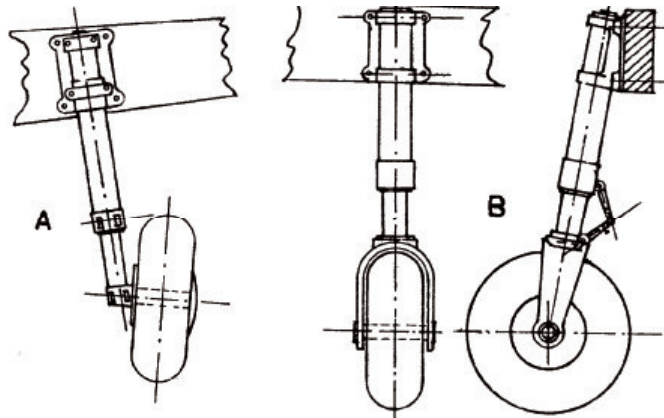


Сл.3.27 Едноставен стоен трап на лесен авион од дурална пружина



### 3.11.3 Хидропневматската еластична нога

Овој тип на еластична нога (главна или носна) се користи кај најголем број денешни авиони, од малите до најголемите.

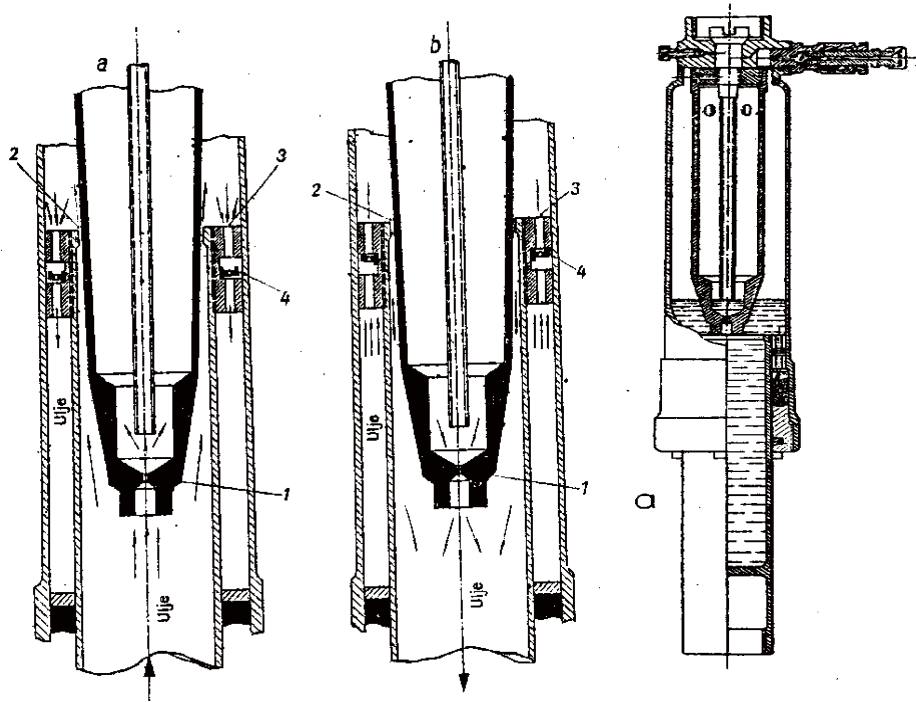


**Сл.3.28 Конзолан интегриран тип на главна еластична нога настаната како продолжение на техничката еволуција од сл.3.26**

На сл.3.29 е прикажан главна еластична нога како **синтеза** и **интеграција** на робусна конзолна еластична нога и хидропневматски амортизер. Надворешниот дел (т.е. телото) на хидропневматскиот амортизер е искористен како носечка нога, а внатрешноста на таа нога е самиот амортизер. Ногата е со телескопска конструкција, составена од клип (наедно подвижен носечки дел на ногата за кој е прицврстен склопот на тркалото со сопирачките) и надворешен цилиндар (наедно неподвижен носечки дел на еластичната нога што се поврзува со структурата на авионот - со крило или со трупот). Внатрешноста на цилиндарот е исполнета со воздух (азот) под притисок и со специјално масло. Основно носечко средство на амортизерот во мирување (статичко оптоварување) е компримираниот воздух (азот). Додека авионот рула по земја, оптоварувањето се менува, така што еластичната нога се движи нагоре и надолу, а со тоа компримираниот воздух ги апсорбира оптоварувањата и ударите, спречувајќи поголеми потреси на главната структура на авионот.

При движење на авионот, а особено при слетување, клипот се движи аксијално (телескопски) во внатрешноста на цилиндарот, совладувајќи го спротивставениот притисок на воздухот што дополнително се компримира (колку што е поголемо оптоварувањето на ногата, толку повеќе клипот го компримира воздухот во цилиндарот на амортизерот) и динамичката сила предизвикана од придушното дејство на маслото, принудено да протекнува со зголемена брзина низ тесните калибрирани отвори или специјалните процепи. Динамичката сила на маслото е пропорционална на квадратот на брзината на ударот, т.е. најголема е при првиот удар односно во самиот почеток на работниот од на клипот, а потоа се намалува со зголемувањето на одот на клипот. Од друга страна, статичката сила на воздухот во почетокот е најмала и се зголемува со одот на клипот. Овие два начина на работа се многу погодни за симултано заедничко дејство бидејќи успешно се дополнуваат и суперпонираат. Амортизацијата на кинетичката енергија и во работниот и во повратниот од ја врши создадената придушна динамичка сила, т.е. отпорот на забрзаниот проток на маслото низ точно калибрирани отвори или специјални процепи. Придушната сила може лесно да се регулира со механизам за промена на големината на овие отвори и со тоа ефикасно се спречува појавата на отскок на авионот.

Особини на хидропневматската еластична нога се: мала конструктивна тежина, мека и блага континуирана работа, голем износ на амортизирана кинетичка енергија (голем хистерезис), можност за варирање на работните услови без поголеми интервенции и конструктивни преправки.



Сл.3.29 Хидропневматски амортизер *Vickers*: а-работен од, б-повратен од



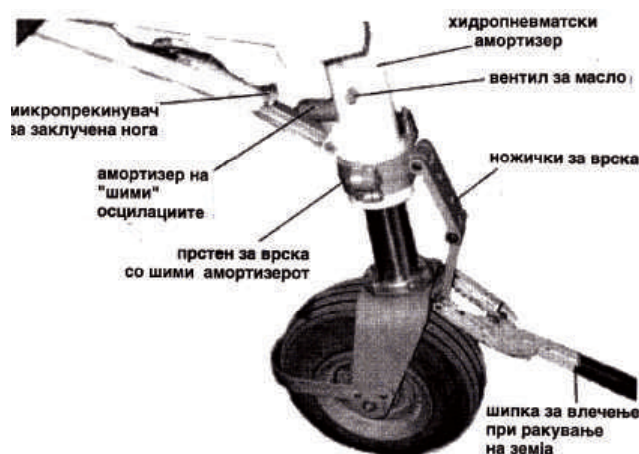
Сл.3.30 *Boeing 777* неколку секунди пред слетување. Активирани се вовлечливиот главен стоен трап и комплетниот систем за хиперпотисок

### 3.12 Носна еластична нога

Носната еластична нога е сосема слична по конструкцијата со главните еластични нозе, само што е значително полесна и, обично, е прицврстена за главната структура на трупот (често близу до пожарниот сид на моторот). Нејзин основен функционален и носечки дел е хидропневматскиот амортизер. Некои авиони

имаат **управлива носна нога**, што се остварува со задвижување на педалите на кормилото за правец, кои со командни прачки (лостови) или кабли се прицврстени на нејзиниот склоп. Со тоа се овозможува поголема контрола на правецот во текот на рулање и маневарот на земја.

Други авиони имаат носна нога со тркало кое слободно се врти околу вертикалната оска (castoring nosewheel), но не е поврзана со командите во кабината. Пилотот може да го сврти авионот користејќи го кормилото за правец (ако има доволен проток на воздух било од воздушната струја од елисата или од брзината со која се движи) или со диференцијално сопирање на главните тркала. Повеќето опашни тркала слободно се вртат околу вертикалната оска (castor), овозможувајќи му на пилотот да управува со помош на диференцијално кочење, или со користење на кормилото за правец, ако има доволен проток на воздух преку него.



**Сл.3.30 Носна хидропневматска нога со торзионен зглоб и шими - придушник (шими - дампер)**

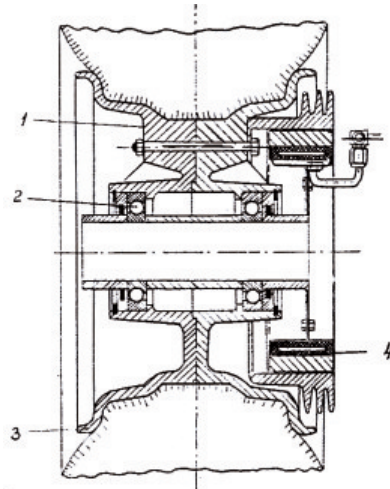
Во склопот на главната еластична нога (не на носната и на опашното тркало) се користи и посебен торзионен зглоб (torque link) во облик на ножички за врска, кој овозможува телескопско движење на ногата заради амортизацијата и едновремено одржување на правец на тркалото со надолжната оска на авионот. Тој го поврзува склопот на фиксниот цилиндар (прицврстен за структурата на авионот) со аксијално подвижниот фиксиран за склопот на тркалото. Накратко речено торзиониот зглоб со својата шарнирна врска овозможува телескопско издолжување и збивање на еластичната нога. Овој зглоб во работа е изложен на големи оптоварувања и абеење, па е потребно редовно да се подмачкува и да се контролира неговата состојба. Истрошениот торзионен зглоб со преголем зјај може да ги стимулира шими-осцилациите (види текст во глава 3.20) кои, пак, може да доведат до негово кршење со сериозни последици по безбедноста на авионот.

### 3.13 Видови тркала и гуми, конструкции на тркалата

Тркалата овозможуваат контакт на авионот со земјата при полетување и слетување, при маневрирање и манипулации поврзани со неговата намена (влез и излез на екипаж и патници, товарење и растоварување). Кога авионот не се движи, тркалата се оптоварени само со неговата тежина. Големи оптоварувања настануваат при рулање, полетување и, особено, во моментот на слетување.

Склопот на тркалото се состои од гума (само надворешна или и внатрешна), наплата со тркалочки лежишта и склоп на сопирачки.

Наплатката е метален дел на склопот на тркалото. Изработена е со леење и со машинска обработка од лесни легури на алуминиум или магнезиум и во неа се вметнати тркалачки лежишта. Нејзиниот облик е изведен така што овозможува лесно монтирање и демонттирање на надворешната гума (често се изработува од два дела споени со заврки).



**Сл.3.31 Класична наплатка на авионско тркало со барабан-сопирачка**

1-тело на барабанот; 2-тркалачки лежишта за оска околу која тркалото се врти, заедно со затајачка група; 3-надворешен раб (венец) за гума; 4-барабан-сопирачка

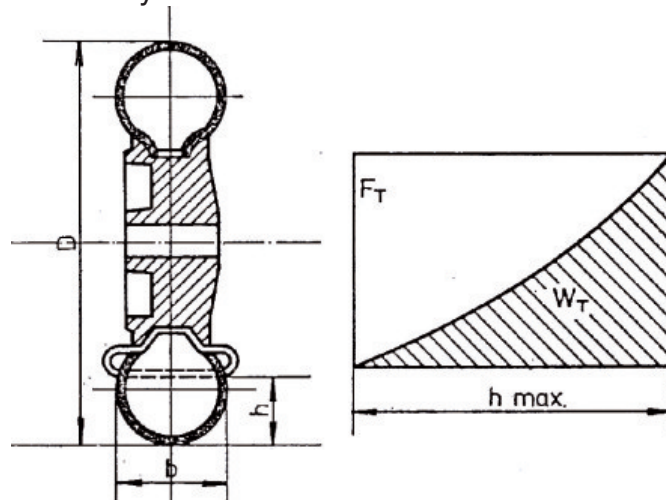
Наплатката на слика 3.31 претставува класична конструкција со барабан-сопирачка. Денес, вакви сопирачки ретко се среќаваат, и тоа кај постарите типови и кај лесните авиони.



**Сл.3.32 Склоп на современа наплатка на авионско тркало со диск-сопирачка**

Авионските гуми (склоп на надворешна и внатрешна гума) се пневматици чија улога е да овозможат добар контакт на тркалото со подлогата (надворешната гума) и да апсорбираат еден дел од кинетичката енергија при движењето на авионот по земја (внатрешната гума). Всушност, главен работен дел на тркалото е затворениот волумен на воздух во внатрешноста на гумата (сл.3.33). Според големината на тој волумен, тркалата се изведуваат како тркала со: висок, среден-полубалонски гуми и низок притисок-балонски гуми (сл.3.34). Од наведените три типа, најголема моќ за апсорпција на кинетичката енергија има балонскиот тип. Поради тоа тој најмногу се користи кај лесните авиони со фиксен стоен трап. За правилно функционирање на стојниот трап гумите треба да се користат наполнети ("напумпани") со прописен притисок на воздух (азот, хелиум и сл.). За време на рулањето, премногу високиот притисок може да предизвика вибрации, нерамномерно абење, па дури и

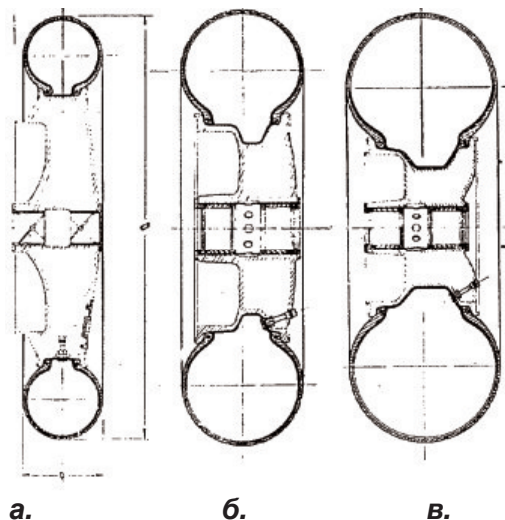
експлозија на гумата. Премногу нискиот притисок предизвикува оштетувања на структурата на гумата и нејзина тенденција за изместување во однос на бандажот. Коректен притисок на воздухот е важен и за остварување на предвидениот работен век на траење на гумата.



**Сл.3.33** Апсорбирана енергија на тркалото-пневматикот  $W_T$  како функција на деформација на пневматикот (гумата)

**Ползење** е несакано лизгање на надворешната гума од одредена позиција во однос на наплатката, а може да се случи во услови на нормална експлоатација и при коректен притисок, поради оптоварувањето при атерирање (приземјување), кога гумата е принудена при допирот со земјата, од мирување, да заротира со голема брзина при што го повлекува во ротација и тркалото, или кога авионот нагло кочи или свртува. Ако надворешната гума претерано се измести, внатрешната гума може да се скине, а вентилот за полнење со воздух да стане неупотреблив или дури да се скрши.

За контрола на ползењето, обично, се нанесуваат ознаки, со боја (маркери), на надворешниот раб на бандажот на тркалото и на надворешната гума, кои треба да бидат и да останат израмнети. Ако двата дела од маркерот се изместени но уште се во контакт, износот на ползењето е прифатлив; но ако маркерите се разделени, тогаш внатрешната гума можеби е оштетена, па треба да се прегледа и да се сервисира. Тоа може да се оствари со демонтажа, преглед и повторно монтирање или со замена.



**Сл. 3.34 Видови авионски пневматици**

а-тркала со висок притисок (8-15); б-тркала со среден притисок (5-8); в-тркала со низок притисок (2,5-5)

На надворешната гума јакоста ѝ ја даваат неколку слоеви платно покриено со гума, т.н. каркаса или корд. Мерка за претпоставената јакост на гумата е плеј рејтинг (play rating), т.е. бројот на слоевите платно во надворешната гума. Јакоста на гумата не зависи ниту од гумените странични површини ниту од газечката површина (протекторот), иако и тие имаат свое значење: бочните површини ги заштитуваат страните на каркасата, а гумениот протектор обезбедува абечка површина при контакт помеѓу гумата и пистата (полетно-слетната патека).



**Сл.3.35 Бојадисаните ознаки (маркери) на ползењето на надворешната гума и прирабникот на наплатката на тркалото овозможуваат проверка на несаканото изместување на надворешната гума (ползење)**

### 3.14 Одржување и прегледи на тркалата и на гумите

Состојбата на гумите треба да биде контролирана во текот на претполетниот надворешен преглед, специјално во однос на:

- 1) притисокот (наполнетоста со воздух - напумпаноста),
- 2) ползењето, т.е. несаканото лизгање од маркираната позиција (сл.3.35),
- 3) абењето (излижувањето), особено ако постојат мазни места како последица на грубо триење со подлогата (блокирање),
- 4) појавата на зарези, гребнатини, испакнувања (специјално длабоки зарези кои допираат до кордот),
- 5) разни оштетувања на структурата на страните.

Појавата на плитки гребнатини и зарези на бочните страни или на газечката површина (протекторот), или мали камчиња вгнездени во газечката површина, не се штетни за јакоста на гумата. Меѓутоа, кој било поголем зарез (специјално ако се протега до кордот) или испакнување (кое може да биде надворешен показател-индикатор на внатрешно раслојување) е причина гумата пред летањето да се замени.

### 3.15 Функција и улога на кочниците

Звучи парадоксално, но системот за кочење претставува битен фактор на безбедност во воздухопловството. Кочењето, всушност, претставува процес на конверзија на кинетичката енергија од авионот во работа на триење во сопирачките. Резултат на оваа конверзија е појавата на топлотна енергија која интензивно го загрева уредот за кочење.

Екстремните тежини и брзини со кои современите воздухоплови атерираат бараат системот за кочење задолжително да биде способен за апсорбирање и дисипација на многу голем износ на топлина создадена со претворањето на кинетичката енергија.

Основни барања кои се поставуваат пред еден современ систем за кочење се:

- висока ефикасност на кочењето без блокирање на тркалата и во услови на интензивно и долготрајно кочење;
- висок степен на едновременост на активирање на сопирачките, односно нараснувањето на кочниот момент да се врши истовремено по секое тркало;

- времето на активирање на системот од моментот на притискањето врз педалите до постигнувањето на максималниот момент на кочење треба да биде што покусно;
- системот треба да обезбеди еднаквост на кочните сили, на тркалата од "иста оска", односно кочните сили на левите и на десните тркала не смеат да се разликуваат;
- кочниците мораат да гарантираат стабилност на авионот при сите режими на кочење, без занесување, скршнување итн.;
- кочењето треба да се остварува без посебен напор на пилотот, односно силата на педалите да биде во границите на пропишаните вредности;
- во текот на кочењето нивото на бучавата од сопирачките треба да биде контролирано;
- кочниците треба да остваруваат рамномерен притисок помеѓу фрикционите површини, со што се постигнува мирно кочење;
- сопирачките треба да имаат можност и способност за брзо ладење;
- коефициентот на триење меѓу кочните површини мора да биде константен за време на целиот процес на кочењето;
- кочниците треба да имаат проста и компактна конструкција и едноставен начин на одржување;
- кочниот механизам треба да има голем степен на надежност во текот на целиот експлоатационен век;
- конструкцијата на сопирачката не смее да дозволи навлегување нечистотии и влага понеѓу фрикционите површини кои ги намалуваат кочните карактеристики.

За да се задоволат сите овие побарувања потребно е да постои систем за кочење составен од: команди, преносен систем и сопирачки на тркалата (сл.3.37).

### 3.16 Сопирачки на тркалата (кочници, **Wheel Brakes**)

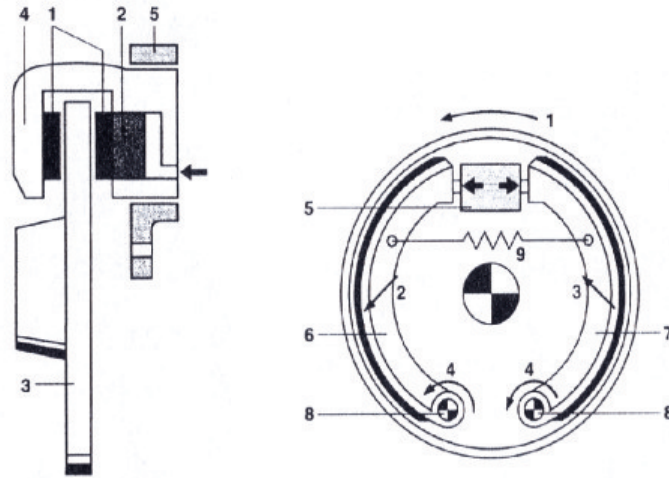
Кај сите современи авиони, на секое тркало на главните нозе, се вградени сопирачки (кочници) кои треба да овозможат: намалување на должината на слетувањето, зголемување на способноста за маневрирање на авионот на земја, проба на моторот на земја без подметки, паркирање на авионот итн.

Има два главни типа кочници: **барабан** и **диск-кочници**. Хронолошки, првите кочници кај авионите биле преземени од автомобилите. Тоа биле добро познатите **кочници со барабан** (сл.3.36-десно). Во воздухопловството, денес, барабан-кочниците веќе не се користат, бидејќи создаваат многу проблеми со загревањето: недоволна дисипација на топлината, прегревање и губење на ефикасноста на кочењето во услови на високи температури. Тие се и покомплицирани и потешки за одржување.

Во споредба со нив, **диск-кочниците** се: поедноставни, поефикасни и полесно ја предаваат создадената топлина, ја задржуваат својата ефикасност и за време на периоди на интензивно кочење. Диск-кочниците (сл.3.36-лево) се состојат од: стега (јавач), диск или серија дискови од алуминиумска легура, челик, јаглород или друг материјал, плочки за кочење од фрикционен материјал, хидрауличен уред за притискање со клип, затиначка група и приклучоци на инсталацијата.

**Командувањето** обично се реализира со ножен педал-нагазник за секоја кочница поставена на соодветниот педал на кормилото за правец (вертикалниот

стабилизатор, rudder pedal) и **преносен механизам** што го прифаќа импулсот од командата и во најкусо можно време ги активира извршните органи. На современите авиони главно се користат хидраулични преносни механизми со голема брзина на одзивот, што обезбедува ефикасно кочење.



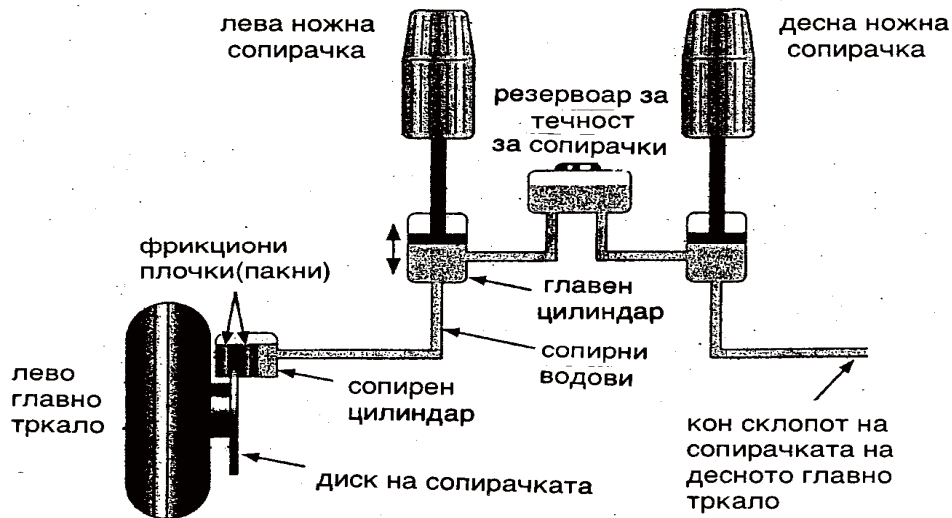
**Сл.3. 36 Принципиелна шема на диск-кочница (лево) и на барабан-кочница (десно):**

**(диск)** 1-плочка за кочење; 2-клип; 3-диск за кочење; 4-стега (јавач) на диск-кочница; 5-носач  
**(барабан)** 1-насока на ротација на барабанот; 2-самозасилување на силата на кочење; 3-самонамалување на силата на кочење; 4-торзионен момент; 5-хидрауличен цилиндар; 6-наидувачка папуча; 7-симнувачка папуча; 8-зглобови за влежиштивање на папучите; 9-пружина

Денес, авионите редовно имаат **диск-сопирачки** на главните тркала (носното тркало како и опашното не се кочат). Тие се активираат хидраулички, со соодветни ножни команди - нагазници сместени на горниот дел на педалите од кормилото за правец. Притискањето на левата ножна сопирачка ја намалува брзината на левото главно тркало, а притискањето на десната сопирачка ја намалува брзината на десното главно тркало. Употребени одделно, тие обезбедуваат **диференцијално кочење**, кое се користи за управување на авионот при маневри на земја. Употребени заедно, тие обезбедуваат нормално сопирање.

Повеќето авиони имаат и **паркирна сопирачка** (parking brake) која вообичаено е рачна, а понекогаш работи заедно со ножните сопирачки. Оваа сопирачка може трајно да го задржува притисокот на фриксионите плочки врз дисковите и затоа се користи кога авионот е паркиран. Непосредно по завршениот лет, додека сопирачките се жешки, не смее веднаш да се активира и паркирната сопирачка. Доколку тоа се стори, поради попреченото и забавено ладење, може да дојде до оштетување на сопирачките, до отсуство на сила за држење додека се оладат или, едноставно, сопирачките може да останат заглавени (блокирани).





Сл.3.37 Принципиелна шема на хидрауличен систем за сопирање

### 3.17 Коефициент на триењето при кочење

Ефикасното кочење зависи од многу фактори, а секако најмногу од квалитетот на фрикциониот материјал на фрикционите плочки. Основни барања од фрикциониот материјал се:

- 1- стабилно триење, односно постојаност на вредноста на коефициентот на триењето во текот на процесот на кочење, независно од промената на притисокот и температурата во тој процес;
- 2- висока вредност на коефициентот на триењето;
- 3- мало тежинско и волуменско истрошување;
- 4- добри карактеристики за спроведување топлина;
- 5- добри физички, механички и хемиски карактеристики, како што се тврдоста, жилавоста, впивањето вода и масло и други;
- 6- добра обработливост.

Наведените барања треба во целост да се сообразени со барањата што се поставуваат и пред металниот елемент (дискот). Во последно време, и во оваа област навлегуваат **КОМПОЗИТИТЕ**, па најквалитетни фрикциони материјали се оние врз база на карбонски влакна.

Денес, најпознатите сопирачки системи се познати како **carbon-carbon системи**.

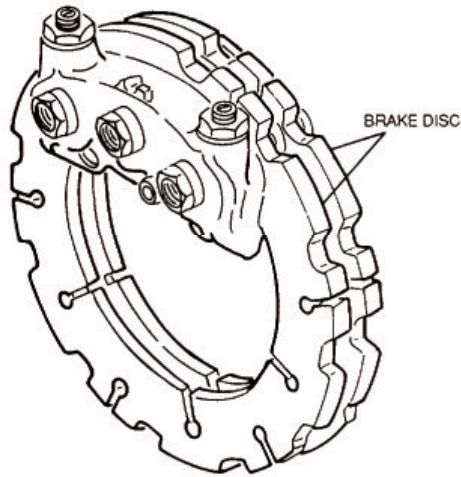
Кочниците базирани на карбонски влакна се направени од таканаречениот карбон-карбон композитен материјал составен од две компоненти: исткаена карбонска ткаенина и тврда карбонска матрица. Карбонската матрица се формира со методот познат како CVI (Chemical Vapor Infiltration), според кој, пара од гасови, како  $CCl_4$  (т.е. јаглород тетрахлорид), со посебна технолошка постапка се внесува во исткаената ткаенина од јаглородни влакна, при што на нивната површина формира тврда карбонска фаза. А токму таа игра важна улога во обезбедувањето на фрикционите и абечките перформанси на кочниците.

### 3.18 Принцип на работа на кочниците

Сопирањето се реализира така што неподвижниот дел (кој не ротира со тркалото), во облик на клешти (стега, јавач) со хидрауличен цилиндар и фрикциони плочки,

се притиска на дискот (кој е составен дел на тркалото и ротира со него), при што се создава сила на триење, и кинетичката енергија се претвора во топлина.

Принципиелна, упростена шема на хидрауличен систем за сопирање е прикажана на сл.3.37. Тој се состои од одвоени главни цилиндри за секоја сопирачка и резервоар на сопирниот флуид. Ако индивидуалната ножна сопирачка е притисната, нејзиниот сопирен притисок се пренесува со сопирниот флуид во нејзиниот цилиндар (slave cylinder) кој се задвижува, притиска на фрикционите плочки -пакни, ги поместува аксијално и со тоа тие притискаат врз сопирниот диск. Дискот (сл.3.32, 3.37 и 3.38), кој е дел од склопот на тркалото, ја намалува својата ротација и брзината на движењето на авионот сè до целосно запирање.



**Сл.3.38 Склоп на авионска диск-кочница**

Кочница со еден диск по тркало задоволува само кај лесните авиони. Поголемите авиони имаат по неколку диска (4 и повеќе) во секоја кочница (сл.3.38) за да ги постигнат бараните сили на кочење и за дисипација (растурање) на топлината. Диските се изработуваат од челик, алуминиумски легури, а во поново време од композити врз база на карбонски влакна. Тие можат да бидат изработени од еден дел, но и од неколку сегменти споени меѓу себе. Нивната форма може да биде обичен мазен диск (сл.3.32) за помалите авиони, но се изработуваат и во сложена форма (сл.3.38) приспособена, пред сè, на условите на загревањето и дисипацијата на топлината.

Комбинацијата на јаглородни дискови и јаглородни фрикциони плочки, изработени од композити, а познати како карбон-карбон кочници, во последно време се фаворизира. Тоа е успешна комбинација на мала тежина и способност за ефикасно функционирање во услови на екстремно високи температури.

### **3.19 Ладење на кочниците**

Дури и при благо сопирање, а уште повеќе при енергично, елементите на сопирачката се загреваат до неколку стотини степени ( $500^{\circ}\text{C}$  и повеќе). По енергичното кочење треба да се овозможи време за природно ладење на елементите на сопирачките, а во случај на потреба и принудно ладење исклучително со млаз на компримиран воздух насочен кон сопирните плочки, сопирниот диск и носачот на плочките.

**Ни случајно да не се користи вода.**

### 3.20 Начини на одржување и прегледи на кочниците

За време на надворешниот претполетен преглед треба да се провери дали сопирачките ќе функционираат беспрекорно кога ќе има потреба од нив. Со прегледот се контролира:

- 1- дали има пропуштање на течноста за сопирачки од сопирните водови (нехерметичност);
- 2- дали сопирните дискови се изабени, кородирани или сипаничави;
- 3- дали склопот на сопирачките е солидно прицврстен.

Силно кородиран или зајаден (сипаничав, pitted) диск може да предизвика брзо абење на фрикционите плочки (пакни), со што ќе им ја намали ефикасноста и, во екстремни случаи, дискот може дури и структурно да пропадне.

Течењето на флуидот од сопирните водови или од цилиндрите (незатнатост) покажува дека се присутни неисправности во системот кои може да го загорат ефикасното сопирање тогаш кога тоа е најмногу потребно.

**Каков и да е проблем со сопирачките, тој треба да се отстрани пред летот.**

По задоволителниот надворешен преглед, сопирачките треба да се испробаат **веднаш** штом авионот почне да рула: со одземање гас и со благо притискање на ножните сопирачки.

Абењето на сопирачките може да се сведе на минимум со нивна разумна употреба за време на операциите на земја.

### 3.21 Механизми за спречување осцилации на носната нога (Shimmy damper)

При возење (рулање) на авионот по земја, склопот на еластичната (особено носната) нога (хидропневматскиот амортизер и носното тркало) е наклонет кон создавање специфични, многу непријатни и штетни осцилации, наречени "шими" (shimmy), кои можат да предизвикаат дури и кршење на носната нога. Шими-осцилациите се предизвикани од постоењето на два степена слобода на вртење на носното тркало при рулање на авионот: околу оската на ротацијата на тркалото и околу вертикалната оска на еластичната нога, лево и десно. За да се спречи оваа непријатна и опасна појава, на повеќето склопови на еластични нозе, а на сите носни, се вградува амортизер, придушник на шими-осцилации (shimmy-damper). Тоа е мал хидрауличен (или пневматски) амортизер, со клип во внатрешноста на телото во облик на цилиндар, клипница која работи во две насоки (push-pull rod) и сето наполнето со хидромасло. Кога клипницата се движи од една на друга страна, маслото е принудено да протекува низ калибрирани отвори и со тоа ги придушува осцилациите и ги спречува вибрациите. Ако, сепак, се појават шими-осцилации на носното тркало, тоа значи дека во шими-придушникот нема доволен притисок на работниот флуид или торзиониот зглоб (доколку постои) е со зголемен зјај.

Шими дамперот прикажан на сл.3.39 е изработен со таканаречена **fluid-free технологија**. Во внатрешноста на телото **нема масло**, иако и овде се движи еден диск со специјални силиконски елементи. Создаденото триење врши придушување. Овие дамperi не бараат одржување, не страдаат од протечување на маслото и издржуваат температури во дијапазон од -30 до 140 °C.



Сл.3.39 Шимидампер *fluid-free* на фирмата *Lord Corporation's*

### 3.22 Управување со носното тркало: принцип на работа, команди, задвижување

Авионите со класична диспозиција на стојниот трап (главните тркала и опашното тркало) за завртување при возење на земја користат **диференцијално кочење** при помали брзини, или **свртување на вертикалниот стабилизатор** при поголеми брзини. Кај диспозицијата "трицикл" со носно тркало се создадени услови за многу поедноставно маневрирање со авионот по пат на управување со носното тркало.

И овде постојат повеќе можности, а ние ќе ги споменеме само: управувањето со диференцијално кочење, што бара и соодветна конструкција на еластичната нога, но и **вистинско управување со тркалото** со систем на команди составен од сајли, лостови и прачки, кај помалите авиони, и **хидрауличниот систем** кај големите авиони, со кои се дејствува врз ориентацијата на носното тркало.

Добро решение е доколку во фазите на слетување и полетување постои механизам кој обезбедува **автоматско блокирање** на носната нога во положба за возење напред.

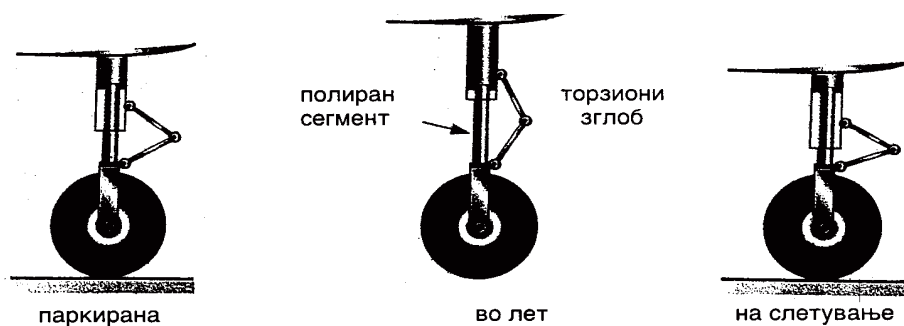
### 3.22 Преглед и испитување на стојниот трап, редовни и вонредни прегледи (по преоптоварувања)

Нозете на стојниот трап (главни и носна) и нивните приклучни (потпорни) точки на носечката структура на крилото или на трупот, при работа, се изложени на многу силни оптоварувања, особено при слетување и полетување, или кога авионот рула по нерамен терен, што бара внимателен преглед пред секој лет. Забележаните оштетувања треба да бидат прегледани од квалификуван инженер пред авионот пак да лета.

Кога авионот е стационаран, извесна должина на полираниот дел на еластичната нога (всушност, клипот на хидропневматскиот амортизер) треба да е видлива (во зависност од големината на оптоварувањето на авионот, се разбира), и тоа треба да се провери при надворешниот претполетен преглед.

Работи кои треба **да се проверат** на еластичните нозе (на хидропневматските амортизери) се:

- 1- коректно издолжување во согласност со тежината на авионот;
- 2- полираниот сегмент на ногата со маслениот амортизер да е чист од кал или нечистотии (за да се избегне абењето на затинките за време на телескопското движење на ногата);
- 3- да нема никакви пукнатини или нехерметичност на работниот флуид.



**Сл.3.40 Еластична хидропневматска нога во работа**

**Надворешната исправност** на стојниот трап на авионот се проверува со претполетен преглед. Типичниот таков преглед се состои од:

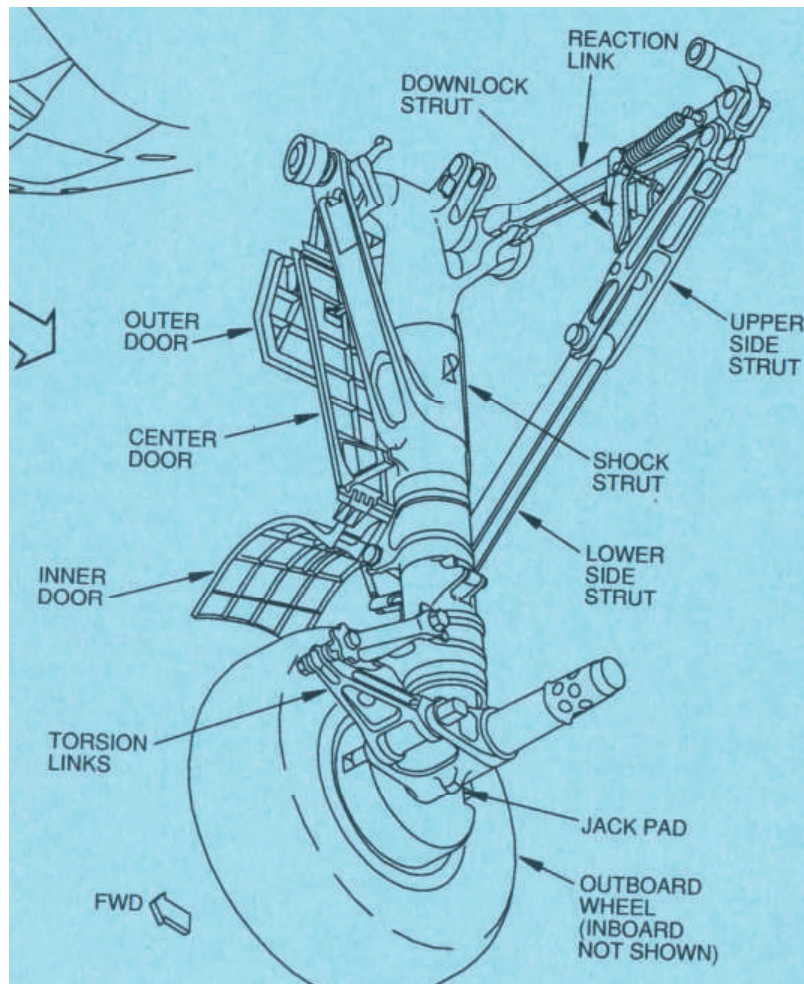
- 1- проверување на стојниот трап и неговите потпорни точки со структурата на авионот да нема механички оштетувања, кршење, корозија или деформации;
- 2- проверување на чистотата, херметичноста и коректното издолжување на еластичните нозе;
- 3- проверување на наполнетоста со воздух (надуеност) на надворешните гуми, дали има оштетувања и несакано изместување од одредена положба;
- 4- преглед на хидрауличната инсталација за кочење на надворешни знаци на течење на хидрауличната течност, на оштетувањата и на прицврстеноста.



**Сл.3.41 Пример за лошо одржување и корозија на виталните делови на еластичната нога**

## Контролни прашања

1. Улогата на стојниот трап, видови.
2. Објасни го поимот дисипација на кинетичката енергија.
3. Дискутирај ги разликите помеѓу класичниот стоен трап со опашно тркало и стојниот трап трицикл.
4. Потреба од вовлекување на стојниот трап. Опиши го механизмот за вовлекување.
5. Што се амортизери? Принцип на работа на амортизерите.
6. Дали и гумите на авионот се амортизери? Објасни го тврдењето.
7. Одржување и прегледи на тркалата и на гумите.
8. Улогата и функцијата на кочниците.
9. Што е диференцијално кочење, зошто служи и кога се употребува?
10. *Shimmy*-осцилации на носната нога: кога се појавуваат? Механизми за спречување.
11. Објасни ги градбата и функцијата на хидропневматскиот амортизер.
12. Преглед и испитување на стојниот трап.



13. Без помош на речник објасни ја сликата и сите позиции на неа

## **ВОЗДУХОПЛОВНИ КОНСТРУКЦИИ - ИЗБОРНА ПРОГРАМА**

### **1. КОНСТРУКТИВНИ МАТЕРИЈАЛИ ЗА ВОЗДУХОПЛОВИ И ВОЗДУХОПЛОВНИ СИСТЕМИ**

#### **1.1 Метални воздухопловни конструкции**

Дрвото како технички материјал долго време се употребувало во воздухопловството. Не е претерано да се каже дека воздухопловството ги направило своите први чекори, доживеало развој и афирмација токму со дрвени конструкции. Крилата, трупот, стабилизаторите, елисите - сето тоа било изработено од дрво. Поради низата поволни особини за градба на авиони дрвото редовно и со успех се употребувало до шеесеттите години на минатиот век.

Со пронаоѓањето на лесните легури, легираните челици, синтетичките материјали и со зголемувањето на побарувањата во воздухопловството, дрвото било напуштено, и денес скоро не се ни употребува. Овде се споменува поради пиетет и почит кон материјалот кој со своето присуство ги обележал почетокот и раната историја на воздухопловството.

Недостатоци на дрвото за примена во градењето авиони, кои го истиснале од воздухопловството, се: недоволната хомогеност и анизотропноста, недоволните механички карактеристики на некои облици на оптоварување (смолкнување на пр.), присуството на органски недостатоци во основната маса (пукнатини, израсотици-глуждови, оштетувања од црви или микроорганизми), осетливоста на влага, неотпорноста на високи температури, запаливоста, тешкотии во снабдувањето со квалитетно дрво поради ограничените природни ресурси и циклуси на растење. Навистина, постојат бројни методи со кои квалитетот и својствата на дрвото може да се подобрат, но нараснатите побарувања во воздухопловството едноставно го истиснале овој материјал за сметка на други: подобри, поадекватни и порационални за примена.

Металите овозможиле создавање на **воздухопловни метални конструкции**. Првите метални конструкции ги имитирале дрвените според обликот и концептот на градење. Така, на пример, структурата на дрвеното крило е скоро идентична со онаа на металното: имаат исти конструктивни елементи, а концептот на градба скоро и не се разликува. Дрвениот полумонок-труп не се разликува од металниот. Опашните површини од дрво се идентични со металните. Но, тоа не траело долго. Металите набрзо во конструирањето внеле нови методи и нови форми. Можноста за обработка на металите со деформација (извлекување, пресување) и леене овозможила создавање на сосема нови форми, непознати за дрвените конструкции. Труповите од заварени челични цевки (решеткести конструкции) овозможиле создавање на лесни борбени авиони, со што воздухопловството станало атрактивно за воена примена и добило нов импулс во развојот.

И овде ќе прекинеме. Во излагањата што следат ќе бидат анализирани современите материјали за воздухопловни конструкции и начините како од нив да се состави таа конструкција.

#### **1.2 Монокок, полумонок - конструкции**

Модерната сообраќајна авијација олицетворена во големите патнички авиони, бара обликување на трупот во форма на вретено, со кружен или овален напречен пресек, со голема цврстина и крутост и со помала маса. Ова неминовно води кон идеја дека сиот материјал употребен за надворешно профилирање (т.е. крутата кора) на таквиот облик на трупот треба да се искористи статички како носечки елемент. Притоа, периферната положба на крутата (носива) оплата овозможува

создавање облици со максимално големи моменти на инерција и отпорни моменти на свиткување и на торзија. На тој начин трупот бил претворен во шуплива греда. Теоретски е можно, а технолошки е остварливо да се обликува труп само со носечка кора со доволна дебелина, и на тој начин не само да се растовари, но и во целост да се елиминира внатрешната носечка структура, со што би се реализирал **вистински лушпест (монокок)** тип на труп. За жал, поради многу причини, пред сè експлоатациони и статички (недоволна стабилност на лушпата на деловите од трупот изложени на притисок, можност за ондулација-бранување на кората, потреба од постоење разни отвори на трупот со што се нарушува континуитетот на оптоварувањето на кората итн.), не е можна примена на конструкција на труп во облик на чиста лушпа, т.е. монокок. За практична примена се користи определено зголемување на крутоста на кората со примена на подебела кора (**сендвич-конструкција, саќе или композити**) и со вградување **напречни структурни елементи** (рамки и прегради) во внатрешноста, или со нивна комбинација.

Поопширно за оваа проблематика ќе стане збор во глава 2.1.1.

### 1.3 Дефинирање на оптоварувањето на воздухопловните конструкции, истегнување, притисок, торзија, свиткување, сечење

Ова поглавје бара од ученикот основни познавања од физиката и јакоста на материјалите. Наведените законитости од областа на механиката се дадени во елементарна форма и без изведување; обично, со наведување на крајниот образец со цел да се укаже на параметрите од кои зависи оптоварувањето на авионот или на некој дел од неговата структура.

Во редовната експлоатација, авионот како целина е изложен на дејството на сложен просторен динамички систем од сили и моменти кои ги оптоваруваат сите претходно наведени елементи на неговата структура (делот 2.1). Овие сили и моменти се стремат да ги деформираат (дури до уништување) елементите на структурата, а материјалот од кој се направени се спротивставува на деформирањето со појавата и дејството на внатрешните меѓумолекуларни сили. Во елементот настанува состојба која се карактеризира со појава на деформации и соодветен внатрешен отпор (напон), што ја нарекуваме **напрегање**. Внатрешниот отпор во материјалот сведен на единица површина го нарекуваме **напон**, или, со други зборови, напонот е големина која го карактеризира интензитетот на внатрешните сили во некоја точка на замислениот пресек на напрегнатиот дел, со кој материјалот му се спротивставува на деформирањето. Напоните можат да бидат во дозволени граници, и тие се тогаш **работни**, или да бидат толку големи што доведуваат до трајни деформации - па елементот понатаму не може да функционира, или до разурнување на елементот, во кој случај зборуваме за **критични напони**. Задача на конструкторот на авионот е, врз основа на познати, предвидени, претпоставени или измерени оптоварувања (сили), да ги димензионира одделните елементи така што во нив никогаш да не настанат критични напони (се разбира, под определени услови и ограничувања во експлоатацијата).

Без желба да се малтретира читателот со поими од механиката, во излагањата што следат ќе бидат дадени во крајно елементарна форма најосновните елементи на определување на силите и пресметка на воздухопловните конструкции. Техничарот сепак мора да знае од што е создаден неговиот авион, како се споени одделните делови во целина, на какви оптоварувања се изложува авионот во експлоатацијата, што се случува со елементите на структурата и каков е механизмот на нивното дејство врз интегритетот на целиот воздухоплов.



Немојте да се уплашите. Текстот што следи бара елементарно познавање на физиката, а исто толку е интересен колку и другиот.

### 1.3.1 Елементи на пресметка на воздухопловните конструкции

Воздухопловните конструкции се пресметуваат со цел, за дефинираните работни услови, да се определат димензиите на одделните елементи, и обратно, за елемент со дефинирани димензии да се изврши проверка на сигурноста, односно способноста во дадени услови да ја извршува предвидената функција. И во двата случаја зборуваме за **работна способност** на елементот; во првиот случај за нејзиното обезбедување, а во вториот за нејзината контрола.

Основен критериум на работната способност, по кој најчесто се врши пресметката, е цврстината (издржливоста) на воздухопловните делови и склопови. Цврстината е својство на материјалите на воздухопловните делови, со која тие се спротивставуваат на дејството на оптоварувањата и напрегањата. Големите оптоварувања и напрегања може да предизвикаат оштетување и разурнување на воздухопловните делови или да доведат до појава на големи еластични или дури пластични деформации, во смисла на искривување на деловите и губење на способноста за извршување на дадената функција. За да се избегне ова треба да се изврши пресметка на јакоста на воздухопловните делови, земајќи ги предвид реалните услови на експлоатација, односно условите на оптоварување и напрегање. Според тоа задачата за обезбедување на неопходната јакост се состои во определување на материјалите, облиците и мерите на одделните делови на воздухопловната конструкција, така што можноста за настанување предвремени ломови, поголеми површински разурнувања и недозволени деформации да биде исклучена.

Коректната пресметка на цврстината на конструкцијата е основа за обезбедување на бараната работна сигурност, векот на траење и економичното трошење на материјалот и енергијата.

Пресметката на работната способност практично се сведува на споредување на меродавното критично оптоварување, претставено со меродавниот критичен напон  $[\sigma]$ , и работното оптоварување, исто така, претставено со работниот напон  $\sigma$ , т.е. на определување или контрола на **степенот на сигурност**.

$$S = \frac{[\sigma]}{\sigma} > 1$$

Денес, сè повеќе се оперира со поимот надежност, што преставува веројатност дека елементот, склопот или целиот систем ќе функционира безотказно во определен период и под определени услови. Вака дефинираната надежност претставува статистичка категорија.

### 1.3.2 Работни оптоварувања и напони во елементите на авионот

Пресметката на јакоста на авионските елементи започнува со определување на механичките оптоварувања на кои се тие изложени. Основните оптоварувања потекнуваат од силите и моментите (спрегови на сили) кои дејствуваат на авионот во текот на работата. Надворешни оптоварувања се сите оние оптоварувања кои дејствуваат на авионот, а се предизвикани од отпорите што тој ги совладува во летањето. Со анализа на рамнотежата на секој дел од структурата, работните отпори се трансформираат во систем од сили и/или спрегови за секој дел одделно.

Според природата и карактерот на дејствување, оптоварувањата може да бидат статички и динамички (т.е. променливи). Статичките оптоварувања дејствуваат мирно, зголемувајќи се од нула до некоја вредност, која останува приближно

непроменлива во текот на работа на авионот. Во воздухопловството мошне ретко и, речиси, по исклучок оптоварувањата се статички. Во најголем број случаи тие се променливи, т.е. динамички.

Динамичките оптоварувања се временски променливи и може да бидат хармониски (циклични), ударни или случајно променливи .

Во реални работни услови најчеста е случајната промена на оптоварувањето.

Надворешните оптоварувања може да се определат непосредно со мерење, со определени пресметковно-експериментални методи, со симулација во аеротунели, со експерименти на модели, со аналогија, со теоријата на сличност или со компјутерска симулација. Во практиката, најчесто не се располага со точни вредности на реалните работни оптоварувања, така што е потребно, поаѓајќи од таканаречените **номинални оптоварувања**, да се определат **меродавните**. Номинално оптоварување е она со кое е предвидено конструкцијата нормално да работи. Меродавните оптоварувања, кои се земаат за пресметка, секогаш се поголеми од номиналните.

Како последица од дејството на **надворешните сили**, т.е. **оптоварувањето**, одделните елементи на структурата на авионот се деформираат. Под поимот деформирање се подразбира промената на обликот и на димензиите. Природно, деформациите зависат од видот на напрегањето и може да се јават како издолжување или скратување, намалување или зголемување на пресекот, како лизгање на два соседни пресека еден во однос на другиот, како уклон, наклон и сл. Основни напрегања на кои е изложена структурата на авионот се: **затегање** (tension), **притискање** (compresion), **свиткување** (bending), **торзија** (torsion) и **смолкнување** (shear). Материјалот, на делот на структурата, се спротивставува на деформирањето со појавата и дејството на внатрешните меѓумолекуларни сили. Во делот настанува состојба која се карактеризира со појава на деформации и соодветен внатрешен отпор (напон), а ја нарекуваме **напрегање**. Внатрешниот отпор во материјалот сведен на единица површина го нарекуваме **напон**, или, со други зборови напонот е големина која го карактеризира интензитетот на внатрешните сили во некоја точка од замислениот пресек на напрегнатиот дел, со кои материјалот му се спротивставува на деформирањето.

Бројни теоретски и експериментални истражувања покажале дека на местата во кои пресекот на еден елемент (дел) се менува, номиналните напони се разликуваат од реалните, и тоа толку повеќе колку што промените на пресекот се поголеми. Оваа појава на локално зголемување на напоните во местата на дисконтинуитет на претходниот облик на машинскиот дел (воздухопловниот дел), во техниката се нарекува **концентрација на напоните**.

За да останеме докрај консеквентни, овде ќе биде спомнат уште еден параметар од кој зависи напонската состојба на конкретен елемент. Тоа е неговиот облик, т.е. начинот на кој е распоредена неговата маса во напречниот пресек. Физички големини кои го карактеризираат ова влијание се моментот на инерција и отпорниот момент на пресекот. Конструкторот треба да создава такви форми кои за иста маса ќе имаат поголем момент на инерција, односно отпорен момент, и така ќе ги намалува работните напони, а ќе го зголемува степенот на сигурноста.

### 1.3.3 Критични напони во елементите на структурата - замор на материјалот

Во експлоатацијата, при реални услови на работа, воздухопловните конструкции, склоповите и деловите се најчесто изложени на променливи оптоварувања, односно напрегања. Бидејќи разурнувања на деловите, при долготрајно дејство на

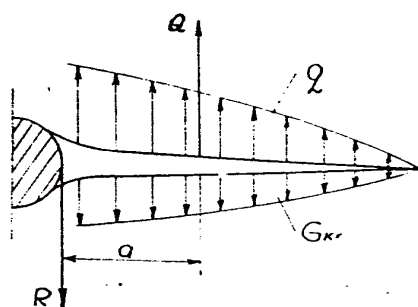
вакви оптоварувања, се случуваат откако ќе помине определено време, се дошло до заклучок дека, на некој начин, самиот материјал се "заморил" и со тоа му се намалила способноста да издржува оптоварувања и напони. Терминот **замор на материјалот**, со кој се опишува однесувањето на воздухопловните делови и конструкции во услови на дејствување на долготрајни променливи оптоварувања, се задржал до денес. Според статистичките показатели, дури 80% од сите ломови и хаварии на воздухопловните системи настанале под битно влијание на заморот на материјалот. Од овие причини проблематиката на заморот на материјалот и решавањето на прашањата врзани за и околу него претставува еден од клучните проблеми за зголемување на надежноста и трајноста во областа на воздухопловните конструкции.

Феноменот замор на материјалот, во машинството, е присутен околу 150 години (Велер, 1856 год.) и сè уште не е проучен докрај. Денес, **замор на материјалот** се дефинира како појава на постепено попуштање на врските меѓу кристалите и разурнување на материјалот на машинските делови, поради долготрајното дејство на периодично променливите оптоварувања.

**Критични напони.** Под дејство на работните напони во машинскиот дел се одвива процес на разурнување. Работниот век на машинскиот дел зависи од потребното време за одвивање на овој процес, односно од начинот на кој тој се одвива. Недоволното познавање на механизмот на разурнување на структурата на материјалот од кој е изработен делот, сложеноста на процесот и недостигот на точни формули практични за примена и за пресметување, ја наметнуваат потребата од воведување на поимот **критичен напон**. Критичниот напон може да се дефинира како граничен напон, што при определено (динамичко или статичко) оптоварување предизвикува критична состојба на машинскиот дел. Притоа, под критична состојба на машинскиот дел се подразбира онаа состојба во која тој не може правилно да ја извршува својата функција, што најчесто резултира со лом, неподносливи еластични или пластични деформации, или неподносливо оштетување на работните површини.

### 1.3.4 Елементи на оптоварување на крилото

**Свиткување на крилото.** Во статички поглед крилото претставува конзола, т.е. носач вклетен на едниот крај (труп) додека другиот крај му е слободен. За време на летање, на крилото дејствуваат аеродинамички сили  $q$ , кои ја даваат аеродинамичката резултантна сила  $R_z$  (сл.1.1) и силата од сопствената тежина  $G_{KR}$  (во која влегуваат и сите дополнителни тежини на деловите кои се во или на крилото - резервоарите со гориво, стојниот трап итн.).



$$Q = R_z - G_{KR}$$

$$M_S = Q \cdot a$$

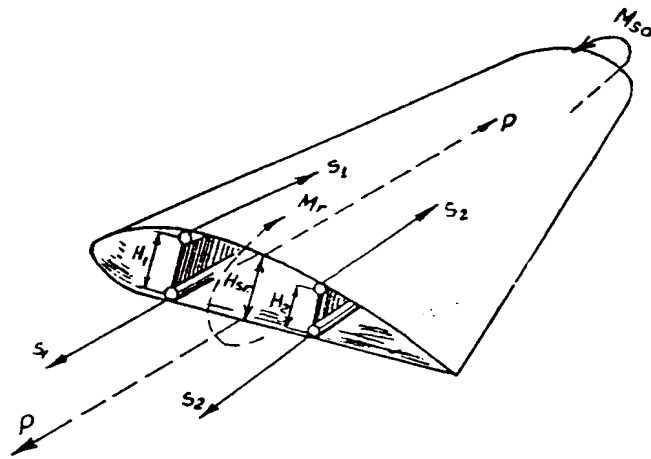
$$M_R = P \cdot H_S = M_S$$

$$H_S = \frac{H_1 + H_2}{2}$$

$$P = S_1 + S_2$$

Сл.1.1 Елементи на оптоварување на крилото

Крилата на повеќето авиони, исто така, содржат и резервоари за гориво (fuel tanks). Интересно е да се забележи дека **во лет**, заради дејството на силата на узгонот нагоре (што го изложува крилото на свиткување), тежината на горивото што дејствува надолу, всушност, го растоварува крилото на авионот во механички поглед. Овие две сили имаат ист правец но спротивни насоки. Со одземање се добива резултантната сила **Q** (всушност, неурамнотежениот дел на аеродинамичката сила) која дејствува на авионот во лет.



Сл.1.2 Свиткување на крило

Бидејќи силата **Q** дејствува на извесно растојание од местото во кое крилото е споено со трупот, таа создава момент на свиткување на крилото **Mso**. Моментот **Mso** се урамнотежува со реакциониот момент **MR** што го предизвикува силата **P** која е, всушност, резултанта на силите **S1** и **S2** во соодветните точки на предниот и на задниот раменик (сл.1.2). Горните појаси на рамениците работат на притисок, а долните на истегнување.

Истовремено, аеродинамичката сила на потисок **Q** образува момент на усукување со кракот **a**, т.е. **Muv=Q a** (сл.1.3), на кој се спротивставува моментот на реакцијата на самото крило **Mt**.

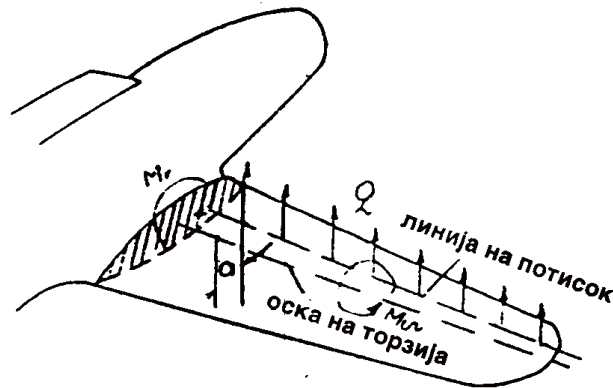
**Најголемиот интензитет на оптоварување на крилото во лет е на спојот крило-труп.**

**Заклучок.** За време на летањето, крилото е изложено на дејството на трансверзални сили, на моменти на свиткување и на моменти на торзија (усукување). Трансверзалните сили и свиткувањето ги прима носечка структура во која доминантна улога ја има раменикот.

**Усукување на крилото и улогата на торзионата кутија кај крила со носива оплата.** Од механиката на летањето и аеродинамиката е познато дека нападната линија на силата на потисокот **Q** се поместува по тетивата на крилото, во зависност од нападниот агол. Секое крило има своја оска на крутост, која има особина, кога низ неа поминува силата на потисокот, да не предизвикува негово усукување. Во секој друг случај силата на потисокот предизвикува усукување на крилото. Аеродинамичката сила на потисок **Q** со крак **a** (сл.1.3) ќе создава момент на усукување **Muv=Q a**, на кој се спротивставува реакциониот момент **Mt** на самото крило.

Структурата на крило со раменици, ребра, надолжници и неносива оплата, не е во состојба да го прифати овој момент. Затоа, во такви крила, потребната торзиона крутост се предизвикува со поставување на дијагонални жичени затеги.

Моментите на торзија што се јавуваат во лет во крила (дрвени и метални) со носива крута оплата (кора), ги прифаќа затворена контура, таканаречена торзиона кутија, и понатаму ги пренесува на приклучните окуви на трупот.



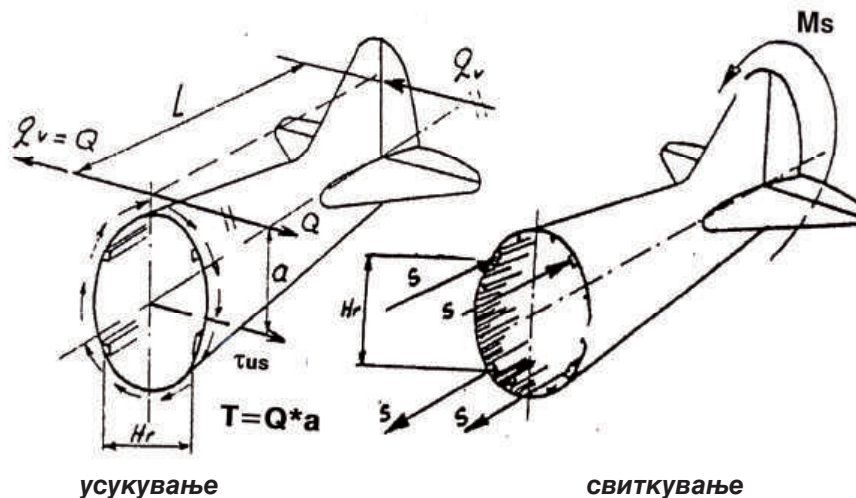
Сл.1.3 Создавање момент на усукување на крило

Проблематиката на определување на оптоварувањата од свиткувањето и торзијата на крилото, во целост може да се примени и на опашните површини.

### 1.3.5 Елементи на оптоварување на трупот

Во лет трупот е изложен на дејството на сложен просторен систем од сили и моменти на кои тој се спротивставува со својата носечка структура.

Главното оптоварување на трупот го предизвикуваат **аеродинамичките сили**, кои се пренесуваат од крилата и од опашните површини. Освен тоа, трупот е оптоварен со силите од масата на моторот, со разните агрегати, со корисниот товар, резервоарите, стајниот трап и со тежината од сопствената маса.



Сл.1.4 Елементи на оптоварување на трупот

Надворешното оптоварување на трупот се определува врз база на законите од јакост на материјалите. Трупот се пресметува за сите случаи што настануваат во лет, при полетување и при слетување. Трупот главно трпи деформации од свиткување и усукување, кои настануваат како резултат на дејството на силите што се појавуваат при поместување на кормилата за правец и за висина. При поместување на кормилото за висина се јавува аеродинамичка сила која, во однос на тежиштето, создава момент на свиткување  $M_s$ . Овој момент го свиткува трупот

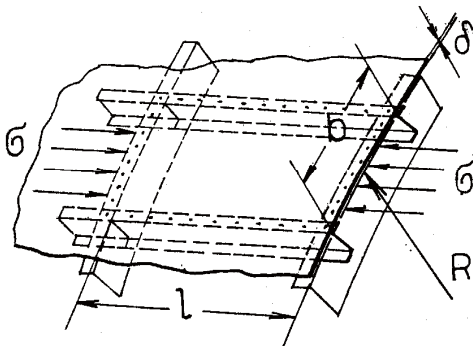
и во елементите на неговата структура предизвикува сили на притисок и на затегнување  $S$  (сл.1.4 - свиткување).

Силата што се создава на кормилото за висина не дејствува секогаш симетрично, па трупот, покрај свиткување во вертикална рамнина, трпи и напони од усукување ( $\tau_{us}$ ).

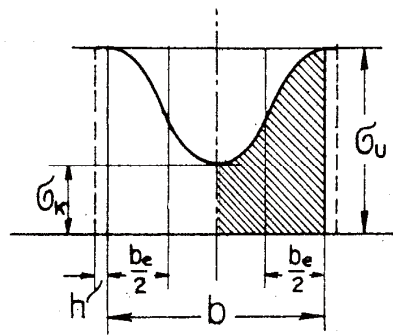
Свиткувањето го носат главните елементи на конструкцијата: рамениците и стрингерите. Напоните од усукување ( $\tau_{us}$ ) ги носи обвивката. При поместување на кормилото за правец имаме сличен случај (сл.1.4 - усукување).

### 1.3.6 Елементи на оптоварување на оплатата (носечката кора)

**Елементи на оптоварување на носечката оплата.** Носечката кора е одличен пример како во воздухопловството се уштедува на масата ако на еден дел му се додели извршување на повеќе функции. Оплатата, покрај редовните задачи што ги врши: обезбедување аеродинамичен облик, пренесување на аеродинамичките сили на внатрешната структура на крилото, трупот или опашните површини, има и задача да ги прифаќа тангенцијалните оптоварувања - торзијата на крилото и трупот, како и дел од аксијалните сили при свиткување на крилото, со што делумно ги растоварува самите раменици.



Сл.1.5 Поле на носечката кора (димензии и нормални напони)



Сл.1.6 Промена на напонот во поле помеѓу два соседни стрингера

Во лет крутата обвивка т.е. кората е изложена на дејството на **нормални** и на **тангенцијални** напони. Бидејќи се работи за тенка кора (0,5 мм) која покрива поголеми слободни површини, може да се јават проблеми со нејзината стабилност (извивање). Посебно тежок случај е дејството на нормалниот напон во кората кога крилото е изложено на свиткување.

Вредноста на напонот при кој еден оптоварен елемент на носечката кора ја губи својата еластична стабилност се нарекува критичен напон на извивање  $\sigma_K$ .

Кога тој ќе се достигне се случува ондулација на носечката кора и, ако тоа не се спречи, доаѓа до туткање и конечно разурнување на појдовниот облик.

Конструктивно оваа појава се избегнува со намалување на големината на "слободните полиња" ( $b, l$ ) со густа мрежа од зајакнувања во вид на надолжни носачи (стрингери). Инаку критичниот напон на извивање на кората зависи од модулот на еластичноста на материјалот од кој е направена (практично дурал), од нејзината дебелина, од широчината и должината на полињата, како и од радиусот на кривината. За носечка кора од дурал, модулот на еластичноста е константа, дебелината на лимот е лимитирана од технолошки причини, па и таа е константа, облиците на трупот и на крилото во голема мера го детерминираат радиусот на

кривината. Останува, против нестабилноста на кората да се бори со целисходно димензионирање на слободните полиња што се сведува на распоредот и бројот на елементите кои ја определуваат големината на полето: ребра, раменици и стрингери кај крилото, а рамки, раменици или стрингери кај трупот. Поради помалите радиуси на заоблување на трупот, критичните напони на извивање на кората обично се поголеми, односно кората на крилото е позагрозен конструктивен и носечки елемент во поглед на ондулацијата.

### 1.3.7 Динамички аероеластични проблеми кај командните површини

**Вибрациите** на одделните делови на авионот претставуваат појава на периодично променливи мали деформации, како последица на дејството на периодично променливите оптоварувања. Појавата на вибрации е поврзана со функцијата на авионот и секогаш настанува како последица на конкретниот работен процес.

Кај крилата, на пример, вибрациите настануваат како последица на променливите аеродинамички сили (од турбуленцијата, густината на воздухот, брзината, G-оптоварувањето, положбата на тежиштето, масата, формирањето ударни бранови кај суперсоничните авиони итн.), а кај моторот вибрациите се последица на работните тактови на енергетските циклуси во цилиндрите итн. **Вибрациите секогаш се штетни** бидејќи ја намалуваат или дури ја загрозуваат (во случај на поклопување на зачестеноста на промените на надворешно периодично променливите оптоварувања и фреквенцијата на сопствените осцилации на авионот или на некој негов дел настапува резонанција) работната способност на авионот, а предизвикуваат и непријатности за пилотот, екипажот и патниците. Интензитетот на сопствената фреквенција на конкретен дел од авионот зависи од неговата крутост, од масата и од моментот на инерција. Конструкторите и производителите водат сметка, комбинирајќи ги овие елементи, сопствената фреквенција да "ја држат" многу под или многу над вредностите на зачестеноста на надворешното оптоварување.

**Елиминирање на вибрациите** може да се изведе на повеќе начини: со прецизна изработка и со добро урамнотежување на деловите кои изведуваат движења, со примена на разни видови амортизери, со елиминирање на периодично променливите сили (ако тоа е воопшто можно).

Модерните авионски структури, пред сè командните површини, како елероните и кормилата, не се сосема крути, а од друга страна, сите посредни командни елементи кои водат до нив (потисни прачки, упорници, шарнири, разни посредници, преносни лостови на командите, сајли, клацкалки, завртки и лежишта) на системот му додаваат дополнителна доза на еластичност. И токму тука е изворот на проблемот.

**Аероеластични феномени** се јавуваат кога еластичните деформации на некој елемент од структурата побудуваат промена на аеродинамичките сили. Дополнителните аеродинамички сили предизвикуваат зголемување на почетните деформации на структурата, кои со повратна врска (feed back) водат кон уште поголеми аеродинамички сили. Оваа интеракција може да се намалува сè додека се постигне услов на рамнотежа, но може да се зголемува и **до лом**.

**Флатер (Flutter)** е резонанција на структурата која се случува кога фреквенцијата на еластичните деформации на структурата (т.е. сопствената фреквенција) ќе се поклопи со фреквенцијата на применетото аеродинамичко оптоварување. Иако пилотите под поимот флатер главно подразбираат **флатер на крилца**, тој може да настане и на трупот, на стабилизаторите, на кормилото за правец, на крилата,

дури и на елисата. Секоја структура на авионот има сопствени еластични својства и, ако се изложи на вистински тип на стимулација, може да дојде во резонанција, или да стимулира резонанција на другите структури, дури иако на прв поглед двете структури не се во никаква релација.

Флатерот, како изразит пример на аероеластичен динамички феномен, е самостартувачка вибрација која настанува кога една носечка површина (на пример, крило) се деформира од променливо аеродинамичко оптоварување. Штом оптоварувањето ќе се намали, ќе се намали и деформацијата, при што се воспоставува иницијалниот облик, и иницијалната состојба оптоварување-деформација. Со нова промена на иницијалното (редовното) аеродинамичко оптоварување циклусот стартува повторно, и така непрекинато за време на летот. Со одржување на променливоста на оптоварувањето се одржува и соодветна циклична промена на деформациите, т.е. делот почнува да вибрира.

Повеќе за оваа проблематика ќе прочитате во глава 2.2.16.

### 1.3.8 Оптоварување на стојниот трап

Појдовна основа за каква било пресметка на стојните органи е износот на кинетичката енергија што треба да се апсорбира при слетување на авионот. Оваа вредност се пресметува врз база на вертикалната компонента на брзината на планирање на авионот, непосредно пред неговиот контакт со земјата. Планирањето во оваа фаза обично се изведува со големи вредности на коефициентот на узгонот ( $C_z=0,9 C_{zmax}$ ). Со помош на позната вредност на

факторот на качувањето  $\left(\frac{C_z^3}{C_x^2}\right)$  кој има голема важност токму кај лесните авиони со

помала моторска силина, и специфичното оптоварување на крилото  $\frac{G}{S}$  се добива брзината на вертикално "пропаѓање" директно од формулата:

$$V_z = 4 \sqrt{\frac{G}{S} \cdot \left(\frac{C_x^2}{C_z^3}\right)}$$

За случај кога резултантата на силата на ударот минува низ тежиштето на авионот, кинетичка енергија која со сигурност може да настапи при слетување и треба да биде апсорбирана, изнесува:

$$W = \frac{m \cdot V_z^2}{2} = W_A + W_T$$

т.е. апсорпцијата и делумната амортизација на кинетичката енергија  $W$  кај современите авиони ги реализираат тркала со гуми  $W_T$  и хидропневматски амортизери  $W_A$ . Заради симетричност на стојниот трап оваа кинетичка енергија се дели на два еднакви дела. Во тој случај, на еден амортизер доаѓа кинетичка енергија:

$$W_{A1} = \frac{W}{2} = 0.5 \cdot \left(\frac{m \cdot V_z^2}{2} - W_T\right)$$

Податоците за апсорбирана енергија на гумата  $W_T$  се добиваат од производителот. Најпосле, кинетичката енергија  $W_{A1}$  треба да е еднаква на извршената механичка работа на амортизерот што се добива со множење на одот на ногата  $H_A$  и силата што се совладува на тој пат  $F_K$ :



$$W_{A1} = \frac{W}{2} = 0.5 \cdot \left( \frac{m \cdot V_z^2}{2} - W_T \right) = H_A \cdot F_K \cdot \eta$$

$\eta$  е таканаречен степен на пополнетост на дијаграмот на конкретна еластична нога. Оваа вредност се добива од производителот за секој конкретен тип еластична нога. Кај хидропневматските и олеопружинските амортизери вредностите се од 0,75 до 0,80, а за особено успешните конструкции дури и 0,90. Сега, конечно се добива оптоварување на ногата кое, во вид на сила  $F_K$ , се пренесува на структурата на авионот:

$$F_K = \frac{\frac{m \cdot V_z^2}{2} - W_T}{2 \cdot H_A \cdot \eta}$$

За практични пресметки оваа вредност обично се множи со степен на сигурност 1,5.

Вредности на силата поголеми од оваа вредност предизвикуваат **преоптоварување** на ногата.

#### 1.4 Материјали за металните воздухопловни конструкции

Создавањето добар воздухоплов подразбира избор и примена на многубројни, често противречни побарувања од гледна точка на аеродинамиката, механиката и јакоста на материјалите, функционалноста, технолоичноста и практичната експлоатација. Во оваа долга листа на побарувања важно место заземаат правилниот избор и правилната примена на материјалот. Воздухопловите се машини кај кои одделните елементи се напрегнати на силни и сложени динамички оптоварувања, често пати не докрај дефинирани. Ефектите како: **ударни оптоварувања, концентрација на напони, замор на материјалот и корозија**, кај елементите на воздухопловот максимално се експонираат. Тоа е причина што сите елементи за соединување и врски на виталните делови (крилата, моторот, опашните површини, стојниот трап и сл.) се изработуваат од најдобрите (наедно и најскапи) познати легирани челици кои имаат извонредни механички особини на динамичка цврстина. И додека пионерите на воздухопловството мака мачеле поради отсуството на добри и соодветни материјали за градба, денешните конструктори мака мачат како да го изберат и да го применат најсоодветниот од понуденото множество материјали. Листата на материјали што денес се користат за градба на воздухоплови е долга. Може да се каже дека се тоа добри материјали добиени со усовршување на постојните во текот на еден век развој на воздухопловните конструкции, но истовремено се создадени и нови типови материјали, карактеристични токму и само за примена во воздухопловството.

**За да биде еден материјал воздухопловен**, треба да го има во потребните количества во природата, да ги поседува потребните механички особини, да е отпорен на корозија и на други деструктивни влијанија, да може да се обработува, обликува и спојува со рационални и економични постапки, да не го загрозува здравјето на луѓето и да не ја контаминира околината и, најпосле, но не и помалку важно, да биде што е можно поевтин.

Во оваа глава ќе бидат споменати некои традиционални материјали (дрво), но и повеќето современи материјали (композити и сл.) што денес масовно се применуваат во градбата на авионите.

**Материјалите од кои денес се изработуваат авионите се: дуралуминиум, челик, титан и композити.**

## 1.5 Карактеристики и својства на алуминиумските, магнезиумските, титаниумските и други легури

**ДУРАЛУМИНИУМОТ** е легура од алуминиум (92...95%), бакар (3,5...5%), магнезиум (0,2...2%) и во помали количини манган (0,1...1,5%), силициум и цинк, со ознака Al.Cu.Mg. Тоа е заштитено име на оваа легура, или кратко дурал. Специфичната тежина на чистиот алуминиум е  $2,7 \text{ gr/cm}^3$ , а на легурата само 2,8. Но, нејзината цврстина изнесува 400 до  $500 \text{ N/mm}^2$ , што одговара на вредностите на обичен нелегиран јаглороден челик. Добри особини му се: хомогеност, мала спец.тежина, доволно голема јакост, добра обработливост со вообичаени продукциони методи, можност за термичка обработка (калење). Недостатоци му се: релативно мала отпорност на замор, осетливост на корозија и неподобност за оксиацетиленско заварување. Недостатоците успешно се надвладуваат со разни технолошки постапки.

На пример, осетливоста на корозија успешно се совладува со:

- обложување (платирање), при последното валање, на двете површини на легурата во облик на лим, со тенок слој чист алуминиум,
- анодизација (елоксирање), т.е. создавање тенок слој на алуминиум оксид врз основната маса по електрохемиски пат, и
- нанесување разни премази во облик на бои, лакови и средства за импрегнирање. Овој начин најчесто се комбинира со првите два.

Во оваа класа материјали се наведуваат и други легури на алуминиумот, со разни легирачки елементи и во разни процентуални износи, при што се постигнуваат и соодветно различни особини, со цел да се компензираат некои недостатоци на дуралот.

**Y-легурата (Al.Cu.Ni)** со никел се одликува со зголемена отпорност на корозија и на температурни промени.

**Lautal (Al.Cu)**- легурата е многу погодна за термичка обработка.

**Antikorodal (Al.Mg.Si)**-легурата е отпорна на дејството на солената вода, добро се обработува и заварува.

**Hidronalium (Al.Mg)**-легурата е посебно отпорна на дејството на солената морска вода. Со соодветна термичка обработка достигнува цврстина до  $460 \text{ N/mm}^2$ .

**Al.Cu.Mg.Zn**-легурата со цинк е најотпорна лесна алуминиумска легура и како таква се користи за изработка на силно оптоварени делови. Се произведува во облик на лимови, ленти, профили и отковки. Во калена состојба цврстината на развлекување достигнува вредности од 500 до  $550 \text{ N/mm}^2$ .

**Al.Fe**-легурата има тежина на алуминиум и цврстина на железо. Додавањето цезиум создава легура која може да замени титан.

**МАГНЕЗИУМОТ** е метал сличен на алуминиумот но значително полесен ( $1,7 \text{ gr/cm}^3$ ) поради што е привлечен за воздухопловството. Добро се легира со алуминиумот, бакарот, цинкот, кадмиумот, кобалтот, манганот и силициумот, и притоа се постигнуваат разни позитивни ефекти. Во воздухопловството најмногу се користат легури од типот Mg.Al и Mg.Mn. Специфичната тежина на легурите е незначително поголема од онаа на чистиот магнезиум ( $1,8 \text{ gr/cm}^3$ ), додека цврстината се движи од 25 до  $42 \text{ N/mm}^2$ . Вообичаен назив за овие легури е **Elektron**. Магнезиумовите

легури имаат и низа сериозни недостатоци, како: повисока цена од алуминиумовите легури, тешко се обработуваат со методите на пластична обработка на собни температури, металните струшки при обработката со режење силно се запаливи, имаат голема осетливост на корозија, дури и во обична вода.

**ЧЕЛИКОТ** е основен материјал во севкупната машинска техника, со низа високи механички, технолошки и експлоатациони особини, што му даваат предност над сите други материјали во техниката воопшто, а во воздухопловството посебно. Челикот е, без конкуренција, материјал на избор за сите витални носечки делови на авионот и на моторот (стојнуиот трап, оковите за врска на крилото со трупот, разни моторски вратила итн.). Во воздухопловството редовно се користат челици легирани со хром (Cr), никел (Ni), силициум (Si), молибден (Mo), ванадиум (V), волфрам (W), кобалт (Co), бакар (Cu), титан (Ti) и берилиум (Be).

Секој од овие елементи, додаден во определен процент, го подобрува челикот, а според одделните составни елементи легурата го добила името.

**Cr-** челикот, во зависност од износот на хром (0,4-1,65% или 12-20% Cr), поседува висока тврдост и се користи за изработка на тркалачки лежишта и алати, односно отпорен е на корозија и на високи температури.

**Ni-**челикот се користи за делови изложени на силни динамички напрегања. Никелот како еден од најдрагоцените но и најскапите легирачки елементи, позитивно влијае врз зголемувањето на скоро сите механички особини на челикот: динамичката цврстина, жилавоста, тврдоста и отпорноста на корозија.

**Cr.Ni-** челикот е оптимална комбинација на претходните два легирачки елемента. Во оваа легура надминати се одделните ефекти на секој легирачки елемент. Овие легури имаат висока механичка цврстина, жилавост, тврдост, отпорност на корозија. Со додавање на уште молибден и волфрам се добиваат челици со најголема отпорност на разни динамички напрегања. Со зголемување, пак, на уделот на хром и никел се добиваат најдобри видови челици што не кородираат и огноотпорни челици за работа и во најтешки услови.

**Cr.Mo-**челикот по своите општи механички особини претставува еквивалент на хром-никел челик, со високи вредности на цврстината и жилавоста. Овие челици лесно и успешно се обработуваат термички и се заваруваат со постапки на гасно заварување. Се употребуваат за изработка на разни окови, носачи, елементи на труп и крило итн.

**Mn.Si-**челикот е успешна комбинација на одделни видови манган, односно силициум челик. Ги поседува добрите особини на двата наведени челика, изразени преку голема цврстина и еластичност. Од него се изработуваат разни пружини. Во калена состојба достигнува вредност од  $1500 \text{ N/mm}^2$ .

**Cr.Mn.Si-** челикот (познат под името **Hromansil**) поседува голема цврстина од над  $1500 \text{ N/mm}^2$  и голема тврдост. Се применува за изработка на највиталните елементи за врски на крилата, опашката, стојниот трап и сл.

**Cr.V-**челикот по многу свои особини одговара на хром-никел или хром-молибден челикот. Главни особини му се: висока цврстина, висока граница на еластичност и жилавост. Се користи за изработка на елементи кои се изложени на најголеми динамички оптоварувања. Недостаток на материјалот е тоа што не се заварува, па се користи само за машинска обработка.

Серијата челици **Cr.Ni.Mo**, **Cr.Ni.V** и **Cr.Ni.W** се најсложени легирани челици и со најголема цврстина (и над  $1600 \text{ N/mm}^2$ ). Главна особина им е огноотпорноста. Обично, во помал износ, содржат и **Mn**, **Si**, **Ti**. Се применуваат за изработка на

делови изложени на големи механички оптоварувања и на високи температури (мотори, гасни турбини и сл.)

Легури со **висок процент на хром и никел** се антикородал - челиците, отпорни не само на дејството на атмосферата, туку и на киселини и други агресивни материјали. Се користат за градба на мотори и гасни турбини.

**ТИТАНОТ (Ti)** е најсовремен конструктивен материјал кој во воздухопловните конструкции се применува релативно кратко време. Тој располага со извонредни конструктивни особини, кои најкратко може да се опишат со зборовите: карактеристики на челикот, но со специфична тежина која е, речиси, два пати помала од неговата ( $4,3...4,5 \text{ gr/cm}^3$ ). Ако на тоа се додаде и високата отпорност на зголемени температури, како и можноста за легирање со алуминиум, манган, молибден, волфрам итн., се чини дека е пронајден конструктивниот материјал на иднината, кој ќе ги замени челикот и дуралуминиумот. Во поглед на технолошката обработка, титановите легури бараат донекаде посложена постапка отколку челичните. Добро се заваруваат. Денес се употребуваат во облик на лимови, профили и ковани делови и елементи кои работат на температури до  $450^{\circ}\text{C}$ . Единствен недостаток, засега, им е високата цена.

**БЕРИЛИУМОТ** е понов конструктивен материјал. Личи на железото, но е со многу мала специфична тежина (само  $2,84 \text{ gr/cm}^3$ ) и со температура на топење  $1278^{\circ}\text{C}$ . Одлично се легира со железото, никелот и бакарот. Со погодна термичка обработка може да му се качи цврстината на  $1500 \text{ N/mm}^2$ , а тврдоста до 400 НВ. Главни особини на берилиумовите легури се високата отпорност на зголемени температури и ниската специфична тежина (скоро како онаа на лесните легури). За жал, високата цена на овие легури и тешкотиите при обработката, засега, ја кочат нивната помасовна примена.

## 1.6 Материјали за неметални конструкции

**ДРВО.** Долго време дрвото било прв, почетен и основен материјал за градба на авиони. Со дрвото почнала историјата на воздухопловството и со него човекот научил да ги гради авионите. Тоа е прост конструктивен материјал, евтин, лесно обработлив, а сепак доволно надежен во механички поглед. Во природата дрвото се наоѓа во доволни количини, што е посебно привлечно. Во зависност од делот за кој се користи и од видот на оптоварувањата на кои е тој изложен, се користат и соодветни видови дрво: смрека, оморика и елка за голем број конструктивни елементи. За посилено и за најсилено оптоварените елементи (елиси) се употребува тврдо дрво, како: јасен, даб, орев, бука, јавор и махагони.

Пред да се примени, дрвото мора грижливо да се одбере (мора да има чиста структура на влакната без природни недостатоци што би ја нарушиле), а потоа да се подложи на сушење до 10...15% влажност.

Главните механички (физички) и технолошки карактеристики на поважните видови дрво се даваат во технички прирачници.

Добри особини на дрвото, како конструктивен материјал во воздухопловството, се:

- мала специфична тежина ( $0,45...0,83 \text{ gr/cm}^3$ ),
- лесна и евтина обработка со едноставни машини,
- можност за постигнување разни облици со евтини и прости методи на спојување (сечење, пресување, лепење),
- можност за подобрување на механичките особини на природниот материјал со разни постапки (ламелирање, лепенка),
- лесно и евтино одржување, поправање и сл.,

- отпорност на замор на материјалот,
- ниска цена,

Недостатоци на дрвото за примена во градбата на авиони се:

- недоволна хомогеност и анизотропност,
- недоволни механички карактеристики на некои облици на оптоварување (смолкнување на пр.),
- присуство на органски недостатоци во основната маса (пукнатини, израсстоци-глуждови, оштетувања од црви или микроорганизми),
- осетливост на влага,
- неотпорност на високи температури, запаливост, итн.,
- тешкотии во снабдувањето со квалитетно дрво поради ограничените природни ресурси и циклусите на растење.

Постојат бројни методи со кои квалитетот и својствата на дрвото може да се подобрат. Поради низата поволни особини за градба на авиони дрвото редовно се употребувало до шеесеттите години на минатиот век. Со пронаоѓањето на синтетичките материјали и со зголемувањето на побарувањата во воздухопловството, дрвото е напуштено, и денес скоро не се ни употребува. Овде се споменува заради пиетет и почит кон материјалот кој со своето присуство ги обележал почетокот и раната историја на воздухопловството.

**СИНТЕТИЧКИТЕ МАТЕРИЈАЛИ** како конструктивен материјал, покрај металот и дрвото, се користеле уште од првите денови на развојот на воздухопловството. Долго време во примена биле само **природни материјали** (стакло, гума). Развојот на органската хемија на полимери во минатиот век доведе до силен подем и примена на разни синтетички материјали кои, благодарейќи на извонредните механички и други особини, се користат сè повеќе во воздухопловството, посебно во градењето на лесни авиони, истиснувајќи го металот (денес постојат лесни авиони изработени целосно од синтетички материјали). Овде се наведуваат некои од тие материјали: **бакелит** (од 1909 год.), **текстолит**, **фиберглас**, **поливинилхлорид**, **стиропор**, **плексиглас**, **синтетичка гума**, **полиетилени**, **полиуретани**, **полипропилени**, **полиамиди**, **термопластични олефини**, **епоксидни смоли**, **арамид**, **параарамид (кевлар)** и, посебно, најсовремените **композитни материјали** базирани на **кевлар**, **епоксидни смоли**, **стаклени**, **карбонски влакна**, **бор** итн.

## 1.7 Својства на композитните материјали : фибреглас, кевлар, хибридни композитни материјали

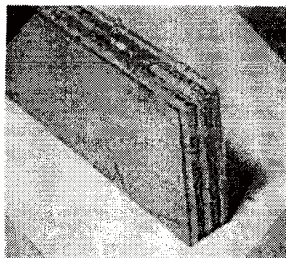
**КЕВЛАР.** Од повеќето наведени материјали вниманието го привлекува материјалот под заштитено име кевлар на фирмата DuPont, откриен во 1965 год, а во комерцијална употреба од 1970 год. Според хемискиот состав, кевларот е параарамид, односно poly-paraphenylene terephthalamide. Овој материјал поседува извонредни механички, хемиски и термички особини. На пример, впрредено влакно од кевлар поседува јакост на развлекување од околу импресивни  $3000 \text{ N/mm}^2$ . релативна густина од  $1.44 \text{ gr/cm}^3$ , висок модул на еластичност, мало ползење, мало издолжување при кршење, висока жилавост и издржливост, висок однос јакост/тежина, добра отпорност кон органски раствори, добра отпорност на абразија, слаба запаливост, многу добра отпорност на високи а посебно на ниски температури, не се топи туку сублимира на  $450^\circ \text{C}$ . Недостаток му е осетливоста на ултравиолетовото зрачење, на сончевата светлост, на киселини и соли. Со овие особини кевларот има широка примена: од изградба на вселенски бродови и

воздухоплови, преку бродоградба (бродски корита), каросерии за тркачки автомобили и рамки за велосипеди, до изработка на музички инструменти, најразлични спортски реквизити, непробојни елеци и шлемови за силите на безбедност, заштитна облека итн. Кевларот се испорачува во облик на плочи и, како впредено влакно, во облик на ткаенина за композити (како зајакнувачка компонента), при што најмногу доаѓаат до израз неговите извонредни особини.

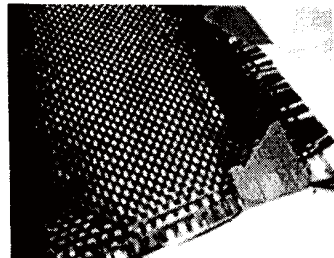
**КОМПОЗИТНИ МАТЕРИЈАЛИ** (или скратено **компози**ти). Композитот е **материјален систем** составен од два или повеќе микро или макроконституенти, кои се разликуваат според обликот и според хемискиот состав, и кои не се растворливи еден во друг (како кај легурите, на пример). Резултантните особини на композитниот материјал се супериорни или посебно интересни во однос на особините на неговите компоненти, кои пред поврзувањето обично се произведуваат во одделни процеси.

Композитните материјали се составени од **основна маса**, или **матрица**, и **зајакнувачка компонента**. Како **основна маса** обично се користат епоксидна смола, незаситен полиестер и други термостабилни смоли и некои термопласти, но, исто така, и метали (за зголемени температури, оптоварувања и спроводливост), и керамика (за високи температури). Како **зајакнувачи** се јавуваат стаклените, карбонските и кевлар (параарамид) - влакната, но и метални и керамички. Варирањето на процентуалниот удел на одделните компоненти резултира со многу широк спектар на особини на композитот.

Практично, прв композит употребен во воздухопловството била обичната дрвена шперплоча (сл.1.4). Денес, како зајакнувачка компонента најпознатиот систем содржи араמידни, карбонски или борни влакна, во матрица од епоксидна смола.



**Шперплоча - првиот практичен композит**



**Ткаенина од карбонски влакна - чест зајакнувач во композитите**

**Сл.1.7 Некои попознати композити применувани во градењето на воздухоплови (класичниот-сè помалку во примена, и современиот)**

**Термопластичните композити** се цврсти, отпорни на удари, не впиваат влага, отпорни се на топлина и притоа ги задржуваат своите механички карактеристики. **Композити со стаклени (фиберглас) и карбонски влакна**, на пр., можат да заменат метал во изградбата на авиони и вселенски возила.

**Полимерните композити со кевлар** се висококвалитетни композити кои се одликуваат со мала маса, висока јакост и крутост, отпорност на лом и на замор. **Кевларепоксидниот композит** со 82% кевлар има специфична јакост, т.е. однос јакост/густина  $112 \cdot 10^6 \text{ mm}$ , а микролегираниот челик со зголемена јакост само  $9,8 \cdot 10^6 \text{ mm}$ .

Композитите може да се составуваат и од **метални влакна во матрица од магнезиум** (кој има слични механички својства како епоксидната смола). Предност на магнезиумот е што не се деградира во безвоздушен простор.

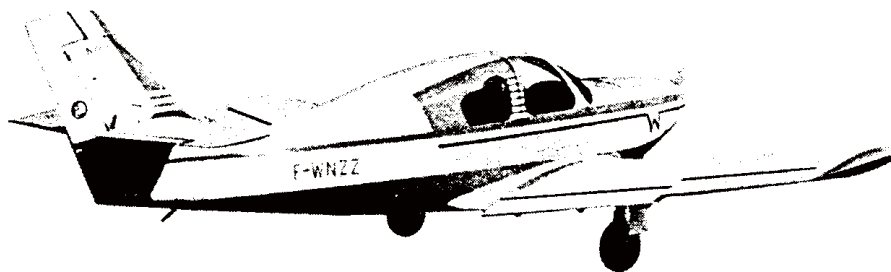
Композитните материјали врз база на **кевлар и карбонски влакна** наголемо се употребуваат (наспроти општо повисоката цена) во градењето воздухоплови, секаде каде што се бараат високи перформанси (опашка, крила, труп, елиса, роторски лопатки-крила).

Силните потреси, ударите или повтореното циклично оптоварување може да предизвикаат **деламинација**, т.е. раздвојување на композитниот материјал по слоеви, или издвојување (сепарирање) на одделни влакна од основниот материјал (од матрицата). Оштетувањата на композитите може да бидат во макроскопски или во микроскопски размери.

Слободно може да се каже дека пронаоѓањето, примената и усовршувањето на композитите во воздухопловството претставува револуционерен чекор. Во зависност од способностите на конструкторот, можно е да се постигне конструкција на авион олеснета за 20 - 40%. Ова намалување на тежината се одразува на соодветно зголемување на перформансите на авионот: кога се намалува масата на празниот авион, се намалува и потребната погонска група, со што се намалува и потрошувачката на гориво, а тоа доведува до понатамошно намалување на вкупната маса на авионот. Според една анализа на фирмата Lockheed, авион изработен од композити, во однос на авион изработен од други материјали, за иста мисија, троши 33% помалку гориво.

Се разбира, воведувањето композитни материјали не е само технолошки проблем. Новите материјали бараат да се изврши преориентација на целиот класичен начин на конструирање, базиран врз традиционалните материјали (челикот и лесните легури), преку усвојување и имплементација на нови знаења за формирање авионска структура од композитен материјал. Потребно е воведување нов начин на размислување, нови методи на пресметка, нови технологии, нови методи на фабрикација и нови методи на контрола. Со други зборови, за да се извлечат максимални ефекти од композитите, неопходно е за структурата на авионот да се мисли во композити, а не да се врши копирање на традиционалната метална структура.

Засега, цената на композитните материјали е доста висока, но со тенденција на непрекинато паѓање. Самиот овој податок не значи многу ако не се земе предвид и фактот дека композитната структура се реализира со многу мала загуба на материјал во форма на разни отпадоци. Во просек, 80 - 90% од испорачаниот материјал во облик на метал завршува како отпадок во вид на струшка, а загубата на композити, поради поинаквите технолошки постапки, е значително помала.



**Сл.1.8 Wassmer-50 (Франција), лесен четирисед;  
првиот авион на светот конструиран и изработен во целост од композити**

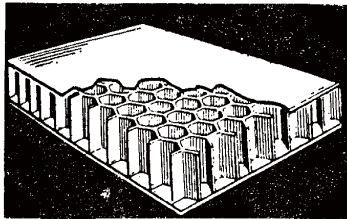
Денешните искуства покажуваат дека употребата на композити овозможува драстично намалување на бројот на елементите на една иста структура. Така, на

пример, нападниот раб на транспортерот **C5-A Galaxy** има 800 елементи од метал, а истиот облик, ако е изработен од композити, помалку од 100. Истиот склоп на суперсоничниот бомбардер **Rockwell B-1** има 70 елементи во класична изведба, а само 8 во композитна. Вертикалниот стабилизатор на **Tristar L-1011** се состои од 175 елементи споени со 40000 заковки, а во композитна изведба само 18 елементи и 5000 заковки. И, сега може да се постави прашањето: дали примената на композитите е скапа?

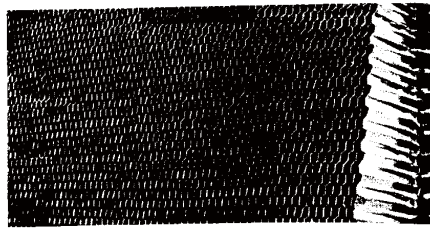
**СЕНДВИЧ.** Иако не станува збор за посебен материјал, во градењето авиони посебно е значајна примената на еден специфичен облик на материјален систем кој неодоливо потсетува на сендвич, па затоа и го добил името **сендвич-конструкција**. Во овој материјален систем, со интелегентна употреба на формата и содржината од релативно неотпорни материјали, создаден е систем со одлични механички особини.

Конструкциите од овој вид имаат два надворешни слоја, носечка кора од дрво, композити или лесни легури, помеѓу нив слој скоро неактивна полнетица од дрво (балза), стиропор и сл., а за металните конструкции - брановиден тенок лим или специјална метална мрежа изведена од тенки алуминиумски фолии во вид на саќе (види сл.1.9).

Улогата на неактивната полнетица се сведува на обезбедување просторна меѓусебна врска и одржување на зададеното растојание на надворешните кори, за да се обезбеди стабилност против извивање, за да се создаде и да се одржува потребниот висок момент на инерција на пресекот.



**Сендвич од метални ламели**



**Сендвич како полнетица на структура на крило**

**Сл.1.9 Сендвич - конструкција со полнетица во облик на саќе од пчели**

Добри особини на сендвич-конструкциите се: лесна и крута конструкција со добра јакост во нормална, аксијална и тангенцијална насока, добри термички и акустички изолациони својства, чиста и мазна надворешна површина, што е особено корисно ако се работи за надворешна кора изложена на брзо воздушно струење.

Постојат и недостатоци, како: прилично компликувана технолошка постапка при фабрикацијата, осетливост на зголемени температури, конструктивни тешкотии при воведувањето концентрирани оптоварувања и при фиксирањето на приклучните окови.

Сендвич-конструкцијата се користи при изработката на монокок трупови и при формирањето торзиона кутија на крило. Познатиот ловец/лесен бомбардер од Втората светска војна De Havilland Mosquito бил изработен со оваа техника. Најсовремените конструкции на крило за големи брзини се изведуваат како сендвич-конструкција. Крилото се состои од горна и долна кора (сендвич-оплата). Внатрешноста е пополнета со саќе од шестаголни цевчиња од тенок лим. Саќето се лепи на долната и на горната оплата со специјално лепило (види понатаму во: Начини на спојување - лепење).



Современите суперсонични воени авиони, ловци и бомбардери, наголемо ги користат предностите на сендвич-конструкцијата и композитите. F-15 Eagle има кормило на висина од композити врз база на борни влакна, радарска купола од фиберглас, јадро на елерони во облик на пчелино саќе; Lockheed F-117 Nighthawk има нападен раб на крилото и излезни рабови на елевоните од композити, а некогашниот метален ruddervator е заменет со термопластичен композит со графитни влакна; Jaguar GR.Mk 1A има кормило на висина, кормило на правец и флапсови со полнетица во облик на саќе; North American RA-5C Vigilante има кормило на висина и излезен раб на крилцата во саќеста конструкција; Northrop Grumman B-2A Spirit има оплата и нападен раб на крилото од композити; МиГ-29 има оплата на елероните, излезни рабови на кормилото на висина и носечка конструкција на флапсовите од композити со карбонски влакна. Сите овие новости, постепено, почнуваат да се користат и кај другите видови цивилни авиони. Секако, прво треба да паднат цените на овие материјали зашто нивните предности, несомнено, се веќе докажани.



**Сл.1.10 Примена на материјали при градба на современ суперсоничен авион: сино-С композити; зелено- саќе од С композити; кафеаво- титан; портокалово- кевлар; жолто- алуминиум и/или литиум; преостанатото-челик**

На сл.1.10 е прикажана материјалната структура на еден современ суперсоничен авион. Целото крило, вертикалниот стабилизатор, кабината и канарите се изработени од С композити и саќе од истиот материјал, трупот е изработен од алуминиумови и/или литиумови легури, носот и краевите на канарите и вертикалниот стабилизатор од кевлар, а преостанатото од челик.

## 1.8 Начини на спојување на деловите на воздухопловите

Составувањето на елементите (или деловите) во склопови, формирањето посложени структури и слично, во воздухопловството се реализира со врски кои се способни да го пренесат оптоварувањето и да ја обезбедат потребната меѓусебна положба на деловите. Да се спои, тоа значи да се формира целина од раздвоени делови. Ова укажува на големата важност на споевите во воздухопловните конструкции. По правило, местата на споевите се слаби точки (*locus minoris resistentiae*). Сигурноста или надежноста на конструкцијата најчесто е сигурност односно надежност на спојот. Разни елементи на конструкцијата често пати би

можеле да имаат помали димензии, помала маса, порационални облици и покомпактна структура, доколку не постојат ограничувања кои потекнуваат од споевите.

Разурнувањата и другите видови неисправности настануваат, главно, на местата на споевите. Потребата од повисок степен на рационалност и во исто време од поголема надежност во работата, ја зголемува важноста на споевите во воздухопловството.

Основни начини за реализација на спојувањето се: со облик (завртки, заковки), со триење (заковки, завртки) и спојување со додаден материјал (заварување, лемење, лепење).

**ЗАВАРУВАЊЕТО** претставува начин на спојување на метални делови по пат на директно стопување, со евентуално додавање на растопен истороден материјал во облик на електрода. Во воздухопловството се користат традиционалните постапки, како: гасно (оксиацетиленско, автогено) заварување и електрично заварување (во повеќе варијанти). Поради примената на материјали со разни особини развиени се и многубројни постапки за заварување, како: лачно заварување со обложени електроди (во зависност од материјалот што се вари, облогата е базична, кисела, рутилна), лачно заварување под инертен гас (аргон или хелиум), заварување под заштитен слој на електроспроводлив прав, заварување со млаз на електрони, контактено електроотпорно заварување (точкесто заварување), заварување со плазма, заварување со ласер.

Не навлегувајќи во специфичностите на одделните методи, ќе констатираме дека површините на елементите што се спојуваат со кој било метод треба да се приготвени и чисти, да се води сметка за можните неповолни ефекти од затоплувањето врз елементите што се заваруваат (деформации, заостанати напони, пукнатини и сл.) и во целост да се запазуваат препораките на производителот на опремата.

**ЛЕПЕЊЕ.** Поради многубројните предности, лепењето денес претставува квалитетно и надежно решение за спојување на воздухопловните делови, како во текот на производството така и при одржувањето и ремонтот.

Развојот на оваа технологија е овозможен со создавањето современи висококвалитетни полимерни лепила, кои овозможуваат формирање цврсти споеви. Тие, според цврстината, издржливоста и постојаноста на разни временски и други влијанија, во многу случаи ги надминуваат класичните техники на заварување, спојување со заковки или завртки.

Примената и афирмацијата на модерните синтетички материјали (композити) би била невозможна без обезбедување и соодветно нов начин на спојување на елементите изработени од нив. Класичните техники на спојување со заварување, лемење, со завртки и заковки, во случај на примена веќе на дрво, а камоли на композити, се покажуваат немоќни или барем неефикасни. Технологијата на лепење нуди решенија без алтернатива при спојувањето на различни материјали, како: метал/керамика, метал/гума, метал/пластика, т.е. во сите случаи каде што класичните техники на спојување неповолно влијаат врз механичко-технолошките карактеристики на споевите.

Денес, со лепење може да се реализираат успешни функционални и економични конструкции, особено во областите во кои малата маса и големата надежност се приоритет, т.е. токму во воздухопловството. Притоа може да се лепат еден со друг и материјали кои инаку не може да се спојуваат со која и да било друга постапка на спојување (метал со стакло, метал со пластична маса, метал со керамика, метал

со гума итн.). Обвивката може да се лепи со структурата на крилото, при што се постигнуваат полесни и помазни површини. При лепењето не се оштетува материјалот со дупчење отвори за заковки или завртки (опасност од концентрација на напоните), не се деформира површината на оплатата од ударите при формирањето глава (опасност од нарушување на ламинарниот слој), ниту се загрева материјалот (создавање дополнителни термички напони во конструкцијата).

Овде се наведуваат само некои примери на примена на лепењето во производството на воздухоплови:

1. прозорски и ветробрански стакла, со што стаклото станува интегрална механичка компонента на трупот и ги подобрува аеродинамичките особини,
2. лепење на носечките површини (обвивка, оплата) кај воздухопловите (лепењето прв пат беше применето кај Fokker F-27 во 1960 г.),
3. лепење на виталните носечки елементи како раменици од метал-дрво,
4. конструкција на панели од саќести конструкции во метал, дрво или во синтетика,
5. лепење на елиси и на лопатките на роторот на хеликоптерите,
6. конструкции на крилца, заткрилца, опашни површини, итн.

Во сите овие случаи предностите на лепените споеви се: голема моќ на носење, прием на динамички оптоварувања, можност за репаратура (поправка) и истовремено спојување и затинање.

Лепењето е процес со кој се постигнува спојување на исти или на различни материјали, со дејството на меѓуповршинските сили. Тие сили можат да бидат од механичка, електростатичка или молекуларна природа. Материјалите кои овозможуваат ваков начин на поврзување на одделни материјали се нарекуваат **лепила**. Според хемиската структура, лепилата можат да бидат **органиски и аорганиски**, а според природата на создадениот материјал - **физички и хемиски** зацврстувачки лепила. Поради низа добри особености, за потребите во воздухопловството најважни се **хемиските** зацврстувачки лепила. Овие лепила се изработуваат како еднокомпонентни, двокомпонентни и повеќекомпонентни. Во поглед на механизмот на зацврстувањето тие може да бидат активирани: хемиски, топлински, анаеробно, со влага, со UV-зрачење и др.

Механизмот на лепење може да се сведе на два едноставни принципа:

- одлично прилепување на лепилото за површините на материјалите што се лепат,
- постигнување доволно голема цврстина на лепилото во стврдната состојба.

Првиот принцип се карактеризира со дејството на силите на **атхезијата**, а вториот со дејството на привлечните сили на **кохезијата**, кои не смеат да бидат помали од атхезионите сили.

Во процесот на реализација на овие два принципа во механизмот на лепење учествуваат повеќе важни фактори (наведени во табела 1).

Од многу причини тука нема да бидат анализирани наведените влијателни фактори. Сепак, еден од нив, **слободната (површинска) енергија**, поради важноста за разбирање на процесот на лепењето, заслужува внимание. При лепењето секогаш треба да се постават неколку прашања: дали едно лепило лепи конкретни материјали; ако ги лепи, дали ги лепи добро, двај или одлично; која е причината што едно лепило не лепи сè и не со ист успех. Одговорот на овие прашања се крие во поимот **слободна (површинска) енергија**.

За да може лепењето успешно да се изведе, слободната енергија на избраниот тип лепило ( $\gamma_{ij}$ ) треба да биде помала или најмногу еднаква на слободната енергија

( $\gamma_s$ ) на материјалите што се лепат. Повеќето денешни полимерни лепила имаат слободна (површинска) енергија 25 - 50 mJ/m<sup>2</sup>.

Од овие причини, спротивно на мислењето на лаиците, најдобро се лепат металите бидејќи имаат висока слободна енергија. Од друга страна, полимерните материјали генерално имаат мали вредности на слободната (површинска) енергија, така што се лепат отежнато, или воопшто не се лепат. Во такви случаи, за решавање на проблемот се користат разни постапки на обработка на површините, со што нивното енергетско ниво се подигнува. Се мисли на третирање на површините со разни хемиски, електрични, топлински и слични постапки.

За успешно лепење, покрај физичките карактеристики на материјалите што се лепат и на лепилото, потребен е соодветен третман и на другите параметри. Така, на пример, кај повеќето конструктивни лепила цврстината на спојот опаѓа со зголемувањето на дебелината на слојот на лепилото. Во зависност од типот на лепилото, **оптимални дебелини** се од 0,05 до 0,1 mm.

Табела 1. Влијателни фактори врз квалитетот на лепениот спој

<p><b>особености на лепилата:</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>- атхезија,</li> <li>- кохезија,</li> <li>- разредувач,</li> <li>- омекнувач</li> </ul>	<p><b>постапка и тек на лепењето:</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>- притисок,</li> <li>- температура,</li> <li>- време,</li> <li>- влага,</li> <li>- UV-зрачење и др.</li> </ul>
<p><b>особености на лепениот материјал:</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>- слободна (површинска) енергија,</li> <li>- површинска рапавост,</li> <li>- површинска чистота,</li> <li>- механички особености (на пр., граница на развлекување)</li> </ul>	<p><b>обликување на лепениот спој:</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>- дебелина на слојот лепило,</li> <li>- дебелина на лепениот материјал</li> <li>- димензии на спојот</li> <li>- вид на спојот</li> </ul> <hr/> <p><b>услови на оптоварувањето;</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>- вид оптоварување,</li> <li>- начин на оптоварување,</li> <li>- време,</li> <li>- температура</li> </ul>

Од надворешните влијанија најзначајни се влијанието на температурата и времетраењето на динамичките оптоварувања. Во зависност од типот на лепилото, намалувањето на цврстината со зголемувањето на температурата може да биде значително. При конструктивно обликување на лепените споеви треба да се води сметка спојот да се обликува така што ќе биде изложен на притиски и смолкнувачки оптоварувања. Потребната цврстина на спојот се дефинира така што неговата носивост треба да биде поголема или еднаква на носивоста на пресекот на деловите што се спојуваат.

За спојување исти или различни метали, како најдобри се покажале лепилата врз база на **метилметакрилат**. Нивната предност се состои во тоа што тие зацврстуваат дури откако деловите ќе се спојат, што обезбедува удобна работа. Тоа се таканаречените анаеробни лепила, кои зацврстуваат без присуство на кислород и со каталитичко дејство на металните површини. Овие лепила можат да зацврстат и со дејство на топлина или на хемиски активатори. За меѓусебно лепење на пластични елементи или во комбинација со метал се употребуваат моментни **цијаноакрилатни** лепила.

Навојните врски можат со лепење ефикасно да се осигураат против самоодвртувањето, при што се постигнуваат ниски, средни и високи цврстини на осигурување, во зависност од применетото лепило и од саканиот ефект.

За високоцврсти конструктивни лепења се развиени бројни видови лепила со кои успешно се лепат истородни или разнородни технички метали, како: метали, керамика, стакло, пластика, гума итн. За овие цели, главно, се користат **епоксидни** двокомпонентни лепила (CIBA Araldite).

**Лепење на транспарентни пластични материјали.** Тешкотијата при лепењето на транспарентните пластични материјали се крие во потребата да не се наруши транспарентноста на основниот материјал. Најпознат транспарентен пластичен материјал е *polimetilmetakrilat* (PMMA), познат под името **плексиглас**. Се работи за термопластичен транспарентен материјал, кој е крут и хомоген на температурата на амбиентот, но по доволно загревање станува пластичен. Неговата тврдост е некаде помеѓу дрвото и челикот, што значи слична на материјалите како алуминиум и други лесни легури.

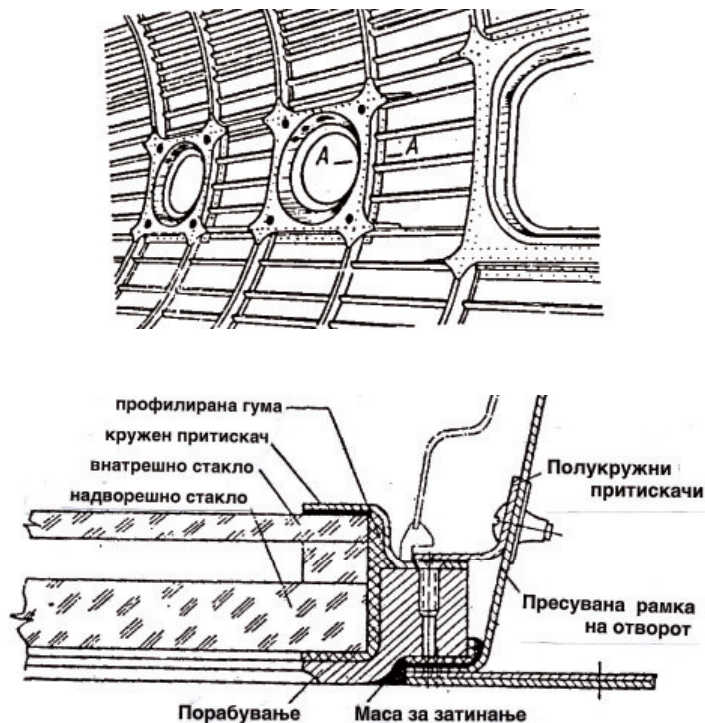
Плексигласот може да се обработува со вообичаени машини за обработка на метали, со забелешка дека треба да се употребуваат многу остри алати, а се препорачува и ладење со вода за да се избегне прегревање.

Во поглед на **ЛЕПЕЊЕТО** не се препорачува употреба на стандардни лепила за пластични материјали туку прашкести лепила за акрилни смоли со растворач или полимеризирани.

## 1.9 Одржување: чистење, полирање и заштита на транспарентни пластични материјали

Денешните авиони, дури и оние помалите, летаат со големи брзини, на големи висини и по секакво време, па пилотот, екипажот и патниците треба да бидат сместени и заштитени во погодни затворени кабини, снабдени со ветробран и со што повеќе просирни површини или, барем, со доволен број прозорци.

Главно се користат два вида просирни материјали: синтетичко стакло (плексиглас, перспекс и сл.) и залепено стакло (триплекс, дуплекс, панплекс).



**Сл.1.11** Конструкција на прозорци со удвоени стакла заради изолација и за зголемена сигурност

Синтетичкото стакло има мала специфична тежина, одлична и постојана просирност и не гори. Недостатоци му се нешто поголемата кртост и доста големиот коефициент на термичко издолжување, поради што затинањето е отежнато.

Залепеното стакло е, секако, најдобриот материјал за оваа намена. Негови добри особини се одличните оптички својства, големата просирност и големата тврдост што го прави неосетлив на гребнатинки и слични механички оштетувања. Всушност, се работи за сендвич-материјал составен од две или три стаклени плочи, меѓусебно залепени со специјална просирна фолија, која служи, во случај на кршење, да спречи растурање на парчињата стакло. Посебна вредност на овој материјал е можноста да се изработува во рамни плочи, но и во произволни облици што ги бара профилацијата на трупот и кабината.

За обезбедување добра и недеформирана просирност на ветробранското стакло, како и за обезбедување умерени аеродинамички отпори, ветробранските стакла се вградуваат под агол од 45 степени. Со вградувањето помали агли се намалуваат аеродинамичките отпори, но се влошува просирноста. Долната употреблива граница на овој агол, за материјал со одлична просирност, е  $30^{\circ}$ .

Просирните површини треба да се пазат од механички оштетувања во вид на плитки дупчиња и гребнатинки. Мрсните дамки, од кое било потекло, калта, сплесканите инсекти, треба да се отстрануваат со пропишани средства и методи.

**ЧИСТЕЊЕ** на транспарентните (просирните) површини од плексиглас, и од други такви материјали, е дозволено единствено со сапун и вода или со детерџенти (според техничките упатства) кои не содржат абразивни честички, и бришење со мека крпа. Со цел да се избегне природното својство на акрилните материјали да привлекуваат прашина со својот електростатички набој, корисно е, одвреме на време, површината да се исчисти со мека крпа натопена со антистатичка течност.

## 1.10 Материјали за изработка на елиси. Оптоварување на елисите

Материјалот од кој се изработуваат елисите е дрво, метал и/или композити. Денес, од дрво, со ламелирање, се изработуваат само двокраки елиси со фиксен чекор. За изработка се користи тврдо дрво: јасен, даб, орев, бука, или махагони. Краците на дрвените елиси, заради заштита од атмосферските влијанија, се преслекуваат со платно, а нападните рабови се зајакнуваат со дурален или месингов лим. **Дрвените** елиси се одликуваат со ниска цена, но и со низок коефициент на корисно дејство.

Краците на **металните** елиси се изработуваат од легури на алуминиум или на челик. Тие се изработуваат со ковање и се обработуваат на специјални копирни глодалки.

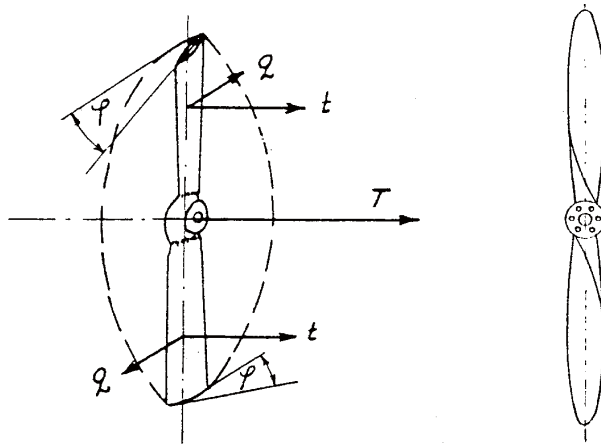
Елисите од **композити** се супериорни во однос на дрвените и металните. Нивните краци се потенки што е поволно при големи брзини, зголемена им е јакоста на замор, имаат поголема надежност и полесни се за репарации.

При вртењето на елисата (т.е. во работа), на нејзините краци се јавуваат големи центрифугални сили. Овие сили зависат од брзината на вртењето и од должината на краците. Не е тешко да се заклучи дека двата крака (или повеќе) мораат да бидат совршено балансирани во статички и во динамички поглед. Разликата во распоредот на масите по должината на краците предизвикува неподносливи вибрации кои штетно дејствуваат на моторот и авионот, а може да предизвикаат и

лом на елисата. Готовите елиси се балансираат на специјални електронски машини.

Балансирањето на елисата има извонредно големо значење за мирна работа на моторот.

Посматраме елиса со фиксен чекор. Таа се состои од два геометриски идентични крака изработени заедно со главината. При ротацијата двата крака развиваат влечна сила  $t$  (сл.1.12), чиј збир ја дава резултантната влечна сила  $T$ . Кога краците не би имале идентични аеропрофили, геометриски агли  $\varphi$  или радиус  $R$ , тогаш едната компонента на силата  $t$  би била поголема, и резултантната сила не би проаѓала низ осата на ротацијата, што би резултирало со појава на поголеми или помали вибрации.



Сл.1.12 Сили на елиса со фиксен чекор

Работа на елиса со фиксен чекор е прикажана на сл.1.12. Силите на отпорот  $q$  создаваат спрега која го кочи моторот, така што тој треба да ја совладува. Поради големата брзина на вртењето масата на краците на елисата создава огромна центрифугална сила. Ако двата крака не се еднакво тешки, тогаш разликата во центрифугалните сили на одделните краци ќе создава силни вибрации. Слична појава може да се јави и во тек на експлоатацијата поради оштетувања на краците, таложење на материјали од разна природа (лед, нечистотии) или губење на некоја завртка од главината.

При претворањето 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 дејство на пилотот на командата за гас. За иста висина на летањето, 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 транслагацијата го намалува нападниот агол на елементот на кракот, а со тоа и отпорот на тој елемент.

## 1.11 Материјали за изработка на лопатки за турбомлазни мотори

Основен проблем при изборот на материјал за лопатки на турбомлазните мотори се високите температури, големите центрифугални сили и силите од гасовите што

струјат по нив. Како што е познато, легираните челици веќе на температури од 350 до 400 °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, креер), кои се многу опасни, иако механичките напрегања можат да бидат дури и испод дозволените напрегања за конкретен материјал. Според тоа, при пресметката на лопатките и дискот на турбината треба да се води сметка не само за големината на напрегањата, туку и за време траењето на оптоварувањето и за температурното ниво. Затоа, како мерка на јакост се зема трајната динамичка цврстина и граница на ползење.

Температурата на лопатките е 750 до 850 °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 треба да е погоден за обработка.

Специјално конструктивно решение се лопатки со надолжни канали низ кои минува средство за нивно ладење. Со ладење 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 останува со воздух.

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 леене и насочено оцврстување со кое се добива нивна столбеста (коломнарна) и монокристална структура, т.е. се добива лопатка со растење на само едно кристално зрно (монокристал).

### **Контролни прашања**

- 1. Каде се користат конструкциите монокок и полумонокок? Во што е разликата помеѓу нив?**
- 2. Објасни ги својствата и карактеристиките на челикот**
- 3. Објасни ги својствата и карактеристиките на алуминиумските легури.**
- 4. Што се композити? Каде се применуваат во воздухопловството и зошто?**
- 5. Чистење, заштита и одржување на транспарентните пластични материјали.**
- 6. Материјали за изработка на елиси.**
- 7. Кои материјали се користат денес за производство на воздухоплови?**
- 8. Кои особини мора да ги имаат материјалите за изработка на лопатки на турбомлазните мотори?**
- 9. Каде се користи лепењето за производство на воздухоплови?**
- 10. Објасни го поимот критичен напон.**



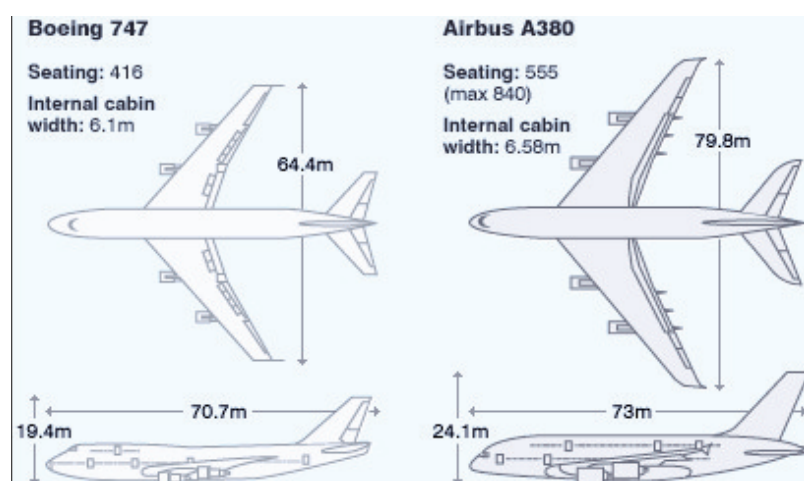
## 2. ВОЗДУХОПЛОВНИ КОНСТРУКЦИИ НА ГОЛЕМИ (ПАТНИЧКИ) ВОЗДУХОПЛОВИ

Во текот на повеќе од еден век развој на воздухопловството создадени се многубројни типови и видови авиони, за разни намени, за разни експлоатациони услови и со соодветно различни перформанси. Сосема е јасно дека создавањето на еден универзален тип на авион не е возможно, а поради сè построгите експлоатациони услови и критериуми, потребна е сè поголема специјализација. Се разбира, примената на авионот секој ден се проширува на сè нови и нови подрачја, па една дефинитивна категоризација е тешко да се даде. Сепак, генерално земено, категоризација на авионите по видови и типови се изведува според намената, т.е. според експлоатационата употреба.

Во овој дел од предметот воздухопловни конструкции ќе се задржиме на проучување на големите патнички воздухоплови.

**Сообраќајните авиони** се најбројна категорија авиони и основа на цивилниот воздушен сообраќај од планетарни размери. Овде се среќаваат широк дијапазон на: **капацитети, димензии, брзини и висини на летање**. Капацитетите се движат од 12 па до неколку стотици патници, а брзините од 300 km/h до преку брзината на звукот (**Concorde**: 146 патници, долет 6500 km, брзина на крстосување 2330 km/h што одговара на 2,2 M на висина од 19000 m, тежина при полетување 150 t, од што на горивото отпаѓаат 79 t, **Туполев 144**: 121 патник, брзина на крстосување на големи висини 2,35 M, долет 6500 km, тежина при полетување 130 t.).

Класичниот погон со клипен мотор СВС и елиса се губи и доминантна улога добиваат елисно-млазниот (turboprop) погон и млазниот погон. Најголемите светски компании за производство на авиони произведуваат таканаречени фамилии од еден тип авион, со што покриваат широко подрачје на примена. На пример, компанијата **Boeing** ја нуди на пазарот фамилијата 737 со 5 авиони од 737-600 за кратки линии со 132 патника, до 737-900ER за средни линии и со капацитет 215 патници. Истата компанија ја нуди на пазарот фамилијата 777 со широкотрупни авиони за многу долги линии со 440 и 550 патници.



Сл.2.1 Споредување помеѓу **Boeing 747** и **Airbus A380**

Најголемиот европски производител **Airbus** го произведе најголемиот патнички млазен авион, кога и да било направен. Двоспратниот **A380** има џиновски димензии: распон на крилата 80 m, вертикален стабилизатор висок како седумкатна

зграда, капацитет преку 550 седишта. Во неговиот развој се вложени 13 милијарди долари, а еден авион чини 280 милиони долари. Се очекува, овој авион да лета следните 30 до 40 години. Во внатрешноста на авионот, според желбите на купувачите, ќе може да се постават продавници, барови, коцкарници, па дури и градинка за најмалите патници. Во единствената туристичка класа и во чартер-летовите ќе може да патуваат повеќе од 800 патници.

А сето ова почна со скромниот **DC-3** во далечната 1936 г. Овој легендарен патнички и товарен, цивилен и воен авион, имал скромни димензии: распон на крилата 29 m, должина 19.7 m, висина 5.16 m, максимална брзина 381 km/h, долет 1650 km, капацитет 21-32 патника и, се разбира, класична погонска група.



**Сл.2.2 Douglas DC-3, можеби најважниот транспортен авион на сите времиња**

**Сообраќајни товарни (Cargo).** По Втората светска војна овие авиони добиваат сè поголема и поважна примена. Овозможуваат брз транспорт на скап и вреден товар. И овде се среќава широк дијапазон на: видови погон, капацитети и должини на долет. (**Lockheed L-500** носивост 150 t, на растојание 5500 km или 45 t на 11000 km, брзина на крстосување 800 km/h. **Антонов АН-22** во својата внатрешност може да собере контејнер со димензии 33x4,4x4,4 m).

Големите патнички авиони се навистина големи: по своите димензии, по висините на кои летаат, по брзините со кои летаат, по бројот на патниците што ги превозуваат. Па сепак, пред да извршиме каква и да било анализа, веднаш да кажеме: сето она што досега сме го научиле за конструкцијата на авионите важи во целост и за големите патнички воздухоплови. Се разбира, има некои специфичности и разлики и на нив ќе биде тежиштето на понатамошните анализи.

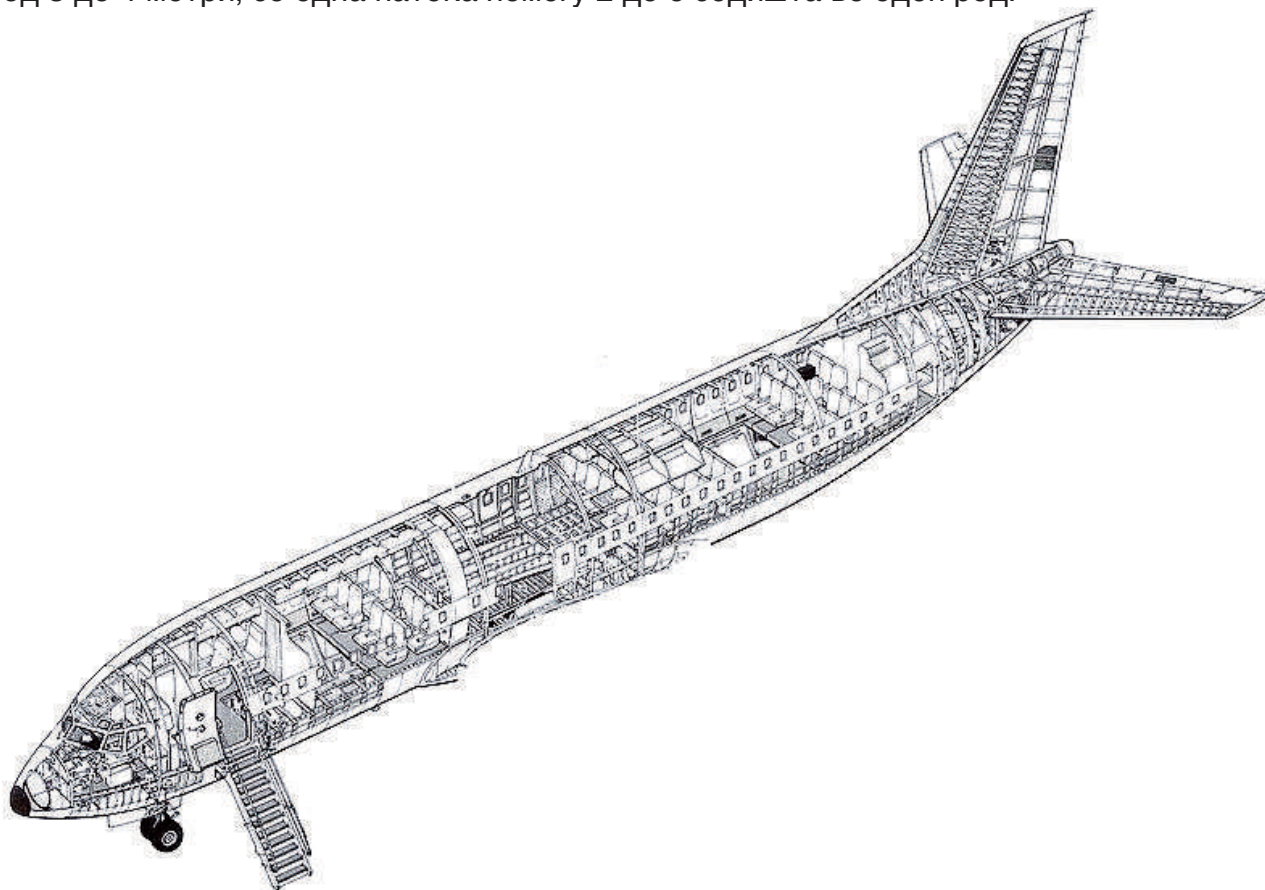
## **2.1 Анализа на конструкција на труп на голем воздухоплов**

Можеби токму со трупот почнуваат големите разлики со другите авиони. Кај патничките авиони просторот за патници, т.е. трупот треба да е конструиран така, во неговата внатрешност без проблеми да можат да се сместат што повеќе луѓе, на удобно обликувани седишта и во пријатни микроклиматски услови (влага, притисок, температура, состав на воздухот). Според конструкцијата на трупот, денес, основна поделба е на: авиони е за патнички сообраќај со **тесен труп**

(теснотрупни авиони, Narrow-body airliners) и авиони за патнички сообраќај со **широк труп** (широкотрупни авиони, Wide-body airliners).

Широкотрупните авиони се големи линиски патнички авиони со два премина помеѓу седишта во патничката кабина. Дијаметарот на трупот е од 5 до 6 и повеќе метри. Во типичен распоред на седиштата на економската класа во еден ред се наоѓаат 7 до 10 седишта. Кај најголемите широкотрупни авиони со дијаметар на трупот над 6 метри во еден ред можат да се вградат и до 11 седишта.

За споредба, теснотрупните линиски патнички авиони имаат дијаметар на трупот од 3 до 4 метри, со една патека помеѓу 2 до 6 седишта во еден ред.



**Сл.2.3 Општ изглед на труп на голем воздухоплов**

### 2.1.1 Монокок и полумонокок тип на труп

Модерната сообраќајна авијација олицетворена во големите патнички авиони бара обликување на трупот во форма на вретено, со кружен или овален напречен пресек, со голема цврстина и крутост и со помала маса. Ова неминовно води кон идеја дека сиот материјал употребен за такво надворешно профилирање (т.е. крутата кора) на трупот треба да се искористи статички како носечки елемент. Притоа, периферната положба на крутата (носива) оплата овозможува создавање облици со максимално големи моменти на инерција и отпорни моменти на свиткување и на торзија. На тој начин трупот се претвора во "шуплива греда". Теоретски е можно, а технолошки е остварливо да се обликува труп само со носечка кора со доволна дебелина, и на тој начин не само да се растовари туку и во целост да се елиминира внатрешната носечка структура, со што би се реализирал **вистински лушпест (монокок)** тип на труп. За жал, поради многу причини, пред сè експлоатациони и статички (недоволна стабилност на лушпата на деловите од трупот изложени на притисок, можност за ондулација-бранување на кората, потреба од постоење разни отвори на трупот со што се нарушува

континуитетот на оптоварувањето на кората итн.), не е можна примена на конструкција на труп во облик на чиста лушпа, т.е. монокок. За практична примена се користи определено зголемување на крутоста на кората со примена на подебела кора (**сендвич-конструкција, саќе или композити**) и со вградување напречни структурни елементи (рамки и прегради) во внатрешноста, или со нивна комбинација.

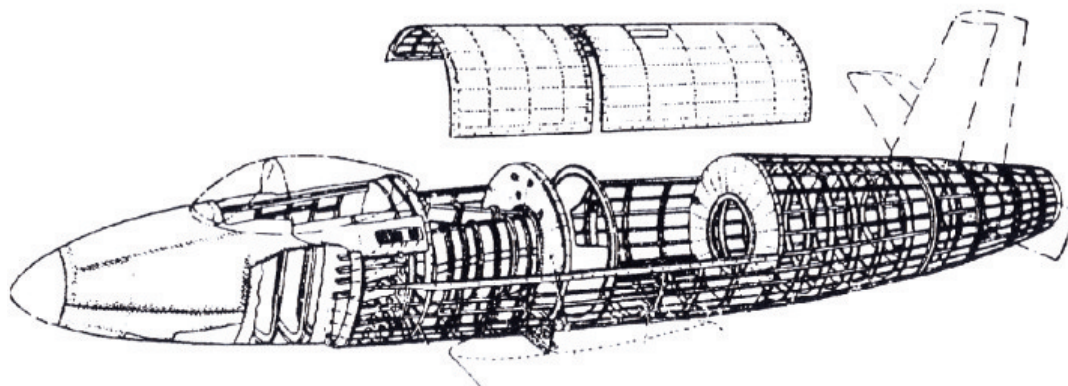
Првите монокок-трупови (1912 г. Deperdussin и подоцна, 1918 г. Lockheed S-1) биле изработени од шперплоча, со лепење. Прочуениот лесен ловец-бомбардер од Втората светска војна De Havilland Mosquito имал зајакнат монокок-труп изработен во сендвич-конструкција со полнетица од балза, а денес се користат композити, составени од фиберглас, како зајакнувачка компонента, во матрица од полиестерска или епоксидна смола.

**Монокок-конструкцијата** може да се реализира како **хибридна** конструкција во две многу популарни класи: зајакнат монокок (зајакната лушпа) и полумонокок.

**Зајакната лушпа** (reinforced shell) е хибриден кутиест-лушпест тип кој поседува носечка кора, но и комплетна внатрешна структура на носечки елементи - раменици, рамки и стрингери, со што се засилува стабилизацијата на самата кора. Основните оптоварувања од свиткување ги прифаќаат рамениците (longerons) што се протегаат по должината на трупот. Рамениците се основни носечки елементи, а рамките имаат улога што ја имаат ребрата кај крилото. Дејството на рамениците е надолжното со бројни и лесни надолжни елементи, познати како стрингери (stringer). Основна улога на стрингерите е намалување на големината на слободните полиња на кората и прифаќање на нормалните напони, исто како и кај крилата. Надворешната крута кора ги прима врз себе сите видови напрегања и со тоа значително влијае за растоварување на внатрешната носечка структура која може да биде изведена од полесни елементи.

Најкратко речено се работи за комбинација на најдобрите особини на решеткестиот тип (truss-type structure), во кој внатрешната структура ги носи скоро сите напрегања, и монокок-структурата, која, слично на лушпа од јајце, нема внатрешна структура, а напрегањата ги носи обвивката, т.е. надворешната крута кора. Сепак, оваа структура не е згодна за големите патнички воздухоплови.

**Полумонокок** (semimonocoque) е најмасовно применет тип на труп кај современите големи (патнички) авиони и омилен метод при конструирањето на целосно метални трупови, дури и кај еден Boeing 747 (сл.2.14), пред сè поради одличниот однос јакост/тежина (strength-to-weight ratio).

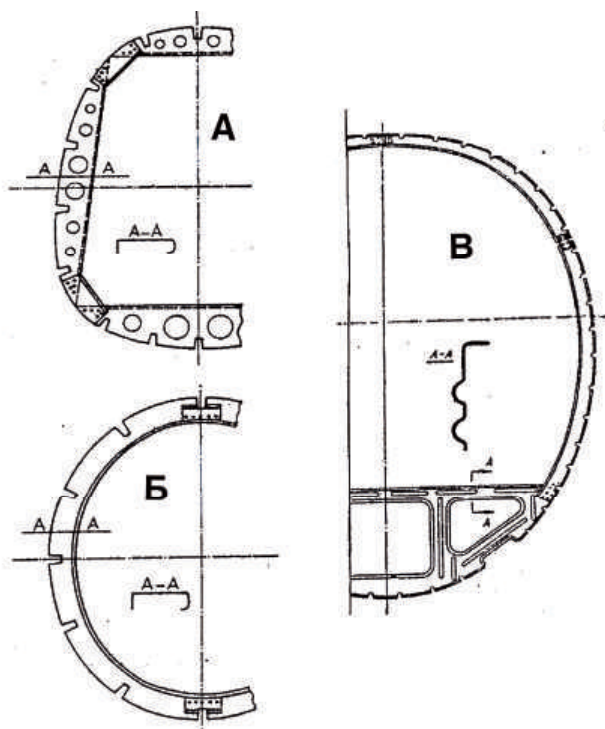


**Сл.2.4 Труп на авион изработен во полумонокок верзија**

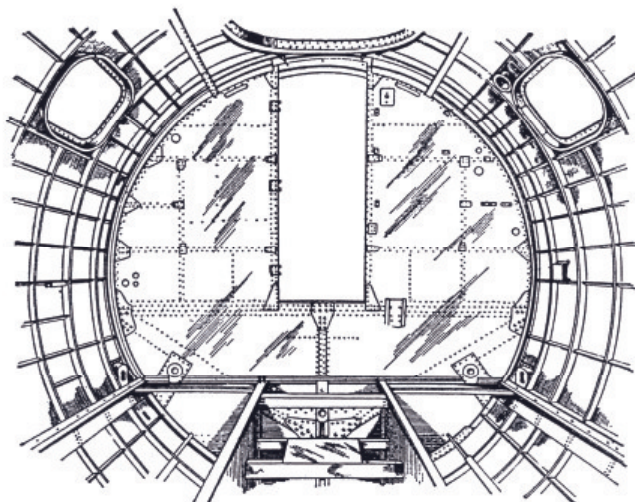
Полумонококот има зајакната обвивка и надворешни облини и облици на пресеци како кај монококот (лушпест), но во внатрешноста е вградена носечка структура составена од надолжни и напречни носечки елементи: прегради, рамки и лесни надолжни носачи-стрингери, со што директно се влијае за намалување на големината на слободните полиња на носечката кора. Со ова е постигната стабилизација, како и зголемување на критичните напони на кората. Полумонококот **не поседува раменици**, но сосема е лесно да се замисли дека, при определени услови, мало зголемување на некои од стрингерите води кон нивно претворање во помасивен носач - раменик. Се разбира, важи и обратното: рамениците од зајакнат монокок дегенерираат во обични стрингери и трупот станува полумонокок.

### 2.1.2 Конструктивни елементи на полумонокок трупови

Внатрешната носечка структура на овој труп е составена од **напречни** елементи (како и кај монококот) - рамки и прегради (сл.2.6, 2.8), и **надолжни** елементи - **стрингери**. Стрингерите се профилирани дурални надолжни носачи во облик на ленти добиени со влечење, помали, полесни, но и побројни од рамениците, а овде служат како нивна замена. Тие навистина поседуваат извесна крутост, но нивната улога овде е давање облик и прицврстување на обвивката, намалување на големините на слободните полиња на кората, спречување ондулација, зголемување на критичните напони на извивање и прифаќање на нормалните напони (слично како кај крилата). Најпосле, сите торзиони оптоварувања ги прифаќа крутата надворешна кора (обвивка). Вертикалните (напречните) структурни елементи се прегради и рамки (нормални, дополнителни, помошни и засилени). Потешките вертикални елементи се поставуваат во интервали водејќи сметка за местата на кои се воведуваат концентрираните оптоварувања и за постоењето на елементи (окови) за приклучување други склопови, како крила, опашни површини и стоен трап.



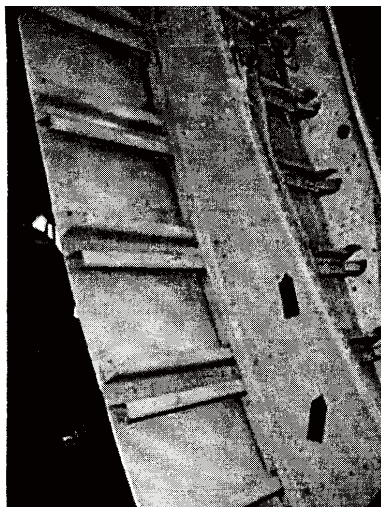
**Сл.2.5 Рамки за зголемување на крутоста на кората на полумонокок труп**  
позицијата В одговара на поголем авион со потпатосно зајакнување



**Сл.2.6 Внатрешна конструкција на труп на голем авион со кружен пресек**  
Лесно се забележува густа мрежа од стрингери

На сл.2.8 е прикажана внатрешната структура на труп на поголем авион. Јасно се забележуваат сите елементи на полумонок-структурата: конструкцијата на прозорците, потпатосната конструкција со зајакнувања, стрингерите, рамките, а како посебен куриозитет- специјална зајакната рамка со отвор за комуникација, и, како интегрален дел, конструкција на центроплански раменик.

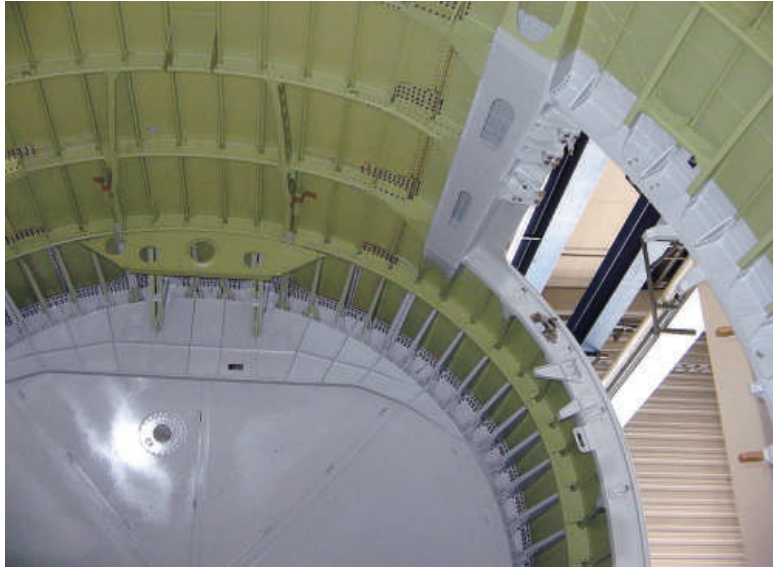
Обвивката (оплатата, носечката кора) кај двата монок-типа е од дурален лим, саќе, сендвич или композити, прицврстена со лепење или со заковки за рамниците, стрингерите, преградите и рамките. Таа носи поголем или помал дел од оптоварувањето, зависно од применетиот тип на конструкцијата. Дебелината на оплатата по должината на трупот може да се менува (варира) во зависност од интензитетот на оптоварувањата и предизвиканите напони. Основни параметри на крутата оплате се: модулот на еластичноста на материјалот ( $E$ ), радиусот на кривината на оплатата ( $r$ ), дебелината на оплатата ( $\delta$ ) и димензиите на слободното поле на оплатата, т.е. растојанието помеѓу стрингерите и помеѓу рамките ( $b$  и  $l$ ). Бидејќи материјалот е предодреден (дурал), а и радиусите на кривината на трупот се главно познати, за конструкторот остануваат за манипулација само дебелината на оплатата и димензиите на слободните полиња. Димензиите на полињата се детерминирани со растојанието на рамките и со густината на стрингерите (сл.2.7).



**Сл. 2.7 Секција на полумонок труп на Boeing 747 изработен од ал.легура.**  
Се гледаат елементите на носечката структура: рамките, стрингерите и кората

Крајна цел на правилното комбинирање и усогласување на наведените параметри (напречниот пресек на надолжниците, распоредот, растојанието на рамките и, конечно, дебелината на самата кора) е да се добие што полесна конструкција, но со доволно високи вредности на критичните напони на крутата оплата.

Трупот на повеќето модерни авиони е изработен како полулушпеста (semimonocoque) конструкција, т.е. лесна носечка структура покриена со крута оплата (обично дуралуминиумски лим), која го носи најголемиот дел од напрегањата.



**Сл. 2.8** *Детаљ од структурата на полумонокот труп на Airbus A340, со зајакнат отвор за врата, рамки, надолжници, зајакнувања...*

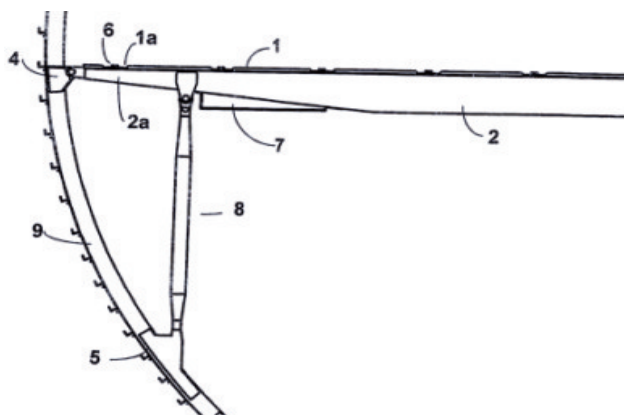
Заклучок: современата конструкција на еден лушпест полумонокот-труп се состои од следниве елементи: рамки, надолжници (стрингери), носечка оплата (крута кора) и главни окови. Во ваква конструкција надворешната оплата е искористена до својот практичен максимум, во смисла на носење, т.е. таа ги прифаќа трансверзалните сили и сите нормални и тангенцијални напони.

Од гледна точка на јакоста, идеален труп би бил оној на кој не постојат никакви отвори, изрези за врати, прозорци и сл. Со други зборови, ништо да не ја нарушува носечката структура. Меѓутоа, поради многу конструктивни, продукциони, експлоатациони и практични причини, неизбежно е постоењето на разни отвори и изрези за врати и прозорци, отвори за манипулации, контроли и интервенции, окови за спојување и места за воведување концентрирани оптоварувања. Ваквите нарушувања на континуитетот на оптоварувањето на носечката оплата неминовно бараат соодветни локални зајакнувања и компензирање на заслабените сектори. Тоа се изведува со локални зајакнувања на самата кора, со дополнителни надолжници (стрингери) и со помошни, дополнителни или зајакнати рамки или со специјално порабување на исечените отвори.

### **2.1.3 Структура на подот, отвори на трупот**

Во трупот на авионите се вградува подна структура од напреку поставени (напречни) подни носачи и водилки за седишта, која лево и десно се спојува со структурата на трупот, со помош на заковки и со вертикални наизменично наредени потпирачи, таканаречени *samer rods*. Целата подна структура се покрива со подни панели. Вака конципираната конструкција е дизајнирана со цел да се постигне максимално можна крутост во однос на тежината на подот.

На сл.2.9 е прикажана опишаната подна структура која се состои од погодни обликувани напречни носачи (2;2a), на кои, интегрално, се монтирани водилки за седиштата (6), и сето тоа е покриено со подни плочи (1). На тој начин е обезбедено прифаќање на оптоварувањата на подот, како и на напречните и надолжните моменти од свиткување. Овие оптоварувања се пренесуваат на конструкцијата на трупот (9) преку посебно зајакнати места на рамките (4, 5) и преку потпорите (8). Интегрираната носечка структура (1, 2, 2a) е изработена со специјална постапка од композити, што обезбедува мала тежина, максимална крутост и минимална цена.



**Сл.2.9 Принципиелна структура на подот на воздухоплов**

Сепак, наспроти констатираните квалитети, целата структура на трупот е, всушност, една еластична формација, која, при евентуални налети на ветер и при маневри во воздухот, е изложена на разни еластични деформации. Колку што е трупот подолг толку е позачестена појавата на осцилации кои доведуваат до таканаречениот ефект на рибина опашка, при што задниот дел на трупот осцилира лево-десно. Овие осцилации силно го нарушуваат комфорот на патниците, а кај многу широки подни структури може да се појават и еластични деформации. Решение е зголемување на крутоста со поинакво обликување на елементите на подната структура, зголемување на напречните пресеци и користење нови материјали.



**Сл.2.10 Изработка на труп на Boeing 737. Се гледаат елементите на структурата на трупот: ребрата, надолжниците, отворите за прозорци и подната конструкција**



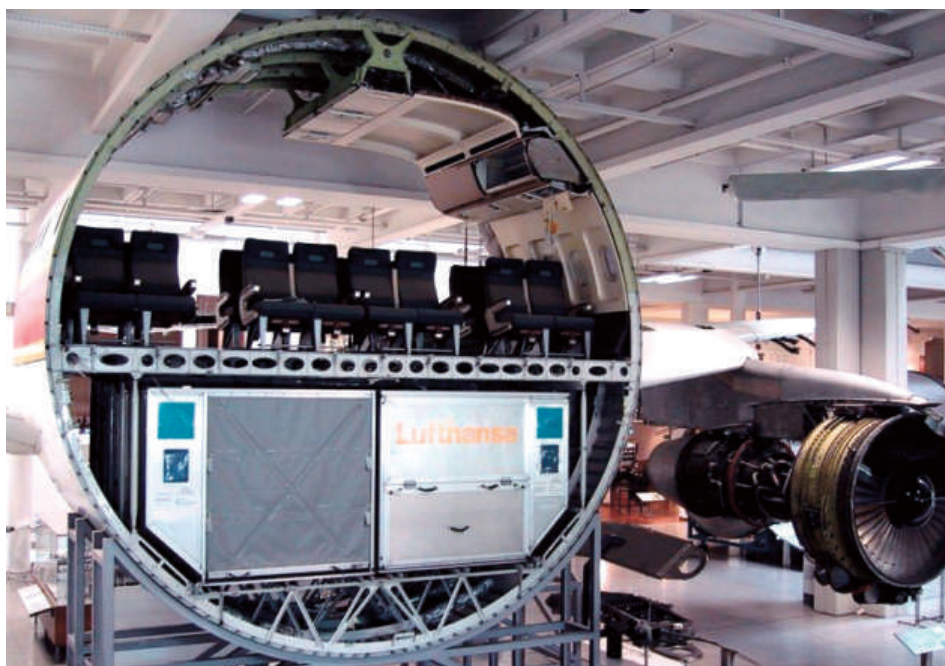
### 2.1.4 Товарен простор во трупот на големи воздухоплови

Во најнепосредна врска со подната конструкција е товарниот простор во трупот на големите воздухоплови. Додека помалите авиони често имаат специјален оддел за багаж, одвоен од просторот за патниците, но на исто ниво, големите патнички авиони со повеќе од 100 седишта имаат специјално дизајниран простор за багаж под кабинскиот патос.



**Сл.2.11** Преден понизок товарен оддел на Боинг 747. Подот е покриен со мобилен систем за манипулација (транспорт, товарење, истовар) со контејнери (ULDs).

Рачниот багаж што патникот го носи со себе се сместува во касета за рачен багаж. На подобро опремените аеродроми постои модел чии димензии одговараат на ширината на касетата за рачен багаж така што патникот може со сигурност да знае дали неговиот багаж ќе може да се стави во касетата во патничката кабина или треба да го предаде за транспорт во товарниот оддел.



**Сл.2.12** Напречен пресек на трупот на авионот Airbus A-330

**Авионите за патнички сообраќај со широк труп (широкотрупни авиони, Wide-body airliners)** имаат оддел, како и оние опишани погоре, типично наречен "булк бин". Тој нормално се користи за подоцна пристигнатиот багаж или за торби кои требало да бидат проверени на влезот.

Сепак, најголемиот дел од багажот и неприцврстениот товар се товарат во контејнери ULDs (Unit Load Devices), популарно наречени "конзерви". ULDs се изработуваат во разни облици и димензии, но највообичаен модел е LD3. Тој контејнер ги има приближно истите димензии како и карго одделот на авионот и зафаќа половина од неговата ширина.

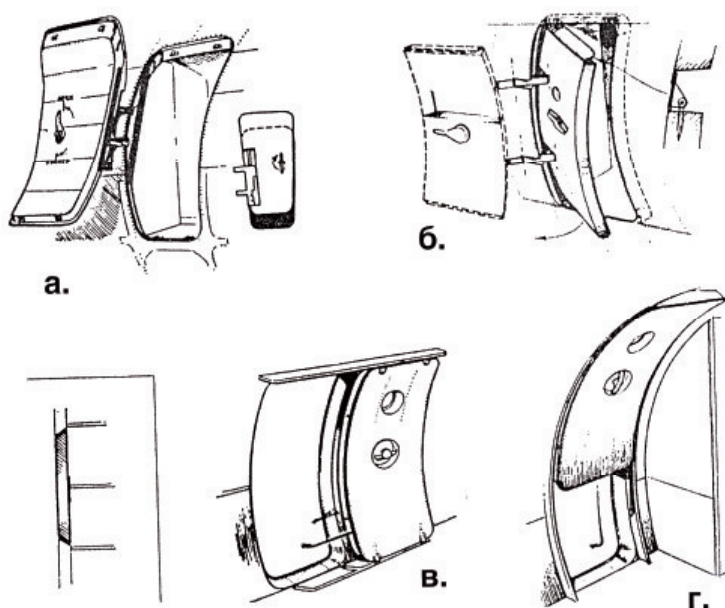
### 2.1.5 Кабини под притисок

За да може еден авион да биде способен за летање, покрај сите познати органи (крило, труп, стабилизатори, команди на летањето, стојни органи итн.) и погонската група, треба да се обезбеди и правилно сместување и заштита од секакви влијанија: на пилотот кој управува со авионот, на екипажот, на патниците и на товарот.

За оваа цел, како посебен дел од трупот, се формираат кабини.

Кабините се изведуваат како **херметички** и нехерметички. Херметичките кабини може да бидат автономни или атмосферски. Големите патнички авиони користат херметички, автономни регенерациони или вентилациони кабини.

При конструирањето на затворена кабина треба да се обезбеди ефикасна вентилација и загревање при ниски температури или на поголеми височини на летање. Исто така треба да се обезбеди заштита од дожд, замаглување, снег, заледување. За таа цел обично се користат разни бришачи, како и загревање на ветробранските стакла со топол воздух или со електрична струја.



**Сл.2.13 Разни конструктивни облици на влезните отвори (врати) на трупот**

Кај сите авиони треба да биде овозможено брзо и ефикасно влегување и напуштање на леталото. Кај воените авиони, во кои се лета со падобран, вратите треба да се конструирани така што да можат лесно да се демонтираат и да се отфрлат за време на летањето. Кај патничките авиони постојат строги правила со кои е пропишано времето за кое сите патници треба да го напуштат авионот. За таа цел трупот има повеќе врати кои се јасно означени. Вратите треба лесно да се отвораат, да овозможуваат непречена комуникација и да зафаќаат што помалку простор ( сл.2.13).

Современите патнички авиони имаат големи димензии, така што, во случај на потреба од брзо напуштање на авионот, на располагање стојат разни тобогани кои се надуваат автоматски и по кои патниците, независно од физичката кондиција, умешноста и годините, лесно, брзо, безбедно и удобно можат да го напуштат авионот.



**Сл.2.14 Патничка климатизирана кабина на *Airbus A-380***



**Сл.2.15 Изглед на пилотска кабина на *современ авион Airbus A-380***

Важна задача на кабината (пилотска или за патници, сеедно) е да овозможи создавање на потребните **микроклиматски услови**, неопходни за преживување на екипажот и на патниците. Уште при крајот на Првата светска војна, како резултат на постигнувањето сè поголеми височини на летање, биле забележани штетни влијанија врз организмот на пилотот. Поради големите височини на летањето, врз човекот, непријатно и штетно влијаат промените на: температурата, притисокот, составот на воздушната смеса и влажноста. Од наведените елементи најбитно влијание има составот на воздушната смеса, односно процентуалниот удел на кислородот како основен витален елемент за човекот.

Кислородот дејствува на човекот на два начина: преку количеството што на организмот му треба во единица време и преку парцијалниот притисок кој ги диктира брзината и ритамот на дишењето. За нормално и непречено дишење потребен е парцијален притисок на кислород од околу 114 mmHg, што одговара на височина на летање од околу 2500 m. Над таа височина, со намалувањето на парцијалниот притисок, настапува забаване на промената на гасовите во белите дробови, се јавува прво слаба хипоксија, чувство на замор и изнемоштеност, грешки во расудувањето и сериозни здравствени пречки. Очигледно, за летање на височини поголеми од 2500 m, потребно е додавање кислород, како за пилотот така и за екипажот и за патниците. За таа цел служат специјални кислородни уреди кои вршат дозирање и дистрибуција на кислородот. Оваа дистрибуција може да се врши преку маска (индивидуално) или во херметички затворена кабина (групно). Во вториот случај, во добро и херметички затворена кабина, почнувајќи од 2500 m, се одржува константен внатрешен притисок што одговара на атмосферскиот притисок под или на височина од 2500 m, т.е. најмалку 560 mmHg. Употребливоста на овој систем е до практични височини од околу 10000 до 12000 m, на кои најчесто летаат современите сообраќајни млазни авиони. Реалната граница на употребливоста ја диктира механичката отпорност на кабината, односно трупот, на внатрешниот натпритисок. Се разбира, битен услов за функционирање на една ваква кабина е квалитетната херметизација на кабината заради заштеда на кислородот и заради одржување на притисокот и на температурата.

**Регулирањето на температурата** овозможува во кабината да се одржува константна температура од 20<sup>0</sup>С. За таа цел, во авионот постои систем за греење и систем за ладење, а со помош на системот за регулација се одржува саканата температура.

**Регулирањето на влажноста** на воздухот е многу важно бидејќи за луѓето не е пријатен ниту многу сув ниту многу влажен воздух. Најповолна влажност на воздухот е околу 33%.

Воздухот под притисок, со оптимален состав и со потребен парцијален притисок на кислородот, со поволна температура и влажност, непрекинато треба да се регенерира по пат на пречистување и отстранување на продуктите на метаболизмот (јаглендиоксид, јагленмоноксид, итн.), разни мириски и испарувања. За таа цел се користат разни филтри, еманатори и средства за апсорпција.

**Инсоноризацијата на кабината** е уште едно важно барање што директно влијае врз работоспособноста на екипажот и врз расположението на патниците. Најсигурно средство за намалување на бучавата на моторите е нивна дислокација од трупот, во крилата. За кратки летови на патничките авиони се дозволува бучава и до 100 dB, а за подолги летови најмногу до 80 dB. Покрај дислокацијата на моторите, за инсоноризацијата на кабината важна улога игра и примената на разни акустички изолациони материјали, како и спречувањето на можноста некој од елементите на трупот (врата, прозорски стакла и сл.) да стапи во резонанција со вибрациите на главниот генератор на бучавата, т.е. моторот.

### **2.1.6 Затинање на трупот (врата, прозорци, команди), испитување на затнатоста**

Затинањето на кабината (прозорци, врати и отвори за премин на команди) е од особена важност за авионите кои имаат кабина под притисок, неопходна за летање на поголеми висини, и е во непосредна врска со климатизацијата на внатрешноста на просторот за патниците и/или екипажот. Вообичаено, за затинање на неподвижните делови се употребува гума (прозорци), меѓутоа,

затинањето на поголеми процепи и на просторот помеѓу одделните подвижни делови на авионските конструкции (врати, просирен покрив на пилотската кабина) не може да се реализира со вообичаените видови затинки. Тоа се остварува со гумени црева или со комори кои се обликуваат и профилираат според потребата, а се активираат со воздух под притисок, т.е. се надуваат. Карактеристично е што овие затинки, по линијата на затинањето, имаат голем од и голема допирна површина. По испуштањето на воздухот (издувањето), тие овозможуваат наполно слободно движење на претходно затнатиот дел од конструкцијата (на пример, вратата, или просирниот покрив на пилотската кабина).

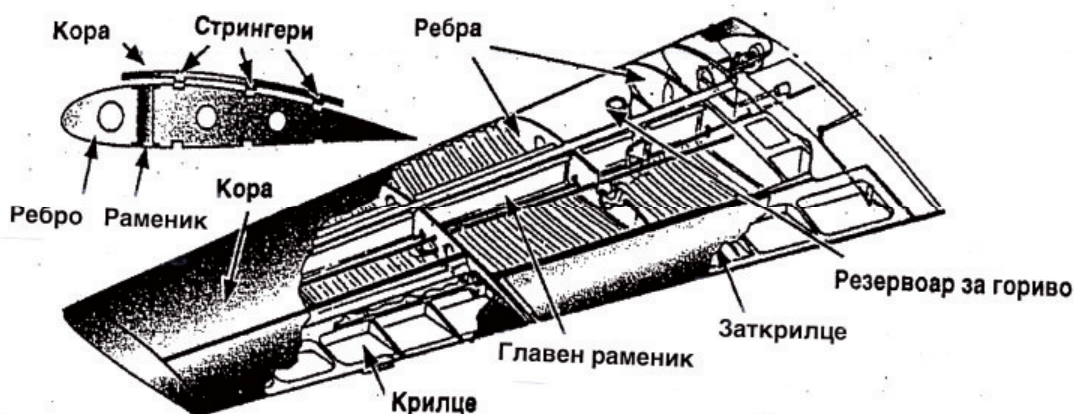
Гумените црева и коморите се осетливи и страдаат од механички оштетувања (дупки, засеци, пукнатини), од дејството на маслата и горивото, но и на кислородот и сончевата светлина. Се препорачува нивно редовно чистење со вода и со неутрални средства за миеење, а потоа и премачкување со тенок слој глицерин, или според техничките упатства. Испитување на затнатоста се изведува со внимателен визуелен преглед на затинката, нејзино активирање (доколку е од таква природа), ставање на затнатиот простор (кабината) под притисок, внимателно повлекување стетоскоп по должината на затинката (на пример, по должината на покривот на кабината) и слушање. И најмалото пиштење укажува дека на тоа место херметизацијата е нарушена. Постои можност по должината на затнуваниот раб со четка да се нанесе раствор од неутрална сапуница (претходно просторот треба да е ставен под притисок). Доколку постои пропуштање на затинката, на тоа место ќе се јават мали меурчиња од воздух.

## 2.2 Анализа на конструкцијата на крилата на голем воздухоплов

Крилото е главен орган на авионот, со основна намена создавање на поткревачка аеродинамичка сила (узгон). Освен ова, крилото обезбедува напречна стабилност, на него се разместуваат командните површини и уредите за хиперпотисок (механизација на крилото), а во внатрешноста, резервоарите за гориво и други системи.

Во услови на редовна експлоатација, а уште повеќе во маневри, при летање во немирна атмосфера и сл., крилото е изложено на големи статички и динамички оптоварувања од свиткување и од торзија. Основен генератор на овие оптоварувања се аеродинамичките (узгонот), и масените сили (гравитационите и инерцијалните). За да ги прифати овие сили, да им се спротивстави и да ги пренесе на трупот, крилото е изведено во облик на сложен просторен носечки систем, и неговата конструкција во основа е иста за сите видови авиони - од најмали до најголеми. Современите авиони имаат целосно метална конструкција на крилото, додека постарите модели имале мешовити конструкции од дрво и/или метал, и обвивка од авионско платно, синтетика или дрвена лепенка.

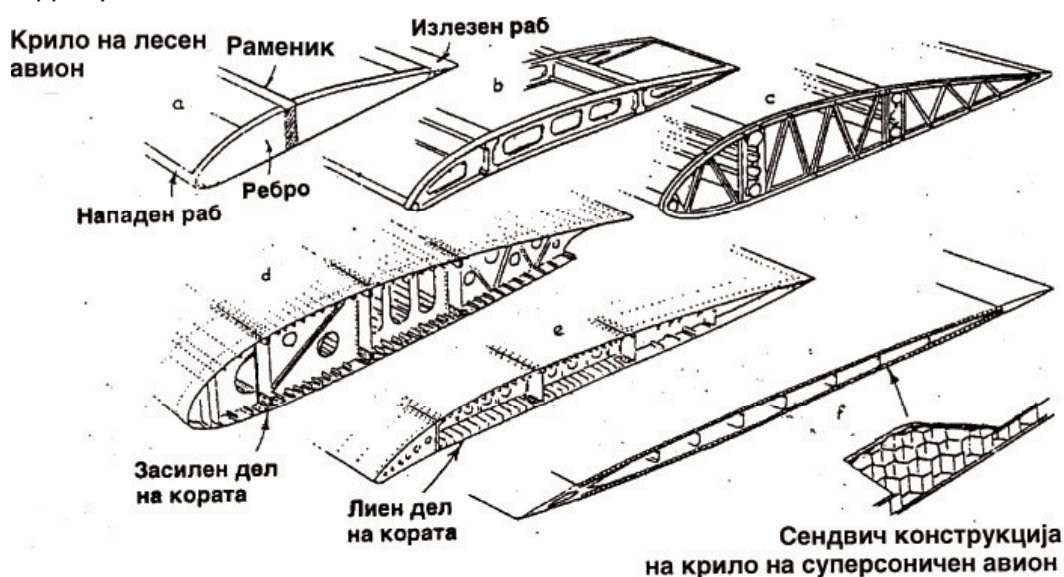
Генерално, носечката структура на крилата се состои од еден или од повеќе **раменици** прицврстени за трупот и продолжени до краевите на крилата. Рамениците се гредни носачи со напречен пресек најчесто во облик на двојно Т. Тие ги носат главните оптоварувања: трансверзалните сили, моментите на свиткување и моментите на усукување (торзија), предизвикани од аеродинамичките сили, од сопствената тежина, од тежината на стојниот трап (landing gear), и крилните горивни резервоари (fuel tanks). Рамениците се изработуваат од дурал и со посебни окуви и оскички или завртки, се поврзуваат со трупот.



Сл.2.16 Поедноставена структура на крило на современ авион

Покрај раменикот(ците), некои типови крила, особено на лесните авиони, имаат надворешни дополнителни носачи - упорници (потпирки, struts), со цел да се обезбеди дополнителна јакост при пренесувањето на оптоварувањата од крилото на трупот. Примената на оваа конструктивна форма денес сериозно се разгледува и кај големите авиони, со цел користење на тенки аеропроефили и крила, и искористување на сите аеродинамички погодности што ги пружаат.

Аеродинамичкиот профил (облик) на крилото го обезбедуваат таканаречените **ребра** (ribs). Тоа се материјализирани аеропроефили поставени најчесто под прав агол (нормално) на раменикот/ците. Во зависност од материјалот од кој се изработуваат (дрво, метал) и од видот на применетата оплата (платно, дрвена лепенка, дурален лим), ребрата добиваат разни конструктивни форми кои се прикажани во наредните излагања. Ребрата се изработуваат од дурален лим со отвори за олеснување и за поминување на разни електрични и други водови. Покрај обезбедувањето аеродинамичен облик на крилото, тие ја вкрутуваат **оплатата** (обвивката) што е прицврстена за нив, и ги пренесуваат аеродинамичките оптоварувања од обвивката на рамениците. За подобро исполнување на овие функции на ребрата се додаваат надолжни носачи, таканаречени **стрингери**, кои се паралелни со рамениците и се протегаат по должината на крилото, од коренот до врвот.



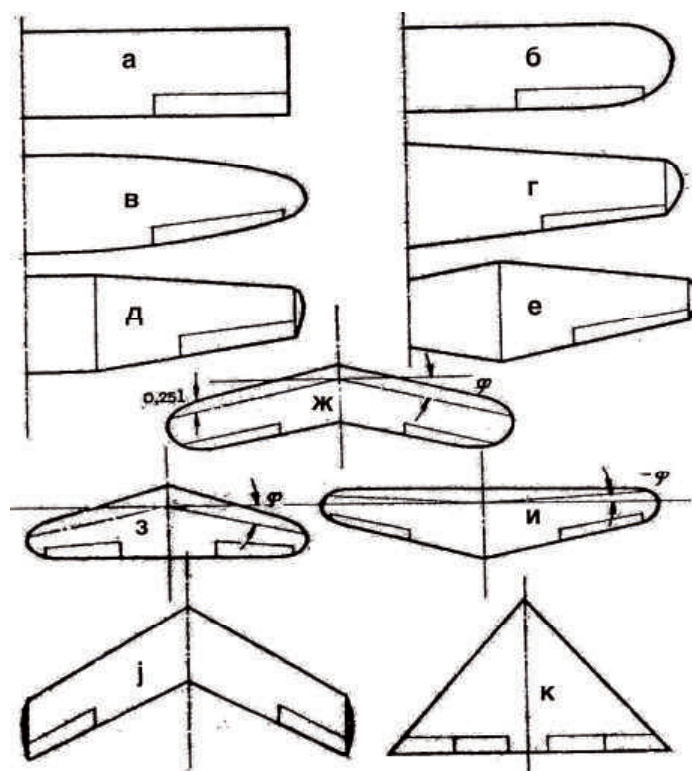
Сл.2.17 Развој на конструкцијата на крилата - од лесен до суперсоничен авион

Накучо речено, внатрешната носечка структура на крилото ја создаваат рамениците, ребрата, стрингерите (надолжници) и обвивката (кора, оплата). Се разбира, овој слободноносечки просторен систем со фина тантелеста структура е создаден со повеќедецениска еволуција, а со цел да се обезбеди минимална тежина, максимална носивост и крутост и, се разбира, потребниот аеродинамички облик и прифатлива цена. Примената на новите материјали и технологии на обликување, во иднина, може да ја промени опишаната класична внатрешна структура, но не и надворешниот облик.

Надворешни граници на крилото се: нападниот раб, излезниот раб и рабниот лак. Врската на крилото (рамениците) со трупот се реализира со таканаречени главни окови.

Сите наведени елементи на структурата се поврзуваат во целина со лепење, заковување, заварување или со завртки.

Монопланите се конструирани со еден комплет крила (еднокрилци), лоцирани така што авионот може да биде висококрилец, нискокрилец или среднокрилец. Денешните најголеми патнички авиони се дизајнираат како нискокрилци.



**Сл.2.18 Облици на крило во хоризонтална проекција:**

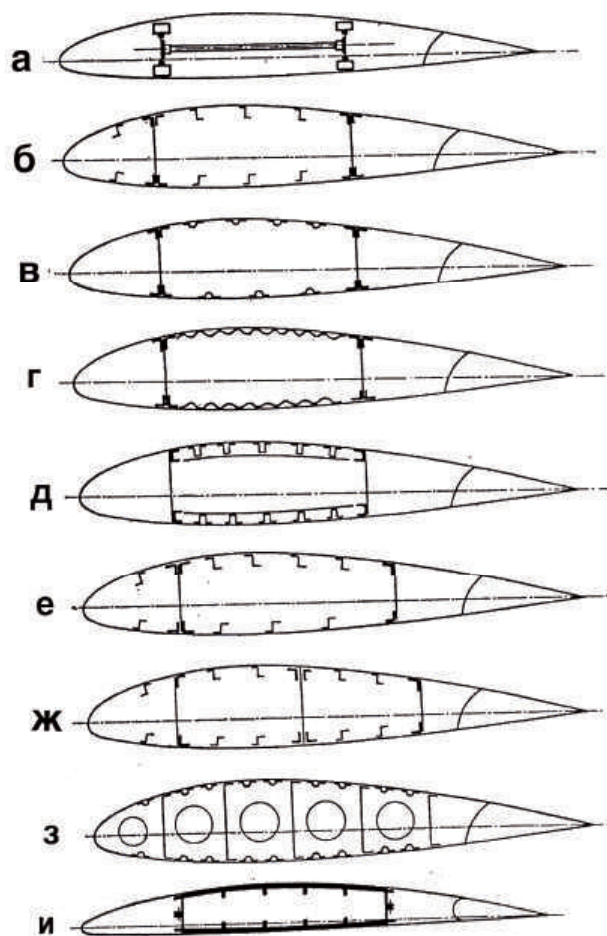
а-правоаголно крило; б-правоаголно крило со заоблен врв; в- елиптичен облик; г-трапезен облик; д- комбиниран облик од а и од г; е-концепт за потпрено високо крило; ж, з, и-стреловидни крила; ј, к - облици на крила за трансонични и суперсонични авиони

Веќе ни е познато дека, според обликот на **хоризонталната проекција** на крилото, тоа може да биде правоаголно, трапезно, елиптично, стреловидно, триаголно (делта) итн. Овој облик има големо влијание врз аеродинамичките, конструктивните, масените и експлоатационите карактеристики на целиот авион. Кај лесните авиони, поради бројни причини, се користи трапезно и правоаголно крило, или комбинација правоаголник-трапез. Трапезното крило е особено популарно поради помалата маса во однос на правоаголното, помалите вредности на индуцираниот отпор, подброто искористување на внатрешниот волумен на

крилото и поповолната распределба на аеродинамичките оптоварувања. Најголем недостаток на трапезното крило е намалената ефикасност на крилцата (елероните) на поголеми нападни агли поради отцепување на струјниците на краевите на крилата (колку што трапезниот облик е поизразен толку областа на отцепувањето е поголема).

Модерните **широкотрупни** трансонични патнички воздухоплови, главно, користат стреловидни крила од обликот **ж** и особено **ј** (сл.2.18).

**Стреловидно крило (ж, з, и):** голем број авиони, цивилни и воени, што летаат во трансонично подрачје, денес, го користат овој облик. Во военото воздухопловство овој облик го користат авионите за сите намени. Тој во целост ги задоволува аеродинамичките карактеристики за областа на брзини од 0,8 до 2,0 М. Стреловидното крило како облик влегло во воздухопловството при освојувањето на трансоничната област на брзини. Може да се каже дека откривањето и усовршувањето на овој облик на авионско крило ја овозможиле примената на трансоничните брзини на летање. Сложените анализи на надзвучното струење околу стреловидното крило излегуваат надвор од содржините на предметот и ги надминуваат знаењата на средношколец, па затоа ќе се задоволиме со констатацијата дека ова крило има идеален облик за трансонично подрачје и овозможува летање во него, со поместување на критичниот Махов број на поголеми вредности, односно одложување на појавата на бранов отпор.



**Сл.2.19** Еволуција на развојот на метално крило преку напречниот пресек

Иако масовно се користи, овој облик има и недостатоци: отцепувањето на воздушните струјници на краевите на крилата предизвикува намалување на ефикасноста на крилцата, како и влошување на надолжната и напречната



стабилност и управливост. Во однос на нестреловидното крило, овој облик има помал коефициент на силата на узгонот. На големи нападни агли битно се намалува ефикасноста на механизацијата на крилото. Ова се само некои недостатоци на стреловидните крила, а ги има многу. Меѓутоа, со разни конструктивни мерки, овие недостатоци може да бидат намалени. Намалувањето на витоста на крилото и вградувањето на преткрилца, винглети, аеродинамички насочувачи, турбулизатори, и искривување ("витоперење") на крилата, се само некои од можностите за подобрување на опструјувањето на овој облик на крила на големи нападни агли и во превлечен лет.

**Обвивката (кора, оплата)** е надворешен елемент на структурата на крилото кој има задача обезбедување на аеродинамичкиот облик и пренесување на аеродинамичките сили на внатрешната структура на крилото (ребрата и рамениците). Во минатото се применувале мека-платнена обвивка од специјално зајакнато платно и крута оплата од дрвена лепенка. Денес на големите патнички авиони, впрочем и на сите други, се користи само крута оплата од дурален лим.

На сл.2.27 е прикажана еволуциона шема на развојот на метално крило: од класично метално крило со затеги, дистантни цевки и мека платнена оплата (а), преку формирање на торзиона кутија помеѓу рамениците и замена на платнената обвивка со крута метална (б,в,г), до максимална торзиона крутост (д), систем со три раменици (ж), систем со зајакната оплата, лимени вертикални сидови наместо раменици и густа мрежа на надолжници (з) и, најпосле, (и) "интегрална" конструкција која, засега, се применува кај мал број екстремно брзи авиони.

Во оваа еволуциона шема вниманието го привлекува последната позиција (и) која е целата изработена од еден масивен дел, со специјални технолошки постапки. Сите елементи на крилото: горната и долната површина, како и внатрешната структура (надолжниците), изработени се од еден дел со точни димензии и облик на аеропрофилот. Ваква конструкција се користи за крила на некои суперсонични авиони, со мала дебелина и со најголемо специфично оптоварување.

### 2.2.1 Примена на упорници и затеги кај крилата

Читателот е веќе запознаен дека во структурата на крилата со неносива оплата се додаваат **затеги и упорници**. Овие елементи ја зголемуваат крутоста на крилото, а ја зголемуваат и неговата механичка јакост. Рамениците на крилото, како гредни носачи, ги примаат трансверзалните сили и моментите на свиткување. Меѓутоа, крилото е оптоварено и на силни моменти од торзија, за чиј прием е потребна специјална конструктивна форма на носач (**торзиона кутија**) која може да се формира од крутата оплата и од ребрата на рамениците. Се разбира, платнената оплата (обвивка) не е во состојба да пренесува торзиони моменти, па излезот е побаран, и најден, токму во конструкција која се состои од раменици, дистантни цевки - сето тоа затегнато со **жичени затеги** во облик на дијагонали. Во еволуциона смисла ова е постара и попримитивна конструктивна форма. Со пронаоѓањето на крутата оплата и торзионата кутија, формата со затеги е напуштена и таа денес не се користи. Жичените затеги се користат и за фиксирање на опашните површини со неносива оплата и кај бипланите за крилни затеги. Затегите, природно, работат единствено на затегање.

Некои типови крила, особено кај лесните авиони, се опремени со дополнителни надворешни носачи - **упорници** (потпирки, struts), кои го врзуваат и го потпираат крилото или опашката, или се елементи на стојните органи. Нивна задача е обезбедување дополнителна јакост и крутост на крилото, со што тоа може да биде со полесна носечка структура и со потенки аеропрофили или, пак, да се употреби послаб материјал.

Упорниците се изработуваат од метални цевки: за одговорните врски - од профилирани челични (Cr.Mo челик, заради одличните механички карактеристики и можноста за заварување), а за помалку виталните - од профилирани дурални.

Врската на овие дополнителни носачи со соодветните потпорни точки на крилото (обично на средината), односно трупот, е зглобна, т.е. тие работат само на притисок и/или истегнување, и не примаат моменти на свиткување. Заради точна и прецизна монтажа на делот што го потпираат, упорниците не се изработуваат со фиксна должина, туку едниот крај се изведува со виљушка со навој, со што, според потребите, може да се дотерува до потребната мера. Иако се профилирани, упорниците се доста силен и дополнителен извор на аеродинамички отпори, па треба внимателно да се користат.

Жичените затеги и упорници биле користени во раните години на воздухопловството и денес нивната примена е поретка. Меѓутоа, тие не се заборавени и **во последно време постојат сериозни истражувања** за нивна примена на современите авиони. Во тој случај би можела да се очекува примена на тенки крила со ламинарни аеропрофили, со помала тежина, помали трошоци за крилната конструкција и помали вкупни отпори.



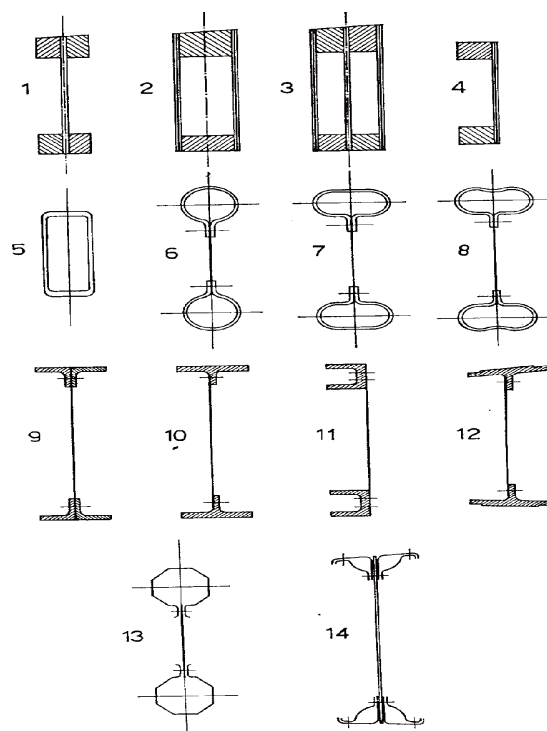
*Сл.2.20 Концепт на современ авион висококрилец со крилни упорници*

### 2.2.2 Метални раменици (челични и од лесни легури)

Рамениците се главни гредни елементи на носечкиот систем на крилото, наменети за носење моменти на свиткување, аксијални и трансверзални сили. Конструктивно се составени од горен и долен појас и централнен сид (ребро). Според бројот на овие вертикални сидови, рамениците може да бидат плочести - со еден сид, или кутиести - со два или три сида. Се изработуваат од метал (Al.Cu.Mg. легура, или челик), со лепење, заковување или валање.

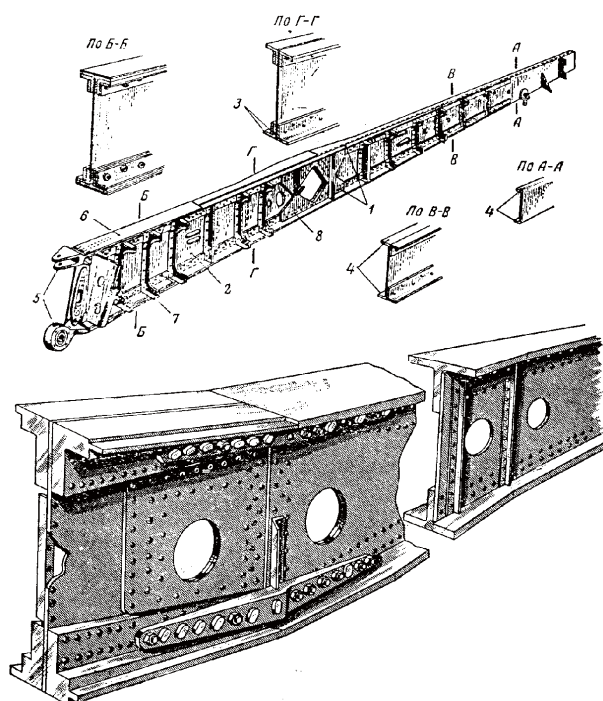
На сл.2.21 е прикажана напречна структура на раменици. Позициите 1, 2, 3 и 4 се дрвени раменици, добиени со лепење, и тоа првите три за крила, а последниот, за командни површини. Позицијата 3 е наменета за пренесување на поголеми трансверзални сили. Дрвените раменици се прикажани за читателот да може да ја спореди нивната форма со формата на металните.

Позицијата 5 е правоаголна цевка од лесна Al.Cu.Mg. легура, која може да се користи како раменик на тенко, полесно крило или на поголема опашна површина. Внимателното гледање открива дека сидовите на цевката не се со еднаква дебелина: хоризонталните страни, во улога на појаси, се со поголема дебелина, а вертикалните, во улога на ребро, се со помала дебелина. Позициите 6, 7 и 8 се типични дурални раменици за крила со платнена оплата. Појасите се извлечени од подебел дурален лим, ребрата се од ист материјал но со помала дебелина, а меѓусебно се поврзани со заковки.



**Сл.2.21 Напречен пресек и структура на раменици од разни материјали:  
1,2,3 и 4 дрвени, 5 до 12 дурални, 13 и 14 челични**

Позициите 9, 10, 11 и 12 се конструктивни решенија на раменици за брзи авиони со крута носива оплата. Појасите и ребрата се изработени од ист материјал (Al.Cu.Mg, или Al.Mg.Zn.), во облик на влечени подебели профили за појасите, а потенок лим за ребрата, а потоа се поврзани со заковки. Најпосле, позициите 13 и 14 се комбинација на појаси од влечени челични лимени профили и ребра од дурален лим. Позицијата 13 е за неносива платнена оплата, а позиција 14 за крило со крута метална кора (оплата).



**Сл.2.22 Изведба на раменикот од сл.2.21, позиција 9**

### 2.2.3 Конструкции на крило со носива оплата

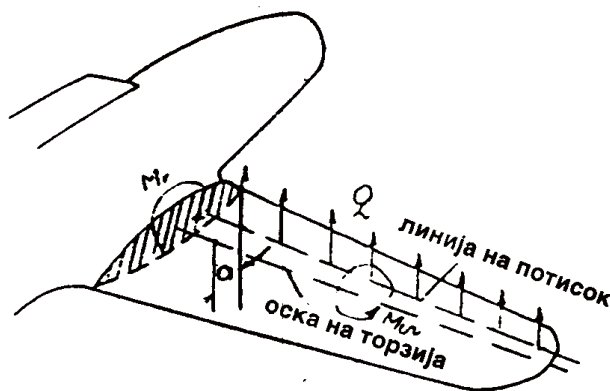
Основните елементи на секое крило, со носива или со неносива оплата, во принцип се исти, бидејќи и намената, и функцијата, и целата филозофија на неговата градба се исти. Така, и кај крилото со носива оплата, кое исклучително се користи кај патничките авиони, се среќаваат: раменици, ребра, надолжници (стрингери), окови за врска и, се разбира, сето тоа покриено со крута оплата од дурален лим. Идејата за носива оплата е идентична со онаа кај монокок-трупот; наместо крилото да биде обвиено со мека платнена оплата, се става крута кора, која е прицврстена за елементите од внатрешната структура со лепење или со заковки, и притоа го трансформира крилото во квалитативно нов и помокен просторен носечки систем, способен да ги носи и тангенцијалните оптоварувања и торзијата. На овој начин, со прифаќање на делот на оптоварувањата од страна на носечката кора, делумно се растоварува преостанатата носечка структура, која во новите услови може да биде послабо димензионирана и полесна.

Вака, постепено дојдовме до најважниот елемент на крилото со носечка оплата што го формира токму таа, до торзионата кутија.

### 2.2.4 Оптоварување на крилото на усукување

За време на летањето, крилото е изложено на дејството на трансверзални сили, на моменти на свиткување и на моменти на торзија (усукување). Трансверзалните сили и свиткувањето ги прима носечката структура во која доминантна улога има раменикот.

**Усукување на крилото и улогата на торзионата кутија кај крила со носива оплата.** Од механиката на летањето и од аеродинамиката е познато дека нападната линија на силата на потисокот  $Q$  се поместува по тетивата на крилото, во зависност од нападниот агол. Секое крило има своја оска на крутост, која има особина, кога низ неа поминува силата на потисокот, да не предизвикува негово усукување. Во секој друг случај силата на потисокот предизвикува усукување на крилото. Аеродинамичката сила на потисок  $Q$  со крак  $a$  (сл.2.23) ќе создава момент на усукување  $M_{uv}=Q a$ , на кој се спротивставува реакциониот момент  $M_t$  на самото крило.

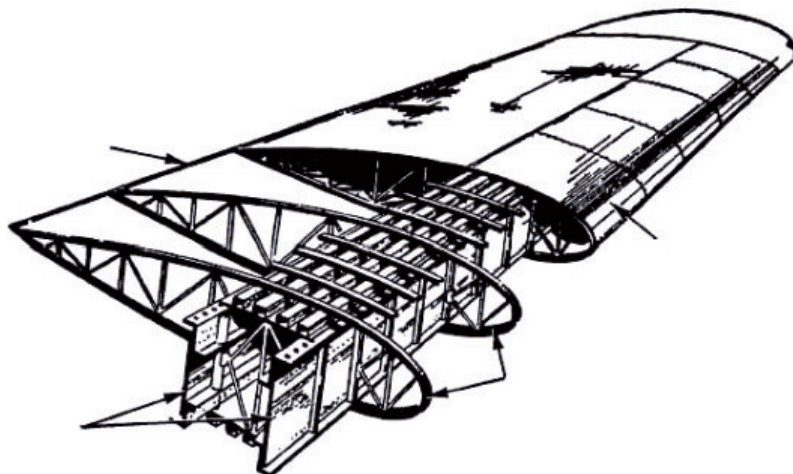


Сл.2.23 Создавање момент на усукување на крило

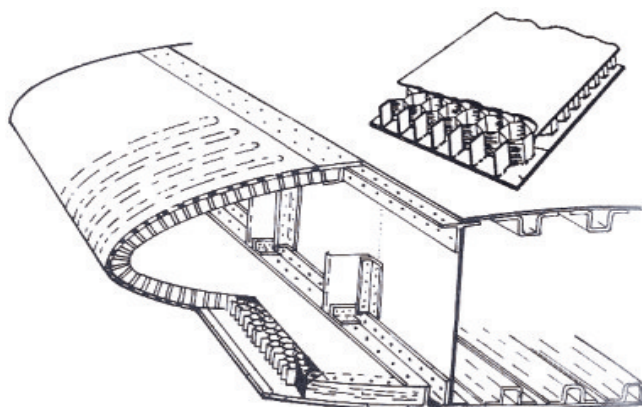
Структурата на крило со раменици, ребра, надолжници и неносива оплата не е во состојба да го прифати овој момент. Затоа, во такви крила потребната торзиона крутост се предизвикува со поставување дијагонални жичени затеги.

Кај металните крила со носива крута оплата (кора), моментите на торзија што се јавуваат во нив во лет ги прифаќа затворена контура, таканаречена торзиона кутија, и понатаму ги пренесува на приклучните окови на трупот.

Моментот на усуквањето, за случај на крило со два раменика, го прима затворената кутија на крилото (торзионата кутија) составена од: сидот (реброто) на задниот раменик - горната обвивка помеѓу рамениците - сидот на предниот раменик и долната обвивка помеѓу рамениците.



**Сл.2.24** *Формирање торзиона кутија составена од два раменика и зајакната кора (носива оплата) од горната и од долната страна на крилото-позиција д на сл.2.19*



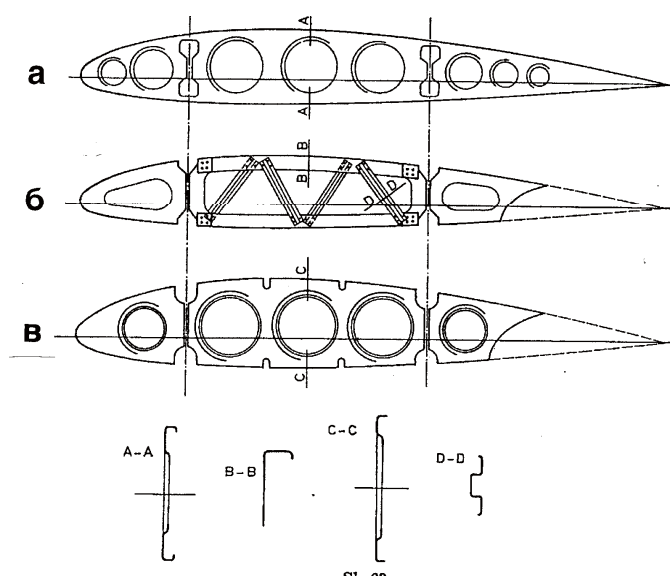
**Сл.2.25** *Торзиона кутија со една контура и сендвич со саќеста структура*

Елементи на торзионата кутија кои го примаат моментот на торзија се: крутата оплата (дрвена лепенка или лим) поставена по контурата на аеропрофилот (на предниот дел, или на делот помеѓу рамениците, или по целата контура до задниот раменик) и сидот, односно сидовите на рамениците. Кај дрвените крила, често пати, наместо еднократна дебела оплата од лепенка, се применува сендвич-оплата. Слична е ситуацијата и кај металните крила, со соодветно други материјали и други начини на спојување.

## 2.2.5 Конструктивни елементи на крило со носива оплата

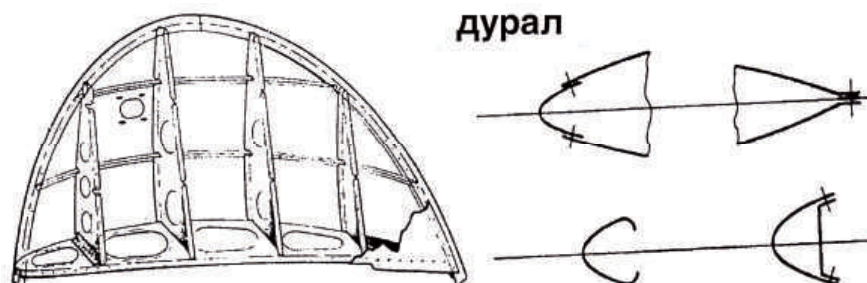
**Раменици.** Рамениците, како што е познато, се **главни греди** на носечкиот систем на крилото и, како такви, во работата се изложени на свиткување. Кај определени конструктивни решенија на крила со упорници или затеги, во рамениците може да се јави и дополнителна аксијална сила, како хоризонтална компонента на силата во потпората или затегнувачот. **Кај крило со носива оплата рамениците се со иста структура и облик како и кај крилата со неносива оплата.** Се изработуваат од дрво или од метал (ал.легури, челик, или нивна комбинација), како на сл.2.21. Сè што е досега речено за рамениците во целост важи и овде.

**Ребра.** Ребрата се елементи кои имаат задача да го обезбедуваат потребниот **профил на крилото** и да ги пренесуваат трансверзалните аеродинамички сили од крутата оплата на раменикот. По должината на распонот на крилото ребрата, обично, ги менуваат димензиите, обликот, па дури и фамилијата на аеропрофилот. Во зависност од местото по должината на крилото, ребрата може да бидат: нормални, помошни (т.е. делумно скратени на местата на крилцата), истенчени и зајакнати. Конструктивно постојат: плочести, решеткести и кутиести ребра. Се изработуваат од Al.Cu.Mg. - легури. На сл.2.26 се прикажани неколку главни изведби на метални ребра изработени од Al.Cu.Mg. - легура. Позицијата **а** одговара за платнена обвивка. За таа цел, реброто е изработено од едно парче лим со отвори, а појасите имаат спуштени рабови за да не го сечат платното. Позицијата **б** е решеткест тип ребро, составено од посебни појаси и дијагонали, и сето тоа споено со заковување. Најпосле, позицијата **в** претставува **стандарден тип** на плочесто ребро за **крила со носечка кора** и со жлебови за надолжници. Отворите за олеснување, но и за провлекување разни елементи од опремата на крилото (електрични водови, цевководи за гориво, воздух, хидромасло и сл.) се изведени стандардно, со скочанети рабови, прикажани во локалниот пресек с-с.

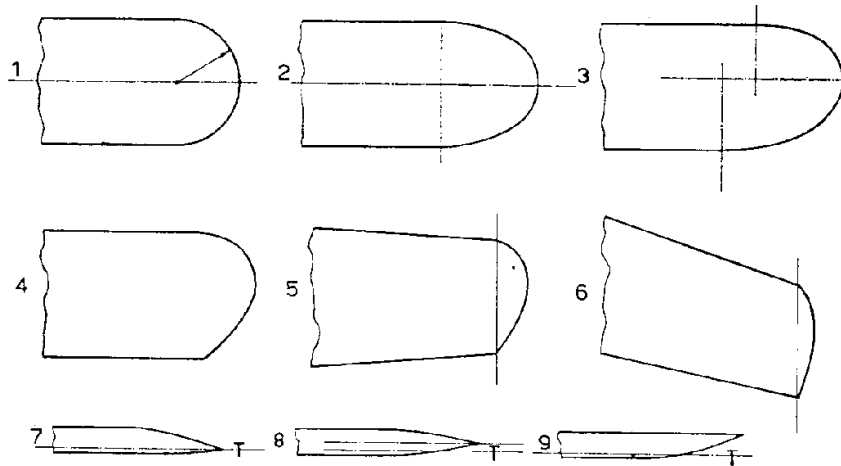


Сл.2.26 Концепциски варијанти на метални ребра

**Лакови (врвови на крилото).** Слободниот крај на крилото-врвот, кај повеќето авиони, завршува со лак, кој може да биде: во хоризонтална рамнина -полукружен, полуелиптичен, составен од две четвртини на нееднакви елипси, со заоблен или со остар преод кон излезниот раб, и во вертикална рамнина - според сликата 2.36. Во зависност од материјалот од кој е направено крилото, и лаквите добиваат соодветна конструктивна форма. Вообичаените начини се дадени на сл. 2.27 и 2.28.



Сл.2.27 Изведба на врв на крило од дурал

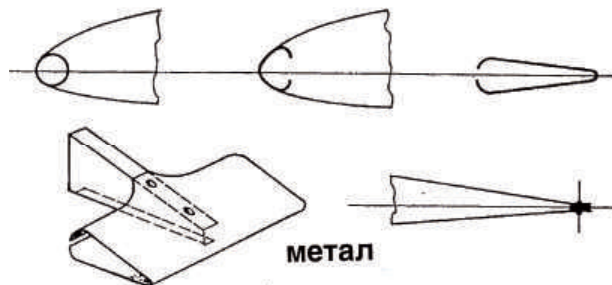


**Сл.2.28 Варијанти на врв на крило (надворешен лак-рабник)**

**ХОРИЗОНТАЛНА РАМНИНА:** 1-полукружен; 2-полуелипса; 3-две четвртини од нееднакви елипси; 4-како позиција 3 но со остар излезен раб; **5 и 6-примена на концептот 4 на трапезно и стреловидно крило што се применува кај големите патнички авиони.**

**ВЕРТИКАЛНА РАМНИНА:** 7-рамнината на лакот лежи во рамнината на тетивата; 8-врвот лежи во средината на дебелината на аеропрофилот; 9-врвот е кренат нагоре, така што тангентата на рамнината на горната површина на крилото оди до крајот на работ

**Нападни и излезни рабови.** На сл.2.29 се прикажани уште некои детали на крилото. Имено, иако реброто е материјализирана конкретна форма на аеропрофил, негов **најчувствителен дел** е нападниот раб, што е посебно истакнато кај крилата со платнена обвивка. Кај металните крила овој детаљ ја нема таа важност, па може и да се изостави.



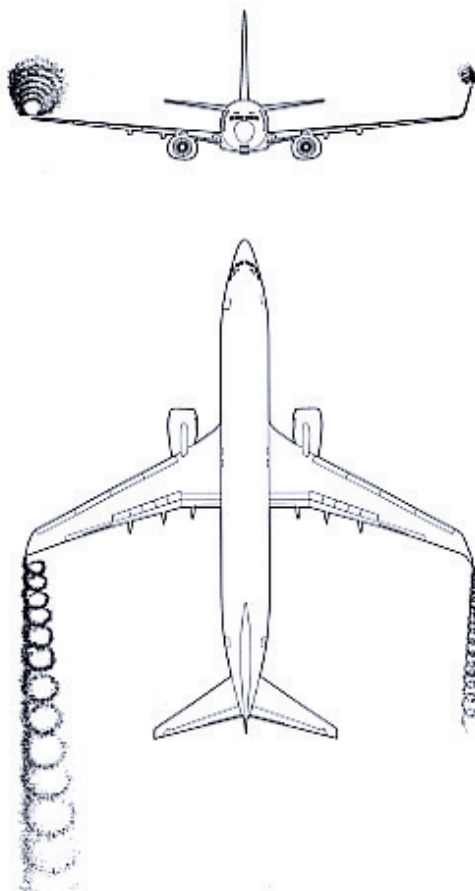
**Сл.2.29 Изведби на нападни и излезни рабови од метал**



**Сл.2.30 Два облика на винглет:**

во предниот горен план крило на Boeing 747-400, долу McDonnell Douglas MD-11

**Винглети (Winglets)** се конструктивна форма која од неодамна се применува како завршок на крилата. Идејата е да се спречи откачувањето на вртежи од краевите на крилата и намалување на индуцираниот отпор.



вообичаен завршен дел на крилото

заоблен врв на крилото-винглет

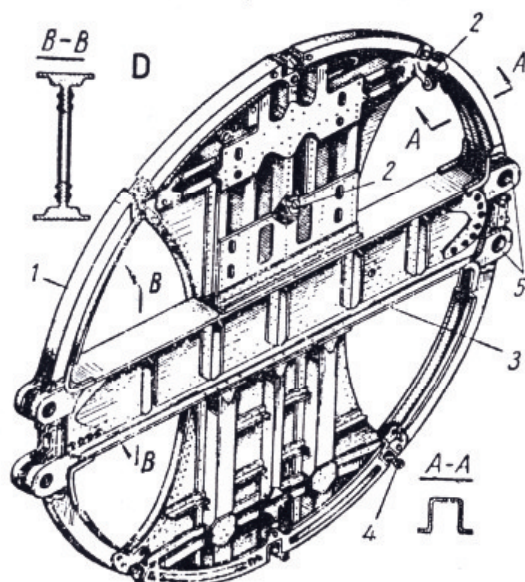
**Сл.2.31** Начин на дејство на винглет

**Окови.** Крилото е, во секој случај, сложен материјален носечки систем кој, од многу причини (фабрикациони, експлоатациони, концепциски, конструктивни), не може да се изведе како целина. Во таков случај неминовно е негово раставување на одделни секции, и потоа составување во целина. Секоја од можните варијанти (А,Б или В) има свои предности и недостатоци, а на конструкторот е да одлучи која варијанта најмногу ги задоволува неговите побарувања.

Пресекот **А-А** е рамнина на симетријата на авионот и на крилото. Во конструктивен поглед, ова решение е најпросто, а во поглед на тежината на употребените делови - најлесно, бидејќи содржи само два комплета окови. Сепак, ова решение се цени како непрактично бидејќи ја комплицира монтажната постапка при раставувањето и замената на одделните полови на крилата.

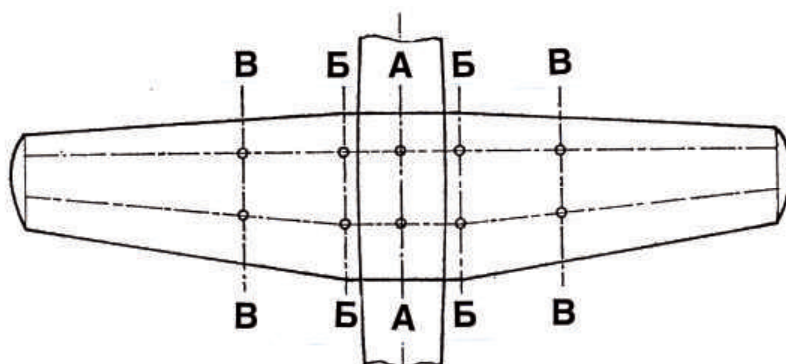
Пресекот **Б-Б** претставува спој во самиот корен на крилата. Притоа, централниот дел на рамениците кои минуваат низ трупот, обично, е негов составен дел (види сл. 2.32 и 2.33), така што се демонтираат само надворешните делови на крилата. Ова решение е потешко од решението во првиот случај бидејќи бара 4 комплети окови. Во статички поглед ова решение не е поволно бидејќи спојот се наоѓа во зона на максимален момент на свиткување, па мора да биде и соодветно димензиониран. Сепак, од аспект на практично манипулирање ова решение е подобро од А-А и претставува најраспространет начин на спојување на крила, особено кај лесните авиони.





**Сл.2.32 Специјално зајакната рамка со вграден дел на раменик со кој се обезбедува континуитет на рамениците на крилото од двете страни на трупот.**

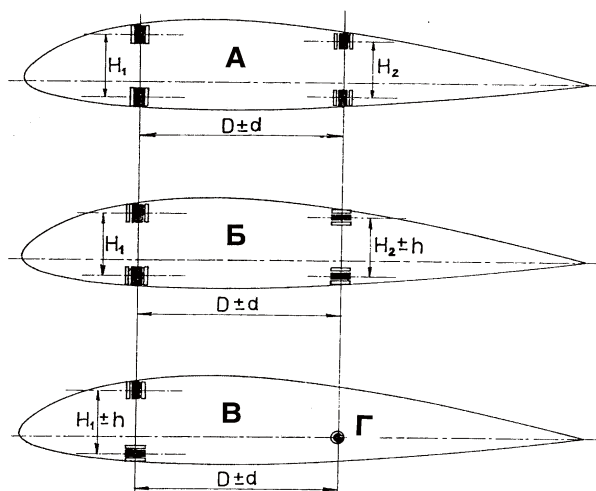
На сликата јасно се забележуваат местата за приклучување на крилата



**Сл.2.33 Главни секции по кои се дели слободноносечкото крило**

Со концептот на спојување и поделба на крилото во рамнина **В-В**, тоа фактички се дели на три дела: два скратени надворешни дела и среден дел, таканаречен центроплан. Решението е поволно од повеќе причини: намалена е тежината на оковите во однос на претходните два начина, бидејќи моментот на свиткување во **В-В** е значително помал од моментите во **А-А** и **Б-Б**; при демонтажа на надворешните крила главните нозе на стојниот трап и целата нивна инсталација остануваат недопрени, што овозможува нормална манипулација со авионот во хангарот и надвор од него; најпосле, доколку се работи за авион со повеќе мотори тие, обично, се сместени во **центропланот**, а тоа секоја интервенција на авионот ја прави полесна, поедноставна и порационална.

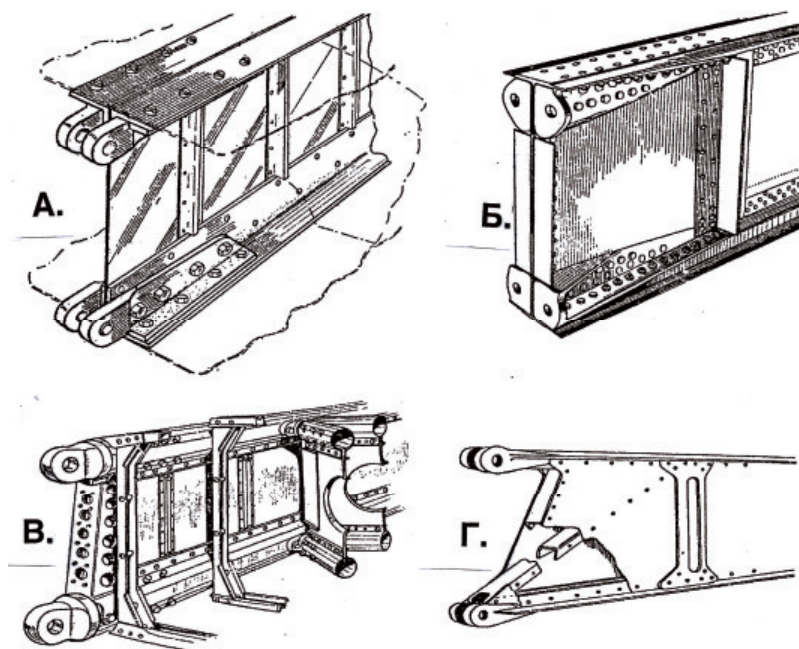
Идејата крилото да се подели на неколку дела за поедноставно производство, манипулација, одржување, ремонт и сл., содржи во себе и една сериозна тешкотија - потреба од прецизна изработка на спојните окови. Доколку приклучоците на крилото (т.е. рамениците) и трупот не се совршено прецизно изработени, ќе се јави недозволено голем зјај во спојот или, едноставно, спојот нема да може да се реализира, или ќе се реализира насила. Прецизната обработка со тесни толеранции е скапа операција и тешко изводлива на конструкции како што се трупот и крилото. Што да се прави? Се разбира, секогаш може да се работи прецизно и со тесни толеранции, но инженерската логика бара обезбедување разменливост на деловите со едноставни средства и методи.



**Сл.2.34 Некои решенија за спојување на крило и труп со окови и оскички:**

А-сите оскички се паралелни,  $H_1$  и  $H_2$  немаат зјај,можна е тесна толеранција на  $D$ ; Б-оскичките се вкрстени, можни се толеранции на  $D$  и на  $H_2$ , без толеранција е  $H_1$ ; В- еднораменички систем, можни се толеранции на висината  $H$ , и на растојанието  $D$ ; Г-трета потпора на врската

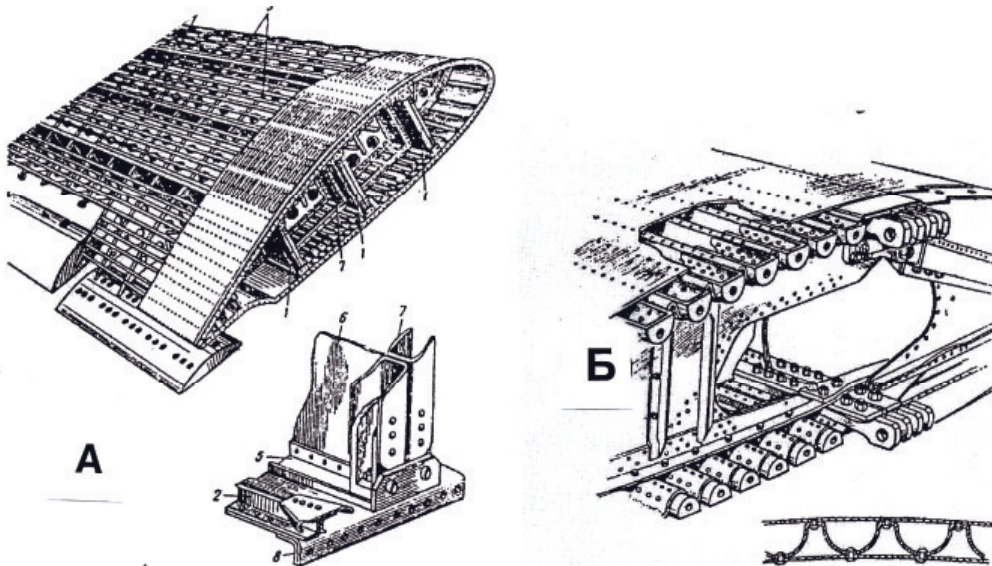
На слика 2.34 се прикажани три варијанти на можни решенија. Решението под А е појдовно решение, кое бара тесни толеранции за растојанието  $D$ , додека мерите  $H$  мора да се направат без отстапување. Со анализа на решението А, можно е, со малку поинаков распоред на приклучоците, со вкрстување на оскичките да се изведе порационален спој (Б), кај кој се намалува бројот на прецизни монтажни димензии на само една. Најпосле, во случај на крило со еден раменик вкрстени се оскичките на горниот и на долниот оков, а точката Г претставува потпора на врската. Во овој случај сите должински мери ( $H$  и  $D$ ) се толерираат, со што се постигнува целосна изменливост на крилата.



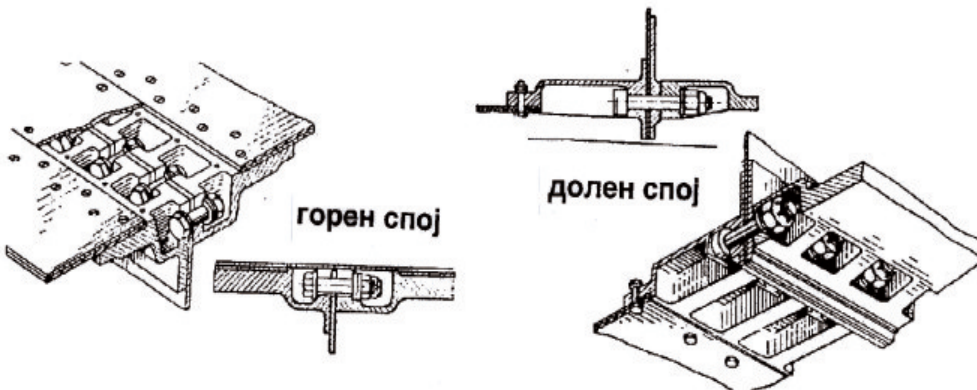
**Сл.2.35 Примери на окови за спојување метални слободноносечки крила**

На сл.2.35 се прикажани **ОКОВИ** за спојување на метални крила: А-класична и најраспространета врска; Б-во принцип исто решение како под А, со разлика што

завртките за врска се протегаат во правец на оската на крилото (завртките "работат" на истегнување) и можни се пошироки толеранции при изработката на отворите за нив; В-во принцип исто решение како под А само, наместо виљушки, за врска се употребени јазници; Г-конструктивно решение кај кое приклучните виљушки се изработени машински, од еден дел, од појасите на раменикот.



**Сл.2.36 Две решенија за врска на крило со зајакната носечка оплата со трупот:**  
 А-крило на транспортен авион: врската се изведува по целата периферија на аеропротофилот; Б-крило со еден раменик и носечка оплата, во чија периферија се вградени специјални лежишта за врска со завртки



**Сл.2.37 Врска на крило со зајакната носечка оплата, со серија завртки изложени на затегнување.**

На периферијата на крилото се вградени масивни ковани профили со впуштени отвори за завртки, кои на крај се покриваат со лимена лента

**Оплата (обвивка, кора).** Оплата е надворешен елемент на структурата на крилото кој има задача да го обезбеди аеродинамички облик и да пренесува аеродинамички сили на внатрешната структура на крилото (ребрата и рамениците). Во зависност од применетиот материјал, оплата може да биде мека или крута кора. Меката платнена оплата се изработува од специјално зајакнато авионско ленено или синтетичко платно, кое се оптегнува преку ребрата и се прицврстува на згоден начин (прошивање со конец, со специјални копци или лимени ленти со завртки). Ваквата оплата се заштитува со специјални лакови кои ја затегнуваат, ја импрегнираат, а и значително ѝ ја зголемуваат јакоста. Сè што е речено во целост се однесува и на оплата на опашните површини.

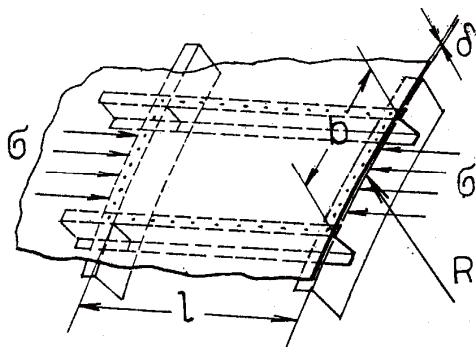
Иако своевременно била добро решение за умерените брзини на клипната авијација, платнената оплата е напуштена затоа што има ограничена функција на носење. Решението што се наметнува е крута оплата од дрвена лепенка или дурален лим. Крутата оплата ги извршува сите функции што ги врши и меката (платнената), но истовремено доминантно учествува при носењето на тангенцијалните оптоварувања, торзијата на крилото и делот на аксијалните сили во кората при негово свиткување. На тој начин крутата оплата врз себе прима дел од оптоварувањата со кои инаку е оптоварена внатрешната носечка структура на крилото (рамениците, ребрата, стрингерите), и со тоа делумно или значително ја растоварува. Делови од крутата оплата, во содејство со раменик/ците (преден раменик-оплата-заден раменик-оплата, или преден раменик-оплата-нападен раб-оплата), формира таканаречена торзиона кутија која на крилото му ја дава потребната торзиона крутост. Дебелината на крутата оплата од дрвена лепенка изнесува 1-3 mm, а од дурален лим 0.5-2 mm (поголеми дебелини на нападниот раб, помали кон излезниот раб на крилото). Оплатата се прицврстува за внатрешната носечка структура со заковки со впуштени глави или со лепење. Површината на оплатата мора да биде мазна, што се постигнува во производството. Во експлоатацијата, пак, тоа значи да се внимава на оштетувања и да се одржува непрекорна чистота (отстранување кал, сплескани инсекти, птици, мраз и сл.).

**Елементи на оптоварување на носечката оплата.** Покрај редовните задачи што ги врши обвивката (обезбедување аеродинамичен облик, пренесување на аеродинамичките сили на внатрешната структура на крилото, трупот или опасните површини), крутата обвивка - кората има и улога да ги носи тангенцијалните оптоварувања - торзијата на крилото и трупот, како и дел од аксијалните сили при свиткување на крилото, со што делумно ги растоварува самите раменици.

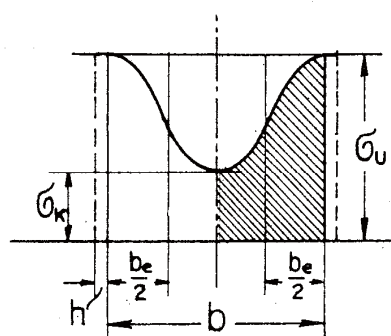
Крутата обвивка-кората е изложена на дејството на **нормални** и на **тангенцијални** напони. Бидејќи се работи за тенка кора (0,5 mm) која покрива поголеми слободни површини, може да се јават проблеми со нејзината стабилност (извивање). Посебно тежок случај е дејството на нормалниот напон во кората кога крилото е изложено на свиткување.

Вредноста на напонот при кој еден оптоварен елемент на носечката кора ја губи својата еластична стабилност се нарекува критичен напон на извивање  $\sigma_K$ .

Кога тој ќе се достигне се случува ондулација на носечката кора и, ако тоа не се спречи, доаѓа до туткање и конечно разурнување на појдовниот облик.



Сл.2.38 Поле на носечката кора (димензии и нормални напони)



Сл.2.39 Промена на напонот во поле помеѓу два соседни стрингера

Конструктивно оваа појава се избегнува со намалување на големината на слободните полиња со серија зајакнувања во вид на надолжни носачи (стрингери).

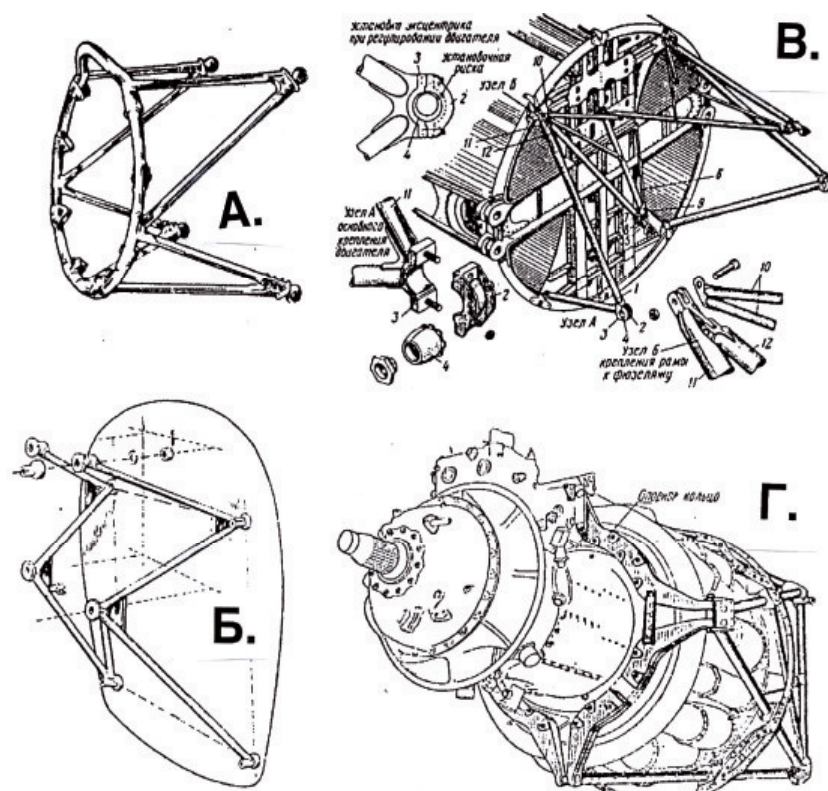
Инаку, критичниот напон на извивање на кората зависи од модулот на еластичноста на материјалот од кој е направена (практично дурал), од нејзината дебелина, од широчината и должината на полињата, како и од радиусот на кривината. За носечка кора од дурал, модулот на еластичноста е константа, дебелината е лимитирана од технолошки причини, па и таа е константа, облиците на трупот и на крилото во голема мера го детерминираат радиусот на кривината. Останува, против нестабилноста на кората да се бори со целисходно димензионирање на слободните полиња што се сведува на распоредот и бројот на елементите кои ја определуваат големината на полето: ребрата, рамениците и стрингерите кај крилото, а рамките, рамениците или стрингерите кај трупот. Поради помалите радиуси на заоблување на трупот, критичните напони на извивање на кората обично се поголеми, односно кората на крилото е позагрозен конструктивен и носечки елемент во поглед на ондулацијата.

Одделните плочи на носечката кора секогаш се врзуваат по некој од носечките елементи: рамник, ребро или стрингер.

## 2.2.6 Врски на крилото со: трупот, моторските носачи, стојниот трап и командните површини

Крилото се поврзува со трупот со сигурни врски, но истовремено тие треба да бидат и лесни за демонтажа во случај на потреба од транспорт или замена. Најчесто тоа се специјално изработени окуви (сл.2.34, 2.35, 2.36) од два дела. Едниот дел се врзува за носечката структура на крилото, другиот за носечката структура на трупот, а сè заедно се спојува со завртки или оскички.

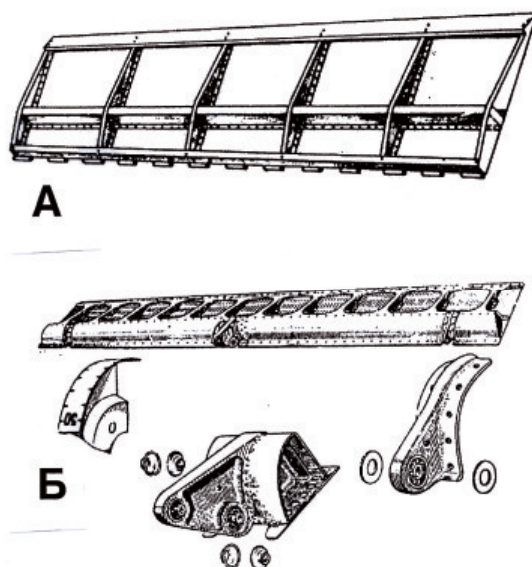
Со трупот се поврзуваат и други делови, како моторот, стојниот трап и командните површини. Местата за овие врски посебно се проектираат и се пресметуваат, а потоа и конструктивно се обликуваат.



**Сл.2.40 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



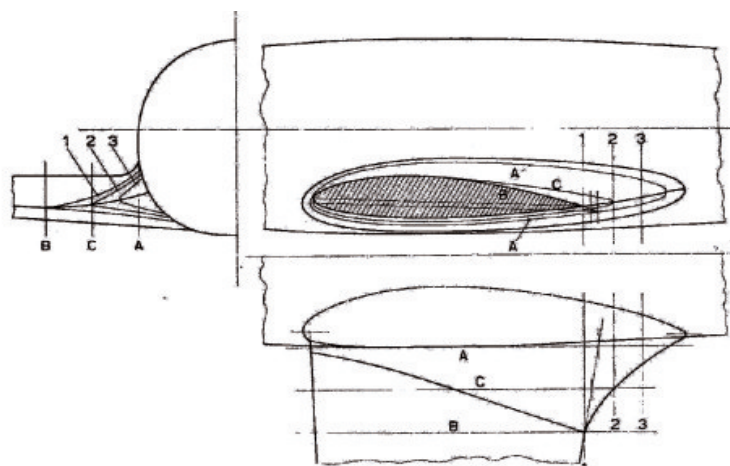
**Сл.2.41 Примери за врзување на командни површини со носечката структура на крилото:**

А-шарнирна врска на заткрилце; Б-наклонето крилце со соодветни окови и лежишта за врска со крилото

## 2.2.7 Аеродинамички премини (сливници, кармани)

Овде, пред сè, треба да се објасни терминот **интерференција**, под кој се подразбира меѓусебното аеродинамичко влијание на разни делови на авионот. Бројни експерименти и пресметки покажале дека, кога во воздушната струја се наоѓаат две тела блиску едно до друго, нивниот вкупен отпор обично се разликува од сумата на одделните отпори. Така, на пример, отпорот на комплетниот авион се разликува од збирот на отпорите на неговите составни делови. Исто така, комбинацијата крило-труп дава поголем отпор од збирот на одделните отпори на крилото и на трупот.

Најголема интерференција, т.е. најголема меѓусебна **аеродинамичка индукција** се создава на местото на врската на крилото со трупот. Поради тоа, на оваа индукција ѝ се посветува посебно внимание и се настојува да се намали на најмала можна мера. Оваа изразито штетна индукција најмногу зависи од релативната меѓусебна положба на крилото и трупот. Најповолна положба на крилото е во средината, на висината на трупот (таканаречен среднокрилец), а најнеповолна положба на крилото е кога е поставено под трупот (таканаречен нискокрилец).



**Сл.2.42 Конструирање на заден преод крило-труп, т.е сливник**

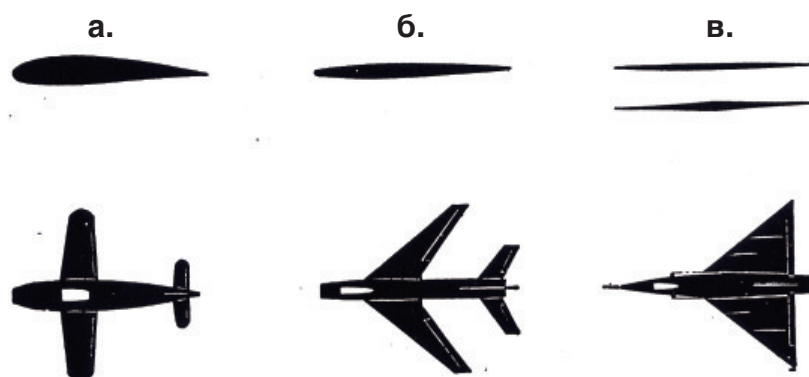
Начините за намалување на оваа интерференција се конструктивни: избор на најпогодна меѓусебна положба крило-труп, настојување рамнините на бочните страни на трупот, на местото на врската со крилото, со изводниците на горната површина на крилото да зафаќаат агол не помал од  $90^{\circ}$ , и згодна конструкција на преодот помеѓу крилото и трупот таканаречен сливник, со цел да се регулира дифузионата шуплина што се создава кај нискокрилците помеѓу задниот дел на горната површина на крилото и боковите на заоблениот труп.

Оваа дифузиона шуплина создава силни вртежи и со тоа го зголемува отпорот на крилото, а при големи нападни агли на летање може да биде и причина за многу штетни влијанија врз опашните површини.

## 2.2.8 Обработка на крилото за ламинарно струење

На прв поглед, реализацијата на големи брзини се сметало дека е можна со примена на посилни мотори, но не е така. Требало да се промени обликот на класичното крило (види сл.2.26) и да се создаде нова генерација брзински или ламинарни аеропрофили.

За брзини на летање поголеми од 800 км/ч, на кои редовно летаат големите патнички авиони, мора да се користат специјални аеропрофили. Од аеродинамиката е познато дека триењето во ламинарна област на граничниот слој на профилните површини е многу помало од триењето во турбулентниот дел, па основната идеја при создавањето на брзински профили се состои во тоа областа на ламинарното струење што повеќе да се прошири на сметка на турбулентниот дел. Конструктивно тоа се постигнува со намалување на кривината на челниот дел на профилот, потоа со намалување на радиусот на нападниот раб, како и со истовремено поместување на положбата на максималната дебелина на аеропрофилот кон излезниот дел, до и преку половината на тетивата (сл.2.43).

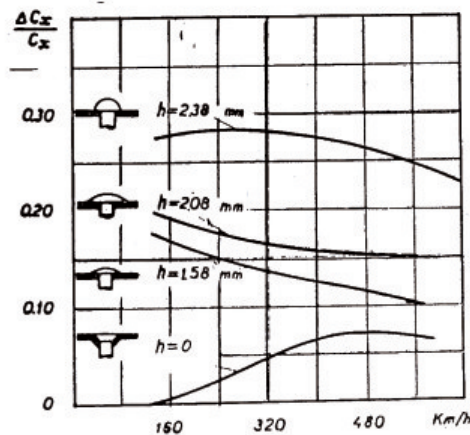


**Сл.2.43 Облик на крило и аеропрофил во зависност од подрачјето на брзината:**  
а-подзвучни брзини; б-звучни брзини; в-надзвучни брзини

Ламинарните аеропрофили манифестираат голема осетливост на квалитетот на површината на крилото, т.е на рапавоста, односно на мазноста, и на евентуалните нерамнини во облик на ситни бранувања. Ова произлегува од нестабилноста на ламинарниот дел на граничниот слој. Така, и сосема незначителна разбранетост на површината во вид на благи издадени нерамнини, или дури и разни дамки од наталожена прашина или налепени инсекти, особено ако се блиску до нападниот раб, можат да предизвикаат целосно губење на ламинарноста на профилот. Притоа, вака расипаниот поранешен ламинарен профил може да биде дури и полош од обичниот.

Кај авионите што летаат со поголеми брзини императив е чиста надворешна површина на крилата, па се применуваат само заковки со вкопана глава, Добра

површина се постигнува и со електрично точкесто заварување, а најчиста површина се постигнува со лепење.



**Сл.2.44 Влијание на обликот на главата на заковка (како нерамнина) врз аеродинамичките карактеристики на крилото**

При спојување на тенки лимови на кората со помош на заковки се предизвикуваат мали деформации во околината на главата што ја нарушуваат мазноста на површината на крилото. Оваа околност практично ја лимитира долната граница на дебелината на лимот.

Експериментално е докажано дека при нерамнини на површината на ламинарниот аеропрофил, локалните возвишувања многу посилено и поштетно дејствуваат отколку локалните вдлабнатини од ист ред на големина. Во експлоатацијата е важно темелно чистење и миеење на површината на крилото, а во случај на поправки треба да се внимава на обликот на главите на заковките, особено ако се интервенира близу нападниот раб на крилото. Дури и вкопаната глава дејствува штетно бидејќи е многу тешко да се обезбеди целосна израмнетост, а освен тоа при заковувањето секогаш се случува и благо деформирање - бранување на тенката лимена оплата (кора).

## 2.2.9 Влијание на квалитетот на површината на крилото

Површината на крилото мора да биде мазна, што се постигнува во производството. Во експлоатацијата, пак, тоа значи да мора да се внимава на оштетувањата и да се одржува непрекорна чистота (редовно отстранување на: кал, дамки од масло и прав, сплескани инсекти, птици, **мраз** и сл.).



**Сл. 2.45 Крило на голем авион покриено со дебелин слој снег - вовед во катастрофа**



Поради неправилно чистење на надворешните површини авионот може да страда од **зголемен отпор на триење**, а во екстремни случаи (мраз на крилата) и да доживее катастрофа.

### **2.2.10 Резервоари за гориво: надворешни и внатрешни, вградени и интегрални**

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, што е редовен случај, тие мора меѓу себе да се поврзани во затворен систем. Во зависност од местото каде што се наоѓаат, резервоарите може да бидат надворешни и внатрешни.

Авионите најчесто имаат по неколку внатрешни резервоари, сместени на погодни места во трупот и во крилата, а воените авиони имаат и посебни надворешни резервоари на врвовите на крилата (tip tanks) или обесени под крилата. Горивото од овие резервоари, под дејство на притисокот на воздухот, со слободен пад или со пумпа, се испорачува во централниот резервоар, а оттаму кон моторот.

Доколку слободниот простор во крилото или во трупот има неправилна форма, непогодна за вградување, или е недостапен за замена, резервоарот се изработува во вид на гумена вреќа, обликувана според расположливиот простор. Вреќата, при монтажа или замена, се стуткува и се вовлекува во просторот, а потоа сама од себе се исправа и го добива неговиот облик. Механичките оптоварувања од хидростатичкиот притисок на горивото и горивните пари, на вака вградените резервоари, ги преземаат металните сидови на шуплината.

Посебно интересна и масовно применувана форма на горивни резервоари кај современите авиони е таканаречениот интегрален резервоар, кај кој за резервоар е искористен простор во облик на шуплина во структурата на крилото, просторот помеѓу две ребра и два раменика, или во трупот. Се разбира, овој простор во таков случај се изработува особено грижливо и соодветно се затнува.

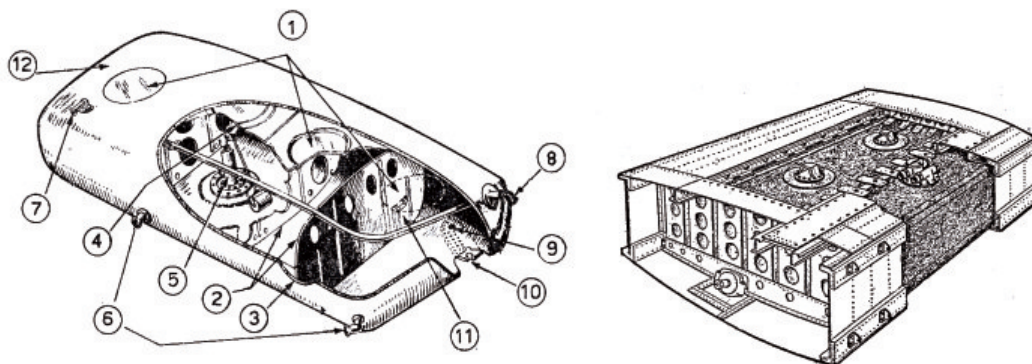
Без оглед на тоа каква форма на крилни резервоари ќе се примени, нивното вградување во крилата има две добри особини; прво, рационално се користи голем, често неискористен, празен простор во крилата (кај прочуениот авион лесен бомбардер од Втората светска војна "Mosquito" биле вградени дури 10 резервоари сместени во крилата помеѓу рамениците) и горивото никогаш го нема премногу, второ, бидејќи аеродинамичката поткревачка сила-узгонот дејствува вертикално нагоре и го свиткува крилото, тежината на горивото во крилата создава момент со спротивна насока и нив ги растоварува во механичка смисла.

### **2.2.11 Конструкција на резервоари за гориво и начини за нивно затинање**

Резервоарите се појдовни делови на системите за снабдување со гориво, масло за подмачкување, хидромасло и течност за ладење. Врска помеѓу резервоарот за гориво, на пример, и моторот се воспоставува со систем на цевководи, славини, филтери, пумпи, а во одделни случаи и ладилници. Во системот се вградуваат и манометри, мерачи на протокот и мерачи на количеството на гориво. Вака изведената инсталација има цел да овозможи непрекинато и правилно снабдување со гориво под определен притисок, така што карбураторите или прскалките секогаш добиваат определено количество пречистено гориво под определен притисок. Напојувањето со гориво мора да се остварува во сите услови на летање, при разни положби на авионот во просторот, во лет на разни висини и при разни забрзувања.

Наполнетите резервоари со гориво се изложени на дејството на силите од хидростатичкиот притисок на горивото и од инерцијалните сили при разни еволуции на летот, како и на притисокот од горивните пари. Резервоарите од цврсти материјали се доволни сами на себе, но резервоарите од меки материјали мора да поседуваат и механичка потпора.

Принципиелно, резервоарите може да се изработуваат од разни материјали (дурален, магнезиумов или месингов лим, гума, импрегнирано непропустливо платно, вулканизиран фибер, дрво и разни синтетички маси) и да имаат разни облици (призма, цилиндар и сл), што зависи од местото каде што се вградуваат и од можноста за монтажа и замена. Надворешните крилни резервоари се изработуваат од **хидроналиум** или **електрон** (види: Воздухопловни материјали), со заварување. Поголемите резервоари однатре се зајакнати со прегради (baffles) или ребра, за да се зголеми крутоста и да се спречи бранувањето на горивото во лет- особено при нагли промени на положбата во воздух или во турбуленции. Секој резервоар поседува грло за полнење и капаче со кое се затвора (filler cap), како и отвори за вентилирање (fuel tank vent), со што се овозможува одржување на атмосферскиот притисок во него во согласност со промената на висината и трошењето на горивото. Капаците треба да се затвораат и отвораат лесно и без потреба од специјален алат. При полнењето на резервоарот треба да се внимава да не се преполни, за да остане извесен слободен простор (5-8%) кој овозможува термичка дилатација на горивото при зголемени температури (замислете метален авион кој стои неколку часа на жешко јулско сонце).



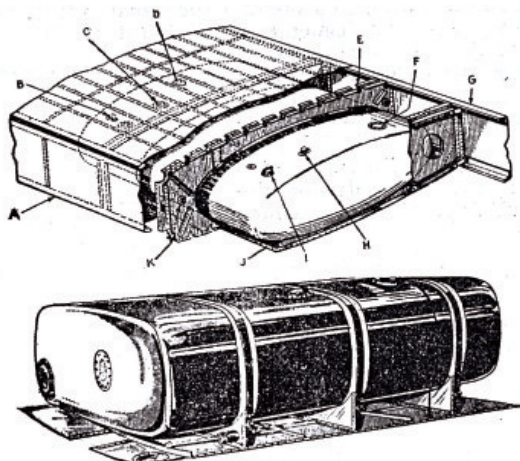
**Сл.2.46 Класичен авионски резервоар од заварен алуминиумски лим со заштитна обвивка од гума:**

1-контролни отвори;2-внатрешни ребра;3-заварени шевови; 4-ребра за вкрутување; 5-мерач на гориво;6-врска со соседните резервоари; 7-вентилациона врска со соседен резервоар; 8-вентилација под притисок; 9-одвод за гориво;10-испуштање на гориво;11-вентил;12-заштитна гумена обвивка

Практично, ова се постигнува со постоење на специјален прелив кој се активира штом ќе се достигне дозволеното ниво на гориво во резервоарот. Цевководот за извлекување на горивото почнува повисоко од сливникот, за да се спречи влегувањето на какви било нечистотии (вода или талог) преку цевководите во системот за создавање смеса. На најниската точка на секој резервоар се изведуваат сливник (sump) и вентил за дренирање (drain valve) кои овозможуваат собирање на тешките нечистотии и на водата, контрола и дренирање (исфрлување) надвор од резервоарот.

Кај воените авиони посебно се води сметка за можноста резервоарот да биде погоден и дупнат од куршум. Обичните метални резервоари, во овој случај, по целата надворешна површина се заштитуваат со неколку слоја специјална гума, така што горивото не може да истече низ пробиениот резервоар.

Резервоарите, освен оние во облик на гумена вреќа или интегралните, треба да бидат еластично потпрени и прицврстени со еластични врски во вид на метални лимени ленти - ремени, со еластични елементи од гума или филц и со специјални затегачи на краевите. Во практиката се можни два случаја: резервоарот лежи на цврст дел од конструкцијата, па одозгора се опашува со ваков ремен, или резервоарот се потпира на конструкцијата со својот горен дел, а со долниот дел се опашува со ременот. И во двата случаја резервоарот треба да се опаше по целата површина со ременот и да се затегне со затегачите.



**Сл.2.47 Монтажа на крилни резервоари:**

резервоар вовлечен во просторот помеѓу рамениците (горе), и монтажа на резервоар со гумена заштита со ремен кој го притега на долната оплата од крилната површина (долу)

## 2.2.12 Начини на вградување на крилото

Слободноносечкото крило може да биде поставено на разни начини во однос на трупот, па така постојат среднокрилци, нискокрилци и висококрилци.



**Сл.2.48 Концепти на авион според положбата на крилото**

Секоја од овие верзии има свои добри страни, но и недостатоци. Во аеродинамички поглед, разлики постојат во износот на аеродинамичката индукција крило-труп, која е најмала во случај на среднокрилец, потоа доаѓа висококрилецот, а најнеповолен е нискокрилецот. Ова неповолно влијание може да се намали со погодни додатоци, таканаречени сливници, помеѓу крилото и трупот.

Високо поставеното крило обично е потпрено со крилни упорници (потпирачи, wing struts) кои претставуваат дополнителен извор на аеродинамички отпори.

Среднокрилецот, кој е најповолен во аеродинамички поглед, денес ретко се произведува, главно поради конструктивните непогодности: рамениците на крилото што минуваат низ средината на трупот заземаат драгоцен простор и го нарушуваат добриот распоред во внатрешноста на трупот и рационалното искористување на просторот.

Концептите нискокрилец и висококрилец постојат истовремено, но со прилично забележителна превласт на првиот. Се разбира, и едниот и другиот имаат свои предности и недостатоци.

Во поглед на концептот на стојниот трап (подвоз), положбата на слободноносечкото крило игра важна улога. Во овој поглед нискокрилецот е поповолен бидејќи овозможува кратки нозе на стојниот трап и, доколку се работи за вовлечлив стоен трап, нивно лесно вовлекување во внатрешноста на крилото. Исто така многу е лесно и ефикасно вградувањето на стоен трап во облик на флексионни пружини - што често се применува кај лесните авиони. Сето ова е значително понеповолно кај висококрилецот.

Нискокрилецот овозможува попогодна, покомпактна, поприводна и полесна врска на крилото со структурата на трупот, а сето тоа овозможува помала конструктивна тежина на овој концепт.

Најпосле, помеѓу овие два концепта постојат и многу интересни разлики во експлоатациона смисла. Во поглед на видливоста од кабината кон земјата, предноста е на страната на висококрилецот, што претставува идеално решение, додека нискокрилецот е неповолен од две причини. Прво, самото крило засолнува голем дел од теренот над кој се лета, и второ, за време на летање по лошо време, патниците може да го гледаат еластичното свиткување на витото крило, што може да дејствува депресивно. Затоа, пак, видливоста нагоре (кон небото) и кон внатрешноста на завојот кај висококрилецот е неповолна. Пристапот во кабината кај нискокрилецот донекаде е отежнат. Кај висококрилецот пристапот е лесен, како кај патничките автомобили или автобуси. Иако за вкусовите не се расправа, нискокрилецот за повеќето корисници има поубав изглед.

Во поглед на брзината на слетувањето и полетувањето, нискокрилецот е поповолен од две причини: помалата висина на крилото од земјата му овозможува подобро искористување на аеродинамичкиот ефект "влијание на близината на земјата" ("ground effect"), т.е. зголемување на узгонот (аеродинамичката поткревачка сила), како и можност за поширока примена на системот за хиперпотисок кој може да се постави по целиот распон на крилото.

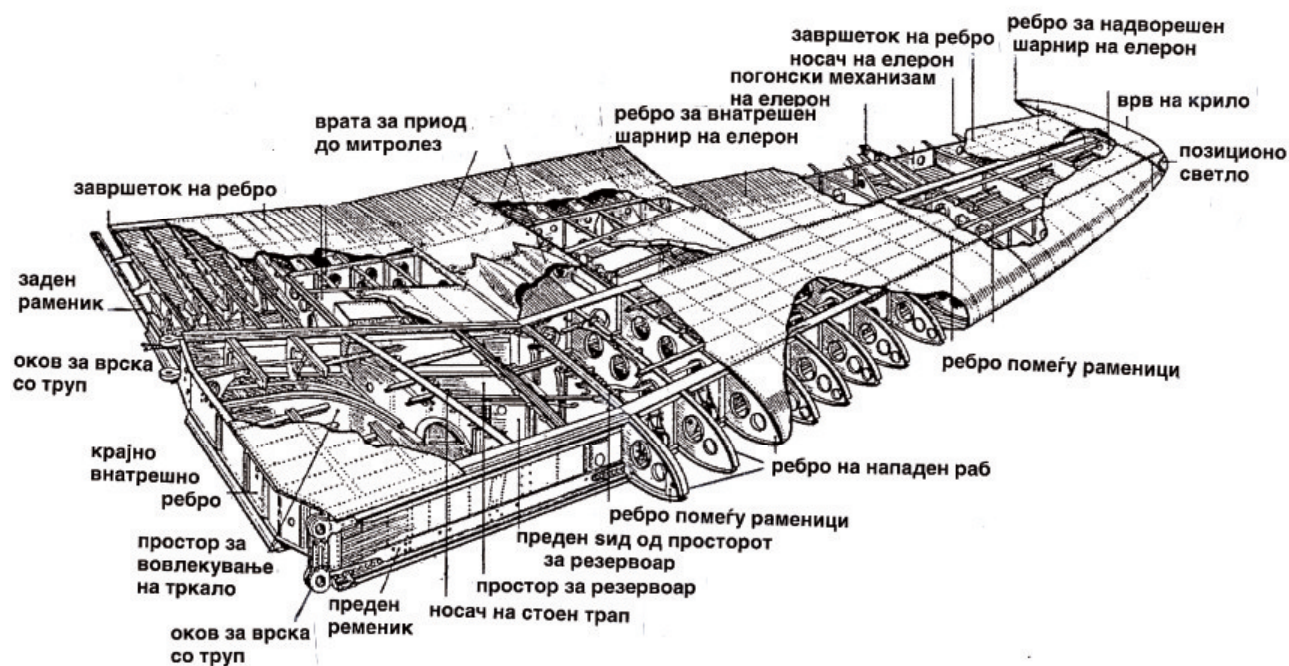


**Сл.2.49** Дури и најголемите патнички авиони се изработуваат како нискокрилци:  
*Airbus A380* при полетување

За жал, во експлоатацијата секогаш може да се случи незгода при слетување (на пр., кршење на стојниот трап, посебно на носната нога, или неможност да се извлече и да се заклучи во извлечена состојба -доколку авионот има вовлечлив стоен трап). Во овој случај упадлива е разликата во корист на нискокрилецот, кој е во состојба, со својата голема маса на крилото кое прво удира на земјата, да го апсорбира најголемиот дел од кинетичката енергија на ударот, спасувајќи ги патниците и трупот од поголеми повреди. Наспроти тоа, кај висококрилецот целата маса на крилото "виси" над главите на патниците, загрозувајќи ја нивната безбедност. Најпосле, и во случај на присилно спуштање на земја или вода, предностите се на страната на нискокрилецот.

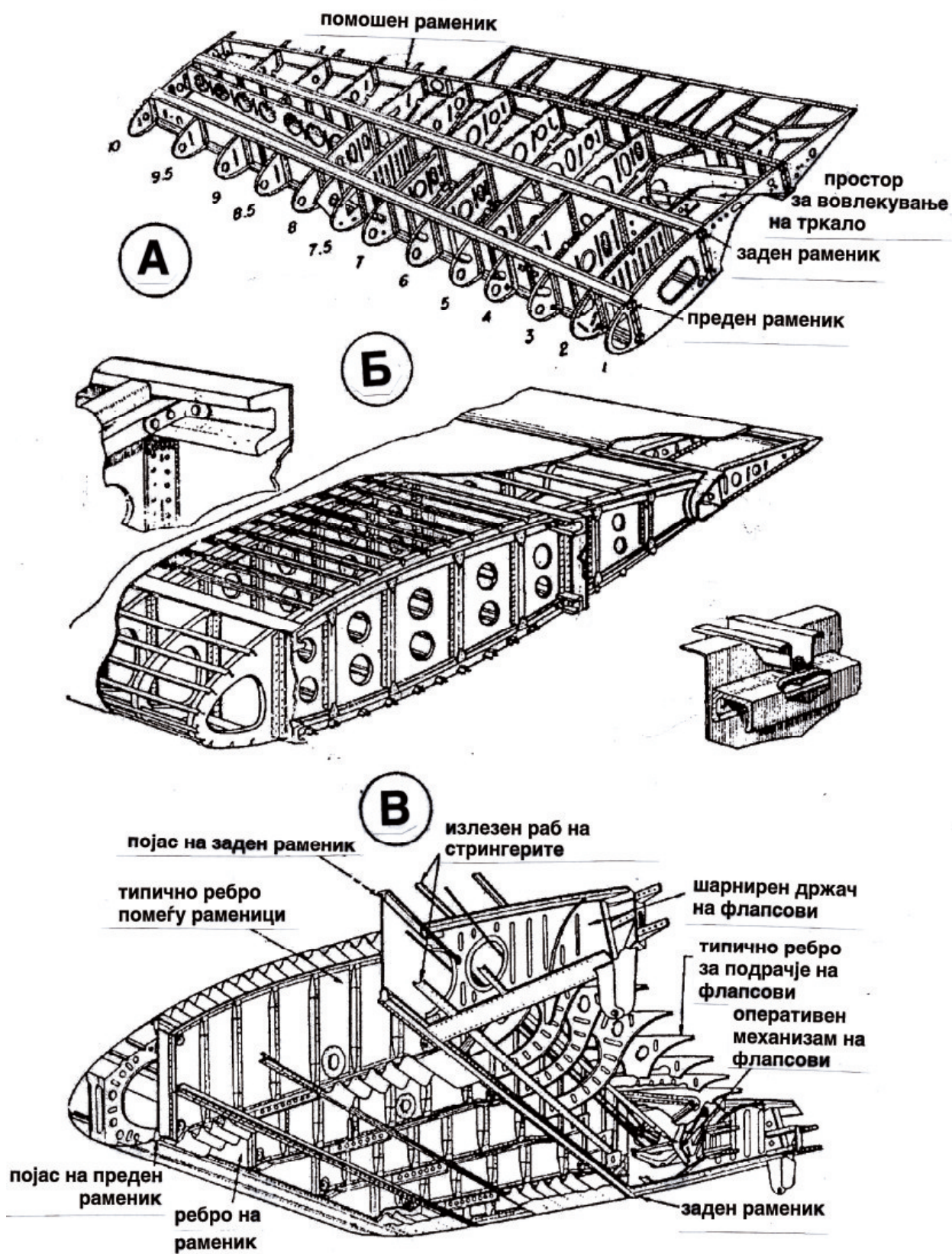
### 2.2.13 Примери на изведени конструкции

Досега стекнатото знаење ќе го провериме проучувајќи ги и анализирајќи ги наредните неколку примери на изведени конкретни конструкции на крила. На секоја слика и позиција треба да се уочат основните носечки елементи на крилото: раменици, надолжници (стрингери), ребра, отвори за олеснување, зајакнување на носивата кора, формирање торзиона кутија, вградување на оплатата со заковки, елементи (окови) за поврзување на крилото со трупот, итн. Ако сте во состојба на секоја слика да го разберете и објасните прикажаното, вие сте ја совладале предметната материја со успех.



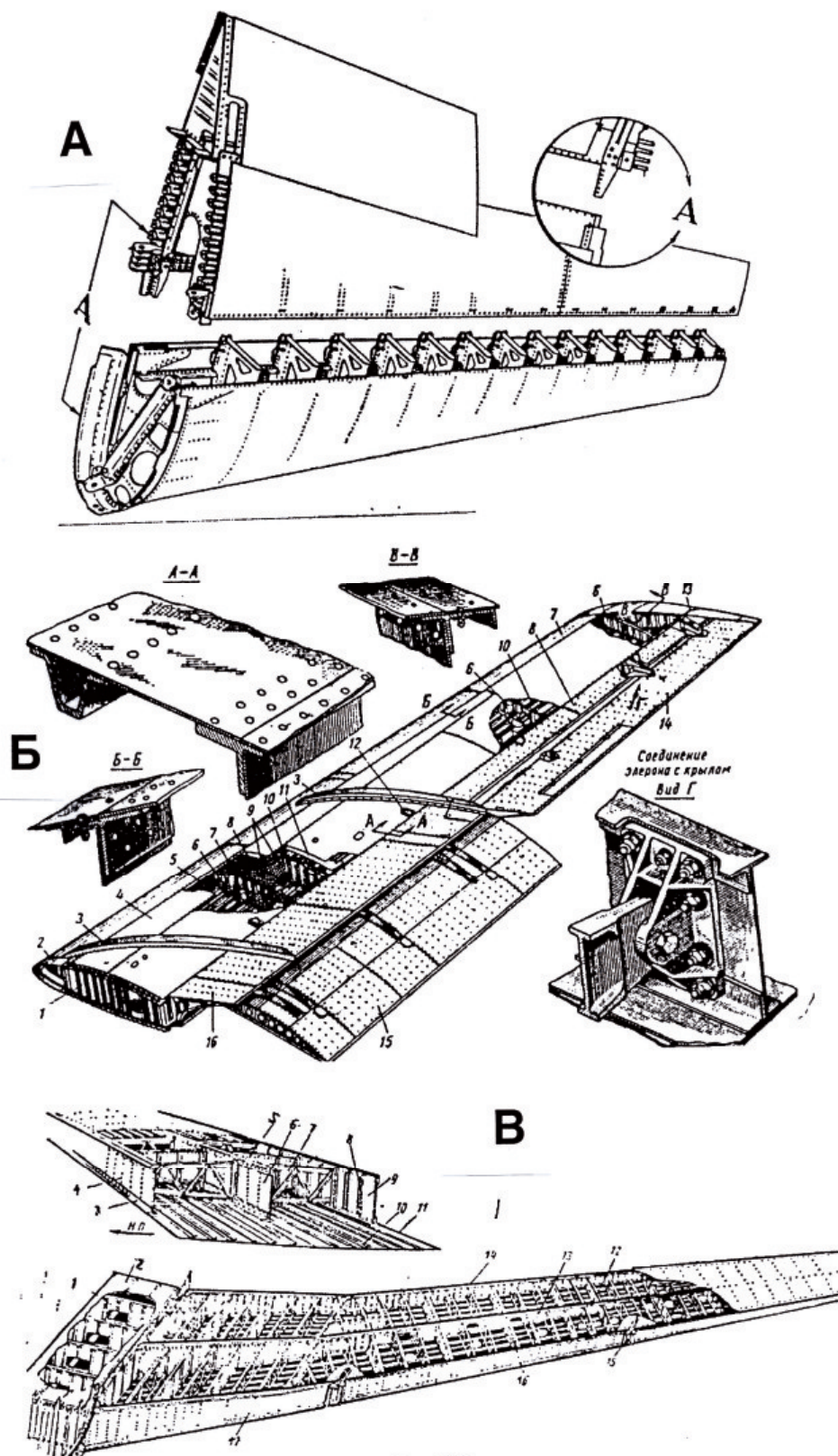
**Сл.2.50** Крило од воен авион со невообичаено изведени раменици, кои поради свивање биле пресечени и продолжени со посебни окови на местата на свивањето

Големиот транспортен авион АН-26 е метален висококрилен моноплан со полумонокот труп и класични опашни површини. На крилото на авионот се вградени високоефикасни флапсови составени од по четири секции од кои две се со еден процеп, а две со два процепа. Благодареејќи на ваквата конструкција на флапсовите, како и на аеродинамиката на крилото, брзините потребни за полетување и за слетување на овој авион се мали, што придонесува за вкупната безбедност на летањето.



**Сл.2.51 Примери на практични изведби на крило:**

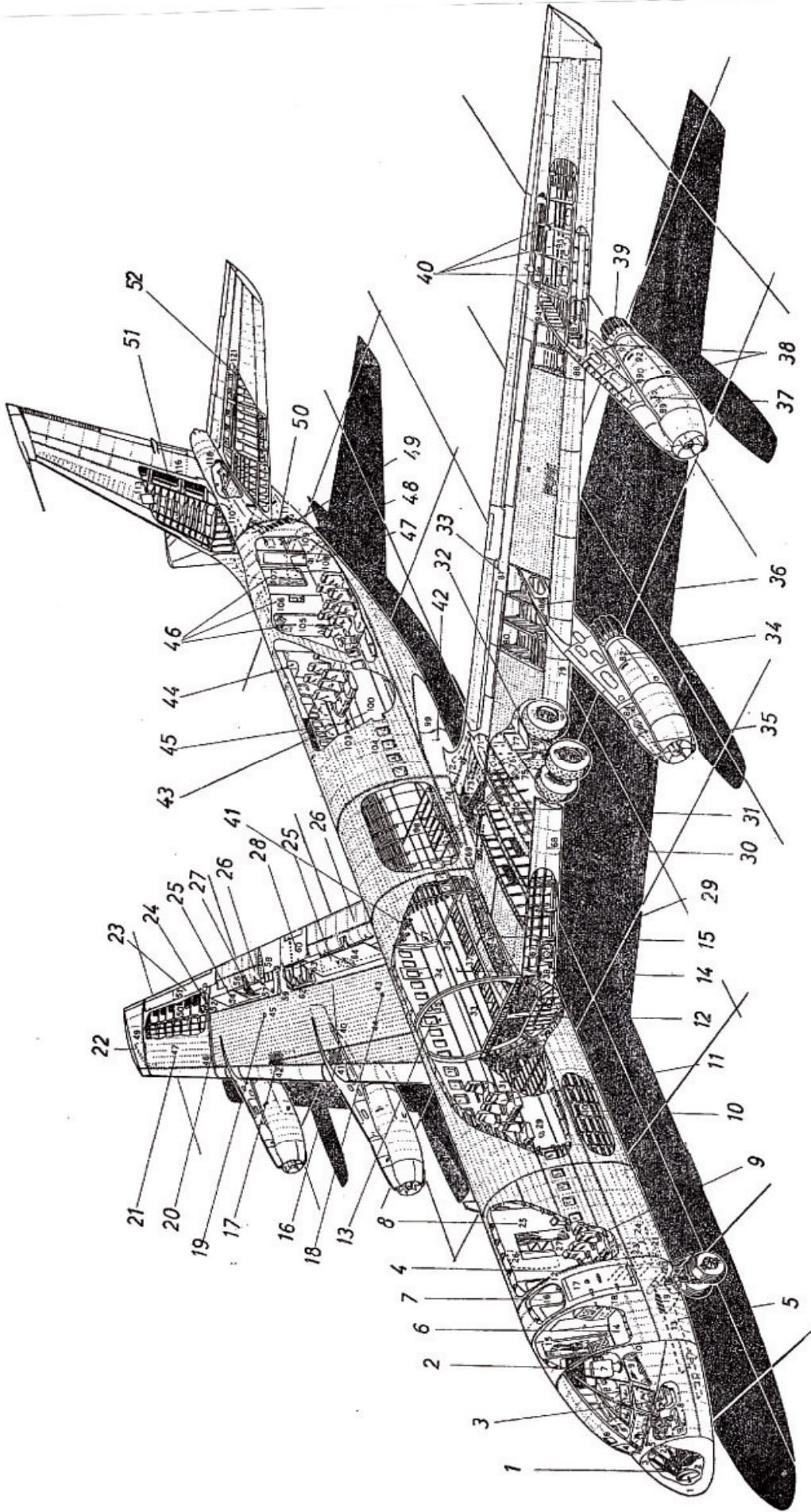
А-стандардно крило со помали димензии; Б-поголемо крило според позицијата е на сл.3.6, но без удвоена кора помеѓу рамениците;В- конструктивна изведба според позицијата д на сл.2.19



**Сл.2.52 Изведени конструкции на крила:**

А-конструкција со еден раменик и систем на засилена оплата; врската на крилата се изведува со помош на пар оскички изложени на смолкнување и со серија завртки изложени на аксијални сили;

Б- стреловидно крило за авион ловец; особено се истакнуваат лизгачките заткрилца Fowler; В- силно намален изглед на крило на голем четиримоторен млазен авион, во кој голем дел од шуплината во крилото е искористен како "интегрален" резервоар за гориво





**Сл.2.53 Патнички турбомлазен авион Boeing-707 (стр.152):-**

4- спој на предниот дел на трупот со главниот дел; 5- отвор за носното тркало; 10- потпатосен простор за багаж; 12- масивна рамка на трупот за врска со предниот раменик на крилото; 13- помошен излез за патници; 15- централен резервоар за гориво во трупот (12730 литри); 18- внатрешни крилни резервоари (8510 лит.); 19- централен крилен резервоар (8846 лит.); 21- резервен надворешен резервоар (1650 лит.); 22-лакови (врвови) на крилото; 23- крилце за мала брзина (сендвич); 24- трансмисија на команда на крилцето; 25- спојлери-надворешен и внатрешен; 26- делови на заткрилца со двоен процеп - надворешен и внатрешен; 27- шини-водилки за команда на заткрилцето; 28- крилца за голема брзина; 30- нападен раб; 31- ребро-сид помеѓу горивните резервоари; 32- стоен трап со четири тркала, вовлечлив во труп; 33- носечка кора сендвич; 34- оплата на моторската гондола; 36- масивна траверза-ребро носач на моторската гондола; 37- резервоар за масло на мотор; 38- предна и задна врска на моторот; 41- масивна рамка на трупот за врска со задниот раменик на крилото; 42- сливник крило-труп (Carman); 43- заден дел на просторот за патници (59 патници); 47- врата за патници од задната кабина; 49- заден преграден-херметичен сид на кабината; 50 механизам за регулажа на хоризонталниот стабилизатор; 51- контратегови за статичка компензација на кормилото за правец; 52- контратегови за статичка компензација на хоризонталните кормила.

**Контролни прашања**

**1.Опиши ја конструкцијата на крило со неносива оплата.**

**2.Каква е улогата на упорниците и затегите кај крило со неносива оплата.**

**3. На каков вид напрегања се изложени крилните упорници на авионот на сл.3.10: во редовен лет, во лет на грб?**

**4.Конструктивни форми на раменици од дрво и од метал.**

**5.Конструктивни елементи на крило со носива оплата.**

**6.Мека (неносива) оплата: функција, материјали, начини на прицврстување, одржување.**

**7.Крута (носива) оплата: функција, материјали, начини на прицврстување, одржување.**

**8.Врски на крилото со трупот. Окови: материјал, конструктивни облици.**

**9.Улогата на сливниците:функција и обликување.**

**10.Значење на ламинарното струење кај крилото.**

**11.Влијание на квалитетот на површината на крилото: обработка, одржување.**

**12.Врски на крилото со командните површини.**

**13.Видови крила според местото на вградување.**

**14.Резервоари за гориво:внатрешни, надворешни, интегрални.**

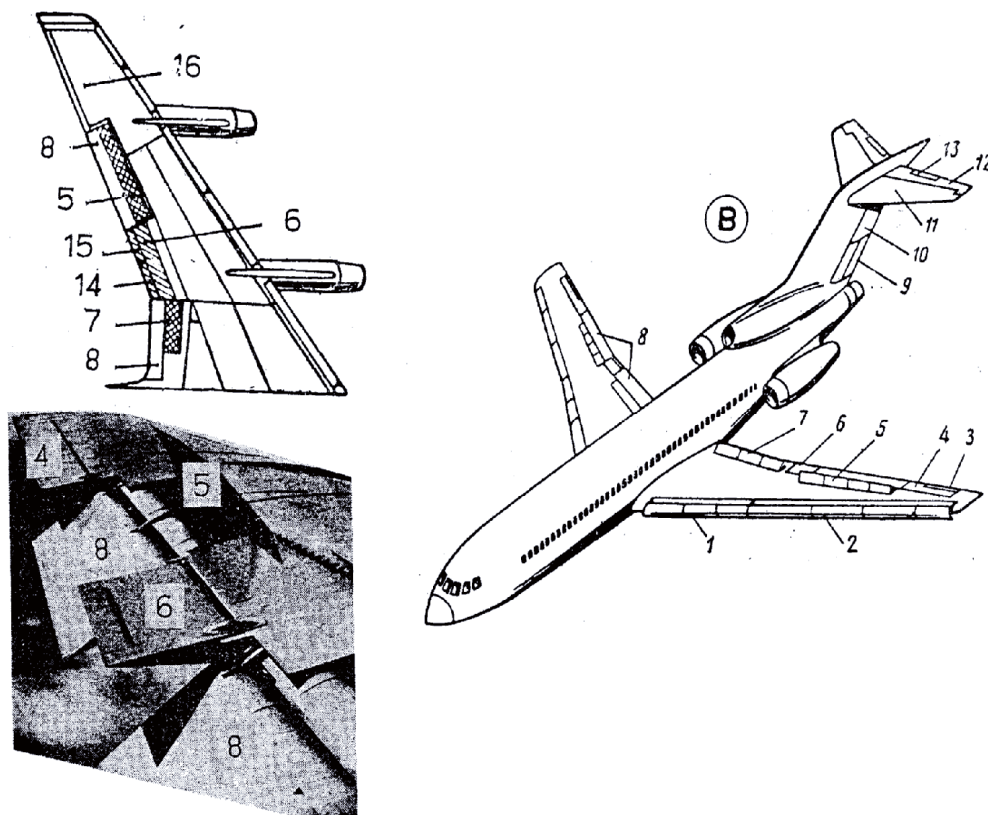
**15.Објасни ги оптоварувањата на крилото на земја и во лет.**

## **2.2.14 Уреди за промена на аеродинамичките карактеристики на авионот (механизација на крило, уреди за хиперпотисок, High-lift Device)**

Стремежот за намалување на брзината на слетување (атерирање) - инаку битен фактор на сигурност, со запазување на што е можно поголема брзина на крстосувањето, води кон вградување уреди за хиперпотисок: заткрилца (флапсови) на излезниот раб на крилото, и преткрилца (слотови) - додатоци на нападниот раб на крилото, што овозможуваат "залепување" на воздушната струја на горната површина на крилото при големи нападни агли, забавање на појавата на "одлепување" на воздушната струја, и паѓање во ковит.

Се работи за уреди кои овозможуваат промена на аеродинамичките карактеристики на крилото (авионот) при полетување, во лет и при слетување, а кои се познати како системи за хиперпотисок.

На сл. 2.62 е прикажан распоредот на уредите за хиперпотисок на еден голем патнички авион, а на сликите 2.67 и 2.68, на големи модерни патнички авиони.



**Сл.2.54** *Распоред на системите за хиперпотисок на еден голем авион:*

1-внатрешно преткрилце; 2-надворешно преткрилце; 3-тример на надворешното крилце;  
4-надворешно крилце; 5 и 7- спојлери; 6-внатрешно крилце; 8- заткрилца; 9- тример на кормило за правец; 10- кормило за правец; 11- хоризонтален стабилизатор; 12-кормило за висина;  
13, 14 и 15- тримери на соодветните уреди.

Главни цели за вградување на уредите за хиперпотисок на крилото се:

- зголемување на узгонот со што помала промена на критичниот нападен агол,
- подобрување на карактеристиките на авионот во режим на полетување при делумно користење на уредите за хиперпотисок,
- подобрување на маневарските карактеристики на авионот во лет,
- подобрување на стабилноста и управливоста на авионот на големи нападни агли.

Во принцип, овие уреди може да се применат и на други делови на авионот (опашните површини, трупот). Сепак, нивната основна примена е кај крилото, а тежиштето е врз скратено полетување и слетување на авионот.

Според физичкиот принцип на дејството, уредите за хиперпотисок на крилото се делат на:

- уреди за зголемување на ефективната кривина на аеропрофилот,
- уреди за зголемување на носечките површини,
- уреди за управување со граничниот слој,
- уреди за вештачко зголемување на циркулацијата околу аеропрофилот,

- уреди што се комбинација на претходните (на пр., промена на ефективната кривина на аеропрофилот со истовремено зголемување на површината на крилото и со зголемување на циркулацијата околу аеропрофилот).

**Да заклучиме:** уреди за **хиперпотисок** во авијацијата се множество механизми со задача да го **зголемат узгонот** во извесни фази од летот. Тие претставуваат вообичаени уреди, како заткрилца (флапсови) и преткрилца (слотови), но и помалку вообичаени уреди, како извлекувачи на нападниот раб (upper surface leading edge flap) и млазни (дувани) заткрилца. Генерално, според начинот на дејството, тие се делат на две категории: активни (енергизирани) и пасивни (аеродинамички) уреди за хиперпотисок (се разбира, можни се и нивни комбинации). Во литературата честопати за овој термин може да се сретне и поимот **механизација на крило**.

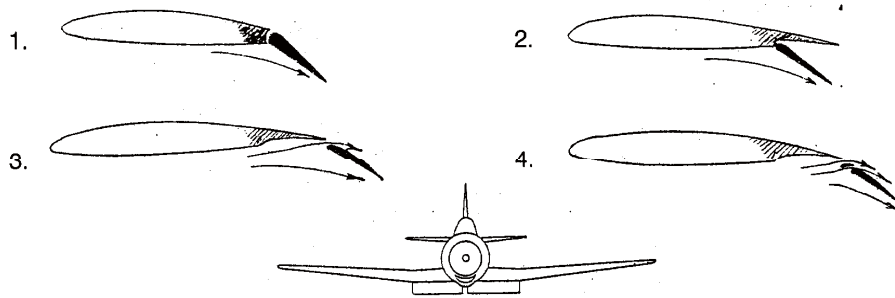
Досега повеќе пати беше истакнато дека успешна воздухопловна конструкција претставува множество од компромисни решенија со цел да се постигнат честопати противречни побарувања. Така, на пример, широкото крило создава поголем узгон, со што се намалува должината при полетување и слетување, но истовремено се зголемува отпорот при крстосување, што води кон пониска горивна економичност. Уредите за хиперпотисок се користат за да ги израмнат разликите помеѓу овие две цели, овозможувајќи примена на ефикасно крстосувачко крило и дополнителен узгон за полетување и слетување. Заткрилцата, всушност, ја извршуваат "невозможната" задача: промена на обликот на крилото во лет, приспособувајќи го на условите на летот. Во еден момент (извлечени), тие ја менуваат геометријата на крилото зголемувајќи ја релативната кривина на основниот аеропрофил и површината, што резултира со зголемен узгон, зголемен отпор и зголемена сила на подигање. Со нивно вовлекување во контурата на крилото се воспоставуваат перформансите на појдовното крило; најчесто, голема брзина на крстосувањето со помал отпор и со зголемена горивна економичност.

**Заткрилцата (wing flaps)** се најпознат и најчесто применуван уред за создавање хиперпотисок. Тоа е подвижен удвоен дел, конструктивно сличен на крило, споен шарнирно или со окуви со задниот раменик на крилото, така што заедно формираат единствена излезна контура; распореден е симетрично по должината на крилото од двете страни, поблиску до трупот. Флапсовите се парен орган и тие се извлекуваат едновремено и еднонасочно надолу, со цел зголемување на носивоста на крилото или зголемување на неговиот узгон.

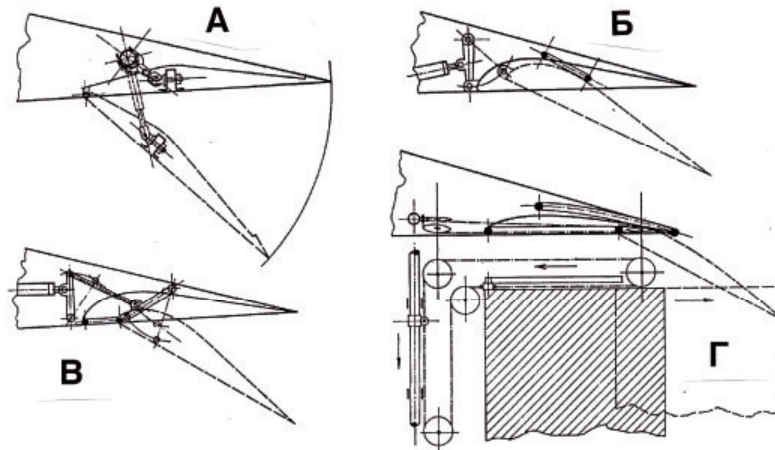
На сликата 2.63 се прикажани неколку вообичаени шеми на флапсови и нивната положба на крилото: нормално заткрилце (1), заткрилце тип капак (schrenk, split) (2), најдобриот тип - заткрилце fowler (3) и заткрилце со два процепа (4).

Општ принцип на работа на заткрилцата е зголемување на релативната кривина на профилот (при соборување), а кај некои (fowler) и зголемување на површината на крилото. Во зависност од режимот на летањето, флапсовите се извлекуваат парцијално или целосно. Кај лесните авиони, користењето на флапсовите е според изборот на пилотот и зависи од теренот од кој се полетува (кратка писта, мека писта, нормална, итн). За полетување, флапсовите се извлекуваат **делумно**, со што се постигнува намалена минимална брзина за полетување, со мало зголемување на отпорот. На овој начин авионот може да полета и од кратка дистанца. При слетување, флапсовите се извлекуваат **целосно**, за да овозможат:

- помала критична брзина, така што приоѓањето за атерирање се одвива побавно и на пократка дистанца на пистата,
- пострмен приод при атерирање благодареејќи на создадениот поголем отпор од целосно извлечените заткрилца.

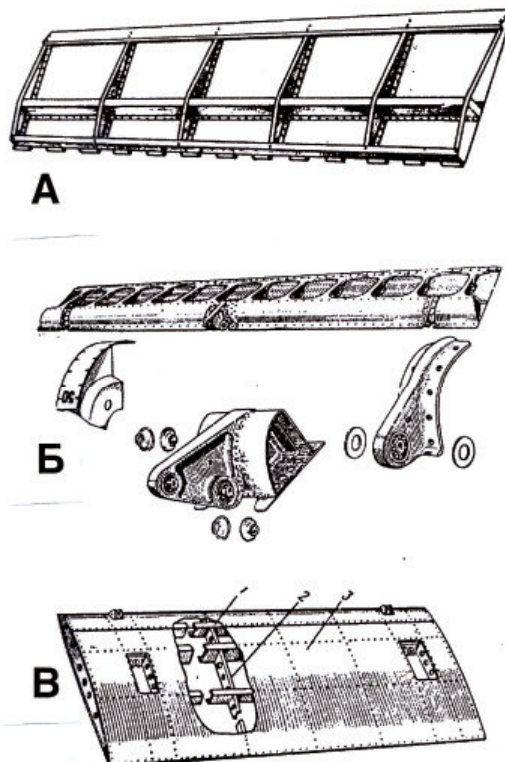


**Сл.2.63 Основни типови заткрилца и нивната положба на крилата**



**Сл.2.64 Концепти на погонска кинематика на заткрилцата:**

А-обичен капак "Schrenk"; Б и В- заткрилца fowler поврзани со осцилирачки лостови: Г- fowler со двојни водилки кои му овозможуваат максимално извлекување од крилото



**Сл.2.65 Структура и практична изведба на крилца и заткрилца:**

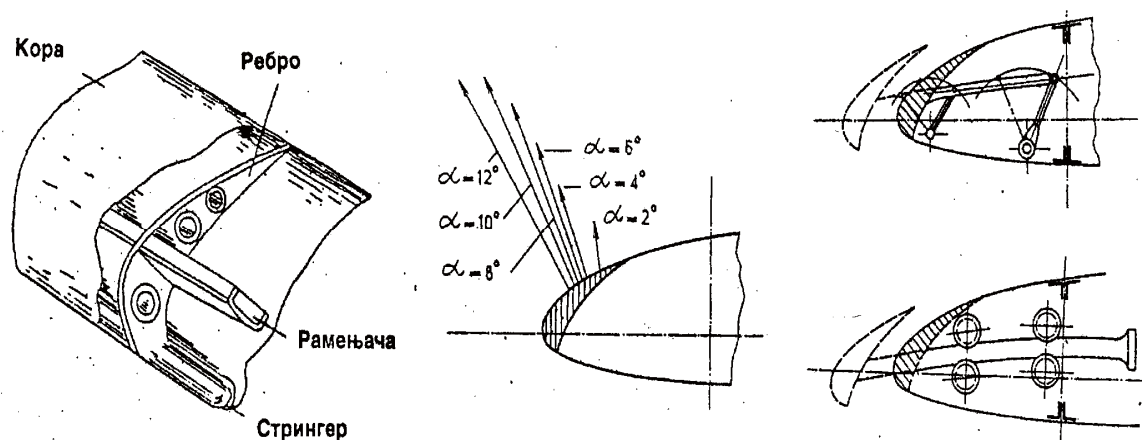
А-обичен капак (со дел од шарнир за врска со крилото); Б-наклонето крилце со соодветни окови и лежишта за врска со крилото; В - профилирано заткрилце fowler (1- раменик; 2-ребро; 3- метална оплата)

**Преткрилцата (slots)** се аеродинамички површини кои се поставуваат на нападниот раб на крилото, со цел зголемување на узгонот. Постојат три типа преткрилца:

- **автоматски преткрилца**, кои лежат во контурата на нападниот раб на крилото и се извлекуваат (и се вовлекуваат) автоматски, под влијание на создадената депресија при големи нападни агли. Со намалување на нападниот агол и со намалена депресија, преткрилцето се враќа во неутрална положба, најчесто под дејство на челниот отпор и, евентуално, слабата тарирана пружина. Овој тип е карактеристичен за лесните авиони;

- **фиксни преткрилца** кои се постојано извлечени. Тие претставуваат еден вид помошно мало крило со многу мала тетива и со згодно избран профил, кое е цврсто фиксирано за нападниот раб на крилото, и формира процеп низ кој струи воздух по горната површина на крилото и накај елероните. Обично се користат за авиони со специјална намена, чија главна особина е кратко полетување и слетување (познатиот германски авион **Fieseler Fi 156 Storch** со фиксни слотови можеше да полета со слаб челен ветер на помалку од 45 метри, а **да слета на само 18 метри?!**);

- **командувани преткрилца**, кои може да се извлечат според желбата на пилотот. Обично се применуваат на големите патнички и cargo авиони (airliners).



**Сл.2.66 Структура на преткрилце и механизми за автоматско отворање и затворање**

Тетивата на преткрилцето изнесува само неколку проценти од тетивата на крилото. Во поглед на должината, преткрилцата може да бидат поставени по целиот распон на крилото (поретко), или на 35 - 50% од неговиот распон (почесто), и тогаш се поставуваат во зоната на крилцата (елероните) на чија работа најмногу влијаат. Во тој случај преткрилцата претставуваат моќно и многу ефикасно средство за осигурување на напречната стабилност на авионот во лет со големи нападни агли.

Како и заткрилцата, преткрилцата имаат слична, само многу поедноставна структура како и крилото. На сл 2.66 се прикажани структура на преткрилце и механизам за автоматско отворање и затворање.

Преткрилцата се извор на доста силен челен отпор, па е поволно, кога не се потребни, да бидат вовлечени во контурата на нападниот раб на крилото. Нивното извлекување, под некоја критична брзина, главно се одвива автоматски, под влијание на локалниот потпритисок на воздухот што струи околу нападниот раб, и една тарирана притисна пружина, во внатрешноста на крилото (сл.2.66).



**Сл.2.67** Уредите за хиперпотисок се применуваат и на најголемите авиони; Boeing 747 при слетување со напдно извлечени заткрилца

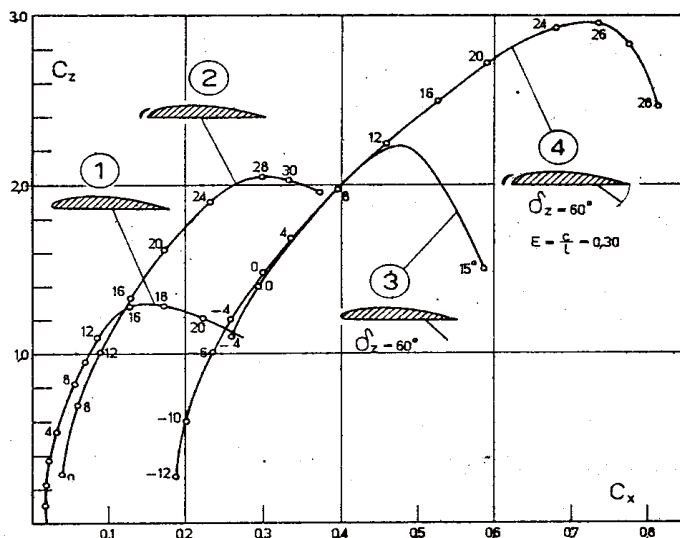


**Сл.2.68** Целосно извлечени преткрилца и заткрилца кај Airbus A319

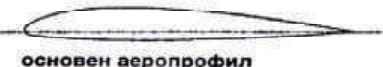
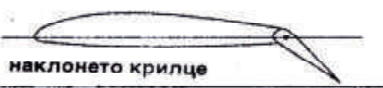
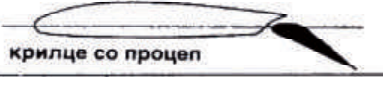

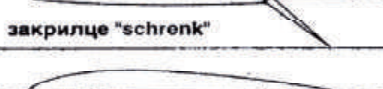
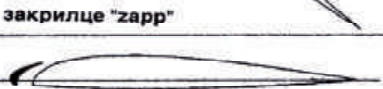
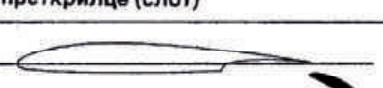
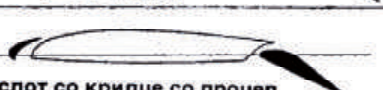


**ЗАКЛУЧОК.** Кај авионите се применуваат аеродинамички уреди за механизација на крилото со цел намалување на потребната брзина на полетување, односно на слетување со:

- зголемување на максималниот коефициент на узгонот и/или
- зголемување на површината на крилата

Зголемување на максималниот коефициент на узгонот се постигнува со зголемување на кривината на аеропрофилот и со подобро опструјување на крилото со воздух. Зголемување на кривината на аеропрофилот се постигнува со заткрилцата, а подобрување на опструјувањето на крилото со воздух со процепи, со предните крилца, со нападниот раб што се соборува и со преткрилцата. Зголемување на површината на крилото се постигнува со истовремено соборување и повлекување на заткрилцата наназад (Fowler). На сл.2.69 е прикажано дејството на одделни системи на хиперпотисок врз појдовното, обично крило.



**Сл.2.69** Дејство на одделни системи на хиперпотисок на обично крило:  
 1- референтно крило; 2-истото крило со преткрилце; 3-истото крило со заткрилце тип капак;  
 4- комбинација на преткрилце и заткрилце

КОНФИГУРАЦИЈА	ПРОЦЕНТ. ИЗНОС НА ТЕЖИВАТА	АГОЛ НА НАКЛОН при $C_{zmax}$	КРИТИЧЕН АГОЛ при $C_{zmax}$	$C_{zmax}$	$\frac{C_{zmax}}{C_{xmin}}$	$\frac{C_{zmax}}{C_{zmax\text{ пог.м.}}}$
1  основен аеропрофил			15	129	85	
2  наклонето крилце	30	45	12	195	128,2	151
3  крилце со процеп	30	45	12	198	120,5	153
4  закрилце "јункерс"	30	40	13	180	130	140
5  закрилце "schrenk"	30	50	14	216	138,5	167
6  закрилце "zapp"	30	60	13	235	150,8	182
7  преткрилце (слот)			28	163	129	126
8  закрилце "fowler"	40	40	15	242	203	188
9  слот со крилце со процеп	30	45	19	226	93,2	17,5
10  слот со закрилце "fowler"	145	40	25	249	199	193

**Сл.2.70** Аеродинамички карактеристики на одделни системи за хиперпотисок

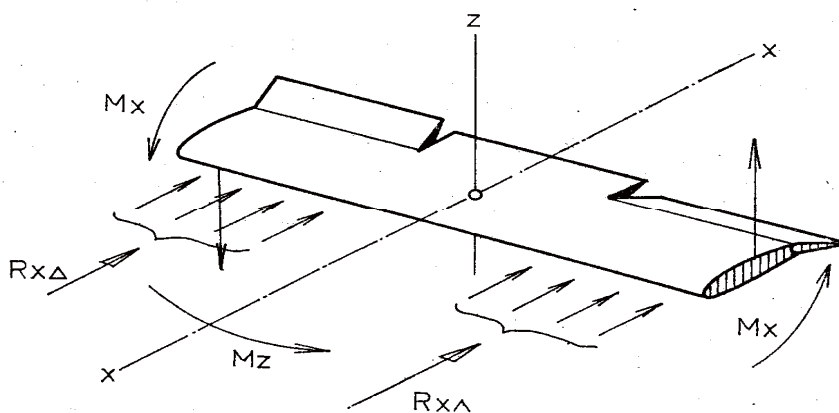
## 2.2.15 Крилца (елерони, ailerons)

Крилцата се аеродинамички површини со чие дејство авионот се наведнува или ротира за определен агол околу надолжната оска (roll), со цел извршување координирано (урамнотежено) свртување. Според тоа, крилцата припаѓаат на командите на летањето, тие се командни површини, и дејствуваат како напречна крма командувана со пилотската палка.

По својот облик, тие личат на мало крило и кога се во неутрална положба совршено се стопуваат со контурата на крилото. Во работата се движат истовремено но во спротивни насоки: кога едното оди нагоре, другото се спушта, и обратно. На сл.2.71 е прикажан начинот на дејствување на крилцата. Со делумно ротирање на крилцето нагоре или надолу се менува кривината на основниот аеропрофил на крилото и се случува соодветна промена на коефициентот на узгонот, иста како и кај обичното заткрилце (флапс). Резултат на ова е зголемување на силата на узгонот на крилото чие крилце е завртено надолу (поради зголемената кривина на аеропрофилот и зголемениот коефициент на узгонот), односно намалување за ист износ на узгонот на крилото чие крилце е завртено нагоре. Се создава спрега од аеродинамички сили која го врти авионот (roll) околу неговата надолжна оска, според волјата на пилотот кој управува со овие команди. По правило, моментот на завртувањето  $M_x$  околу надолжната оска на авионот најмногу зависи од аголот на ротирањето на крилцата, но и од режимот на летањето, т.е. од нападниот агол на крилото.

При опишаната редовна работа на крилцата се јавува и непожелен и штетен момент околу вертикалната оска  $M_z$  (сл.2.71) кој има насока спротивна на командуваното свртување, го кочи и го нарушува.

Механизмот на ова дејство е едноставен: при командуваното свртување надесно (сл.2.71), левата страна на крилото со завртеното крилце надолу создава изменет аеропрофил со зголемена кривина и узгон. Но, тоа едновременно предизвикува и зголемување на отпорот на изменетиот лев аеропрофил и на целата лева страна на крилото во споредба со десната. Оваа разлика во отпорите помеѓу левата и десната страна на крилото го генерира спротивставувачкиот момент  $M_z$  околу вертикалната оска што го кочи командуваното свртување.



Сл.2.71 Принцип на дејство на крилцата

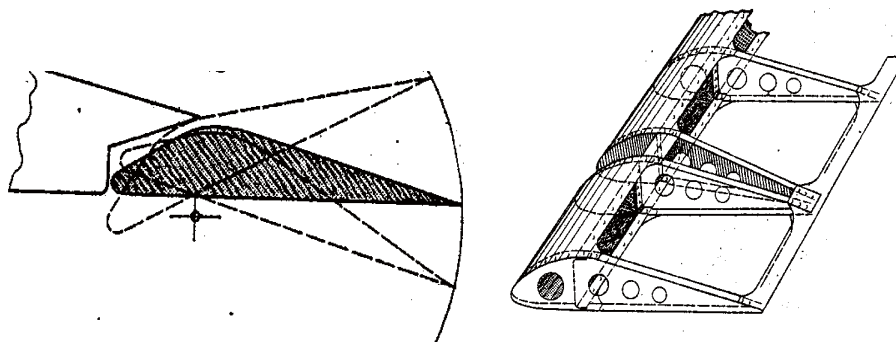
Модерните системи на крилца имаат минимален момент  $M_z$ , што се постигнува со примена на диференцијален погон за нив. Основната идеја се состои во нееднаквиот погон, така што крилцето се завртува надолу за значително помал агол отколку што спротивното се подига. Притоа, помалку наведнатото крилце



создава помал отпор, а повеќе подигнатото крилце создава поголем отпор, што сè заедно резултира со елиминирање на моментот  $M_z$ .

Сличен ефект се постигнува и со крилцето фрајз (Frise) кај кое нападниот раб, при негово свртување нагоре, стрчи во воздушната струја на долната површина на крилото и генерира отпор на таа страна (сл.2.72).

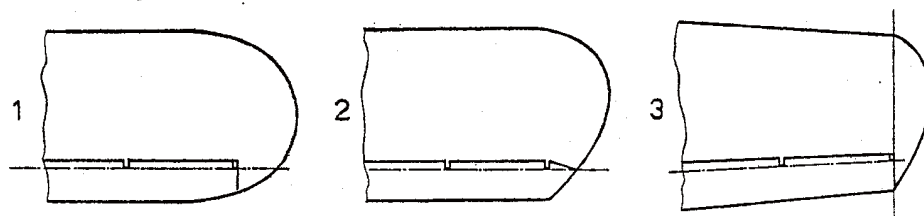
Комбинацијата на крилца фрајз и диференцијално командување со нив обезбедува најдобри резултати кај лесните авиони.



Сл.2.72 Шема и структура на крилце фрајз од лесни легури

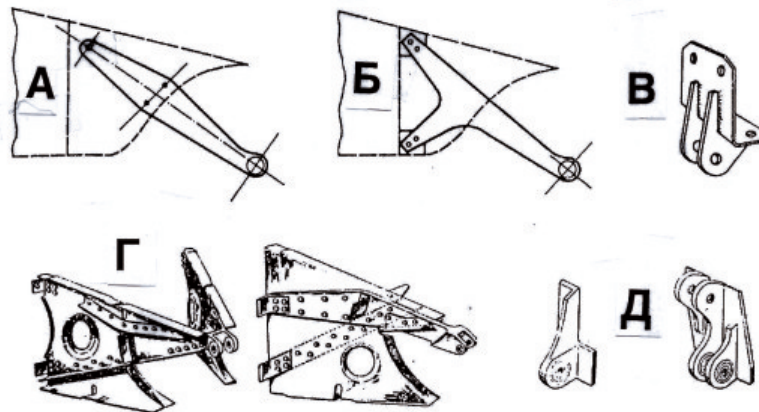
Со елероните во неутрална позиција крилото на надворешната страна на свртувањето развива поголем узгон од спротивното крило поради поголемата брзина; ова има тенденција да предизвика авионот да продолжи со вртење околу надолжната оска (roll). Кога еднаш е постигнат саканиот агол на наклонот (angle of bank), т.е. износот на степените на ротација околу надолжната оска ( $x-x$ ), пилотот треба да го користи спротивниот елерон за да го спречи континуираното вртење на авионот околу надолжната оска поради разликата во узгонот по распонот на крилата. Пилотот, исто така, користи мал отклон на кормилото во иста насока како и свртувањето, за да го избегне моментот  $M_z$  и да предизвика "координирано" свртување. За оваа цел авионот поседува инклинометар, т.е. либела со топче, во закривено стаклено цевче на координаторот на свртувањето, кој индицира кога е достигната координација на свртувањето.

**Поврзување на крилцата со крилата.** По правило, крилцата се монтираат **шарнирно** на излезниот раб и на надворешните делови на крилото (сл.2.73) за да се постигне што поголем крак на спрегата за завртување на авионот околу надолжната оска. Од прикажаните комбинации на сл.2.73, решението под реден број 2 во аеродинамички поглед е најефикасно.



Сл.2.73 Локација, прицврстување и завршок на типично крилце

Шарнирната врска овозможува извесна ротација на командната површина на крилцето за определен агол нагоре или надолу. Други елементи кои овозможуваат ваква врска, покрај наведените шарнири, се и разни **конзоли** (на крилата) во кои се набиваат специјални **лежишта со тркалање** (воздухопловен тип) и **окови поврзани со структурата на крилцето** (сл.2.74).



**Сл.2.74 Носачи за лежишта на крилца:**

А, Б, В - конзоли кои се поврзуваат со крилото; Г и Д - окови непосредно поврзани со крилце

## 2.2.16 Динамички аероеластични проблеми кај крилцата и кај другите елементи на структурата

**Вибрациите** на одделните делови на авионот претставуваат појава на периодично променливи мали деформации, како последица на дејството на периодично променливите оптоварувања. Појавата на вибрации е поврзана со функцијата на авионот и секогаш настанува како последица на конкретниот работен процес.

Кај крилата, на пример, вибрациите настануваат како последица на променливите аеродинамички сили (од турбуленцијата, густината на воздухот, брзината, G-оптоварувањето, положбата на тежиштето, масата, формирањето ударни бранови кај суперсоничните авиони итн.), а кај моторот вибрациите се последица на работните тактови на енергетските циклуси во цилиндрите итн. **Вибрациите секогаш се штетни** бидејќи ја намалуваат или дури ја загрозуваат (во случај на поклопување на зачестеноста на промените на надворешно периодично променливите оптоварувања и фреквенцијата на сопствените осцилации на авионот или на некој негов дел настапува резонанција) работната способност на авионот, а предизвикуваат и непријатности за пилотот, екипажот и патниците. Интензитетот на сопствената фреквенција на конкретен дел од авионот зависи од неговата крутост, од масата и од моментот на инерција. Конструкторите и производителите водат сметка, комбинирајќи ги овие елементи, сопствената фреквенција да ја држат многу под или многу над вредностите на зачестеноста на надворешното оптоварување.

**Елиминирање на вибрациите** може да се изведе на повеќе начини: со прецизна изработка и со добро урамнотежување на деловите кои изведуваат движења, со примена на разни видови амортизери, со елиминирање на периодично променливите сили (ако тоа е воопшто можно).

Модерните авионски структури, пред сè командните површини, како елероните и кормилата, не се сосема крути, а од друга страна, сите посредни командни елементи кои водат до нив (потисни прачки, упорници, шарнири, разни посредници, преносни лостови на командите, сајли, клацкалки, завртки и лежишта) на системот му додаваат дополнителна доза на еластичност. И токму тука е изворот на проблемот.

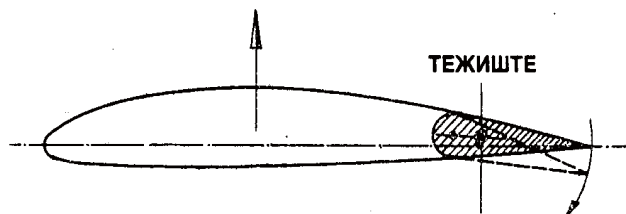
**Аероеластични феномени** се јавуваат кога еластичните деформации на некој елемент од структурата побудуваат промена на аеродинамичките сили. Дополнителните аеродинамички сили предизвикуваат зголемување на почетните

деформации на структурата, кои со повратна врска (feed back) водат кон уште поголеми аеродинамички сили. Оваа интеракција може да се намалува сè додека се постигне услов на рамнотежа, но може да се зголемува и **до лом**.

**Флатер (Flutter)** е резонанција на структурата која се случува кога фреквенцијата на еластичните деформации на структурата (т.е. сопствената фреквенција) ќе се поклопи со фреквенцијата на применетото аеродинамичко оптоварување. Иако пилотите под поимот флатер главно подразбираат **флатер на крилца**, тој може да настане и на трупот, на стабилизаторите, на кормилото за правец, на крилата, дури и на елисата. Секоја структура на авионот има сопствени еластични својства и, ако се изложи на вистински тип на стимулација, може да дојде во резонанција, или да стимулира резонанција на другите структури, дури иако на прв поглед двете структури не се во никаква релација.

Флатерот, како изразит пример на аероеластичен динамички феномен, е самостартувачка вибрација која настанува кога една носечка површина (на пример, крило) се деформира од променливо аеродинамичко оптоварување. Штом оптоварувањето ќе се намали, ќе се намали и деформацијата, при што се воспоставува иницијалниот облик и иницијалната состојба оптоварување-деформација. Со нова промена на иницијалното (редовното) аеродинамичко оптоварување циклусот стартува повторно, и така непрекинато за време на летот. Со одржување на променливоста на оптоварувањето се одржува и соодветна циклична промена на деформациите, т.е. делот почнува да вибрира.

Во случај на конструкција на обично крилце чие тежиште (CG) лежи зад оската на ротацијата, при извесни осцилации на крилото во вертикална рамнина (ако авионот се оптовари со G или крилото се тресе горе-долу), односно при соодветна акцелерација на крилото, елеронот ќе сака да го следи ова движење. Но, поради инерцијата на масата на самото крилце, тоа има тенденција да доцни по главното движење на предната крута конструкција на крилото. На тој начин, при движење на крилото нагоре, крилцето заостанува (па се чини како тоа да оди надолу) и ја менува кривината на основниот аеропрофил на крилото, што создава дополнителен узгон, а овој дејствува на крилото во смисла на зголемување на иницијалниот уклон на свиткување, т.е. ја зголемува амплитудата на осцилирањето.

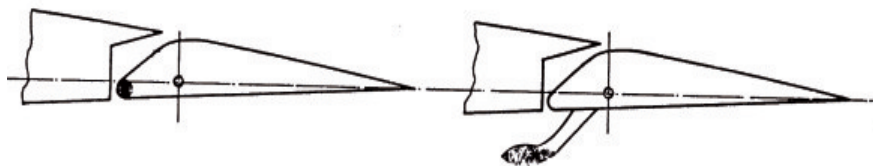


**Сл.2.75 Механизам на појавата на флатер (мавтање) на крилце**

Повеќекратното повторување на оваа ситуација доведува до појава на опасни вибрации, познати под името флатер (flutter) или мавтање на крилцето, или, во случај на пренесување на вибрациите, и на крилото. Под влијание на флатерот можно е да дојде до кршење на крилцето, на неговите носачи, како и на врските со крилото, па и на самото крило. Кај лесните авиони оваа опасност се избегнува со **компензација** на крилцата.

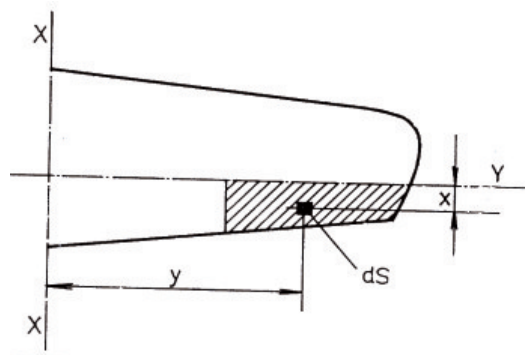
**Компензација на крилца.** При опишаниот начин на врска на крилцето со крилото тежиштето на **обичното крилце** (CG) лежи зад оската на вртењето што, под определени услови, може да создаде многу непријатни и опасни вертикални осцилации наречени **флатер**. Елиминација на оваа опасност се изведува со **статичка** или со **динамичка компензација**.

Кај **статичката компензација** масата на крилцето се распоредува така што тежиштето паѓа во вертикалната рамнина што минува низ оската на вртењето или, уште посигурно, малку пред таа оска. Ова, обично, се изведува со додавање дополнителна маса (профилирани оловни ленти-тегови) во нападниот раб, по должината на распонот на крилцето, а пред неговата обртна оска, или, по потреба, и на посебно издаден лост (сл.3.56). Статичката компензација со цел спречување на појавата на флатер се изведува 100%.



Сл.2.76 Статичка компензација на крилце

За целосно обезбедување на крилцето од појавата на флатер, потребно е да се изведе и целосна **динамичка компензација** што, искажано со јазикот на математиката, се сведува на изедначување со нула на центрифугалниот момент на инерцијата на крилцето во однос на оската на симетрија на авионот (X-X) и оската што минува низ лежиштата на крилцето (Y-Y).



Сл.2.77 Динамичка компензација на крилце

**Најлесен** облик на флатер е појавата на **брмчење** на авионската структура, а пилотот може, гледајќи низ прозорецот на кабината, да го забележи интензивното мафтање на крилцата. Најсилна варијанта на флатер е појавата на резонанција, која не може да се контролира, се развива со голема брзина и предизвикува сериозни оштетувања или деструкција (уништување) на авионот.

Флатерот, како посебен аеродинамички проблем може да се случи и на други инженерски структури, не само кај авионите.

Познат пример на феноменот торзионен флатер е колапсот на големиот мост Tacoma Narrows Bridge во САД.

**Како да се избегне флатерот?** Една од благодатите на сертифицираните авиони е што кај нив е извршено тестирање на флатер на вистински начин, со симулирање услови за негова појава на земја, и со прецизно мерење со помош на софистицирани инструменти. Производителите го оптоваруваат авионот што се тестира, го изложуваат на вибрации до кршење, и анализираат што сè притоа се случува. Со ова тестирање се утврдува корелацијата помеѓу резонантните фреквенции на одделните елементи на структурата и на одделните брзини, а тоа се публикува во прирачници. Секоја **модификација во системот за командување** (менувањето на распоредот на масите или крутоста на некоја од компонентите може да предизвика флатер на друга компонента која, на прв поглед, се чини дека со првата не е во никаков однос) носи со себе голем безбедносен ризик.

**Сите наведени односи, како и условите за статичка и динамичка компензација на крилцето, во целост важат и може да се применат и на другите командни површини, како што се кормилата за висина и за правец.**

На крај, да споменеме дека тренд во современата наука за конструирање е извршувањето повеќе функции со ист дел. Така, можни се и разни комбинации на командните површини, при што единствената или единичната површина служи за извршување на две цели. На пример **flaperon** е комбинација на флап (заткрилце) и елерон (крилце), **spoileron** е комбинација на спојлер (интерцептор) и елерон, **elevon** е комбинација на елерони и кормилото за висина (elevator) и, најпосле, **taileron** е комбинација на хоризонтален и вертикален стабилизатор. Наведените комбинации главно се застапени кај модерните борбени и транспортни млазни авиони, а овде само се споменуваат. Но, никој со сигурност не може да тврди дека некое од овие решенија нема наскоро да се примени и кај другите авиони. Најпосле, многу решенија применети кај воените авиони, по некое време на ексклузивна примена и афирмација, доживуваат примена и во цивилната авијација.

### 2.3 Анализа на опашните површини на голем воздухоплов

Опашни површини, склоп на опашка или едноставно опашка, всушност, е задниот дел на телото на авионот (сл.2.78), кој се состои од неподвижен дел - вертикален стабилизатор и хоризонтален стабилизатор, на кои се прицврстени подвижните аеродинамички површини - кормилата за правец (rudder) и висина (elevator). Изгледот, конструкцијата и начинот на функционирање на опашните површини кај голем патнички авион се идентични со оние на кој било авион.



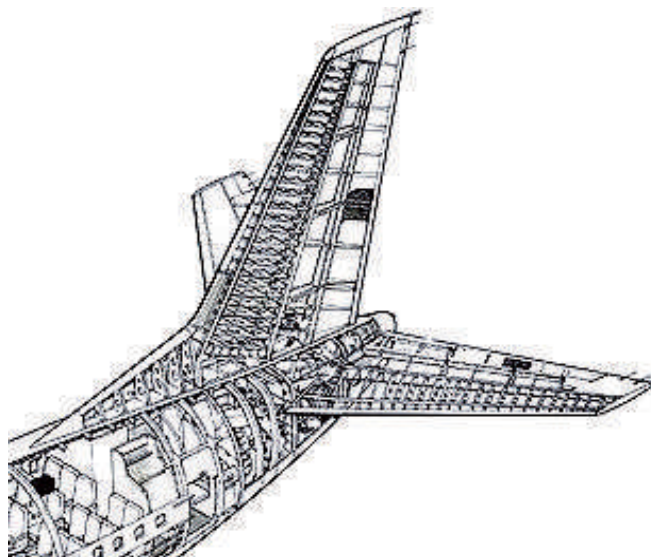
**Сл.2.78 Општ изглед на опашните површини на патнички авио Airbus A-320**

Улогата на опашката е на авионот во лет да му дава стабилност (стабилизатори) и да обезбедува командување (кормила) за свртување околу напречната оска (pitch) и околу вертикалната оска (yaw). Опашните површини се **командни површини** (како и крилцата).

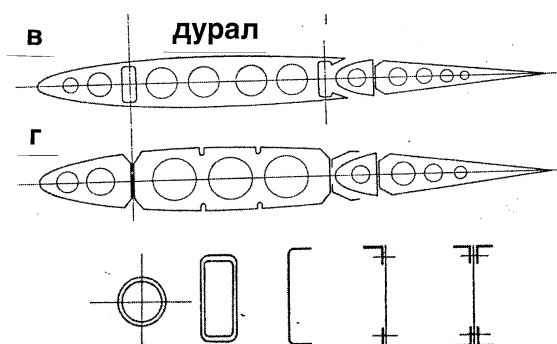
Кормилото за правец е подвижна аеродинамичка површина која обично се користи за свртување на авионот, во комбинација со крилцата (елероните).

### 2.3.1 Структура на опашните површини

Структурата на опашните површини во принцип е иста како онаа на крилата, при што стабилизаторот одговара на конструкцијата на крилото, додека кормилото во сè одговара на конструкцијата на крилцата. Овде се среќаваат истите конструктивни елементи како и кај крилото: раменици, ребра, носечка оплата, окуви и врски. Кај големите патнички авиони, за изработка на склопот опашка се користат дурал и композити.



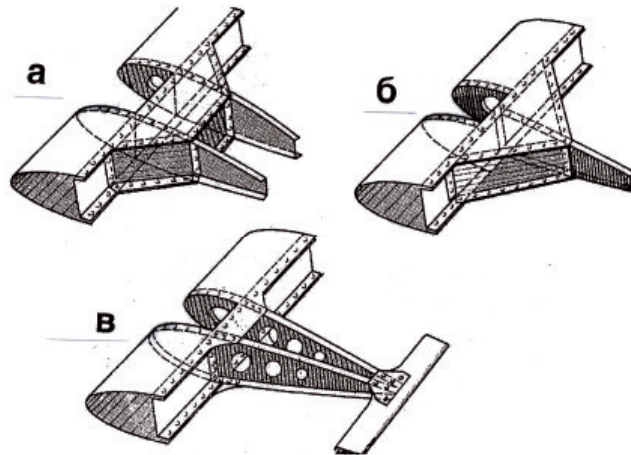
Сл.2.79 Структура на опашка на голем авион со метална конструкција



Сл.2.80 Конструктивни елементи за опашни површини:  
в и г - дурални ребра (горе) и напречен пресек на рамениците (долу)

Хоризонталниот и вертикалниот стабилизатор обично имаат по два раменика, а кормилата само по еден. Притоа, потребната торзиона крутост на кормилото се обезбедува со формирање торзиона кутија составена од единствениот раменик и крутата кора што оди од горниот појас на раменикот, формира нападен раб, се враќа на долниот појас на раменикот и преку неговото ребро се затвора со горниот појас.

На местата каде што шарнирната врска на кормилото се врзува со него, потребно е да се пресече носечката кора од торзионата кутија за да може да помине конзолата што го носи лежиштето, со што се создава дисконтинуитет на кутијата. Овој дисконтинуитет се компензира со премостување на ослабеното просечено место на еден од начините на сл.2.81: во позициите **а** и **б** - загубениот пресек е надополнет со нов елемент кој не е послаб од основниот; во позицијата **в** - загубениот пресек е заменет со поврзување на излезните рабови на крајните ребра на усекот.



**Сл.2.81 Компензирање на дисконтинуитетот на торзионата кутија на кормилото со премостување на ослабеното место**

Прицврстувањето на кормилото на задниот раменик на стабилизаторот се изведува преку специјално обликувани носачи - окови, во кои се набиени тркалачко лежиште и соодветна виљушка за врска.

Оковите и приклучоците на опашните површини се речиси **идентични** со оние кај крилата, само се помали и послаби.

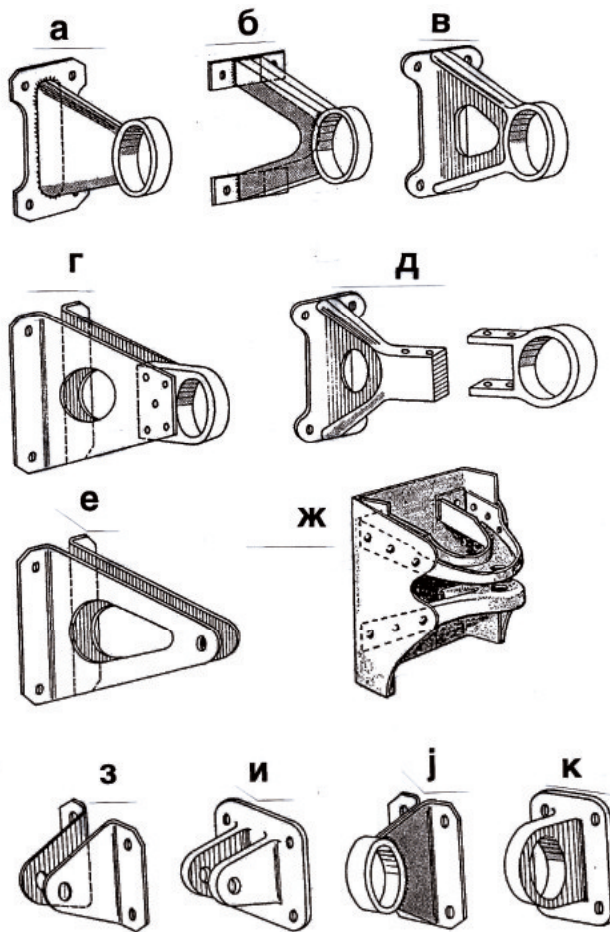
Во воздухопловството важи правилото: секое самостојно кормило, заради сигурност, да има најмалку три лежишта. Применуваните лежишта се тркалачки воздухопловни. Тие се монтираат во посебни окови-носачи (сл.2.82). Комплетот оков-носач на лежиштето се состои од два дела: едниот го содржи набиеното лежиште, а другиот е соодветна виљушка за врска која влегува во тоа лежиште. На сл.2.82, се истакнува позицијата **ж** која, покрај нормалната радијална моќ на носење, носи и во аксијална насока па се користи за потпирање на вертикалното кормило.

Проблематиката за **флатер** на крилце, обработена во главите 1.4.7 и 2.2.16, во целост се однесува и на кормилата. Механизмот на создавање вибрации, последиците од нивното дејство и патиштата за нивно одбегнување се идентични.

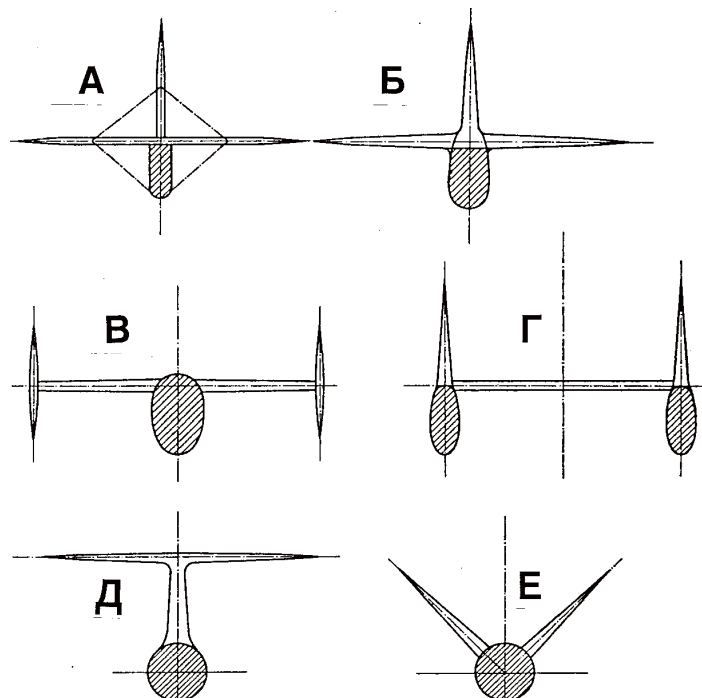
**Аеродинамичка компензација.** Манипулацијата со командните површини, под одредени услови (големи брзини и големи маси на авионот), може да биде заморна и да ги надминува физичките можности на пилотот. За надминување на оваа тешкотија се настојува да се намали **погонскиот аеродинамички момент** околу шарките на кормилата. Обично се применува таканаречена аеродинамичка компензација на крилцата која се изведува со специјално профилирање на нападниот раб и со поместување на оската на ротацијата наназад, кон излезниот раб на крилцето, и поблиску до нападната линија на аеродинамичката сила. На тој начин аеродинамичката сила зад обртната оска со еден дел се урамнотежува со силата пред обртната оска.

Аеродинамичката компензација за растоварување на силите на пилотската палка никогаш не се изведува 100%, за да може пилотот секогаш да ги чувствува командите на палката.

За поефикасно аеродинамичко растоварување на пилотската палка од дејството на продолжените оптоварувања и за полесно управување, на излезниот раб на кормилото за висина (на некои авиони и кормило за правец) може да се постави **реглажен компензатор** (trim tab) или **реглажен лим**.



Сл.2.82 Примери за окуви на носачи на лежишта на кормилата



Сл.2.83 Типични видови диспозиции на опашни површини:

А-површини изведени од тенки аеропродили и меѓу себе споени со затеги од жица; Б-стандардна современа концепција; В и Г-диспозиции со удвоени кормила за правец; Д-диспозиција за млазен погон со мотор во труп; Е-концепција со две командни опашни површини



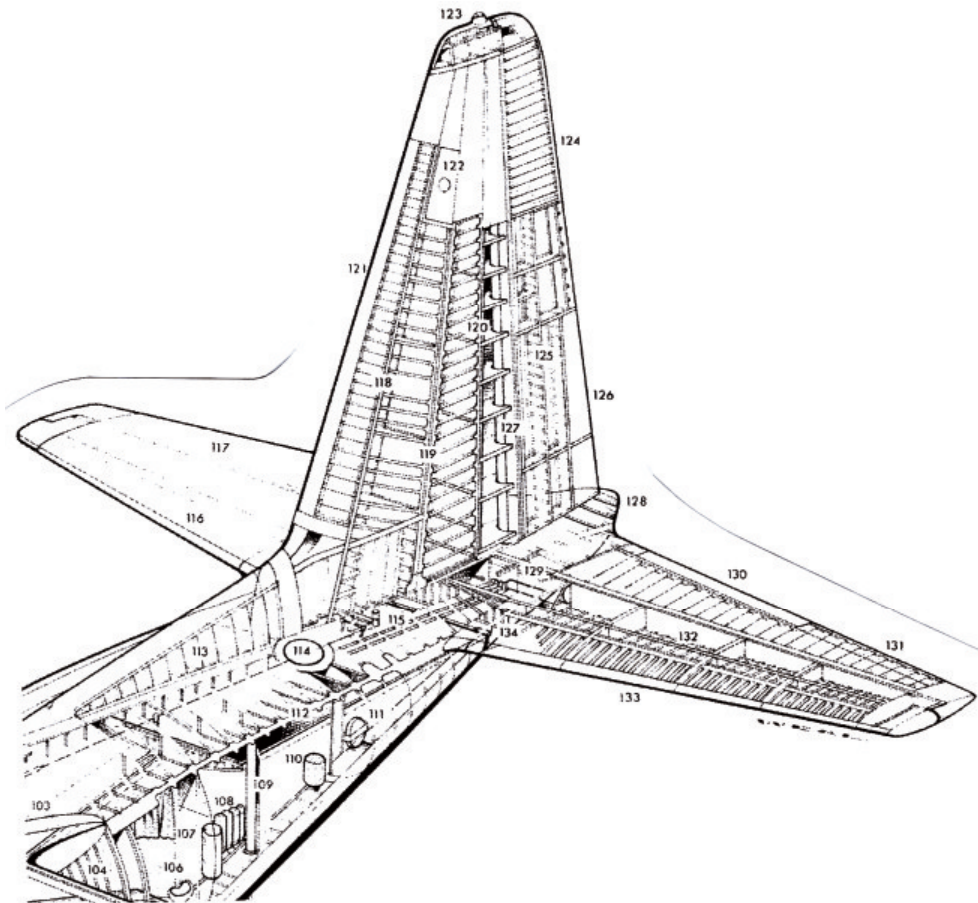
Кај авионите масовно се применува класичната концепција на опашните површини (сл.2.78, 2.79 и 2.85). Се разбира, постојат и се во употреба и други диспозиции на опашните површини (сл.2.83).

Во случај на примена на потенки аеропрофили, стабилизаторите може да се поврзат со затеги или да се потпрат со упорници.

Вреди да се спомнат и други решенија на овој склоп кои засега се применуваат само кај брзите авиони: **stabilator** (цел подвижен хоризонтален стабилизатор, т.е. all-flying tailplane), **ruddervator** (комбинација на кормило за правец и кормило за висина) во форма на **V-tail** (позиција **Е** на сл.2.83), **T-tail** (позиција **Д** на сл.2.83), т.е. хоризонтален стабилизатор поставен високо на врвот на вертикалниот стабилизатор.

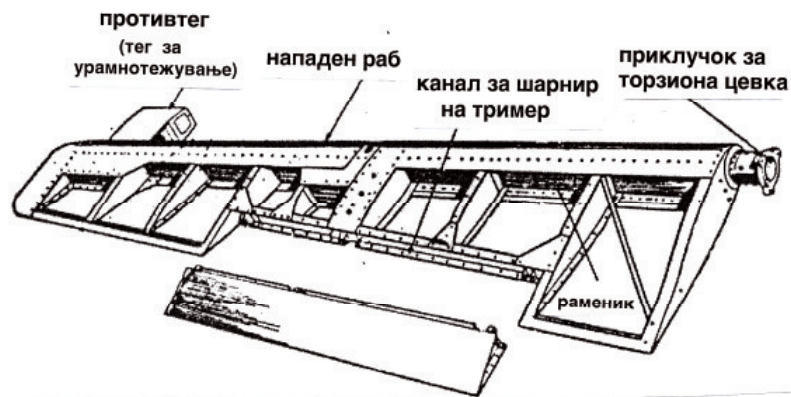
### 2.3.2 Примери на изведени конструкции на опашката

На сл.2.84 е прикажана комплетната опашка на авионот C-130 Hercules. Лесно се забележува дека структурата на овој голем авион, во принцип, **е иста** со градбата на значително помали летала.



**Сл.2.84 Структура на опашните површини на голем авион (Lockheed C-130):**

116-десен хоризонтален стабилизатор; 117-десно кормило за висина; 118-помошен раменик на вертикалниот стабилизатор; 119-главен раменик на вертикалниот стабилизатор; 120-опашен раменик на вертикалниот стабилизатор; 121- нападен раб на вертикалниот стабилизатор; 122- антена; 123- ротирачки светлосен фар против судир; 124-кормило за правец; 125-структура на кормилото; 126- тример на кормилото за правец; 127- преден раменик на кормилото за правец; 128- опашен конус; 129- врски на системот на команди на кормилото за висина; 130-тример на кормилото за висина; 132-внатрешна структура на хоризонталниот стабилизатор; 133-нападен раб на хоризонталниот стабилизатор



Сл.2.85 Структура на хоризонталното кормило

### 2.3.3 Реглажи и компензации на опашните површини

Кај некои авиони, транспортни и воени, во текот на експлоатацијата, па дури и во еден ист лет, се случуваат поголеми промени на центражата. Во таков случај практично е невозможно целата опашка да се приспособи толку добро за да може да ги задоволува сите можни променливи услови на летот. Се јавува потреба за одредени корекции на геометријата на опашните површини. Во зависност од тоа на кој дел тие се спроведуваат, на располагање се:

- промена на основната реглажа на стабилизаторот и
- аеродинамичка компензација на кормилата.

#### 2.3.3.1 Реглажа на стабилизаторите

Станува збор за случај во кој пилотот, преку соодветна команда, врши **промена на монтажниот нападн агол** на стабилизаторот во тек на летот. Кај помалите авиони оваа реглажа се изведува мануелно, со помош на челични кабли или со синџир. Кај поголемите авиони се применува хидрауличен или електромоторен погон.

#### 2.3.3.2 Аеродинамичка компензација

Се изведува со цел **намалување** на погонскиот аеродинамички момент околу шарнирите на кормилото. Практично таа се сведува:

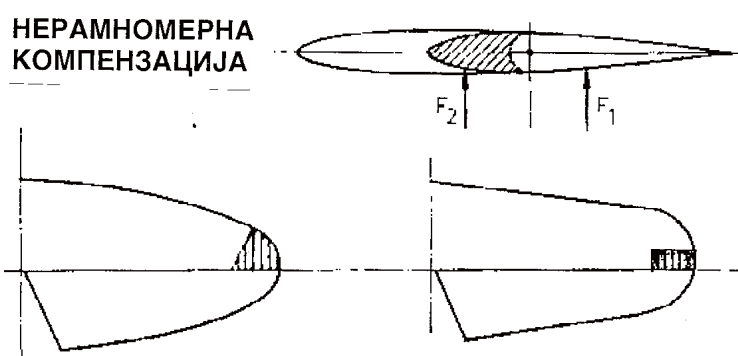
- на поместување на нападната точка на резултантната аеродинамичка сила на потисок на кормилото, поблиску до оската на шарнирот, или
- на поместување на оската на шарнирот наназад, поблиску до нападната точка на потисокот.

Врз основа на вака дефинираната аеродинамичка компензација, во практиката се среќаваат три вида аеродинамички компензации: **нерамномерна, рамномерна и тримерска**.

**Нерамномерна аеродинамичка компензација.** Оваа компензација се состои во продолжување на тетивите на надворешните краеве на кормилото, односно во зголемување на рабната површина на кормилото која лежи пред шарнирната оска околу која тоа осцилира (оска на ротацијата), додека самата оска на ротацијата лежи во центарот на полукругот на нападниот раб на кормилото.

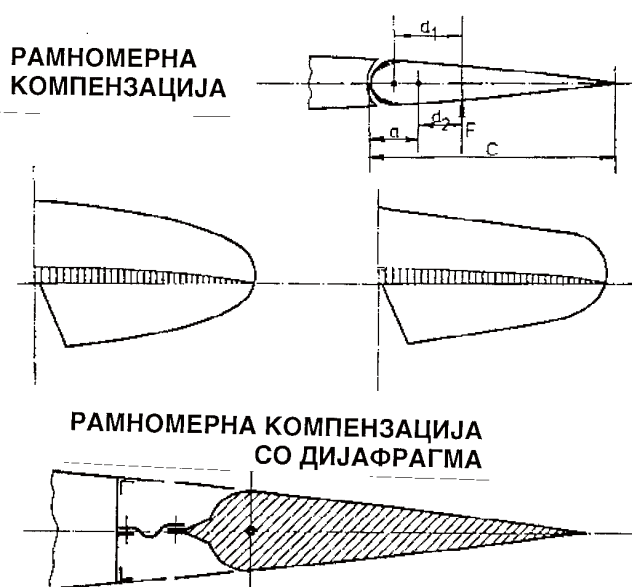
Во аеродинамичка смисла оваа компензација е неповолна за авиони со поголеми брзини, бидејќи силно го попречува правилното струење на воздухот околу краевите, со што го зголемува аеродинамичкиот отпор. Добра особина на ова решение е што со него се намалува потребниот контратег за динамичка

компензација на кормилото. Од таа причина ова решение не е сосема напуштено и се користи главно кај лесните авиони.



**Сл.2.86 Нерамномерна аеродинамичка компензација**

**Рамномерна аеродинамичка компензација.** Оваа компензација се состои во поместување на оската на ротацијата на шарнирите од нападниот раб на кормилото, наназад кон нападната точка на аеродинамичкиот потисок.

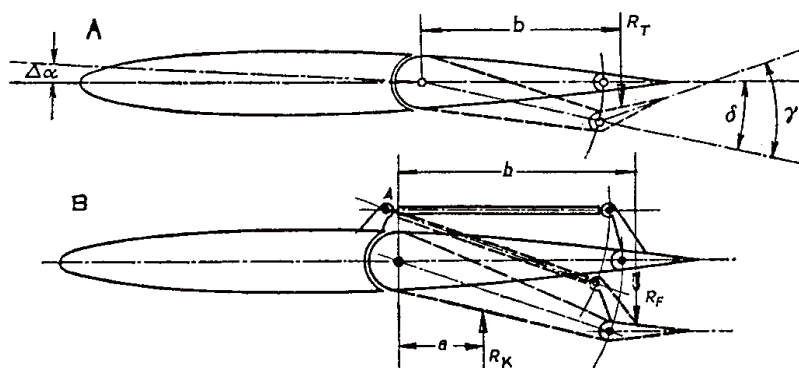


**Сл.2.87 Рамномерна аеродинамичка компензација**

Големината на оваа компензација треба да биде умерена, така што ни при најголем агол на отклон на кормилото, неговото чело, односно нападниот раб, да не излезе надвор од контурата на основниот аеропрофил на опашката.

**Тримерска аеродинамичка компензација.** Тримерите се мали аеродинамички површини вградени во излезниот раб на поголема командна површина (кормило за висина, кормило за правец, т.е. elevator, rudder). **Аголот на тримерот** ( $\gamma$ ) во однос на поголемата површина може да се приспособува (**дотерува**), со цел **анулирање** на аеродинамичките сили и стабилизирање на авионот во саканата положба, без потреба пилотот непрекинато да дејствува врз командите.

Со други зборови, кога е вграден на командна површина (кормило за висина или правец), тримерот овозможува пилотот лесно да ја дотерува позицијата на командната површина и да ја неутрализира големата аеродинамичка сила што таа ја создава, дејствувајќи како еден вид **аеродинамичка сервокоманда**. Основната шема и принципот на дејствувањето се прикажани на сл.2.88.



Сл.2.88 Основна шема и принцип на дејство на тример

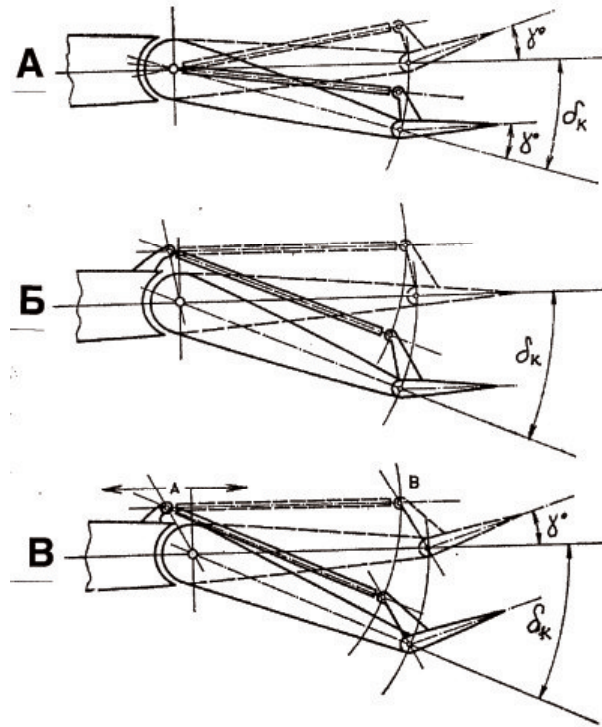
Со отклонување на тримерот од неутрална положба за агол  $\gamma$  (позиција А на сл.2.88), на него се создава аеродинамичка сила  $R_T$  која со своето дејство предизвикува завртување на кормилото за агол  $\delta$ , а тоа, по своето крајно аеродинамичко дејство, е еквивалентно на извесна промена на нападниот агол на стабилизаторот  $\Delta\alpha$ . Со ова како да е извршена промена на монтажниот агол на стабилизаторот, односно извршена е негова **реглажа**.

Позицијата В на сл.2.88 е сосема поинаква. Во овој случај тримерот и стабилизаторот се поврзани со паралелограмска кинематичка врска, со што е обезбедено тримерот во секоја положба на кормилото да останува паралелен на својата почетна положба. Поради тоа, при завртување на кормилото за определен агол  $\delta$ , тримерот добива аеродинамичка сила ( $R_F$ ) која дејствува во насока на саканото завртување на командната површина, а спротивно на реакцијата на кормилото  $R_K$ . На тој начин, на погонскиот момент околу шарките  $R_K a$  му се спротивставува моментот на тримерот  $R_F b$ . Силата ( $R_F$ ) е навистина многу помала од силата  $R_K$ , но затоа нејзиниот крак  $b$  е многу поголем од кракот  $a$ , така што оваа комбинација дејствува како многу ефикасно растоварување на погонскиот момент. Овој тип компензатор се нарекува флетнер (**Flettner**).

Можни се комбинации на диспозицијата А и диспозицијата Б во В (сл.2.89), при што се постигнуваат оптимални резултати во компензирањето на погонскиот момент на командите, и зголемување на стабилноста на летањето.

Голем број авиони имаат тримери на нивните кормила за висина, што е едноставен метод за обезбедување стабилизација околу напречната оска. Тримерот на кормилото за висина го ослободува пилотот од перманентно нагодување на команди за исправање (pitch controls). За дадена брзина или за распределба на тежините, пилотот, со нагодување на надолжната команда на тримерот, постигнува намалување или дури елиминирање на командните сили. Кога командата на тримерот (често пати во облик на тркало) е завртена напред, носот на авионот се спушта надолу, и обратно, ако тркало на командата на тримерот се задвижи наназад, опашката станува "тешка". Кај поновите авиони често се применува електрично командување со тример.

Многу авиони имаат тримери на кормилото за правец или на крилцата (елерони). Некои авиони имаат крут тример на кормилото за правец, кој може да се дотерува со свиткување на земја. Обично, тој се завртува благо надесно, со што се намалува потребата пилотот непрекинато да го турка неговиот педал за да ги совлада тенденциите за свртување на авионот. Употребата на тримерите значително ги намалува напорот и ангажирањето на пилотот, така што неговото внимание може да се фокусира на други задачи.



**Сл.2.89 Начини на дејство на тример:**

А-реглажен компензатор;Б-погонски компензатор Flettner ; В-комбиниран компензатор

**Статичка и динамичка компензација.** Опашните површини составени од стабилизатор и подвижна командна површина-кормило, во сè наликуваат на случајот крило-крилце, опишан во претходните излагања. Сè што е таму речено важи и во случајот стабилизатор-кормило, па и за статичката и за динамичката компензација на опашните подвижни командни површини. И овде компензацијата ќе биде изведена со **вградување контратегови** за нерамномерната компензација, односно контратегови во облик на тркалезни прачки во самото **заоблување на нападниот раб на кормилото**, за рамномерната компензација. Во случаи кога вградувањето на теговите за компензација во самото кормило, од која било причина, е неповолно или недоволно, тие може да се вградат, на погоден начин, во облик на контратегови во самиот труп.

### 2.3.4 Надолжно управување, напречно управување, управување по правец

Авионот (голем или мал сеедно) како подвижен објект во простор мора да е способен да ја контролира својата положба и да управува со неа според потребите на летот и желбите на пилотот.

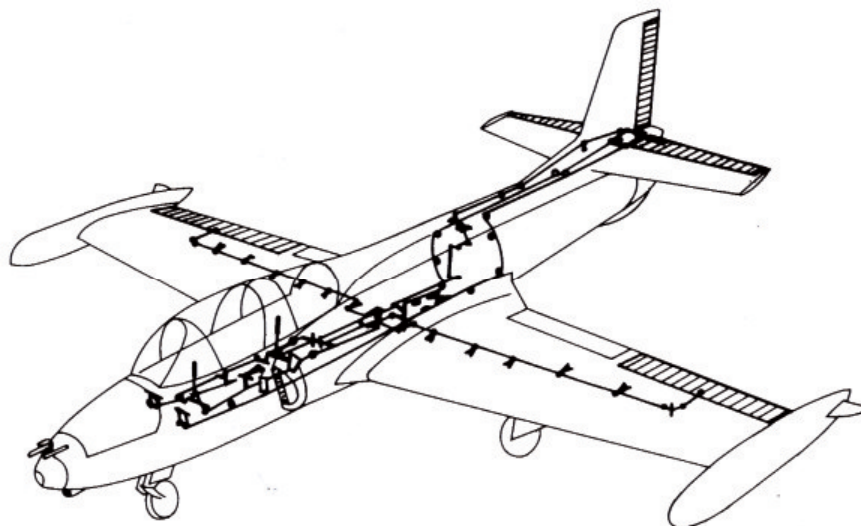
Знаеме дека трите оски на авионот околу кои тој може да се движи се: **надолжната, напречната и вертикалната оска**. Управување на авионот околу овие три оски се изведува со систем на команди за летање. Всушност, со системот на команди за летање се управува со движењето и со отклонот на **командните површини**.

### 2.3.5 Управувачки системи на големи воздухоплови

Класичниот систем на команди за летање се состои од: командни површини, соодветни команди во пилотската кабина (кабински команди - Cockpit controls), спојните врски на системот и потребните оперативни механизми за командување со курсот на авионот во лет.

Командите на моторот на авионот, исто така, се сметаат за команди на летање бидејќи со нив се менува брзината на летањето.

Командните површини (крилце, кормило за правец и кормило за висина) се објаснети во претходните глави. Овде ќе зборуваме, главно, за командите во пилотската кабина и за спојните врски кои се протегаат по должината на крилото и по должината на трупот, и тоа од командите во пилотската кабина до извршните командни површини. Принципиелна конструкција и распоредот на овие команди во авионот се дадени на сл.2.90, и тие во целост одговараат за сите авиони, независно од нивната големина, доколку се работи за класични механички или хидраулично-механички системи на команди.



**Сл.2.90 Општ изглед на класичен систем на команди за летање**

Главните или **примарни** команди за летање (кормило за висина, елерони и кормило за правец) се активираат од пилотската кабина, обично преку еден интерен систем на кабли, лостови, цевки и соодветни тркалца - водилки.

Кабинските команди се состојат од: примарни команди кои обезбедуваат управување со авионот околу трите главни координатни оски во просторот: надолжната (roll axis), напречната (pitch axis) и вертикалната (yaw axis), и секундарни команди, кои на пилотот му овозможуваат попрецизно командување во текот на летот или му го олеснуваат ракувањето:

**-командна палка** - вертикална палка со волан или хоризонтална палка со волан (овде е употребен терминот волан иако таков облик веќе не се користи, туку некоја негова атрофирана варијанта од која останале само два мали сектора во облик на рогови - заради подобра прегледност на инструменталната табла и за намалување на масата), за вртење околу надолжната (roll) и напречната (pitch) оска;

**-ножни команди** (во облик на педали или лостови) за командување со кормилото за правец. Со притискање на левиот педал, кормилото за правец (rudder) се завртува на лево и обратно;

**-команди на погонската група**, кои, во зависност од големината, нејзиниот вид и бројот на моторите, се состојат од команда за гас, команда за смеса, команди за чекор на елисата (доколку е применета), и служат за регулирање на брзината на авионот и силината на моторот. Овие команди пак ќе бидат спомнати во делот кој се однесува на погонската група;

**-секундарни команди** - се состојат од тркало или поинаков уред за командување со тримери на кормилото за висина, правец или елерони, електрични

или механички команди на заткрилцата (wing flaps), преткрилцата, спојлерите, воздушните сопирачки или променливата геометрија на крилата.

Механичкиот систем за пренос на команди од кабинските команди до командните површини е типичен за авионите и се состои од (сл.2.90, 2.91): прачки, цевки, кабли-сајли, тркалца за водење, водилки, лостови и понекогаш синџири. Во системот кабли може да се вградат затегачи за да се овозможи дотерување на нивната затегнатост и да се елиминира појавата на "мртов од".

Командите, без оглед од каков тип се, треба да задоволуваат неколку принципи, како: командување со умерени сили, во затвореното коло на една команда не смее да има зјај и слободен од, насоката на дејството треба да ја следи природната логика, т.е отклонот на палката лево-авионот врти лево, отклонот на палката десно-авионот врти десно, повлекување на палката кон себе-авионот се искачува, туркање на палката од себе-авионот се спушта. Дури и во случај на најсовремени форми на командни површини (ruddervators, flaperons, elevons, V-tail и T-tail) треба да биде запазена логиката на насоката на дејството на командите, за да се избегне конфузија кај пилотот.

Во зависност од застапеноста на одделните елементи во колото на механичкиот систем за пренос, тој може да биде крут, мек и комбиниран. Меките команди се базирани на кабли кои лесно се монтираат и лесно ја следат конфигурацијата на авионот. На местата на скршнување овие команди имаат тркалца од дурал или текстолит со тркалачки лежишта. Слаби страни на меките команди се големото триење и абење на местата на свивање, истегнувањето во текот на работата и краткиот век на траење. Крутите команди се составени од цевки, лостови, оски, водилки и тркалачки лежишта. Овие команди се со сложена кинематика, тешки се за монтажа но имаат голема осетливост, прецизност и долготрајност. Најпосле, комбинираниот систем за пренос ги поседува сите предности и слабости од претходните два система, а составен е и од крути и од меки елементи.

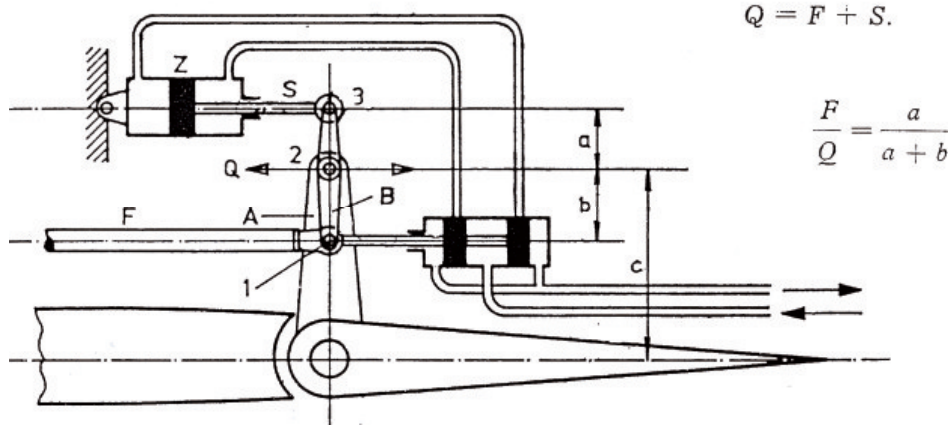
Одржувањето на системот на команди на летањето е од витална важност и може да се довери само на квалификуван и лиценциран персонал. Посебно се нагласува важноста на правилното осигурување на сите навојни врски. Во претполетниот преглед на авионот, пилотот треба совесно да ја провери и состојбата на осигурувањето на елементите на системот за командување.

Конструкцијата на командите треба да е лесна, едноставна, погодна за преглед и поправка и заштитена од оштетувања.

Обично, за заштита на командните површини од прекумерно отклонување во лет и на земја, во структурата на авионот, како и во самиот систем на командите на летањето, се вградуваат ограничувачи (**граничници**), со што физички се лимитираат движењето на командната палка.

Трендот на зголемување на брзините на летањето води кон зголемување на силите потребни за задвижување на командните површини а тоа доведува до замор на пилотот или до неможност физички, со свои сили, да ги совлада нараснатите аеродинамички сили. Решение кај големите авиони е примената на хидрауличен или електричен сервопогон (сл.2.91, 2.92). Кај другите авиони во широка примена се разни тримери, што беа анализирани во претходната глава.

Најпосле, да констатираме дека опишаниот систем на команди на летање е **директен тип**, кај кој командните површини се непосредно механички споени со кабинските команди.



Сл. 2.91 Принципиелна шема на дејство на сервокоманда

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 со збир на паралелни сили: F од пилотската палка и S од сервокомандата. Со иницијално дејство на командниот лост F се активира циркулација на масло под притисок во разводниот цилиндар, кое се разведува кон командниот цилиндар Z кој предизвикува движење на прачката S. 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

### 2.3.6 Компјутеризирани системи за управување со летот

Кај современите воени и кај големите патнички авиони се применуваат команди на летањето со електричен пренос на сигнали (**FBW** т.е. **Fly-by-Wire**) базирани на дигитална техника, бројни сензори и компјутери за процесирање на соодветните сигнали. Очигледно, се работи за сосем нов квалитет на управување со авионот, а не за обична супституција на механичките со електрични команди.

Пилотот во овој случај **управува со движењето на авионот**, а не со движењето на командните површини како кај авионот со класичен систем на команди.

Управување со движењето на авионот значи дека бројни сензори на движењето (брзински жирокопи, давачи на забрзувањето, давачи на нападниот агол) се составни елементи на системот на команди за летање, рамноправно со компјутерите за процесирање на излезните сигнали од сензорите и формирање соодветни управувачки сигнали (команди) за погон на командните површини. FBW системот функционира независно од пилотот, а командата на пилотот добиена со поместување на палката или ножните команди се третираат само како еден од рамноправните влезни сигнали добиени од надворешните сензори.

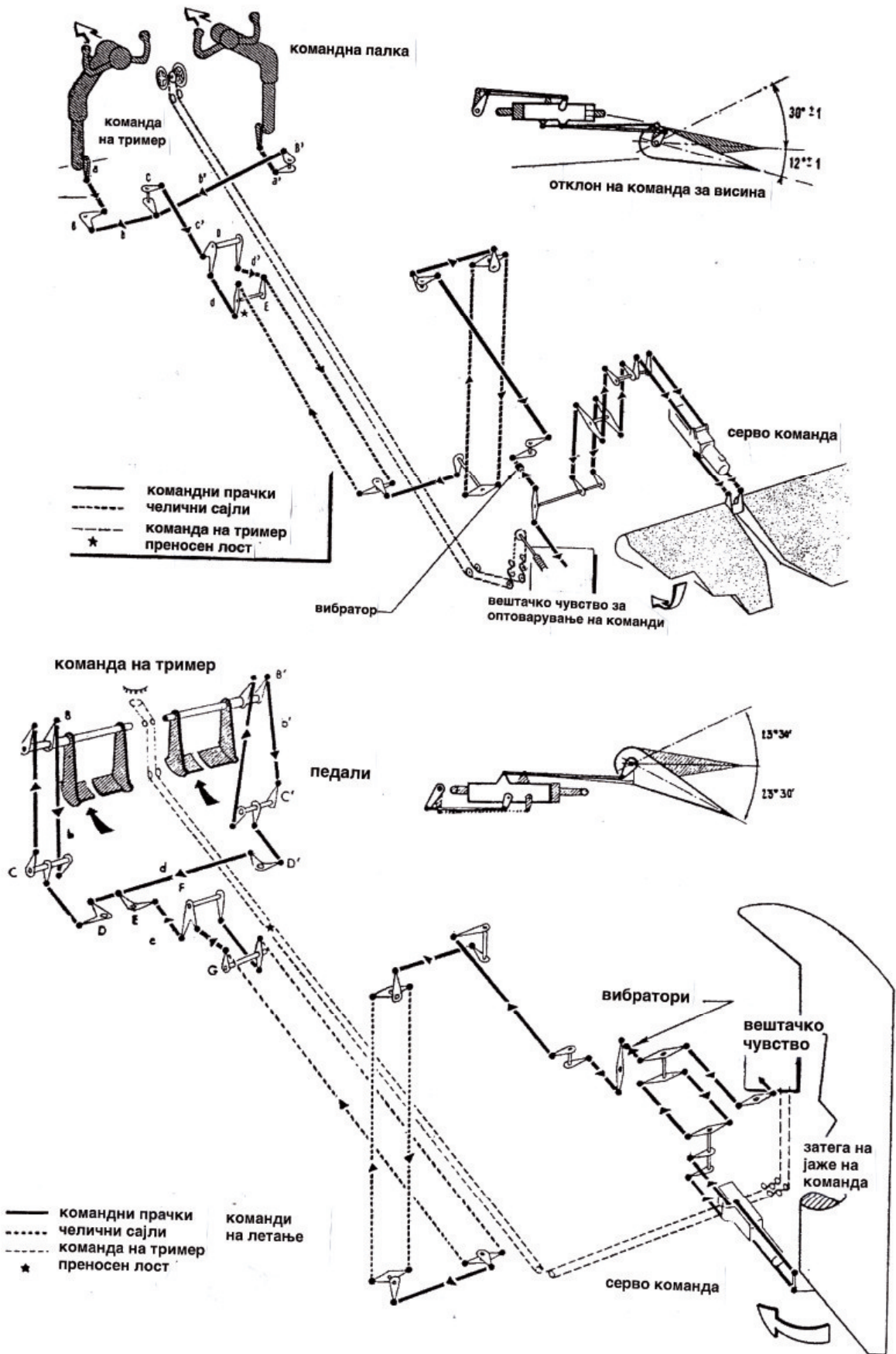
За разлика од класичните команди на летањето, пилотот при поместување на палката и ножните команди не знае која командна површина ќе биде отклонета и во која насока.

За разлика од механичките системи, електричниот пренос на сигнали (команди) ги елиминира лажните сигнали (шумови) од некои структурни или термички деформации, го намалува механичкото триење и влијанието на зјаеви, што сè заедно придонесува за поголема прецизност на управувањето.

FBW системот има многубројни предности над класичниот систем: електричните сигнали се поотпорни на разни можни оштетувања, системот дава големи заштеди во масата, нема потреба од разни контроли и проверки, затинањето на кабината е подобро итн.

Развојот на системот FBW продолжува и понатаму. Клучна улога во тој развој има **софтверот и сервозадвижувачите** на командните површини.





Сл.2.92 Шематски приказ на комплетна диспозиција на класичен механичко-хидрауличен систем на команди за висина и за правец на патнички млазен авион

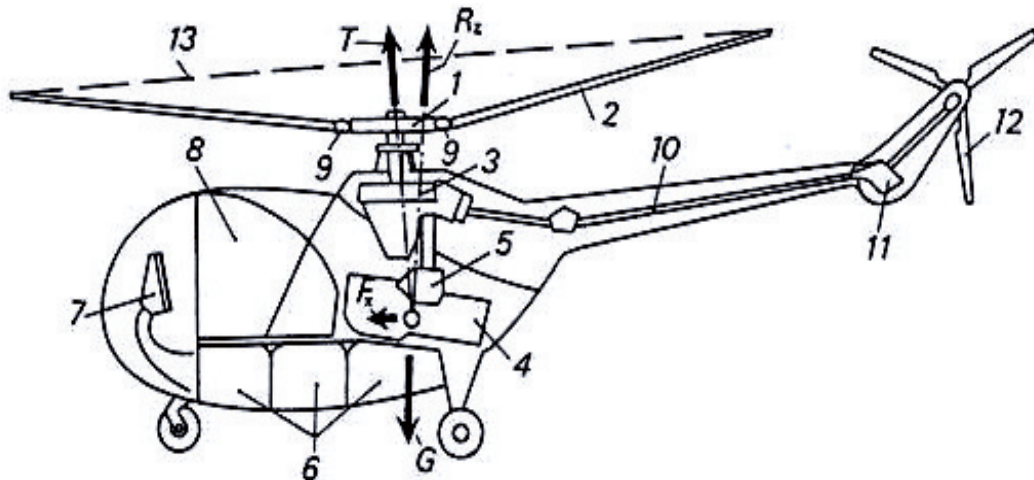
Уште понов е системот **FBL (Fly-by-Light)**, систем на команди со оптички влакна, кој сè уште се наоѓа во фаза на испитување и развој.

Електричните спроводници од системот FBW овде се заменети со оптички влакна кои имаат супериорни особини во поглед на: искрењето и електричните удари, електромагнетната и радиоинтерференцијата и можноста за пренос на поголем број информации.

## **КОНТРОЛНИ ПРАШАЊА**

1. **Кои се главните причини за вградување на уредите за хиперпотисок на крилото на големите патнички авиони?**
2. **Наброј ги елементите на механизацијата на крило.**
3. **Како се делат уредите за хиперпотисок според физичкиот принцип на дејство?**
4. **Објасни го принципот на дејство на заткрилцата.**
5. **Наброј најмалку 4 најчесто применливи типови заткрица.**
6. **Каква е разликата во поглед на извлекувањето на заткрилцата при полетување и при слетување?**
7. **Опиши ги преткрилцата кај голем авион: функција, локација, видови.**
8. **Крилца: дефиниција, локација, конструктивни форми.**
9. **Како се прицврстуваат крилцата за носечката структура на крилото?**
10. **Зошто е потребно крилцата да се компензираат? Опиши ги начините за компензирање.**
11. **Опиши ја структурата на опашните површини кај големи авиони.**
12. **Која е разликата помеѓу стабилизатор и кормило?**
13. **Каков е принципот на дејство на тримерот?**
14. **Во што се состои *FBW*- системот на команди на летање?**
15. **Во што се состои разликата помеѓу системите *FBW* и *FBL*?**

### 3. КОНСТРУКЦИЈА НА УПРАВУВАЧКИ СИСТЕМИ НА ХЕЛИКОПТЕР



**Сл.3.1 Типична конфигурација на современ хеликоптер моноротор:**

1-глава на ротор, 2-лопатка на ротор, 3-главен редуктор, 4-мотор, 5-прв редуктор, 6-резервоари за гориво, 7-инструменти, 8-простор за екипаж, 9-зглобови на лопатките, 10- опашно трансмисионо вратило, 11-опашен редуктор, 12-опашен ротор, 13-рамнина на врвовите на лопатките, G-тежина, Rz-узгон, Fx-влична сила, T-резултанта на роторот

#### 3.1 Команди на хеликоптерот и нивната разместеност

Вообичаено е седиштето на пилотот да се наоѓа на десната страна во кабината, а на копилотот на левата страна. Пред пилотот се наоѓа пилотската палка, на левата страна рачка за колективна промена на чекорот и команда за промена на бројот на вртежите на погонската група (тие се обично поврзани). Во некои конструкции на хеликоптери постои автоматска промена на режимот на погонската група со промената на колективниот чекор.

Ножните лостови или педалите, како и кај авионот, служат за одржување на правецот. Овие педали се наоѓаат пред пилотот.

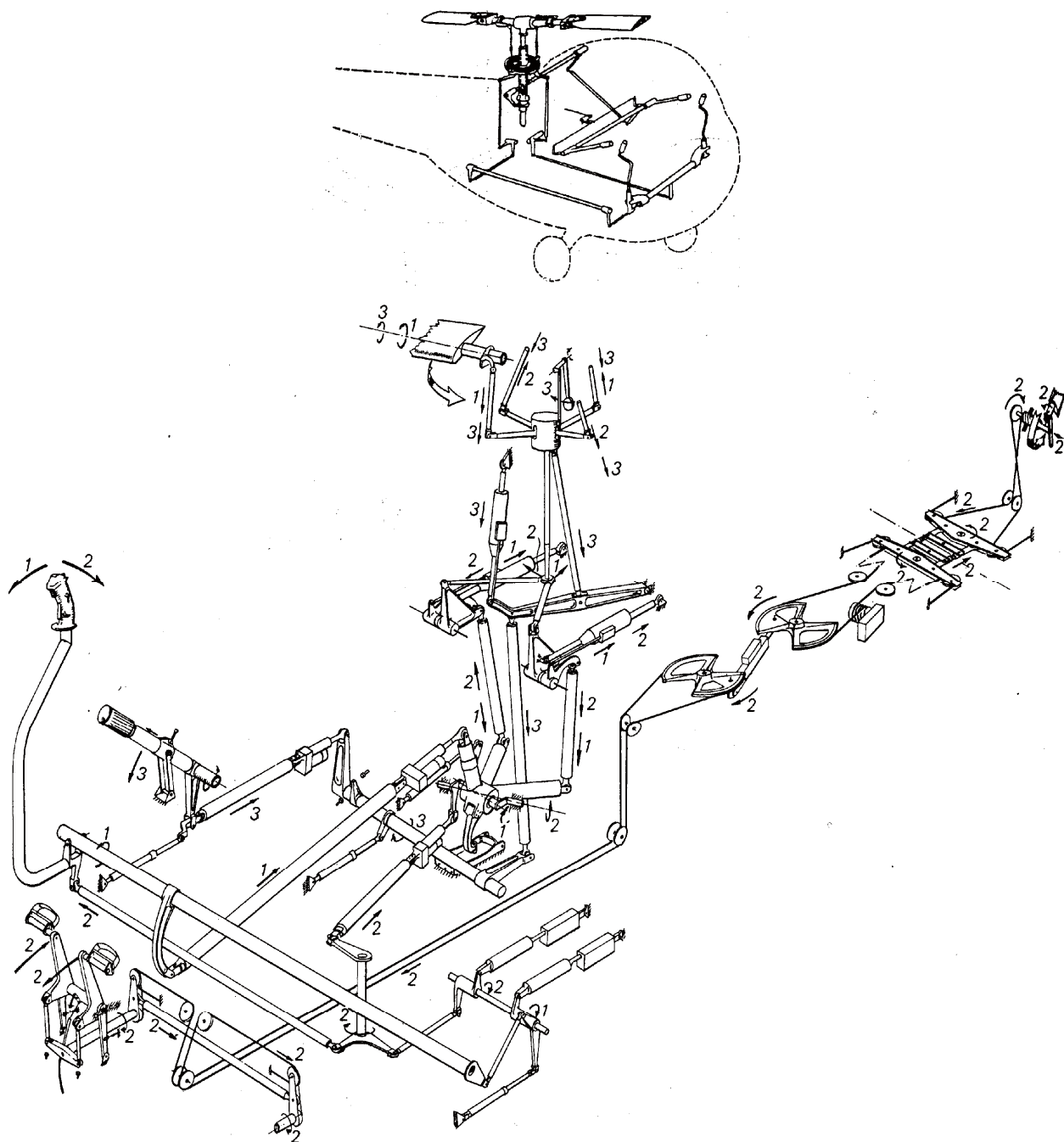
**Команди на летањето.** Основни команди на летањето на кој било хеликоптер се: палка за циклична промена на чекорот, рачка за колективна промена на чекорот и команда за правец. Овие команди на летањето овозможуваат движење на хеликоптерот во хоризонталната рамнина и во вертикален правец, како и вртење околу вертикалната оска.

**Палката за циклична промена на чекорот** дејствува на неподвижната плоча на циклопрстенот, а неговото наклонување овозможува движење во хоризонталната рамнина, во некој определен правец во зависност од насочувањето на палката. Како што веќе знаеме, наклонот на циклопрстенот ја насочува потисната сила на роторот и дава соодветна хоризонтална компонента за транслаторно движење на хеликоптерот.

**Рачката за колективна промена на чекорот** ја дига или ја спушта неподвижната плоча на циклопрстенот, а со ова движење се подига или се спушта целиот циклопрстен, со што се менува и колективниот чекор на роторот.

**Командата за правец** со педали дејствува за промена на колективниот чекор на антироторот, со што се менува и правецот на летањето на хеликоптерот.

На овие команди им е додадена и **команда за регулирање на режимот на работа** на погонската група, која го регулира бројот на вртежите на роторот. Оваа команда се наоѓа или на рачката за промена на колективниот чекор или на командната табла пред пилотот. Во голем број конструкции постои автоматска промена на режимот на работа на погонската група со промената на колективниот чекор на роторот.



**Сл.3.2 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

Покрај наведените основни команди на летањето, постојат и разни други, како што се команди на: кочницата на роторот, тркалата на стојниот трап итн.

Пилотот со својата **десна рака** управува со палката на **цикличниот чекор**, т.е. со промената на нападните агли на лопатките за време на еден вртеж. Со управу-

вање со цикличниот чекор се менуваат силите на узгонот на лопатките во тек на една ротација така што резултантниот узгон се наведнува на саканата страна. Со поместување на палката за цикличен чекор напред, се наведнува напред рамнината на врвовите на лопатките, а со тоа и резултантниот узгон. На тој начин се реализира доволно голема компонента за прогресивен хоризонтален лет. Со поместување на палката кон себе се реализира компонента на узгонот за наназад, а исто така за лево односно десно поместување.

Со **колективниот чекор** се менува големината на резултантната сила на узгонот, а оваа команда пилотот ја реализира преку палка со која се командува со **левата рака**. На оваа палка е вградена и рачка за управување со расположливата силина, те. со **гас на моторот**.

Со ножните команди се управува со **чекорот на опашниот ротор**, при што со зголемување или со намалување на влечната сила на опашниот ротор се реализира потребното завртување околу вертикалната оска на хеликоптерот (сл.3.2). Ножните команди, во наједноставна верзија, се состојат од педали, челични јажиња и преносни тркалца. Свртување на хеликоптерот околу вертикалната оска се реализира со ножните команди, на идентичен начин како и со кормилото за правец на авионот: притискањето на десниот педал предизвикува промена на правецот или свртување на десно, притискањето на левиот педал предизвикува промена на правецот или свртување на лево. Овие команди дејствуваат моментално, со 100% ефикасност.

За **посложено летање** потребно е синхронизирано манипулирање со палките за цикличен и колективен чекор, со рачката за гас, коригирајќи го истовремено и чекорот на опашниот ротор со ножните команди.

Кај поголемите хеликоптери рачните команди се поврзани со **сервомеханизми** кои овозможуваат генерирање на доволно големи сили потребни за успешна работа на командите.

Во некои хеликоптери командите се поврзани со **автоматскиот пилот**, заради стабилизација на летањето.

Кај повеќето хеликоптери е вграден **двоен систем на команди** кој се состои од единичен хидрауличен систем со сервомеханизам за палка за цикличниот чекор, рачка за колективен чекор и антиторк-педали. Рачката за колективен чекор е здружена со командата за гас и со автоматскиот **регулатор на бројот на вртежите**. Со командата за гас се стартува и се гасне моторот. Цикличната и колективната команда управуваат со чекорот на главниот ротор со посредство на **крути врски** до циклопрстенот (карданската плоча), додека антиторк-педалите управуваат со промената на колективниот чекор на опашниот ротор преку затегнати челични **кабли**.

## 3.2 Анализа на конструкцијата на управувачкиот систем за контрола на чекорот на лопатките

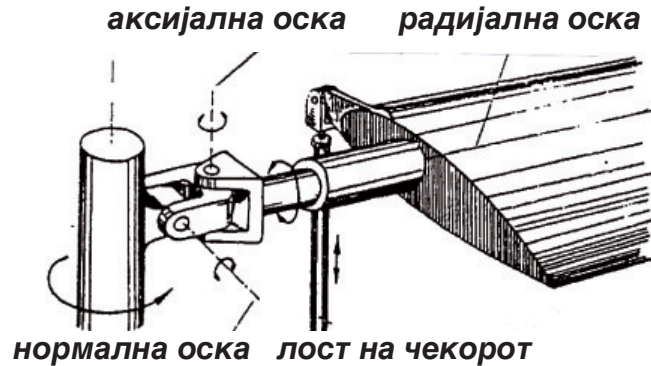
### 3.2.1 Главен ротор

**Главниот ротор** е **склоп** составен од: роторска глава, лопатки и систем за управување со лопатките (циклопрстен, кардански зглобови, задвижувачки пајак и врски). Секој ротор претставува посебен систем, а хеликоптерот може да има и повеќе од еден главен ротор.

**Глава на роторот.** Главата на роторот и лопатките на роторот секако се два најважни елемента на хеликоптерот, пронајдени, обликувани и развивани само за

овој тип летало. Овие два елемента во последните години доживуваат извонреден прогрес.

Главата на главниот ротор е место каде што се спојуваат роторското погонско вратило и лопатките. Таа мора да биде екстремно издржлива и во голема мера приспособлива. Приспособливоста ја обезбедува склопот на циклопрстенот.



**Сл.3.3** Роторската лопатка, во најопшт случај, во однос на роторската глава може да се врти околу 3 оски: нормална или оска на мавтање, аксијална или оска на зафрлување и радијална или оска на промената на чекорот

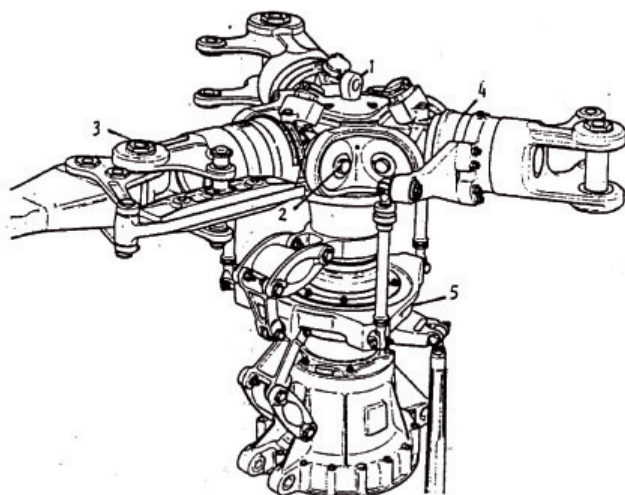
Инаку, основна функција на роторската глава е да ја пренесува силината од трансмисијата до краците на роторот (лопатките), да овозможува управување со нападниот агол на аеропрофилот на лопатките (преку промена на цикличниот и колективниот агол или чекор), да ги намалува до дозволени големини неурамнотежените моменти, да овозможува амортизација (придушвање) на несаканите вибрации, во зададениот експлоатационен век да пренесува големи оптоварувања од центрифугални и аеродинамички сили без деформации и да ги задоволува сите барања за лесно одржување, контрола и многубројните производно-технолошки ограничувања.



**Сл.3.4** Глава на главниот ротор со лопатки и циклопрстен

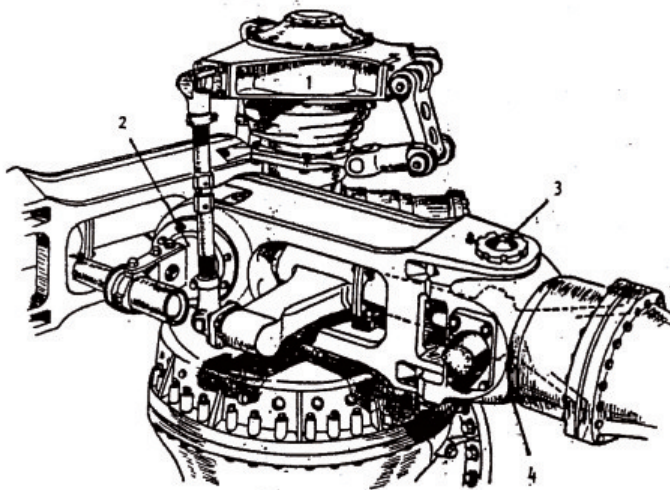
Поголемиот број конструктори, денес, применуваат ротори со три и повеќе лопатки (Ми-26 дури 8). За помалите единки се користат двокраки ротори кои

имаат поедноставна роторска глава, но и бројни недостатоци, како што е постоењето значителни периодични сили и поголеми вибрации во работата. Познати производители кои развиваат двокраки ротори се Bell, Hiller, Djinn и Robinson. Популарните трикраки роторски глави со слободни оски, кои овозможуваат артикулирање на краците на роторот: по нападниот агол, по аголот на мавтање и по аголот на зафрлување, со присутни амортизери на зафрлувањето за да се избегне резонанција на земја, сè уште го користат принципот кој во 1923 година го поставил Шпанецот Juan de la Cierva.



**Сл.3.5 Артикулирана роторска глава**

Коренот на лопатката е врзан за телото на главата на роторот (1) со нормален зглоб (2), односно со зглоб за мавтање, а на коренот на лопатката се вградени аксијален зглоб или зглоб за зафрлување (3) и радијален зглоб или зглоб за промена на чекорот (4). На сликата е прикажан и циклопрстен (5) со подвижниот и неподвижниот прстен и соодветни врски со главната трансмисија.



**Сл.3.6 Артикулирана роторска глава (1) со зглобови:**

2-за мавтање, 3-за зафрлување и 4-за промена на чекорот

Амплитудите на овие артикулирани движења се ограничени, релативно мали, и изнесуваат околу  $20^{\circ}$  за нападниот агол и за аголот на мавтање, а неколку степени за аголот на зафрлување. Со пронаоѓањето, развојот и воведувањето на нови композитни материјали, со исклучителни механички и еластични особини (тие не страдаат од замор на материјалите), полека се истиснуваат овие глави и тие се заменуваат со еластични (semi rigid, полукрути). Модерни примери на оваа еволуција се главите Starflex, Triflex и MBV, целосно изработени од композити со

стаклена или карбонска структура во епоксидна матрица. Централниот дел од роторската глава Starflex е ѕвезда со три крака кои завршуваат со ракавци што влегуваат во лежишта на еластични наглавки на лопатките. Лопатките се поврзани со наглавките со по две завртки. Главата поседува циклопрстен кој е поврзан со наглавките со командни прачки. Во оваа конструкција улогата на зглобовите за мавтање и за зафрлување ја преземаат еластичните наглавки изработени од композитен материјал од стаклени влакна и епоксидна смола.

Роторските глави Starflex се со едноставна конструкција и имаат околу пет пати помалку делови од вообичаените метални глави со три зглоба. Освен тоа, не им е потребно подмачкување, неосетливи се на корозија и неосетливи се на вибрации.



**Сл.3.7 Трикрака роторска глава Starflex без зглобови и од композити, применета на Eurocopter AS355 Twin Star**

На сл.3.8 е прикажано едно, веќе **класично, решение на роторска глава** за поголем хеликоптер со 4 лопатки. Од погонското вратило силината се прима и се предава на лопатките со посредство на масивно метално тело - пајакот на главата. За издадените делови на пајакот се врзани зглобовите за мавтање, при што мавтањето е ограничено со ограничувачи. Лостот за мавтање поаѓа од зглобот за мавтање, а завршува со зглоб за зафрлување. Зглобот за зафрлување е почеток на лостот за зафрлување за кој се врзува торзиона прачка составена од голем број тенки челични ламели, така што има многу мала крутост на торзија, а истовремено голема јакост на затегнување. За време на управувањето торзионата прачка, со својата мала крутост на торзија, дозволува лесно завртување на лопатките. Самата торзиона прачка со надворешниот крај е врзана за конструкцијата на лопатката, а со внатрешниот за лостот за зафрлување. Управувањето се реализира така што со поместување на лостот на чекорот лопатката се завртува околу лежиштата и ги менува нападните агли во согласност со работата на командите на цикличниот или колективниот чекор.

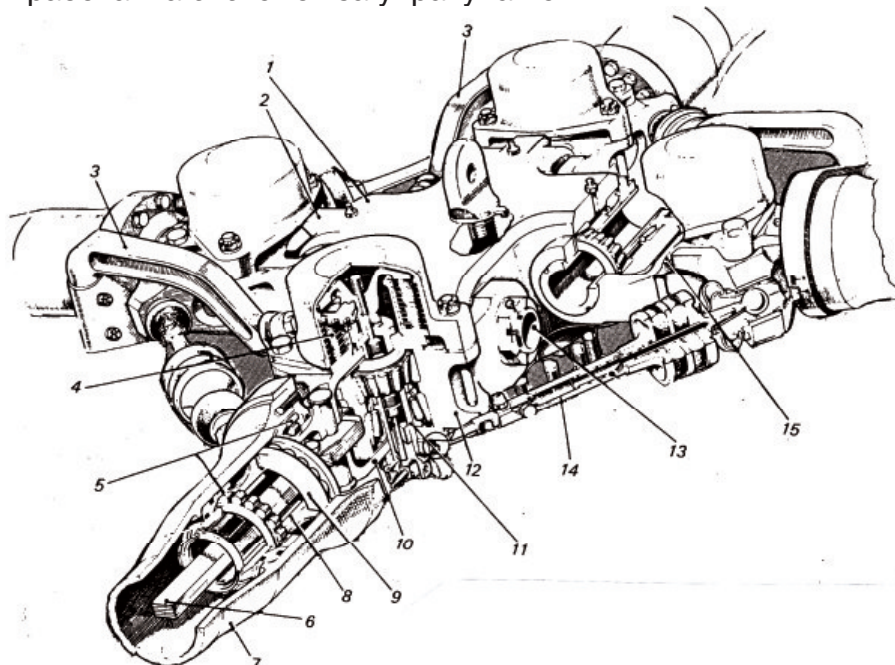
Веќе е нагласено дека, благодареејќи на новите материјали, посебно синтетичките смоли армирани со стаклени (карбонски, кевлар, бор) влакна, кај помалите хеликоптери може драстично да се упрости конструкција на роторската глава. Доколку се употребат уште и еластични плочи од титан, и тие да го преземаат врз себе делот на функциите на зглобот за мавтање, може да се упростат и роторските глави за хеликоптери од средни големини.

**Семиригидните** (полукрути) ротори, или ротори со многу еластични лопатки, обично од композити, може да имаат едноставни глави кои овозможуваат само промена на чекорот и мавтање, но без зглобови за мавтање и зафрлување.

Главата, очигледно, извршува многубројни витални функции: осигурува зглобна или доволно еластична врска на лопатките така што се овозможува слободно



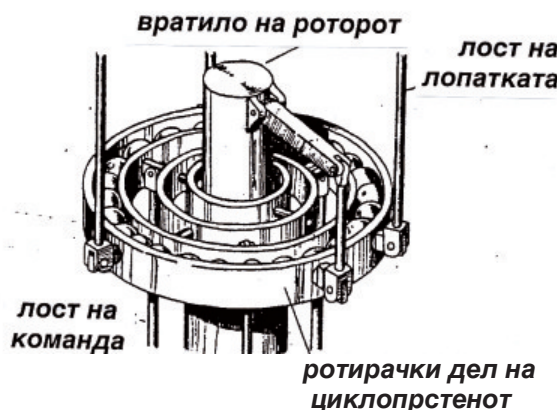
мавтање и зафрлување во определен дијапазон на агли, овозможува промена на нападните агли на лопатките и тоа збирно, за сите лопатки истовремено и во тек на едно завртување на единична лопатка, т.е. циклично. Истовремено, врските мора да бидат надежни и безбедни при пренесувањето на оптоварувањата и, особено, при работа на системот за управување.



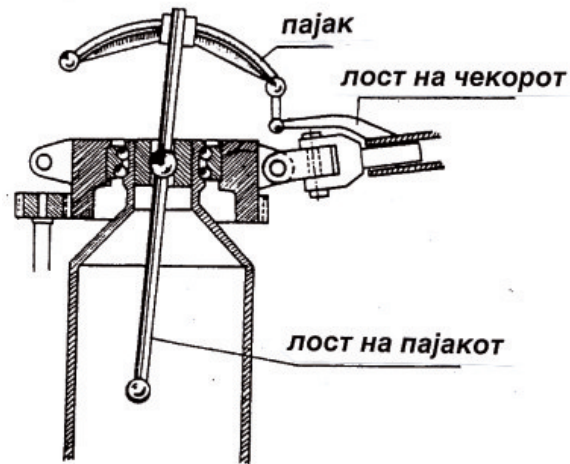
**Сл.3.8 Глава на ротор со задвижувачки пајак:**

1-задвижувачкиот пајак на главата, 2- ограничувач на мавтањето, 3-лост за управување со чекорот, 4- амортизер на мавтањето, 5-валчесто тркалачко лежиште, 6-торзиона прачка, 7-корен на лопатката, 8-корен на зафрлувањето, 9-тркалачко лежиште со топчиња, 10-лост за зафрлување, 11-зглоб за зафрлување, 12-лост за мавтање, 13-зглоб за мавтање, 14-амортизер за зфрлување, 15-ограничувач на зафрлувањето

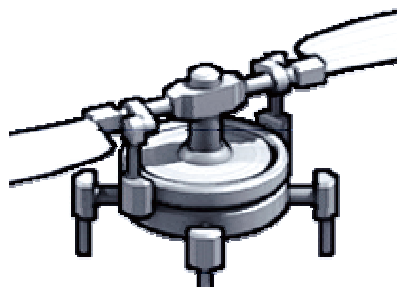
**Цикличен чекор.** Нападниот агол на референтниот локален аеропрофил на лопатката мора да се менува во текот на движењето во круг затоа што, во хоризонтален лет, брзините на лопатките што се движат во насока на летот се поголеми од брзините на лопатките што се движат спротивно од насоката на летот. Бидејќи поголеми брзини при ист напад агол на аеропрофилот даваат поголем узгон, со намалување на нападниот агол на едната страна на роторскиот круг, и со негово зголемување на другата страна, се урамнотежуваат силите од узгонот, или, пак, со управување (види: Команди на летање) намерно се наведнува рамнината на врвовите на роторот (позиција 13 на сл.3.1) со цел да се предизвика потребната влечна хоризонтална компонента  $F_x$ .



**Сл.3.9 Принцип на работа на циклопрстенот**



**Сл.3.10** Принцип на работа на задвижувачкиот пајак



**Карданска плоча во неутрална позиција (релативно мирување)**



**Поткренатата карданска плоча предизвикува намалување на колективниот чекор на лопатките**

со подигање на карданската плоча командните прачки на страната на излезниот раб на лопатките се подигаат, а колективниот чекор на лопатките се намалува



**Наведнатата (закосена) карданска плоча воспоставува контрола и командување со цикличниот чекор на лопатките:**

се забележува циклична промена на чекорот на лопатките за време на ротацијата

**Сл.3.11** Три фази во работа на карданска плоча (циклопрстенот)

**Хеликоптерски циклопрстен** е склоп од два прстена, еден што ротира и друг фиксен. И двата се центрирани на вратилото од главниот ротор. Ротирачкиот прстен е поврзан со роторската глава со систем на прачки (лостови), а фиксниот прстен е поврзан со пилотските команди. Поместувањата на фиксниот прстен, во идентичен облик, се пренесуваат на подвижниот прстен што ротира заедно со роторската главина. Притоа, командуваното движење на ротирачкиот прстен се претвора во соодветно движење на врските со роторските лопатки. Овој тип командување со чекорот, познат како команда на цикличен чекор, овозможува роторот на хеликоптерот да создава селективен узгон во секој правец.

Циклопрстенот (карданската плоча, *swash plate*) може да се поместува вертикално (горе и долу) и да се наведнува (на сите страни). За време на поместувањето и наведнувањето, неподвижната плоча (т.е. плочата што не ротира и е во врска со пилотската палка) ја контролира (командува) ротирачката плоча, која циклично го менува индивидуалниот чекор на лопатките.

**Swashplate** (карданска плоча) се состои од два главни дела: неподвижна внатрешна плоча (или прстен) и ротирачка надворешна плоча. Неподвижната внатрешна плоча е монтирана коаксијално со вратилото на главниот ротор и е поврзана со пилотските команди на цикличниот и колективниот чекор со серија командни лостови. Таа може да се наклонува (накривува, искосува) во сите правци, и да се движи вертикално во аксијална насока горе-долу. Нејзина ротација ја спречува еден антиротационен лост. Ротирачката надворешна плоча е монтирана врз неподвижната преку едно радиаксијално лежиште со топчиња, и таа може да се врти заедно со вратилото на главниот ротор. Двете *swash* плочи се закосуваат нагоре или надолу како единствен склоп. Ротирачката *swash* плоча е споена со лопатките преку чекорни командни лостови.

**Алтернативни механизми** на неподвижната *swash* плоча се **пајакот** (*hexapod*) и карданскиот зглоб.

**Циклопрстените** или карданските плочи за хеликоптери кои имаат два коаксијални ротора монтирани на иста ооска се многу посложени од оние со единичен ротор.

Најпосле, ако барате аналогија со некој дел од автомобилот, тогаш овој механизам најмногу потсетува на "друк лагерот", т.е. потисното лежиште на командата на квачилото, особено кога се зборува за колективен чекор.

### 3.3 Анализа на конструкцијата на управувачкиот систем за циклична контрола на чекорот на лопатките

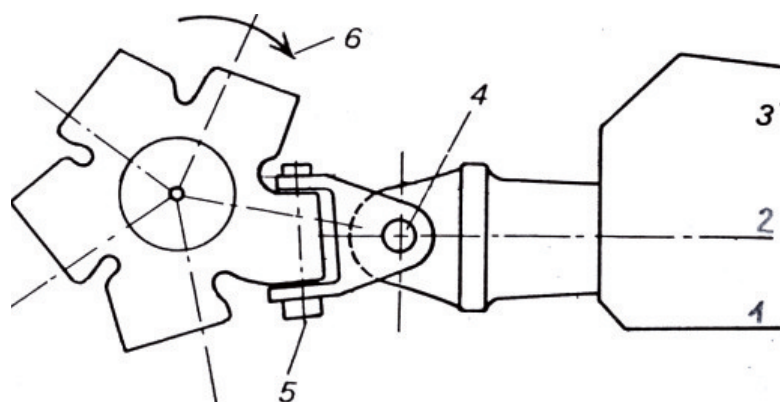
#### 3.3.1 Команда на цикличниот чекор

Командата на цикличниот чекор се користи за промена на наклонот (вртење, *roll*) и за пропинање (*pitch*) на хеликоптерот.

Како одговор на командите на пилотот, со посредство на потисни прачки или со хидраулични сервоуреди, неподвижната ***swash* плоча** (карданска плоча, циклопрстен) се искосува (наведнува, накривува) во саканата насока. Подвижната *swash* плоча (циклопрстенот) го следи ова движење накривувајќи се, на пример, напред за да го наведне и роторскиот "диск" напред. Притоа, "чекорните врски" помеѓу подвижната плоча и лопатките им пренесуваат информации за чекорот на нивната моментална (актуелна) позиција, завртувајќи ги за определен агол со кој ја достигнуваат саканата положба. Ова завртување создава разлика во нападниот агол на лопатките, разлика во создадениот узгон и хеликоптерот ќе се наведне во насока на страната со помал узгон.

### 3.3.2 Команда на колективниот чекор.

За контрола на колективниот чекор на лопатките на главниот ротор (командување со колективниот чекор), целата **swashplate** (циклопрстен, карданска плоча) мора да се помести горе или долу по должината на својата оска, без промена на ориентацијата на цикличните команди. Вообичаено, целата **swashplate** (циклопрстен) се движи по должината на роторското вратило со помош на посебни задвижувачи, слично како друк-лагер кај автомобилското квачило. Сепак, кај некои понови модели на хеликоптери се напушта ова механичко комплексно разделување на функциите со користење три независни актуатори (задвижувачи) од кои секој може да ја движи целата **swashplate** (циклопрстен, карданска плоча). Ова е наречено циклично/колективно мешање на чекорот.



**Сл.3.12 Типична врска на лопатка со роторската глава:**

1-нападен раб на лопатката, 2-оска на промената на чекорот, 3-излезен раб на лопатката, 4-зглоб за зафрлување, 5-зглоб за мавтање, 6-насока на ротацијата

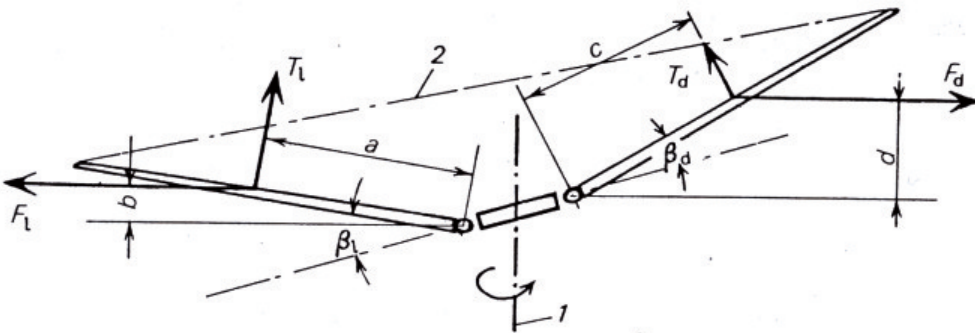


**Сл.3.13 Хеликоптер Sikorsky UH-53E во лет**

Сликата 3.13 е посебно интересна бидејќи на неа јасно се гледа промената на цикличниот чекор на одделните лопатки на роторот во лет. Лопатките од левата страна во правецот на движењето, поради поголемата брзина, имаат помал

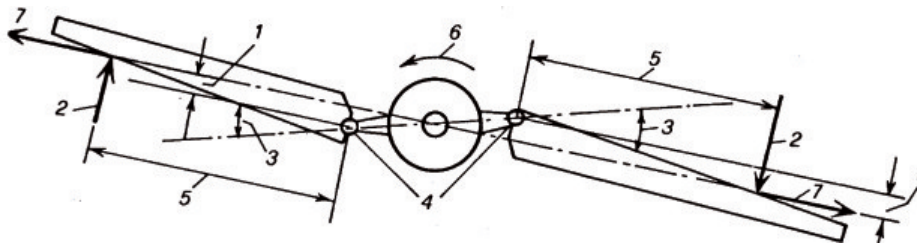
нападен агол, а лопатките на спротивната страна поради помалата брзина, имаат поголем нападен агол, за да се елиминира асиметричноста на узгонот и моментот на валање околу надолжната оска (циклична промена на чекорот).

Покрај овие методи за насочување на потисната сила на роторот, се применуваат и други начини, како што е: поврзувањето на циклопрстенот со сервотори, со крилца, преткрилца или заткрилца вградени на лопатките на роторот и сл.



**Сл.3.14 Мавтање на лопатките-рамнотежа на моментите од центрифугалните сили и силите на узгонот на лопатките:**

$T_d$ -узгон на десниот крак,  $T_l$ -узгон на левиот крак,  $F_d$ - центрифугална сила на десниот крак,  $F_l$ - центрифугална сила на левиот крак,  $a$  и  $c$ -краци на узгонските сили,  $b$  и  $d$ -краци на центрифугалните сили,  $\beta_d$  и  $\beta_l$ - агли за мавтање на десната и на левата лопатка, 1-оска на ротацијата, 2-рамнина на врвовите на лопатките.



**Сл.3.15 Зафрлување на лопатките-рамнотежа на моментите од аеродинамичките сили на отпорот и центрифугалните сили на лопатките:**

1-крак на центрифугалната сила, 2-сила на отпорот на лопатката, 3-агол на зафрлувањето, 4-зглобови за зафрлување, 5-крак на силата на отпорот, 6-насока на ротацијата, 7-центрифугална сила на лопатката.

Мавтањето на лопатките на роторот околу соодветните оски при трансляторното движење предизвикува забрзувања со кои се јавуваат и инерцијални сили кои предизвикуваат дополнителни оптоварувања на лопатките во рамнината во која лежат. Овие моменти можат да се елиминираат ако лопатките се спојат за роторската глава со зглобови, чии оски се паралелни со нејзината оска. Оските мора да се постават ексцентрично во однос на главата за, под дејство на центрифугалните сили, да може да се реализира урамнотежување на моментите.

Мавтањето го овозможуваат зглобови со нормални оски на оската на погонското вратило, кои поседуваат ограничувачи со што се запазува едно ограничено подрачје на овие агли. Со мавтање се урамнотежуваат моментите од узгонот и моментите од центрифугалните сили на лопатките така што преку зглобот се пренесуваат само сили, а не и моменти. На овој начин многу се намалуваат неурамнотежените моменти што инаку ја оптоваруваат главата на роторот (сл.3.14).

Аглите за зафрлување ја имаат истата функција, но за аеродинамичките сили на отпорот и за центрифугалните сили на лопатките во хоризонталната рамнина (сл.3.15).

### 3.4 Анализа на конструкцијата на управувачкиот систем на ножните команди за управување со опашниот ротор

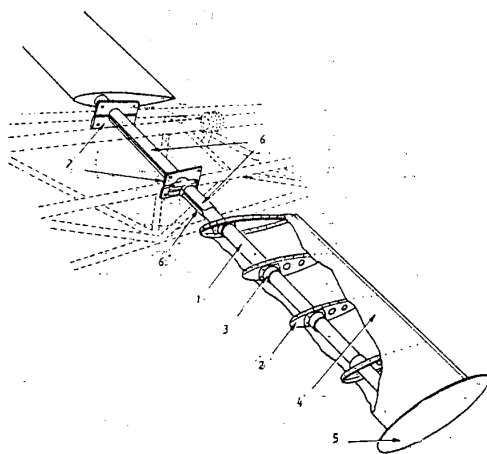
Управувачкиот систем на ножни команди за управување со опашниот ротор се состои од: педали (десен и лев), трансмисија до главата на антироторот, глава на антироторот и самиот антиротор (сл.3.2). Главата на антироторот е поедноставна од главата на главниот ротор бидејќи таа обезбедува само колективна промена на чекорот. Пилотот дејствува на соодветниот педал, а тоа движење се пренесува со систем од челичи јажиња, лостови и цевки до карданската плоча на главата на антироторот. Со промена на чекорот на краците на антироторот се менува неговиот потисок или влечата, што предизвикува промена на правецот на летањето на хеликоптерот.

### 3.5 Конструкција на хоризонтален стабилизатор

**Опашните површини** на хеликоптерот се хоризонтални и вертикални стабилизатори кои се вградуваат во трупот (опашната греда) на различни начини.

Хоризонталните стабилизатори се вградуваат на поголемо растојание пред антироторот или на неговата спротивна страна. Вертикалните стабилизатори се вградуваат на краевите на хоризонталните стабилизатори, во рамнината на антироторот, или во рамнина паралелна со неа.

Аеропрофилите на напречните пресеци на стабилизаторите обично се **симетрични**, но има и исклучоци. Конструкцијата на стабилизаторите незначително се разликува од конструкцијата на роторските лопатки. Првите стабилизатори биле изработувани од челичен или дурален раменик во облик на цевка, со нанижани ребра од метален лим, сето покриено со оплата од метален лим и поврзано во целина со заковки. Во некои подоцнежни конструкции ребрата на стабилизаторите биле заменети со **профилирана полнетица** во вид на саќе или пена (молтопрен и сл.), преку која била ставана метална оплата од лим. Во современите конструкции стабилизаторите се изведуваат целосно од **композити**. Рамениците се изработуваат од кевлар а наместо ребра се става полнетица од композити во облик на саќе или пена, и сето тоа се покрива со оплата од композитен материјал.



**Сл.3.16 Класична конструкција на хоризонтален стабилизатор:**

1- раменик од челична цевка, 2- ребра од тенок лим, 4- оплата од тенок лим, врзана за ребрата со заковки, 5- овален лим на крајот на стабилизаторот, 6- зајакнување на раменикот со полутки од цевка на местото на спојување со трупот-7.

Хоризонталните стабилизатори на модерните хеликоптери имаат синхронизирано кормило на висина на опашната греда, кое е поврзано со командата на цикличниот чекор и овозможува проширување на подрачјето за промена на положбата на тежиштето во лет.



**Сл.3.17** Полициски хеликоптер *Bell Agusta 206* во лет.

Јасно се гледаат хоризонталниот стабилизатор пред антироторот, и вертикалниот стабилизатор во рамнина паралелна на онаа на опашниот ротор

### 3.6 Конструкција на роторските системи: крути ротори, полукрути, артикулирани (целосно зглобни)

#### Роторски системи.

Постојат три основни типа роторски системи: артикулиран (articulated, со зглобови), полукрут (semi-rigid) и без зглобови (hingeless, rigid).

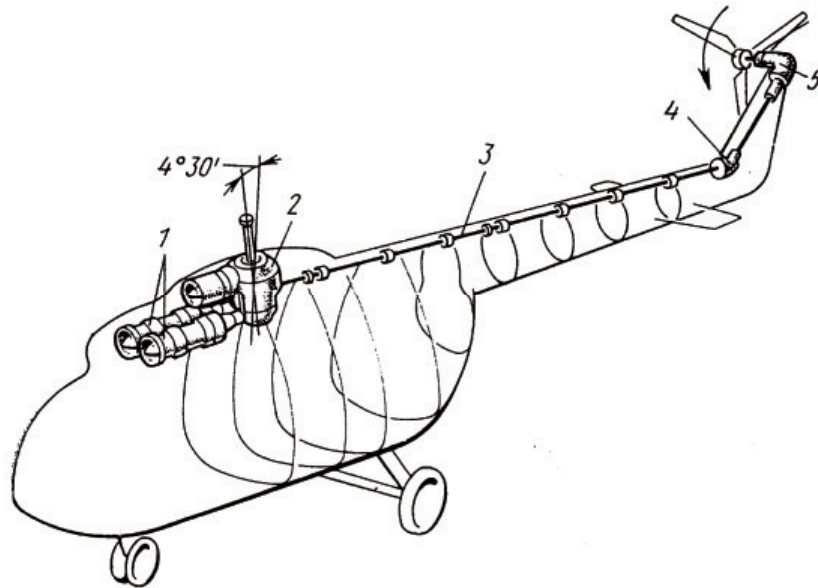
**Артикулираниот (articulated)** роторски систем прв пат се појавил во 1920 г. кај автожирата и е најстар и најшироко користени тип. При ротација, роторските лопатки на овој систем може да се движат на три начини во однос на роторската главина, и секоја лопатка може да се движи независно од другите. Краците можат да се движат горе и долу (мавтање, flapping) околу нормалната оска или оската за мавтање, напред и назад во хоризонтална рамнина (зафрлување) околу аксијалната оска или оската за зафрлување, и можат да го менуваат чекорот (нападниот агол, the tilt of the blade, the pitch angle), т.е. да осцилираат околу радијалната оска или оската за промена на чекорот.

Кај **полукрутиот (semi-rigid)** роторски систем, лопатките се прицврстени круто за главината, но самата главина може да се наведува (закоосува) во произволен правец во однос на горниот дел (врвот) на роторското вратило бидејќи врска е изведена со кардански зглоб. Овој систем обично се применува кај хеликоптери со двокрак ротор, и целата конфигурација потсетува на клацкалка; кога едната лопатка е потисната надолу, спротивната е подигната.

**Крутиот (rigid, hingeless)** роторски систем, во механички поглед, е едноставен но структурно е комплексен бидејќи работните оптоварувања мораат да се апсорбираат со свиткување а не со помош на шарнири. Во овој систем, лопатките не можат да мавтаат или да се зафрлуваат напред-назад, но тие можат да го менуваат чекорот (осцилирање околу радијалната оска).

### 3.7 Трансмисија : главен редуктор, меѓуредуктор, опашен редуктор, вратила

**Врска на главниот и помошниот ротор на хеликоптерот.** Помеѓу главниот и помошниот ротор постои цврста кинематичка врска со константен преносен однос. Опашниот ротор се задвижува од главната трансмисија преку опашно погонско вратило, кос запчест редуктор од  $42-45^\circ$  и запчест редуктор од  $90^\circ$ , непосредно сместен до опашниот ротор. Овој систем обезбедува брзина на опашниот ротор приближно 6 пати поголема од онаа на главниот ротор. Секоја промена на ротацијата на главниот ротор веднаш предизвикува и соодветна промена на ротацијата на опашниот ротор. Бидејќи опашниот ротор се користи и како орган за управување со хеликоптерот, потребната промена на неговиот потисок (или влечење) се постигнува со колективна промена на чекорот на неговите лопатки.



**Сл.3.18 Трансмисионен систем на хеликоптерот Ми-8**

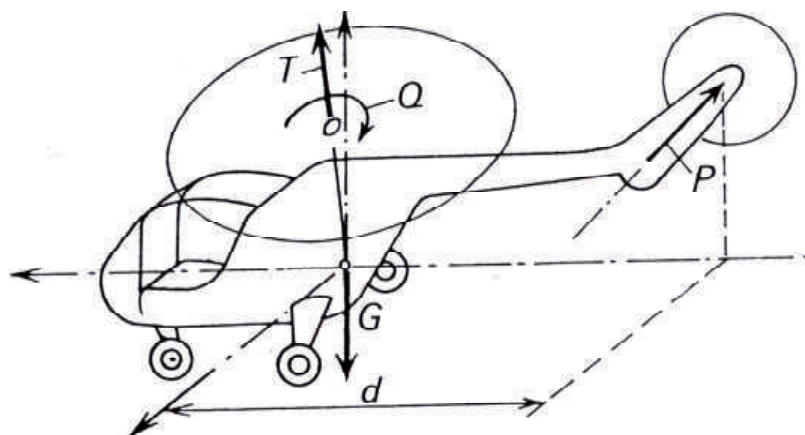
1-два гаснотурбински мотора; 2-главен редуктор; 3-вратило на опашниот ротор составено од неколку помали синхровратила; 4-меѓуредуктор; 5-опашен редуктор

**Трансмисијата** е орган на хеликоптерот кој ја пренесува расположливата силина од погонската група врз вратилото на роторот и врз вратилото на опашниот ротор на хеликоптерот. Составни делови на трансмисијата на хеликоптерот се: спојка, спојка со слободен од, главен редуктор на вртежите, меѓуредуктор, редуктор на антироторот, сопирачка на роторот и трансмисиони вратила.

**Главен редуктор на вртежите.** Моторот секогаш работи со висок број на вртежи (особено гасната турбина), додека роторот, поради ограничувањата во врска со критичниот махов број на кракот што се движи во насока на летањето, и намалувањето на брзината на кракот што се движи спротивно од насоката на летањето, бара релативно мал број вртежи и дозвучни брзини на лопатките. Вообичаен број на вртежи на роторите е  $150-350 \text{ min}^{-1}$ , а ретко надминува  $450 \text{ min}^{-1}$  (на пр. кај УН-1,  $324 \text{ min}^{-1}$ , кај Aerospatiale AS350,  $394 \text{ min}^{-1}$ ). Затоа силината од моторот не се предава директно на роторот, туку помеѓу нив постојат два редуктора за редукција на вртежите на употребливи вредности. Дел од силината, со посредство на опашниот редуктор, се предава на опашниот ротор кој со својата влечна (или потисна) сила  $P$  го урамнотежува вртежниот момент на главниот ротор со моментот  $Pd$  (сл.3.19). Со промена на чекорот на опашниот ротор (види: Команди

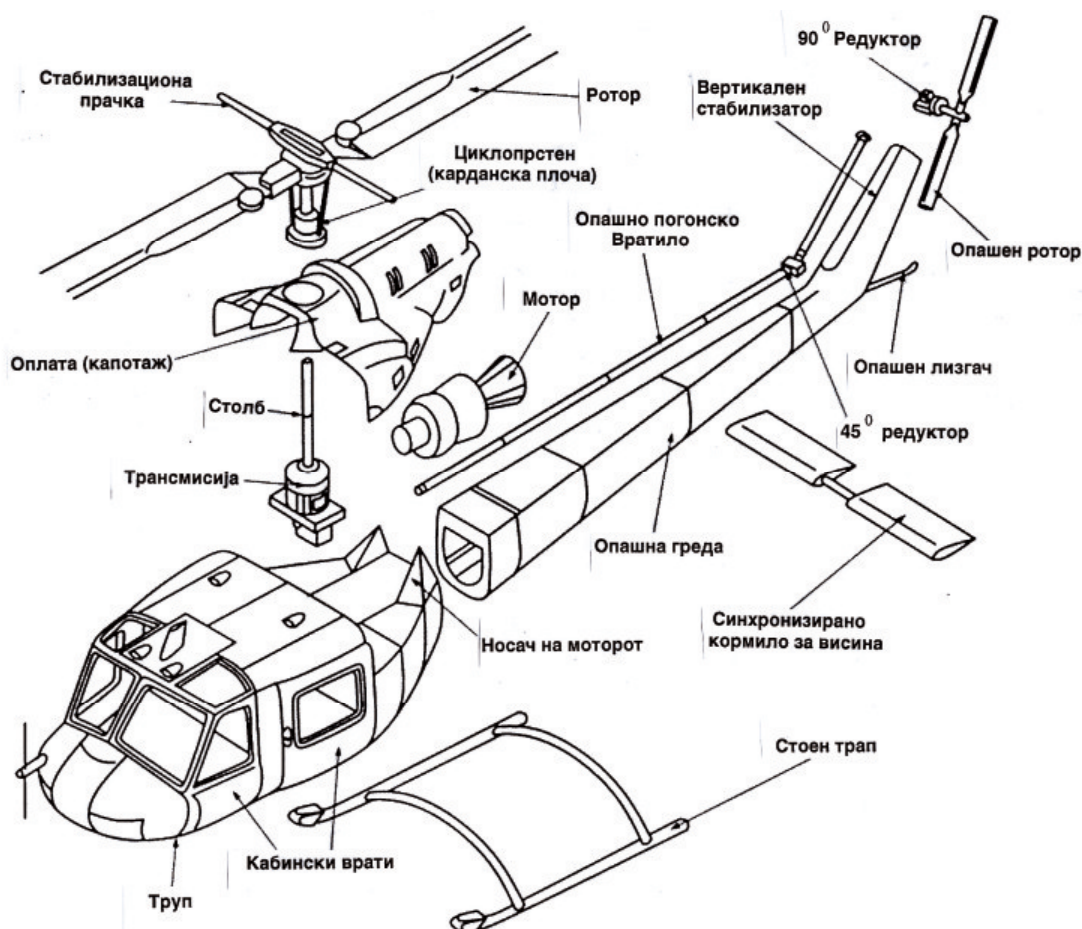


на летањето) може да се генерира поголема или помала бочна сила  $P$ , така што при константен крак  $d$  се менува моментот  $Pd$ , со што се овозможува завртување, односно управување на хеликоптерот околу вертикалната оска.



**Сл.3.19 Урамнотежување на вртежниот момент на главниот ротор  $Q$  со моментот на влечната сила на опашниот ротор  $P$ .**

$G$ -тежина,  $d$ -крак на влечната сила на опашниот ротор,  $T$ -резултанта на главниот ротор,  $P$ -сила на потисокот на опашниот ротор

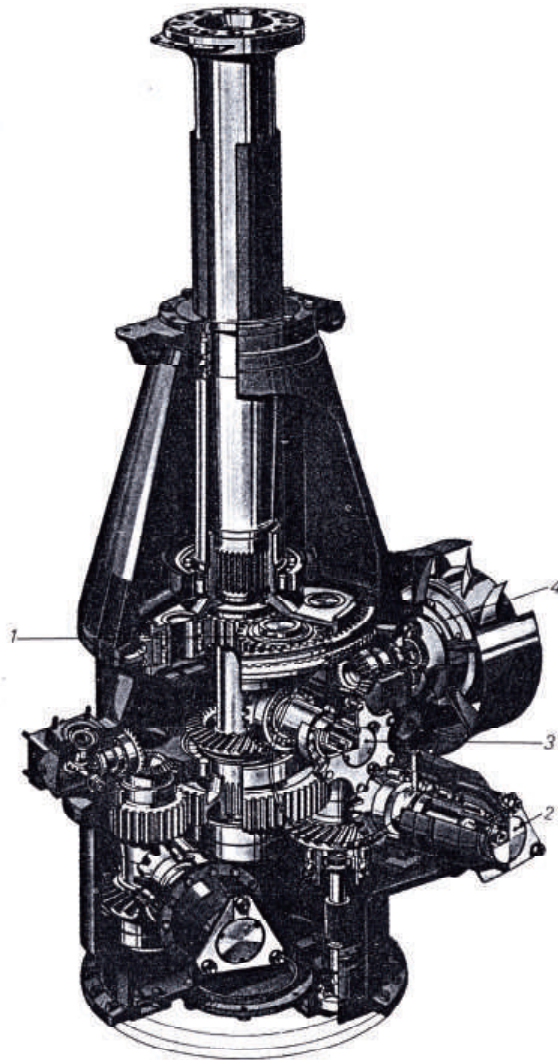


**Сл.3.20 Делови на хеликоптер моноротор (шема)**

Моторот на хеликоптерот, преку првиот редуктор (сл.3.1 и 3.18) што е конструктивно поврзан со моторот, ја пренесува силината до главниот редуктор каде што бројот на вртежите конечно се редуцира на потребното ниво за работа на

лопатките, а дел од силината преку долго, трансмисионо вратило се предава до редукторот на опашниот ротор, а потоа и до лопатките на самиот опашен ротор.

Трансмисијата го поврзува моторот со роторите преку **еднонасочна спојка со валјачиња** вградена до самиот мотор и **центрифугална спојка** до самиот ротор. Нивна задача е да овозможат **постепено забрзување** на главниот ротор при стартување, или негово **моментално раздвојување** од моторот, заради минување во режим на авторотација или едрење на краковите, ако ненадејно дојде до прекин на работата на моторот, при што ќе биде потребно со сопствената тежина да се оствари доволно голема аеродинамичка поткревачка сила (узгон) за сигурно спуштање и атерирање.



**Сл.3.21 Главен редуктор на хеликоптерот:**

1-планетарен преносник, 2-воведување на силината на моторот, 3-извод на силината за опашниот ротор, 4-стартер на погонската група.

Преносниот однос на редукторот (сл.3.21) е голем за да се постигнат оптимални услови на работа на моторот и на роторот. Затоа, во примена се најчесто планетарни редуктори составени од поголем број цилиндрични и конични запченици. Планетарниот редуктор се покажал како особено корисен за спојување на два мотора кои паралелно и истовремено внесуваат силина за работа на роторот. Со соодветни конични запченици елементи, од главниот редуктор се одзема силина за опашниот ротор, за погон на разни пумпи и генератори. За

куќиштето на редукторот редовно се врзуваат: главниот дел на командите на летањето, прстени за циклична и колективна промена на чекорот, лостови на органите за управување итн.

---

*Вкупниот преносен однос на запчениците помеѓу моторот и лопатките на роторот на хеликоптерот **Boeing Chinook** изнесува 66,96:1.*

---

**Куќиштето** на редукторот се изработува од лесни легури, се поврзува со приклучни зглобови за носач, а овој за конструкцијата на трупот на хеликоптерот.

Уште еднаш се подвлекува фактот дека **паралелното воведување на силина** од две гасни турбини (понекогаш и три) бара исклучително прецизна и квалитетна изведба на редукторот и на целата трансмисија, која мора да работи надежно, сигурно и со голем степен на искористување.

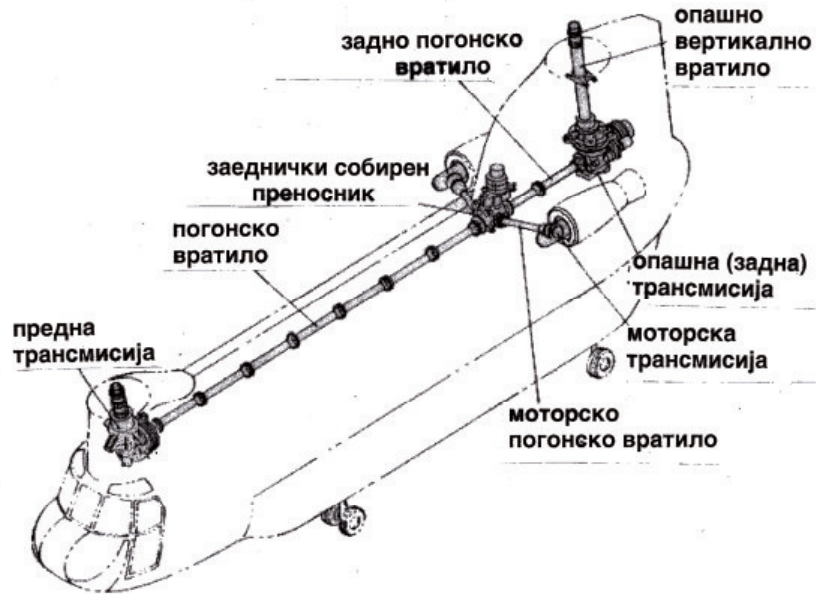
**Спојките**, по својата конструкција и по начинот на дејството, може да бидат многу различни, но сите работат, главно, врз принципот на **центрифугално** дејство; при определен број на вртежи на погонската група под дејство на центрифугална сила, теговите обликувани како сопирачки папучи се шират, налегнуваат на внатрешната периферија на барабанот на спојката, и така реализираат соединување на роторското вратило со вратилото на погонската група. Кај посовремените и кај поголемите хеликоптери спојката работи врз хидродинамички принцип како **хидродинамичка** спојка.

**Спојката со слободен од** (еднонасочна спојка) служи за моментално раздвојување на главниот ротор од погонската група во случај на запирање на моторот или опасно намалување на бројот на вртежите. Со вакво дејство таа овозможува брз преод во авторотација и дејствува како **сигурносна** спојка. Принципот на работа на оваа спојка е сличен како кај велосипедот (ако ги вртите педалите спојката "фаќа" и го врти тркалото на велосипедот, ако престанете со вртење спојката "пушта", тркалото се врти само, без каков било довод на енергија од **главната** трансмисија, т.е од педалите и синџирот). Кога моторот нормално работи, спојката е затворена и силината се предава на роторот. Доколку бројот на вртежите се намали или моторот запре, врската помеѓу брегестата плоча и прстенот се прекинува и роторот станува слободен.

При **стартување**, еднонасочната спојка моментално се затвора и го пренесува вртежниот момент до центрифугалната спојка која постепено се спојува со роторот. Имено, роторот има голем момент на инерција и практично би било невозможно моментално вклучување без појава на силни динамички удари и преоптоварување на целата погонска група. Ако, пак, моторот од кои било причини го намали бројот на вртежите, или дури запре, еднонасочната спојка го исклучува погонот од роторот, па лопатките можат лесно да се преведат во режим на авторотација, доколку е тоа потребно.

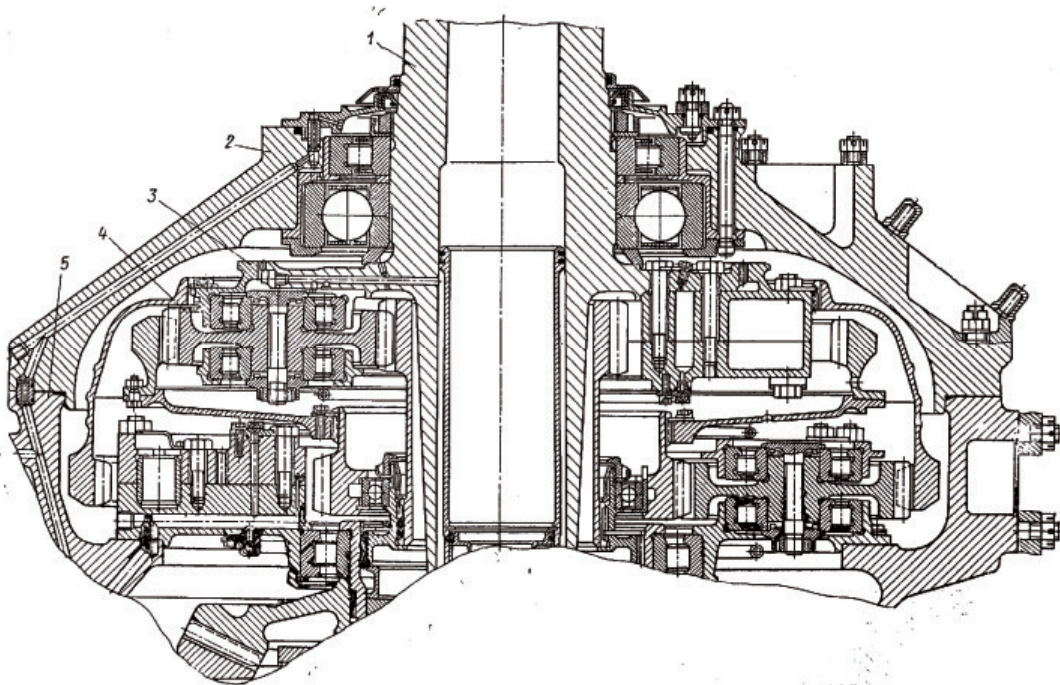
**Кочницата** се состои од барабан и сопирачка лента со механички пренос до рачката за сопирање која се наоѓа во кабината. Кочницата се користи за помал број вртежи, не поголем од  $80 \text{ min}^{-1}$ .

**Трансмисионите вратила** се шупливи заради намалување на масата, добро избалансирани, со кардански зглобови на краевите (синхровратила) и се потпираат во посебни лежишта. Долгите трансмисиони вратила во опасната греда најчесто се изработуваат од повеќе покуси кардански синхровратила (дури 7, види сл.3.18 и 3.22).

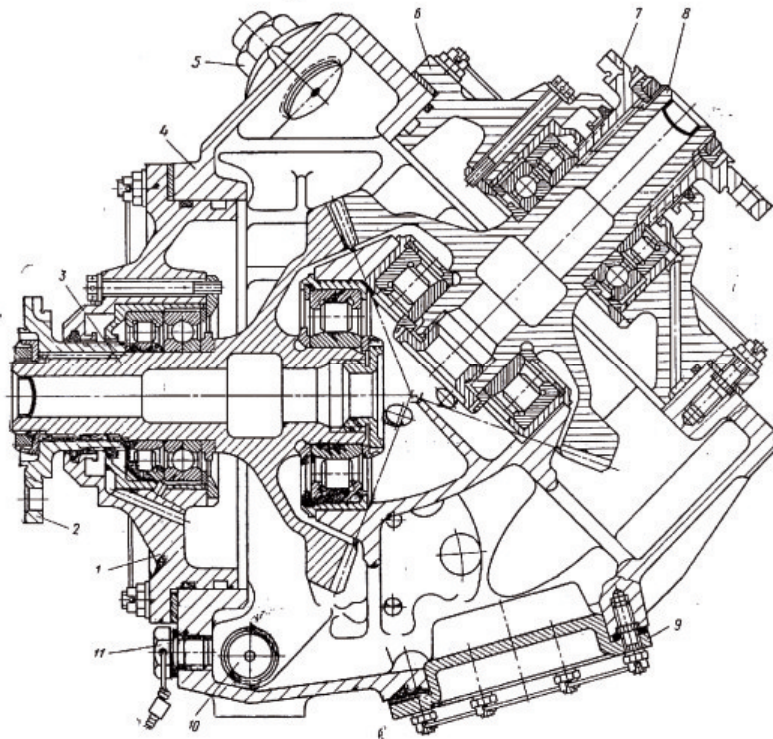


**Сл.3.22** Погонски систем на хеликоптерот *Boeing Chinook* составен од две гасни турбини, заеднички собирен преносник, погонско вратило составено од 7 синхровратила, предна и опашна трансмисија

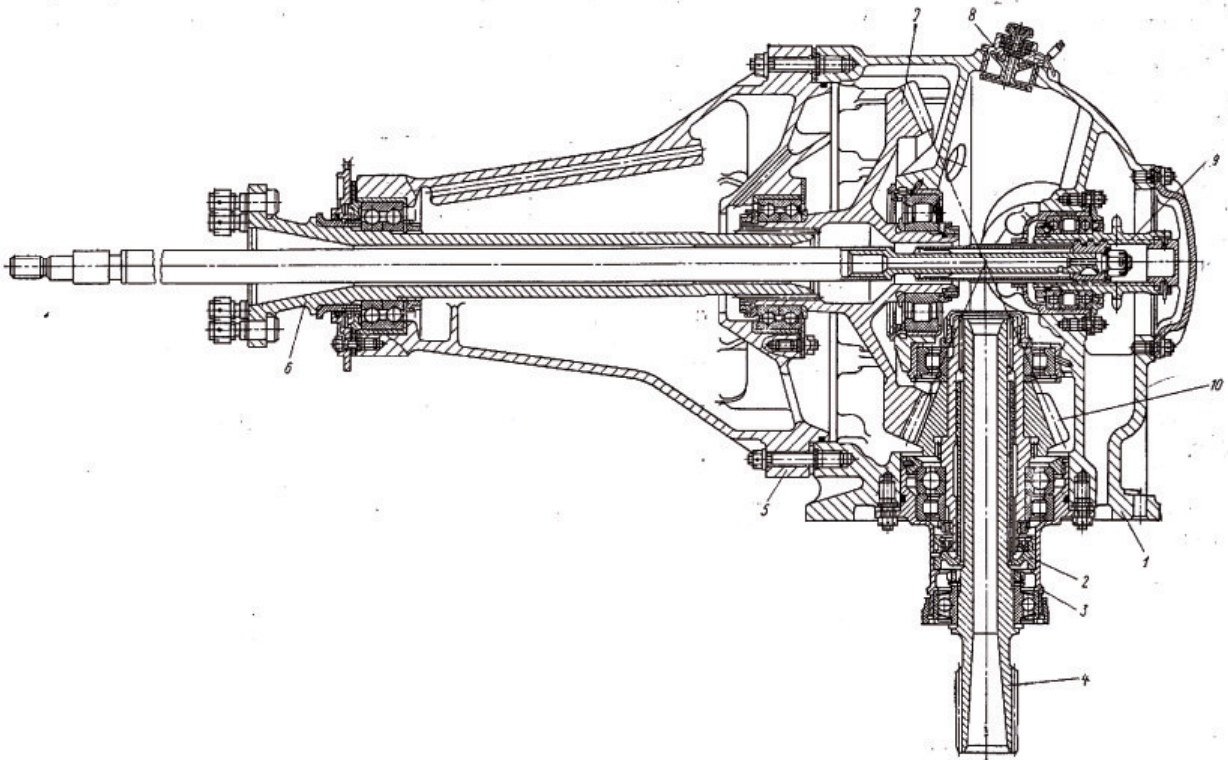
На сл. 3.23; 3.24 и 3.25 (види и сл.3.18) се прикажани шеми на главниот редуктор, меѓуредукторот и опашниот редуктор на хеликоптерот Ми-8. Кај овие преносници се користат **претежно** запченици со **прави запци**. Сепак, за поголеми брзини се користат и запченици со **коси запци**, наспроти нивната негативна особина - појава на аксијални сили поради кои: лежиштата треба да се од потешок радиаксијален тип, главината и телото на самите запченици и куќиштата на редукторите треба да бидат посилно димензионирани, сето тоа заедно е многу потешко.



**Сл.3.23** 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.3.24 Меѓуредуктор на хеликоптерот Ми-8



Сл.3.25 Опашен редуктор на хеликоптерот Ми-8

**Вратилата** во редукторите се изработуваат од високолегирани термички обработени челици, со брусење на површината и со дополнителна механичка обработка на местата на концентрацијата 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.

### 3.8 Балансирање на роторот

Овде нема да стане збор за асиметричноста на узгонот на роторските лопатки што настанува поради различните брзини на кракот кој се движи во насока на летот и кракот кој се движи во спротивната насока, што може да предизвика непријатни вибрации. Овој проблем бил успешно решен со конструирање на артикулирани роторски глави уште во дваесеттите години на минатиот век (De la Cierva). Станува збор за динамички проблем на појава на неурамнотежени сили и моменти, кои се создаваат при ротација на роторот а се последица на нехомогената распределба на масите по должината на роторската лопатка. Имено, лопатките на роторот имаат само на прв поглед 100% идентичен облик и димензии. Во реалноста, поради неминовните непрецизности во производството, одделни лопатки се разликуваат и по димензиите и по распоредот на масите по нивната должина. Резултат на ова е појава на неизбалансиран центрифугални сили ( $F_c = mR\omega^2$ ) и вибрации кои преку роторската глава се пренесуваат на комплетната структурата на хеликоптерот, предизвикувајќи непријатности за луѓето и замор на материјалот на структурата. Само идеално хомогено и симетрично тело може да ротира без појава на центрифугални сили и вибрации што тие ги предизвикуваат, а роторот на хеликоптерот е далеку од ова барање.

Се разбира, првите лопатки од дрво, а потоа и оние од метал било многу тешко да се балансираат. Проблемот бил заострен и со димензиите на роторските лопатки, поради кои не можело да се направи адекватен пробен стол. Можете да замислите дека и малите разлики во димензиите на заковките или во дебелината на лимот создавале одлични услови за појава на неурамнотежени центрифугални сили. Проблемот бил донекаде решаван со додавање маси на одредени места на кракот. Со пронаоѓањето и масовното производство на леани композитни лопатки биле разрешени проблемите на производството на 100% идентични лопатки, со што и динамичката небалансираност на краците била победена. Меѓутоа, проблемите сепак остануваат и тие можат да бидат предизвикани од: оштетување на некој од краците од удар на песок и камчиња, нечистотии од судир со птици или инсекти, дамки од масло и прашина, наслојки од лед. Со други зборови, **чистотата** на лопатките и нивната беспрекорна површина се главен предуслов за елиминирање на неурамнотежените динамички масени сили. Доколку сепак се појави проблем со балансираноста на роторот, постојат софистицирани инструменти кои овозможуваат мерење на роторот во работа и со кои прецизно се определува колкава маса треба да се додаде на лопатката (слично на балансирањето на автомобилските тркала и пневматици), обично на врвот или кај главината во облик на прстен, за да се постигне идеална избалансираност.

### 3.9 Управување со хеликоптер

Работното место на пилотот, т.е. кокпитот на современиот хеликоптер, не се разликува многу од кокпитот на кој било современ авион (сл.3.27).

Најпосле, и едниот и другиот користат исти природни закони и принципи на летање.

Иако самото управување со хеликоптерот во суштина не создава тешкотии, општо земено, на денешниот степен на развојот, хеликоптерите се сметаат за значително потешки летала за пилотирање отколку авионите.



**Сл.3.26 Идеално изработена и балансирана лопатка на главният ротор на AW 139 Westland Agusta**



**Сл.3.27 Изглед на инструменталната табла на еден современ хеликоптер**

Причини за ова главно се: динамичката нестабилност на денешните конструкции, потребата од непрекината претпазливост на пилотот во текот на летот и негова спремност во секој момент, во случај на ненадејно откажување на погонската група од која и да е причина, брзо да го преведе роторот во режим на работа на авторотација. Ова се изведува со намалување на колективниот чекор на минимална вредност и со истовремено исклучување на вратилото на роторот од погонската група (доколку не постои автоматска спојница). Овие операции, заедно со забележувањето на евентуален прекин на работата на моторот, и одлуката за премин во режим на авторотација треба да се изведат многу брзо, за неколку секунди од губењето на погонот. Процедурата за спуштање во режим на авторотација мора да се исполнува целосно и секој пилот мора добро да ја познава. За висини над 5 метри, авторотацијата е единственото спасоносно средство што му останува на располагање на екипажот на хеликоптерот. Читателот нема повеќе да го заморуваме со описот на постапките, зашто тие се пропишани за секој хеликоптер одделно.

Пред полетувањето, вратилото на роторот треба да се исклучи од вратилото на погонската група (доколку не е автоматско), рачката на колективниот чекор да се доведе во положба на мал чекор, моторот да се стартува и, доколку се работи за клипен мотор, да се загрее до пропишаната температура. Потоа, вратилото на роторот се спојува со вратилото на погонската група и постепено се зголемува бројот на вртежите до пропишаниот номинален број на вртежи на роторот на земја. Бидејќи роторот е на мал чекор, узгонот е мал за да ја совлада тежината на хеликоптерот, па овој останува неподвижен на земја, но спремен за полетување.

---

Проблематиката на небалансирани ротори ги мачела конструкторите на хеликоптерите уште од првите денови на нивниот развој. Светски познатиот конструктор и "татко на хеликоптерот" Игор Сикорски мака мачел со неговиот легендарен модел и прв сериски произведен хеликоптер во светот XR-4, кој страдал од прекумерни вибрации, и тој проблем го збудувал Сикорски. проблемот не престанувал ни при тестирањето ни при производството на машините. Вибрациите биле последица на суптилните разлики во внатрешната распределба на масата по должината на роторските лопатки. Компанијата Sikorsky се обидела да го реши проблемот со примена на многу прецизни производни постапки и сортирање по три лопатки во комплет, плус еден резервен комплет за замена, во случај на оштетување на некоја од лопатките. Истовремено, компанијата развила и посебен механизам за регулирање во роторската глава на R-4, за да се овозможи балансирање на роторскиот систем на терен.

---



## 4. МЕТЕОРОЛОГИЈА

Метеорологијата е наука која ги проучува физичките процеси и појави што се случуваат во атмосферата. Воздухопловната метеорологија, пак, е дел од општата метеорологија и има за цел проучување на оние појави кои се есенцијални за воздухопловството: структурата и составот на атмосферата, нејзиното движење во различни слоеви и на различни висини, настанувањето, развитокот и однесувањето на атмосферските процеси и сл.

### 4.1 Составот на атмосферата и нејзините својства

"Животна" средина на воздухопловот, во која тој функционира и постои, е атмосферата, т.е. воздушната заштитна обвивка на Земјата. Атмосферата ја штити Земјата од смртоносните космички зрачења, метеорите, на нејзината површина одржува поволен светлосен режим, поволна температура, влажност и притисок. Атмосферата личи на воздушен океан кој ја покрива површината на Земјата. На дното на овој воздушен океан живее човекот веќе милиони години, приспособен на неговиот притисок и состав.

Атмосферата не е хомогена воздушна маса. Сосема до Земјината површина таа има поволен состав на гасови и други физички и хемиски особини, погодни за развој на живиот свет. Со зголемувањето на висината драстично се менува составот на атмосферата, како и нејзините физички и хемиски особини: температурата, притисокот, составот на воздушната смеса и влажноста. Од сите наведени промени најбитно влијание врз човекот има составот на воздушната смеса, односно количеството и парцијалниот притисок на кислородот, како основен елемент во процесот на дишење. Непречено дишење е можно до висина од околу 3000 m. Преку таа висина, со намалувањето на парцијалниот притисок на кислородот под 110 mm Hg, започнува хипоксија, умор, слабост, грешки во расудувањето, итн.

Очигледно, човекот е приспособен само на условите што постојат во долните слоеви на тропосферата. Првите штетни последици од висината тој почнува да ги чувствува на висина од 3000 m. Наполно здрави и истренирани луѓе, во добра физичка кондиција, најмногу можат да достигнат, и тоа само за кратко време, до 6000 m, но со намалени способности. Човекот на 7000 m може сè уште да дише, под услов до таа висина да дојде постепено а не нагло; во спротивен случај тој ќе ја загуби свеста за помалку од 3 min. На 15.000 m, за неколку секунди настапува смрт.

Заради полесно ориентирање, атмосферата е поделена на повеќе слоеви, од кои за воздухопловството се значајни само првите два. Првиот слој на атмосферата, од Земјината површина до висина помеѓу 8000 и 15000 m, се нарекува **тропосфера**. На половите тој слој е најтенок - 8000 до 9000 m, а на екваторот е најдебел, достигнува и до 15000 m. Во тропосферата се случуваат, главно, сите видливи и познати временски појави - се формираат сите видови облаци кои даваат дождови, ветрови, хоризонтални и вертикални струења на воздухот.

Помеѓу тропосферата и стратосферата се наоѓа преоден слој со назив тропопауза. На висина од 11000 до 25000 m температурата изнесува  $-56^{\circ}\text{C}$ .

Вториот слој на атмосферата, од горната граница на тропосферата до висина од приближно 40000 m, се нарекува **стратосфера**. На долната граница на стратосферата завршува наоблачувањето и турбулентните воздушни струења. Присутни се доста силни хоризонтални струења, вистински воздушни реки, кои понекогаш достигнуваат брзина од 100 km/h. Температурата е скоро непроменлива и се движи помеѓу  $-65$  и  $-67^{\circ}\text{C}$ .

Во долниот дел на стратосферата, на висина од 23 до 25 km, се наоѓа и границата до која човекот може да лета служејќи се со летало кое користи аеродинамички сили, т.е. со авион. Понатаму, во висина, може да се движи единствено со силата на потисокот.

За да се определи **состојбата на атмосферата**, како и физичките процеси во неа, се вршат редовни набљудувања на метеоролошките елементи: температурата и влажноста на воздухот, брзината и правецот на ветерот, облачноста, врнежите и хоризонталната видливост како и други појави како грмотевици, магли, виулицы и сл.

Карактеристичен режим на времето својствен за некоја област се нарекува **клима**, а збирот на метеоролошките елементи што се набљудуваат во некој временски период или момент се нарекува **време**.

Атмосферата влијае врз потрошувачката на гориво, потисната силина на моторот, брзината на качувањето и врз плафонот на авионот.

## 4.2 Атмосферска енергија

Воздухот е многу инертна материја која бавно прима нови особини, но исто така бавно и ги менува. На пример, одреден волумен на воздух кој неколку дена стои над северниот Атлантик ќе стане влажен и во приземните слоеви ќе ја има температурата на океанот - зиме ниска, лете малку повисока. Определен волумен на воздух кој неколку денови стои над Сахара ќе стане врел и сув, а ако стои над полот, ќе биде ладен и сув. Таков волумен на воздух, кој може да има димензии и од неколку илјади километри, се вика **воздушна маса**.

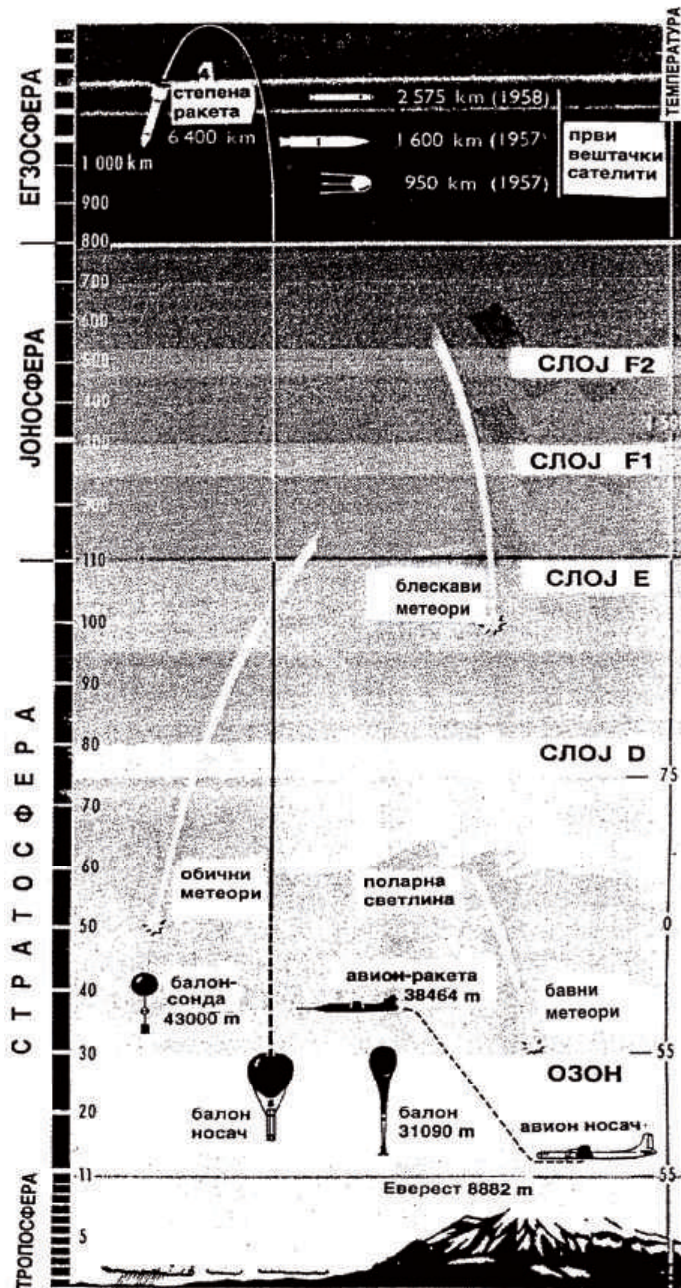
Границата помеѓу две воздушни маси ја нарекуваме атмосферски фронт. Доколку воздушните маси не се поместуваат (не се движат), нивната граница ја нарекуваме стационарен атмосферски фронт. Допирната површина на две воздушни маси со различни температури во термодинамичка смисла е подрачје на зголемена енергија. Имено, во овој случај имаме класичен пример на "топлотна машина", какви што се моторот СВС или парната машина. Студениот резервоар го претставува студената, а топлиот топлата воздушна маса. Бидејќи секој систем во вселената настојува да дојде во состојба со што помала енергија, и атмосферата настојува да го намали количеството на топлинска енергија во подрачјето на фронтот.

Законот за зачувување на енергијата вели дека енергијата не може да се создаде од ништо ниту да се уништи, но може само да го менува својот облик и својата положба. Во согласност со тоа, атмосферата може вишокот на топлинска енергија само да го претвори во некој друг облик, на пример во механичка или во некоја друга енергија. Нејзината крајна цел е всушност да ја поништи температурната разлика на воздушните маси, а тоа наједноставно ќе го направи ако ги "измеша". Во таа смисла, на стационарниот фронт се создава прво едно брановидно нарушување, зачеток на она што наскоро ќе стане циклон (студена воздушна маса почнува да се пробива во подрачје на топла воздушна маса, и обратно).

На целото подрачје доаѓа до паѓање на атмосферскиот притисок, со најголем пад на самиот брег на бранот. Тоа подрачје на намален притисок го викаме циклон. Падот на притисокот во центарот на циклонот го предизвикува таканаречената градиентна сила која настојува да го забрза воздухот од рабните подрачја кон центарот. Меѓутоа, штом воздухот ќе тргне кон центарот, поради Земјината ротација се јавува **Coriolis**-овата сила, која на северната хемисфера го свртува ветерот десно. Кога градиентната и Кориолисовата сила ќе се урамнотежат се воспоставува кружно униформно движење на воздухот околу центарот на циклонот. Такво струење на воздухот го нарекуваме **геострофски** ветер.

Дел од топлинската енергија се троши на одржување на геострофскиот ветер, односно за кружење на воздухот во циклонот, а другиот дел на други процеси.

Топлинската машина е во полн погон, а количеството и брзината на претворањето на топлинската во механичка и во други видови енергија зависат од многу фактори: од појдовните физички својства на воздушните маси, од подлогата преку која циклонот се движи, од физичката состојба на околната атмосфера итн.



Сл.4.1 Атмосфера - на дното на воздушниот океан живее човекот

#### 4.3 Дефинирање на притисокот, температурата, висината, густината, вертикалната промена и алтиметријата

**Атмосферски притисок** е сила која дејствува на единица хоризонтална површина, а еднаква е на тежината на столбот на воздухот кој се простира од тлото до горната граница на атмосферата. Атмосферскиот притисок најчесто се мери со барометар со жива, во кој висината на живиниот столб е во рамнотежа со тежината на воздушниот столб и се изразува во милиметри (mm) или милибари (mb). Стандардниот (нормалниот) притисок, кој уште го нарекуваме **физичка атмосфера**, условно се урамнотежува со тежината на живиниот столб со висина

760 mm, пресек  $1 \text{ cm}^2$ , при температура  $0^\circ \text{C}$ , на  $45^\circ$  северна географска ширина, каде што Земјиното забрзување на нивото на морето е  $980,655 \text{ cm/s}^2$  и одговара на 1013,27 милибари.

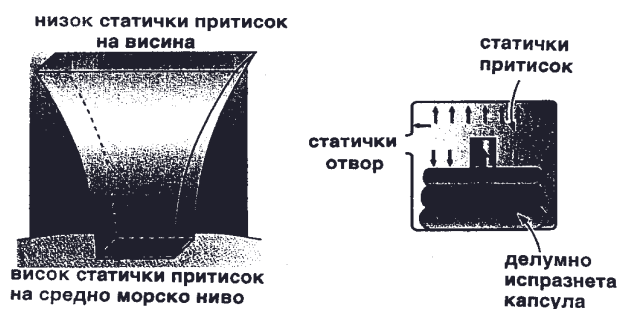
Поради компресибилноста на воздухот атмосферскиот притисок опаѓа со висината, и тоа во приземните слоеви побрзо, а на поголемите висини побавно.

**Вертикалното растојание** на кое притисокот на воздухот се променува за 1 mb се нарекува барометарска скала. Нејзината големина зависи од притисокот и од температурата. Со порастот на притисокот и смалувањето на температурата таа се намалува, а се зголемува со порастот на температурата и смалувањето на притисокот. До висина од 3000 m барометарската скала изнесува приближно 10 m.

Атмосферскиот притисок се менува и во **хоризонтален** правец. Големината што ја карактеризира таа промена се вика **хоризонтален барички градиент** и насочен е нормално на изобарата во правец на смалување на притисокот. Неговата големина се мери во милиметри или милибари, на растојание од 100 km.

**Густина на воздухот** е односот на масата на воздухот и волуменот што таа го зафаќа. Густината на воздухот може да се пресмета ако се познати притисокот и температурата. Густината расте ако температурата се смалува а расте притисокот, и обратно.

**Влијание на атмосферскиот притисок врз летањето.** Заради безбедност, на воздушните патишта (коридори) и маршрути летањето се изведува по нивоа. Нивото на летање е висина со еднаков притисок на изобарската површина, а изобарската површина претставува рамнина на која во секоја точка владее еднаков притисок. За раздвојување по висини земено е условно ниво со притисок 760 mm живин столб и температура од 15 степени Целзиусови, кое воедно е и нулто ниво. Апсолутната висина, односно висината на летањето на авионот на ниво над морето непрекинато се менува, бидејќи изобарската површина над различни делови се наоѓа на различни висини. Ова се објаснува со отстапувањето на средната температура од стандардната во слојот на воздух од Земјата до висината на летањето и со нерамномерната распределба на атмосферскиот притисок на ниво на морето.



**Сл.4.2 Статички притисок и статички отвори**

**Статички притисок.** Во која било точка на атмосферата, статичкиот притисок на воздухот дејствува еднакво во сите насоки. Тој е резултат на тежината на сите молекули од кои се состои воздухот над точката на која се врши притисокот. Статичкиот притисок на атмосферата, исто така, дејствува и на сите точки на кожата на вашето тело токму во моментот додека го читате овој текст. Како што упатува неговото име, статичкиот притисок се однесува на мирен воздух и не го зема предвид неговото релативното движење.

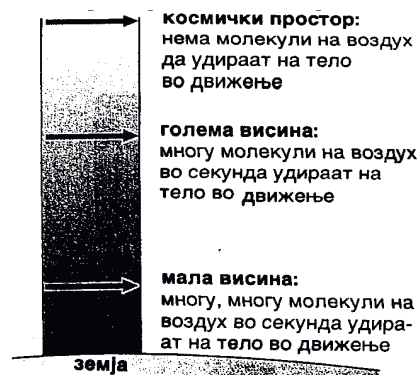
Статичкиот притисок на површината на еден авион се мери преку статичките отвори (static vents), сл.4.2.

**Динамички притисок.** Еден едноставен експеримент ќе ни даде претстава за динамичкиот притисок на воздухот: држете ја раката со отворена дланка во брза воздушна струја од автомобил во движење. Лесно ќе го почувствувате притисокот на воздухот што дејствува на дланката. Ако ја зголемите брзината на автомобилот ќе осетите поголем притисок, ако ја завртите дланката и ја намалите површината изложена на воздушната струја - притисокот на дланката ќе се намали. За разлика од статичкиот притисок кој секогаш е присутен, овој екстра притисок е динамички или притисок од релативното движење. Притоа не е важно кој се движи: телото во однос на воздухот, воздухот во однос на телото, или се движат и воздухот и телото.

Динамичкиот притисок зависи од два фактора:

1. **од релативната брзина на телото во однос на воздухот** - побрза воздушна струја, поголем динамички притисок, што е сосема јасно бидејќи повеќе молекули на воздухот удираат во единица време;
2. **од густината на воздухот** - во повисоките слоеви на атмосферата, или во космосот воопшто, не е важно со колкава брзина се движите бидејќи, практично, нема молекули на воздух кои удираат во телото што се движи.

На морското ниво, каде што атмосферата е најгуста, телото во движење во единица време го удираат многу молекули, секако многу повеќе отколку во горните слоеви на атмосферата. Затоа, при движење со иста брзина во повисоките и помалку густе слоеви на атмосферата, ќе почувствувате многу помал динамички притисок.



Сл.4.3 Динамичкиот притисок зависи од густината на воздухот

Големината на динамичкиот притисок се дава со равенката:

$$p_D = \frac{\rho \cdot V^2}{2}$$

$\rho$  = густина на воздухот, која се намалува со висината

$V$  = релативна брзина на телото во однос на воздухот (т.е. не е важно дали телото се движи низ мирен воздух, или воздухот дува на мирно тело, или постои комбинација од двете движења); сè додека тие се движат релативно едно во однос на другото, ќе постои динамички притисок.

**Тотален притисок.** Во атмосферата статичкиот притисок е секогаш присутен, но, за да се појави и динамичкиот притисок, мора да постои релативно движење на тело во однос на воздухот. Заедничко дејство на статичкиот и динамичкиот притисок се нарекува тотален притисок. Во воздухопловната литература тоталниот притисок често се нарекува пито притисок (*pitot pressure*), ударен притисок (*impact pressure* или *ram pressure*).

Помеѓу статичкиот, динамичкиот и тоталниот притисок постои врската:

$p_S + p_D = p_T$ , и со мало преуредување:

$$\frac{\rho \cdot V^2}{2} = p_T - p_S$$

Статичкиот притисок може да се измери со барометар, а негов извор се статичките отвори на авионот.

Извор на тоталниот притисок е пито цевката(види понатамошен текст).

Двата притисока, со посебни водови се доведуваат во погодна комора (анероид, капсула итн.) каде што се одземаат еден од друг и за позната густина на воздухот ја даваат брзината на телото низ воздух. Ова е принцип врз кој работи брзиномерот.

Притисокот се изразува во милибари (mb) или во хектопаскали (hPa). Бројно тоа се еквивалентни единици така што во оперативен поглед примената на едни или други нема значење. Во Соединетите Американски Држави како стандардна единица уште се користи инчи живин столб, т.е. "Hg, или само кратко инчи.

### Температура на воздухот

Температура на воздухот е степенот на загреаност, а се мери на 2 m над земјината површина со термометри исполнети со жива или со алкохол.

За мерење на температурата на воздухот, кај нас, се користи Целзиусовата скала кај која за 0 е земена температурата на топење на мразот, а за +100 вриењето на водата при нормален притисок. **Хоризонталната распределба** на температурата зависи од инсолацијата и составот на земјината површина. На распределбата на температурата многу влијаат копното и морето; морето ги намалува периодичните колебања, а копното ги зголемува.

Температурата на воздухот опаѓа со висината до тропосферата, а потоа незначително се менува. Понекогаш, температурата со висината се зголемува (**инверзија**) или не се менува (**изотермија**). Големината што ги карактеризира промените на температурата со висината се вика **вертикален градиент**, и неговата средна вредност изнесува 0,65 °C на секои 100 метри висина.

**Меѓународна стандардна атмосфера (МСА, ISA).** Перформансите на еден авион, главно, се ценат врз база на максималната хоризонтална брзина и брзината на качување на разни висини над земјата. Бидејќи притисокот, температурата и густината на воздухот на секоја одделна висина над земјата се менуваат од место до место и од време до време, во зависност од овие промени ќе се менуваат и перформансите на авионот. Поради тоа било потребно остварените перформанси да се сведат на стандардни услови, за да можат меѓусебно да се споредуваат. За оваа цел е дефинирана меѓународна стандардна атмосфера (ISA), која претставува условна распределба на средните (просечни) големини на основните физички параметри измерени во тек на една година на: морско ниво и на географска ширина 45 °, при температура 1 °C, притисок 760 mmHg, специфична тежина 1,125 kg/m<sup>3</sup>.

Висината нула во ISA е таканареченото **средно морско ниво** (mean sea level).

Притисокот на средно морско ниво (mean sea level pressure) изнесува 1013,25 mb (hPa), и во пониските нивоа на атмосферата апроксимативно се намалува за 1 mb (hPa) на секои 30 фити (ft). За практична употреба доволно точно е да се работи со 1013 mb (hPa). Ако се лета во САД, стандардниот притисок е 29,92 "Hg, што е исто како и 1013,25 mb (hPa).

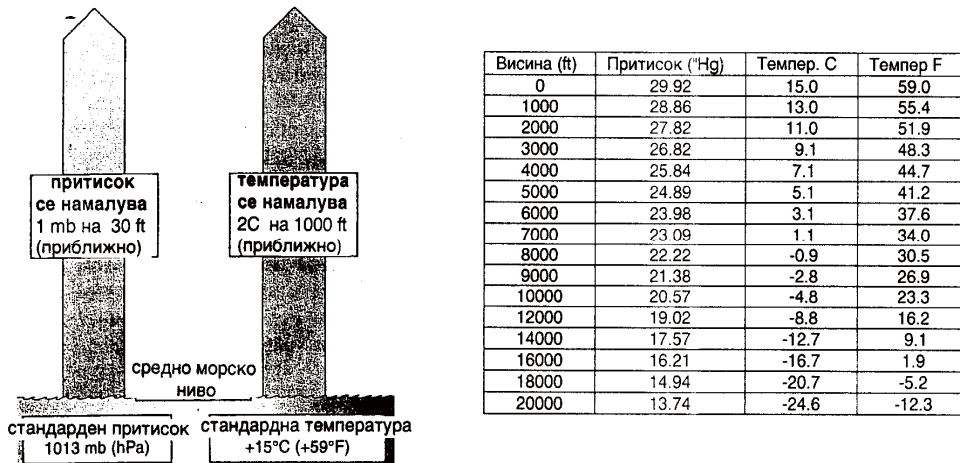
Температурата се пресметува од линеарната равенка:

$$t = 15 - 0,0065 z \quad [^\circ \text{C}]$$

каде што  $z$  е висина мерена во метри. За чисто практични потреби, доволно точно е да се усвои смалување на температурата од околу  $2^{\circ}\text{C}$  на секои 305 метри (или  $6,5^{\circ}\text{C}$  на секои 1000 метри зголемување висина, или  $2^{\circ}\text{C}$  на секои 1000 фити), поаѓајќи од средното морско ниво.

Температура на средно морско ниво (a mean sea level temperature) е  $15^{\circ}\text{C}$ .

На пример, на висина од 3000 фити во ISA, температурата треба да падне за  $6^{\circ}\text{C}$  во однос на средното морско ниво, и да изнесува  $9^{\circ}\text{C}$ .



Сл. 4.4 Интернационална стандардна атмосфера

Во приложената табела до сл.4.4 е дадена промената на притисокот и температурата во стандардната атмосфера до висина од 20.000 фити (6.000 м). Од 11.000 до 25.000 метри температурата е константна и изнесува  $-56,5^{\circ}\text{C}$ .

**Алтиметрија.** Тоа е вештина или наука за мерење на висини. Во метеорологијата мерењето на висините има големо значење, така што таа активност прераснала во наука која користи бројни современи технички средства: радиосонди, метеоролошки балони, радари, ласерски зраци и сателити.

**Влијание на температурата и густината на воздухот врз летањето.** Температурата и густината на воздухот влијаат врз летачко-тактичките особини на авионот, како врз максималната воздушна брзина на летот, брзината на качувањето и плафонот, висината мерена со барометарски висиномер, силата на потисокот на моторот, должината на залетот, протрчувањето при слетување. Воздушната брзина на летот се зголемува при намалување на густината на воздухот а се нанамалува при зголемување, поради нејзиното влијание врз челниот отпор на авионот. Ако на ПСП притисокот е понизок а температурата повисока, залетот е подолг, и обратно. Со зголемување или намалување на температурата за 10 степени Целзиусови во однос на MCA (ISA), се зголемува или се намалува должината на залетот на клипните авиони за 6-7%, а на млазните за 10-11%. При повисока температура и понизок притисок должината на протрчувањето при слетување е поголема, и обратно.

#### 4.4 Видови ветер (геострофски, агеострофски, градиентен, цикло-строфски), причини за нивно создавање

Ветровите, повеќе или помалку, се хоризонтални движења на воздухот во атмосферата. Нив ги предизвикуваат разликите во атмосферскиот притисок, причинети со нерамномерното загревање на површината на Земјата што е

последица на нејзиниот сферен облик и релјефноста на нејзината површина. Додека една страна на светот се грее на сонцето, другата се лади и ја предава својата енергија на вселената.

Карактеристични параметри на ветерот се **правец**, **брзина** и **интензитет**. Правецот се определува според страната на светот од која дува, и се означува во степени. На пример, правец на ветер од  $360^{\circ}$  значи дека тој дува од север. Брзината на ветерот претставува изминат пат на воздушните маси во единица време и се мери во метри на секунда (m/s) или во километри на час (km/h). Интензитетот на ветерот претставува сила на дејство на воздушната маса на единица површина. Приземниот ветер се мери со анемометри и електрични ветрокази, а оној на висина со пилот-балони, радиосонди, радар и сателити. Ветровите од пошироко значење (урагани) за цели региони или држави се следат со специјални метеоролошки авиони. Поради резултатното дејство на силите на: девијацијата, триењето, гравитацијата и центрифугалната сила, приземниот ветер дува под извесен агол во однос на изобарите, скршнувајќи кон страната на низок атмосферски притисок.

Брзината на ветерот се зголемува со зголемувањето на висината поради намалувањето на силата на триењето и достигнува максимум на висини од 1,2 до 2 km под тропопаузата. Максималната брзина во тој слој може да достигне и преку 150 km/h.

Со зголемувањето на висината, правецот на ветерот се менува и зависи од распределбата на притисокот на висината. Во тропосферата, со зголемувањето на висината, ветерот обично скршнува надесно, а над тој слој ветровите дуваат скоро по должината на изобарите.

Многу карактеристична особина на ветровите е **рафалноста**. Особено во слојот на триење ветерот дува на удари (рафали), а брзината може, во 1 до 2 секунди, да варира и до 50% на едната или на другата страна од средната вредност.

**Виорниот** карактер на движењето на воздухот се нарекува **турбулентно движење**.

Ветровите можат да се поделат на многу начини и од различни аспекти.

Една од можните поделби е: постојани, локални и периодични ветрови.

**Постојани ветрови** се пасатите и антипасатите. Пасатите се ветрови кои се движат над земјата од околу  $30^{\circ}$  географска ширина кон екваторот, а антипасатите се височински ветрови кои дуваат од екваторот кон половите.

**Локални ветрови** се оние кои дуваат само во помали области (вардарец, кошава, југо, бура, фен) и при определени услови.

**Периодични ветрови** се оние кои се јавуваат во определени периоди од годината, на места каде што се граничат големи водени и копнени маси (монсуни, крајбрежни ветрови и сл.).

Од аспект на класичната механика и физиката, ветровите имаат повеќе називи:

**Градиентен ветер**. Под овој поим се подразбира ветер кој се создава кога се во **рамнотежа** следниве сили: Кориолисовата, центрифугалната и градиентната (градиентна сила е пократко име за градиентна сила на притисокот, т.е. сила со која воздушните маси дејствуваат една врз друга заради разликите во притисоците).

**Кориолисовата сила** е векторски производ на векторот на движењето на телото и векторот на ротацијата на земјата. Математички се изразува како:

$$F_c = 2v\omega \sin\phi$$

каде што  $v$  е брзина на воздушната маса,  $\omega$  брзина на ротацијата на земјата и  $\phi$  географска должина



Градиентниот ветер е сличен на геострофскиот ветер, а од него се разликува по тоа што кај градиентниот и центрифугалната сила е вклучена во механизмот на ветерот. **Геострофските ветрови** ги следат линиите на изобарите и кружат околу околините на висок или низок притисок. На северната хемисфера кружат во насока на стрелката на часовникот во случај на антициклон, а во случај на циклон во спротивна насока. На јужната хемисфера, поради промената во однос на силата на Земјината ротација и Кориолисовата сила, овие насоки се обратни. Се разбира, поради силите на триење, ниеден ветер не може да се смета за вистински геострофски, но најчесто се прави апроксимација со која силата на триењето се занемарува.

**Циклострофски ветер** е назив за ветер што личи на градиентен, но кај него центрифугалната сила е многу **посилна** од Кориолисовата. Во такви случаи доаѓа до интензивна ротација на ветерот. Такви ветрови се: урагани, тајфуни и торнада.

**Торнадо** е еден облик на циклострофски ветер. Тоа е ветер со голем интензитет, во облик на цилиндар. Се појавува како придружник на кумулонимбусите. Се создава од циклонските ротации, кои се протегаат по вертикала од површината сè до 10 km висина. Брзините на ветерот во торнада варираат од неколку десетини m/s до 100 m/s .

**Морски пијавици** се практично торнада над водените површини.

**Песочните бури** се најдобри примери за циклострофски ветрови. Нивните вртежи немаат преферирана насока на ротацијата, што значи дека Кориолисовата сила скоро и нема влијание врз нив.

**Тропските циклони** се групираат околу центарот на низок притисок. Со себе носат големо количество облаци од кои се излучуваат обилни врнежи. Интензитетот на ветерот во тие циклони е доста силен, но помал од оној кај торнадото.

Градиентните и циклострофските ветрови се **интегрален дел** од системот на ветровите на Земјата. Тие се една од основите на функционирањето на климата. Додека градиентните ветрови дејствуваат практично секаде и во сите системи на ветрови, циклострофските се поретки, но затоа и поенергични. Циклострофските ветрови често предизвикуваат катастрофи, како торнадата, но има и многу послаби варијанти.

**Влијание на ветерот врз летањето.** Ветерот негативно влијае врз летањето бидејќи предизвикува занесување и го усложнува управувањето со авионот. Најголемото влијание на ветерот се манифестира при слетувањето и полетувањето, при изведувањето борбени дејствија, а ако ветерот е турбулентен по својата структура, тогаш предизвикува големи преоптоварувања и фрлања на авионот.

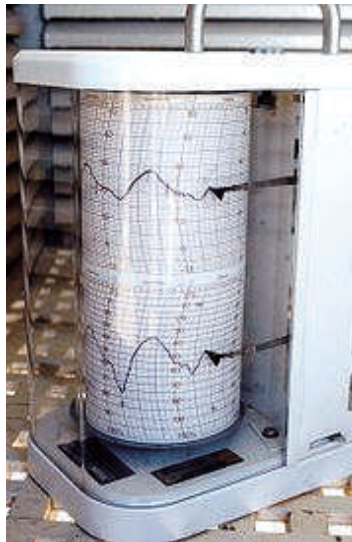
За да се пресмета патната брзина на авионот, потребно е да се знаат правецот и брзината на ветерот на зададена висина на летот. Ако брзината на ветерот е поголема а воздушната брзина на авионот помала, тогаш аголот на занесувањето е поголем, и обратно. Страничен ветер од 10-15 m/s ги отежнува, а при поголеми брзини и ги оневозможува полетувањето и слетувањето.

Податоците за ветерот се неопходни за навигациона пресметка, за гаѓање, ракетирање и бомбардирање, за пресметка на траекторијата на летот на ракета воздух-воздух, воздух-земја и земја-воздух.

## 4.5 Атмосферската влага и карактеристиките на влагата

Влажност е количеството на водена пара во воздухот. Кога зборуваме за влажност обично мислиме на релативна влажност која се дефинира како однос на

парцијалниот притисок на водената пареа во определено количество воздух (т.е. гасна смеса на воздух и водена пареа) и притисокот на заситената водена пареа при зададена температура. Релативната влажност се изразува во проценти, а се пресметува по специјални формули. Влажноста може да се изрази како апсолутна и како специфична. Релативната влажност е важен параметар кој се користи во временските прогнози. Влажноста ја покажува веројатноста за создавање врнежи, роса или магла. Високата влажност предизвикува кај луѓето, кога се тие надвор во летните денови, непријатно чувство на горештина бидејќи ја намалува ефикасноста на потењето кое го лади телото, намалувајќи го испарувањето на потта од кожата.



**Сл.4.5 Хигрометар - апарат за автоматско мерење и регистрација на влажноста на воздухот.**

Постојат разни апарати за мерење и регулирање на влагата. Апаратот со кој влажноста се мери локално се вика психрометар или хигрометар. **Глобално**, влажноста се мери со користење на сателити кои се во состојба да забележат концентрација на влага во тропосферата на висини од 4-12 km. Сателитите кои можат да го мерат присуството на водената пареа имаат сензори осетливи на инфрацрвеното зрачење.

#### **4.6 Процес на формирање на облаците**

По својот состав облаците се слични на маглата. Разликата е во тоа што облаците се составени од поголеми водени честичи - капки. Механизмот на настанување на облаците е едноставен: водената пареа како полесна од воздухот се крева во височина. Со порастот на висината, воздухот се лади и притоа доаѓа до кондензација на водената пареа и до создавање облаци. Самото ладење може да се случи на три начини: со термичка конвекција, со косо движење на воздухот и со ладење со радијација.

Во случај на **термичка конвекција**, воздушната маса, во контакт со топлата земјина површина, се загрева и се шири. Притоа станува полесна од околниот воздух и се крева во висина. Со порастот на висината, воздухот почнува да се лади и притоа доаѓа до кондензација и до создавање облаци.

**Косо движење на воздухот** се создава кога тој се движи низ угорнините на планинските масиви, при што се лади, настапува кондензација и се создаваат облаци. Типот, големината и висината на облакот ќе зависат од висината и ширината на планинскиот масив по кој се движи воздухот, од брзината и од аголот под кој се крева и од составот на атмосферата на таа висина.

## 4.7 Класификација на облаците, видливоста, маглата и другите видови врнежи

Според меѓународната класификација, **облаците** се делат на 10 категории: цируси (Ci), цирукумулуси (Cc), циростратуси (Cs), алтокумулуси (Ac), алтостратуси (As), нимбостратуси (Ns), стратокумулуси (Sc), стратуси (St), кумулуси (Cu) и кумулонимбуси (Cb).

Според висината на која се јавуваат, облаците се делат на : високи, средни и ниски, и облаци со вертикален развој.

Високи (од 6000 до 9000 m): цируси, цирукумулуси и циростратуси

Средни (од 2500 до 6000 m): алтостратуси и алтокумулуси

Ниски (од земјата до 2500 m): стратокумулуси, стратуси, кумулуси и нимбостратуси. Облак со вертикален развој е кумулонимбусот.

Според важноста за воздухопловството, вниманието го привлекуваат облаците со вертикален развој, т.е. кумулонимбусите, затоа што тие се најголемата опасност во летањето. Формирањето на овие облаци се одвива во три фази (следи ги сликите 4.6; 4.7 и 4.8).

Количество на облаци или **степенот на покриеност** се изразува во осминки. На пример, 8/8 значи дека небото е целосно покриено со облаци, 4/8 значи дека небото е покриено 50% итн. Висината на облаците за воздухопловството претставува многу битен елемент. Таа се менува многу често, особено кај ниските облаци на висина од 300 m и помала. Мали висини на облаците (50-200 m) се забележуваат на атмосферските фронтови, во зона на врнежи. Просторите помеѓу облаците многу се различни и се изложени на чести промени. Дебелината на облакот е многу важна, зашто од неа зависи изборот на профилот на летот, пробивањето на облакот нагоре или надолу.

**Облачноста** ги забавува борбените дејства на авијацијата. Особено ниската облачноста често оневозможува водење борба во воздух и дејство по објектите на земја, ако е потребен визуелен контакт со целта. Најсложени услови на летање се во облаците (бура, луња). Затоа треба да се избегнува подолго задржување во облаци над планински терен.

**Магла** е множество од најситни капки вода или ледени кристали кои лебдат во приземниот слој на воздухот. Хоризонталната видливост е помала од 1 km. Ако видливоста е 1-10 km, таква состојба се нарекува ретка магла. Создавањето на маглата е поврзано со ладењето на приземниот воздух до температура на точка на роса, кога настанува кондензација. Маглите можат да бидат во внатрешноста на воздушната маса или фронтални. Во внатрешноста на воздушната маса маглата може да биде радијациона или адвективна.

**Радијациона магла** се создава поради ладењето на воздухот во ведри ноќи, кога брзината на ветерот не надминува 3 m/s. Настанува во низински (индустриски) и во мочуришни предели. Дебелината на слојот магла варира од неколку метри до неколку десетици метри. Најчесто се создава по полноќ и во раните утрински часови. Во текот на претпладнето, со зголемувањето на температурата на воздухот, маглата исчезнува.

Летањето над радијационите магли не претставува некој особен проблем, бидејќи се простираат на помало пространство и можна е визуелна ориентација. Меѓутоа, во зимскиот период овие магли зафаќаат поголеми површини и летањето е отежнато.

**Фронталните магли** се делат на: претфронтални (се движат заедно со топлиот фронт) и затфронтални (се создаваат по поминувањето на фронтот). Најчесто настануваат на линијата на топлиот фронт, а нивната широчина може да биде 100-200 km. Маглите во планински предели настануваат поради дигањето и ладењето на воздухот по должината на стрмнини во заветрина.



**Сл. 4.6 Кумулуси - прва фаза на вертикалниот развој на облакот**

Оваа фаза настанува во претпладневните часови кога површината на земјата ќе се загрее од сонцето. Воздушниот слој над неа брзо се загрева и се крева во висина. Притоа тој се лади и кондензира во вид на облак со веќе формирани водени капки, кои не можат да паѓаат бидејќи нов загреан воздух оди со голема брзина нагоре.



**Сл.4.7 Втора фаза - трансформирање на кумулус во кумулусконгестус**



**Сл.4.8 Трета фаза - создавање кумулониimbus и негово распаѓање**

Третата фаза започнува 40-60 min. по трансформацијата на кумулусот. Се создаваат силни воздушни маси во форма на наковална. Во внатрешноста на облакот се јавуваат силни струења на воздухот, врнежи, грмотевици и молњи. Во областа на формирањето на овој облак се јавуваат силни надземни ветрови. Ваквата ситуација трае 20-30 min, во кој период се истура пороен дожд, а често и град. Интензитетот на сончевото зрачење е значително намален, веќе не постои интензивно нагорно струење на топлиот воздух во висина и сè заедно придонесува за брзо распаѓање на облакот.

**Адвективни магли** се образуваат кога топла и влажна воздушна маса ќе најде на разладена земјина површина, при што температурата на воздухот нагло се намалува и настанува кондензација. Овој вид магла се јавува во зимските периоди, во крајбрежни области каде што воздухот содржи многу влага, а температурната разлика помеѓу копното и водената површина е голема. Нејзината дебелина изнесува неколку стотици метри и се создава при ветер со брзина од 3 до 7 m/s. Оваа магла зафаќа големо пространство, достигнува до 500 m, па над неа е можно само инструментално летање.

#### 4.8 Општа циркулација и климатологија

Во природата континуирано се одвива **кружен тек** на циркулација на водата. Од реките, езерата, морињата и океаните, водата континуирано испарува и во вид на пареа се впива во атмосферата. Количеството на водена пареа во воздухот го нарекуваме **влага**. Во зависност од температурата, во воздухот има помало или поголемо количество на влага. На одредена температура воздухот може да прими точно одредено количество водена пареа; доколку има вишок, т.е. доколку настапило **заситување**, пареата се лади, го менува притисокот, станува презаситена и кондензира во течна или во цврста формација (капки, снегулки, ледени кристали). Резултат на овој механизам се облаците и врнежите од нив во облик на дожд, снег или град, со што водата се враќа на земјината површина. На тој начин хидролошкиот циклус на кружењето на водата во природата се затвора.

**Климатологијата** е наука за климата (под поимот **клима** подразбираме специфичен режим на времето карактеристичен за некоја област). Оваа наука ги проучува карактеристиките на климата во разни делови на светот, нивната класификација и распространетоста.

Климатологијата се дели на: општа (физичка) климатологија и климатографија.

**Општата климатологија** ги проучува физичките основи на климата како просечна состојба на атмосферата. **Климатографијата** ја прикажува климата во одделни региони или метеоролошки станици.

Современата климатологија е комплексна наука бидејќи, освен одделните климатски елементи, ги истражува и нивните меѓусебни односи со цел да се дојде до што понадежни податоци. Врз база на фактот дека климата се менува не само во просторот туку и во времето, последниве години е развиена и сè повеќе добива на значење новата климатолошка дисциплина **палеоклиматологија**, која ја проучува климата во минатото.

#### 4.9 Класификација на воздушните маси, фронтови и циклони

Атмосферата ја поделивме, по висина, на неколку вертикални слоеви во зависност од нејзините параметри. Најважни слоеви за воздухопловството се тропосферата и стратосферата. Меѓутоа, и самата тропосфера не е хомоген воздушен слој, т.е. воздухот во неа нема на секаде исти физички особини, па велеме дека во хоризонтала таа се состои од различни воздушни маси. Овде, под поимот воздушна маса се подразбира огромно количество воздух кое зафаќа големи

простори и во кое метеоролошките параметри (температурата, влажноста, притисокот) во хоризонтален правец рамномерно се менуваат.

Наведените разлики настануваат поради нееднаквиот прилив на сончевата енергија на различни географски ширини, и поради различното загревање и ладење на копното и на морето. За да може воздушната маса да добие определени особини таа мора подолго време да мирува или да се движи полека над некоја област. На тој начин таа ги прима особините на областа: температурата и влажноста. Просторот во кој се формира некоја воздушна маса се вика **изворишна** област. Тоа може да биде вода (океан, море, езеро) или копно. Воздушните маси формирани над морето се нарекуваат **маритимни**, и тие секогаш донесуваат влага, а оние над копното **континентални**, и тие се главно суви. Воздушните маси можат да прекриваат многу големи површини (и до 2,000.000 km<sup>2</sup>), да се простираат во должина од 5.000 км и во висина до 20 km. Затоа, во внатрешноста на една воздушна маса, времето се задржува исто и по повеќе денови. Воздушните маси се подвижни и од моментот на почетокот на движењето започнува и нивната трансформација. Тоа движење е релативно бавно и потребни се неколку денови да преминат определен простор. Притоа, бидејќи се изложени на надворешните влијанија, воздушните маси се трансформираат и ги менуваат своите физички особини: маритимните стануваат континентални, топлиите стануваат студени, и обратно. Трансформацијата зависи од брзината на нивното движење: поголема брзина на движењето - помала трансформација на воздушната маса, и обратно.

Според изворишната област, во однос на географската распределба, постојат 4 типа воздушни маси: **арктички** (антарктички) - со потекло од поларните области, **умерени** - од повисоките географски ширини, **тропски** - од суптропскиот и **екваторијални** - од екваторијалниот појас. Во нашата земја најмногу навлегува студениот воздух од Скандинавија и од Сибир, и топлиот воздух од Азорските Острови, Средоземното Море и северна Африка.

**Атмосферски фронт.** Атмосферскиот фронт е гранична површина помеѓу две воздушни маси со различни физички особини.

Фронтите се делат на два основни типа: студен и топол.

**Студен** е оној фронт кај кој студениот воздух се движи во правец кон топлиот. Топлиот воздух отстапува и бидува заменет со студениот.

Овој фронт предизвикува заладување.

**Топол** е оној фронт кај кој топлиот воздух се движи во правец на студениот. Студениот воздух отстапува и бидува заменет со топлиот.

Овој фронт предизвикува затоплување.

Постојат уште и сложени фронтови или **оклузивни фронтови** (од латинскиот збор *occlusivus* - кој затвора, кој спречува), кои настануваат со спојување на топол и студен фронт. Тоа е сложен фронт, каде што се спојуваат две студени и топла воздушна маса. Во почетниот стадиум на создавањето, кај овие фронтови метеоролошките услови можат да бидат многу сложени, додека при понатамошното потиснување на топлиот воздух во висина, оклузивните фронтови се разливаат. Многу често, при поволни услови, оклузивните фронтови можат да се регенерираат и да се претворат во основни фронтови.

Во однос на географската распределба на воздушните маси, фронтите се: арктички, поларни, тропски и екваторијални.

При движењето воздушните маси не се мешаат, освен во зоната во која се допираат и која може да биде широка до 100 km. Овој тесен граничен појас кој раздвојува две различни воздушни маси се нарекува **воздушен фронт**. Тој не се простира хоризонтално туку косо и со еден дел ја допира земјината површина. На

него секогаш се случуваат временски промени. Воздушните фронтови може да бидат студени, топли и оклузивни.

**Студениот фронт** се создава при движење на студена воздушна маса која, како потешка, се подвлекува под топлиот воздух и го присилува на брзо нагорно движење. Притоа доаѓа до нагла кондензација на водената пареа и до излучување на обилни врнежи. При преоѓање на студениот фронт преку некое место настапува постудено време, кое лете често пати е придружено со невреме на помали површини. Студени фронтови има два вида: студен фронт кој се движи бавно, студен фронт кој се движи брзо, а можат да се преместуваат. Студениот фронт кој се движи бавно е сличен на топлиот фронт. На самиот фронт постои слаба до умерена турбулентност. Летањето низ ваков фронт не предизвикува посебни тешкотии. Заледувањето во облаците е исто како и во топлиот фронт.

Студениот фронт кој се движи брзо настанува со нагло дигање на топлиот воздух поради што доаѓа до создавање на кумулонимбуси кои се развиваат до тропопаузата и од нив врат силни поројни дождови проследени со грмотевица, силен ветер и интензивно заледување на авионот. Летање низ овие фронтови е многу сложено. Тие треба да се пресекуваат со летање над облаците или помеѓу кумулонимбусите.

**Топлиот фронт** настанува поради пробивот на топол воздух. Тој, како полесен, полека се подига над студената воздушна маса, се лади, водената пареа се кондензира и се излучуваат ситни но долготрајни врнежи во облик на дожд или снег кои зафаќаат површини до 400 km. По неговото поминување настапува потопло време.

Студените воздушни маси кои се движат во потопла средина носат заладување. Топлите воздушни маси се оние кои се движат во постудена средина и носат затоплување.

Локални воздушни маси се оние кои се наоѓаат на местото на нивното создавање, а при движење можат да станат топли или студени.

*Значењето на фронтовите за изборот на маршрутата на летање е големо. Така, на пример: топлиот фронт треба да се пресекува вертикално, на линијата на фронтот, и таму каде што метеоусловите се најповолни. Треба да се избере профил на летот во зона со позитивна температура, а ако температурата е негативна на сите висини, тогаш висината на летањето треба да се избере таму каде што температурите се помали од -10 C.*

**Циклон и антициклон.** Нерамномерната распределба на атмосферскиот притисок предизвикува постоење на **барички системи**. Два основни система се: циклон, или област на низок атмосферски притисок во однос на околината, и антициклон, или област на висок атмосферски притисок во однос на околината. И кај едниот и кај другиот постои изразена просторна промена на атмосферскиот притисок.

Притисокот на воздухот во циклонот е најмал во центарот, додека кон периферијата се зголемува. На северната полутопка струењето на воздухот во циклонот е кон центарот и има насока спротивна на стрелката на часовникот. Притисокот на воздухот во антициклоните е најголем во центарот, а струењето е од центарот кон периферијата во насока на движењето на стрелката на часовникот.

Покрај опишаните основни типови барички системи, постојат и споредни барички системи, како:

- **баричка долина:** тесно издолжено подрачје на намален притисок ограничено со подрачја на зголемен притисок;

- **барички гребен**: тесно издолжено подрачје на зголемен притисок ограничено со подрачја на намален притисок. Гребените во принцип предизвикуваат преодна стабилизација на времето или прераснуваат во вистински антициклон;
- **баричко седло**: подрачје помеѓу два вкрстени циклона и антициклона.

Притисокот на воздухот непрекинато се менува по времето и просторот, поради што и баричките системи се менуваат, се преместуваат и го менуваат својот интензитет.

Циклонот и антициклонот се движат со просечна брзина 30-40 km/h, а траат 1 до 2, најмногу 7 дена. Атмосферските фронтови се создаваат во циклонот, па времето во него главно е условено со фронтални облачни системи и врнежи.

**Поле на изедначен притисок** е поголемо подрачје во кое нема позначителни просторни промени на атмосферскиот притисок.

## 4.10 Незгоди предизвикани од грмотевици

**Грмотевицата** е атмосферска појава која е поврзана со кумулонимбусите, и претставува електрично празнење во облик на молња, со силен татнеж на гром и поројни дождови.

Летањето во зона на грмотевици е многу сложено и опасно, бидејќи истовремено се јавуваат: силна турбулентност, празнење на молњи, интензивно заледување и град. Грмотевиците се создаваат при: нееднакво загревање на долниот слој на воздухот, брзо дигање на топлиот воздух, а настапување на студен во атмосферски фронт, при дигање на воздухот по должината на планинските сртови.

## 4.11 Опасни временски појави

### 4.11.1 Молња

Молњата е електрично празнење помеѓу различно набиени електрични полиња. Таа се создава кога во кумулонимбус напонот на електричното поле ќе достигне 10.000 V на 1 cm. Празнењето се врши помеѓу различни облаци и нивните делови, како и помеѓу облаците и земјата. Електричните празнења можат да бидат во вид на линиски или топчести молњи.

Линиската молња е со должина 2-3 km, а може да достигне и до 30 km, и со пречник околу од 15 cm во цик-цак линија.

Топчестата молња има сферен или облик на крушка и е со црвеникава боја. Во атмосферата се забележани топчести молњи со пречник до 27 cm, а во близина на земјата 10-20 cm.

Гром (татнеж) настанува поради тоа што воздухот во каналот на празнењето брзо се шири, бидејќи нагло се загрева. Татнежот на громот се слуша на далечина до 35 km, а понекогаш и до 50 km.

### 4.11.2 Турбуленција и други појави

Турбуленцијата е неправилно, вртежно движење на воздухот. Таа предизвикува тресење на авионот при летањето, или ненадејни вертикални или странични поместувања. Оваа појава е непријатна, а честопати може да биде и опасна, бидејќи може да предизвика пукнатини или кршење на конструктивните делови на авионот, губење контрола над управувањето, а секако предизвикува замор кај пилотите и непријатни чувства кај патниците.

Турбуленцијата може да биде термичка или орографска. Термичката се јавува при летање на авионот низ област со помали, расфрлани облаци. Во ваков случај се



препорачува искачување над слојот облаци. Орографска турбуленција се создава со струење на воздухот во планинските предели - над орографски пречки; на врвовите на планините доаѓа до зголемување на брзината на струењето на воздухот, за разлика од струењето во долините, што се одразува на летот на авионот.

### 4.11.3 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 таложeње 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 вшмукувачот и моторот кај гасните турбини и млазните мотори, а карбураторот кај клипните. 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:

- влошување на аеродинамичките карактеристики,
- ја зголемуваат вкупната маса на воздухопловот,
- го отежнуваат летот и маневрибилноста,
- доведуваат до откажување на средствата за врска и командите на летањето,
- 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:

- температурата на воздухот,
- содржината на преладената вода во воздухот,
- содржината на ледените кристали во воздухот,
- големината на капките и кристалите

**Потребен услов** за појава на заледување е постоење на преладени капки во воздухот. Во облаците преладените водени капки се наоѓаат на температури од 0 до  $-40^{\circ}\text{C}$ , а заледувањето најчесто се случува при температури од  $-5$  до  $-10^{\circ}\text{C}$ .

**При летот** доаѓа до судир на нападните рабови на авионот со преладените капки во облакот или со ледениот дожд, при што капките се замрзнуваат. 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.

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  $-40^{\circ}\text{C}$ , 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 обработка на површините. Чисти, полирани површини потешко се заледуваат. Најпогодно место за заледување сее горната

страна на нападниот раб на крилото, на опашката но и во просторот непосредно зад главите на заковките.

Тежина 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.

Создавање лед на краците на елисата доведува до деформација на аеропрофилот, неурамнотеженост на краците, појава на вибрации и намалување на влечната сила.

Главна, 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.

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.



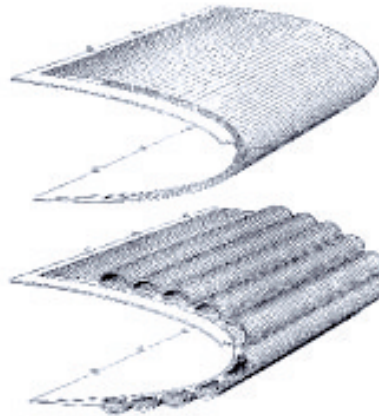
Сл.4.9 Крило на голем авион покриено со дебели слој снег - вовед во катастрофа

#### 4.11.4 Системи за заштита од заледување

**Заштита од заледување.** За да се избегнат несаканите последици од заледувањето, денес на сите авиони се применуваат уреди кои ги спречуваат или елиминираат ледените наслојки. Обично се користат четири вида методи: пневмомеханички, физичко-хемиски, термички и комбинирани.

**Пневмо-механичките системи** функционираат така што на нападните рабови на крилото се поставува преслека од гумени комори, перничина 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 ретко**.



**Сл.4.10 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.

**Воздушнотоплотните системи** ги греат нападните рабови на крилата, опасните површини и вшмукувачите на моторот (низ кои поминува топол воздух од моторот, ги загреваат и го спречуваат создавањето ледени наслојки). Овие системи се едноставни, сигурни и економични бидејќи користат **топол воздух од системот за ладење на моторот** или одземениот воздух од компресорот на млазниот мотор или гасната турбина (bleed air). Недостатоци на овие системи 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 сидови. Температура на загреаниот воздух е околу 150 °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 опасните 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).

Ефикасна конструкција на електроотпорен греач се состои од неколку тенки слоеви материјал кои со специјална постапка се нанесуваат еден врз друг и образуваат еден 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<sup>0</sup>C. Словите се еластични и поднесуваат и свиткување без пукање. Потрошувачка на електрична енергија изнесува до 6 W/cm<sup>2</sup>.

**Одледување на стаклото на пилотската кабина** кај воените авиони се изведува преку специјална конструкција на електричен греач, интегриран со панцирното предно заштитно стакло на кабината. Ова се состои од неколку слоеви стакло помеѓу кои се вметнати и залепени со него, тенки електротпорни спроводници.

**Детектори на заледувањето.** Наведените решенија за одледување, базирани врз принципот на електротпорно загревање, се ефикасни, лесни за вградување и користење. Сепак, сериозен недостаток им е високата потрошувачка на електричната енергија. Со цел таа потрошувачка да се намали и енергијата да не се растура залудно, на загрозените површини авионите се монтираат детектори или сензори, кои на екипажот му сигнализираат почеток 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 пали црвено 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 воздушно-термичкиот 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.*

## 4.12 Инструментални метеоролошки услови

**Инструменталните метеоролошки услови** (Instrument meteorological conditions- **IMC**, понекогаш алудираат на летање при намалена видливост) се **категорија на летање со авион** со која се опишуваат **временските услови** кои од пилотите бараат да летаат првенствено според инструменти и врз IFR правилата за инструментално летање. Типични временски услови се: летање во облак, во лошо време или ноќе. Нормално, пилотите, тренираат да летаат во тие услови со помош на уреди кои симулираат видливост нула.

Временските услови за летање по VFR се познати како визуелни метеоролошки услови (Visual Meteorological Conditions, **VMC**). Очигледно, IMC и VMC меѓусебно се исклучуваат. Всушност, инструменталните метеоролошки услови по дефиниција се помалку од минимумот за визуелните метеоролошки услови. Границата помеѓу

VMC и IMC е позната како VMC минимум, или граничен VMC. Поагајќи од основниот принцип на летање според VFR (правилата за летање при надворешна видливост): **гледај и заобиколувај**, следува дека растојанието од облак е важен фактор во VMC минимум: бидејќи авионот во облак не може да се види, се бара дополнителен простор за чекање надвор од облакот.

При добра видливост, пилотот лесно ја определува положбата на авионот во просторот користејќи визуелни знаци надвор од авионот (најзначајна е линијата на хоризонтот). Без такви надворешни визуелни знаци, пилотот е принуден да користи внатрешни знаци за положбата во просторот, кои ги обезбедуваат жirosкопските инструменти (индикаторот на положбата во просторот или вештачкиот хоризонт). Можноста да се добие добар знак на хоризонтот зависи од метеоролошката видливост, па оттука минималната видливост ги лимитира карактеристиките во VMC минимум. Можно е да се лета во **VFR/VMC** услови и да се има доверба во пилотските инструменти за контрола на положбата во воздухот. Два примера би биле: темна ноќ над вода, или ведрa ноќ со светла на вода и ѕвезди на небото, меѓу кои нема изразена линија на хоризонт.

Видливоста е, исто така, важна за заобиколување на пречките на теренот.

Важно е да не се мешаат инструменталните метеоролошки услови (IMC) со правилата за инструментално летање (IFR). **IMC ги опишуваат актуелните временски услови, додека IFR ги опишуваат правилата под кои авионот лета.** Поради оперативни причини, или кога лета во воздушен простор каде што летот според VFR (правила на летање при надворешна видливост) не е дозволен, авионот може да лета (и често го прави тоа) според IFR и по сосема ведро време. И, навистина, најголемиот број од комерцијалните летови на големите патнички авиони се изведуваат единствено како IFR.



**Мал англиско-македонски воздухопловен речник**

- absorber - придушувач, амортизер  
 air-oil shock absorber - хидропневматски амортизер  
 absolute altitude - апсолутна висина  
 absolute ceiling - апсолутна висина до која може да лета еден воздухоплов, плафон  
 acceleration - забрзување  
 accident - несреќен случај  
 actuator - задвижувач  
     flap a. - задвижувач на заткрилца  
     tailplane a. - задвижувач на стабилизатор  
     yaw a. - задвижувач на кормилото на правецот  
 aerobatics - акробатско летање  
 aft - заден, опашен дел  
 aileron - крилце  
     a. displacement - отклон на крилцата  
     a. trim tab - тример на крилцата  
 airbrake - аеродинамичка кочница  
 air lift - аеродинамичка поткревачка сила, узгон  
 aircraft - воздухоплов  
     a.body - труп на авионот  
     a.fabric - авионско платно  
     a.skin - оплата на авионот (обвивка)  
     a.tire - надворешна авионска гума (пневматик)  
 fixed wing a. - воздухоплов со неподвижно крило  
 low wing a. - нискокрилен авион  
 pressurized a. - авион со кабина под притисок  
 tandem seat a. - авион со седишта едно по друго  
 tractor a. - авион со влечна елиса  
 aircraft with tail wheel - авион со опашно тркало  
 airfoil - аеропрофил, аеродинамичка површина  
 airframe - структура на авионот, змеј, планер  
 airliner - авион за патнички сообраќај  
 airspeed - брзина низ воздухот  
 airstrip - полетно-слетна патека  
 all wing aircraft - летачко крило  
 aloft - во лет, во воздух  
 altimeter - висиномер  
 altitude - апсолутна висина, висина  
 approach - приоѓање (на аеродром)  
 arm - крак, лост, носач  
 arrow wing - стрелесто крило  
 attitude - положба во просторот  
 auxiliary beam - помошен раменик  
  
 beacon – ротирачки светлосен фар против судир  
 bin (stowage) - преграда за рачен багаж  
 body - труп на авионот, тело  
 bracing wire - затега (на крило)

bracket - оков, носач  
 buffeting - "бафтинг", осцилирање на делови на авионот  
 bulkhead - рамка

cabin air condition system - систем за климатизација на кабина  
 cockpit - пилотска кабина  
 cockpit controls - кабински команди  
 commuter aircraft - авион за кратки линии, за регионален сообраќај  
 cooling - ладење  
 cowling - оплата, капотаж  
 cruise - лета на режим на крстосување  
 cutoff - исклучување, запирање

dashboard - инструментска плоча  
 design - конструкција, проект  
 dive - пикирање  
 dive brake - аеродинамичка (воздушна) кочница  
 door - врата, капак  
 drive shaft - погонско вратило

elevator - кормило за висина  
 engine - мотор  
 engine mount - носач на моторот

feeder airline - локална воздухопловна компанија  
 fin – вертикален стабилизатор, ребро  
 flap - заткрилце  
 flaperon - вид командна површина крилце-заткрилце  
 flutter - лелеење, мавтање (облик на нагли и неконтролирани осцилации на командните површини)  
 frame - рамка (на труп)  
 front beam - преден раменик  
 fuselage - труп

gear - запченик, запчест преносник, механизам, стоен трап

high wing monoplane - висококрилец  
 hinge - шарнир

landing - слетување  
 landing skids - стоен трап во вид на лизгач  
 laminated wood - ламинирано дрво, дрвена лепенка  
 low wing monoplane - нискокрилец

main landing gear - главен стоен трап  
 mounting - носач, оков, поставување

nose landing gear - носна нога

outrigger - конзола, конзолен

payload – тежина на патниците+тежина на багажот во cargo компартменти (еден патник =184.5 lb)

plywood - дрвена лепенка, шперплоча

rear – опашен

rear beam - заден раменик

rear fuselage - заден дел на трупот

reinforced rib - зајакнато ребро

rib - ребро

rib flange - појас на ребро

rig - склопува, составува, дотерува, опрема, уред

rivet - заковка, заковува

rivet head - глава на заковка

rivnut - шуплива заковка

rotor - ротор (на хеликоптер)

rotocraft - хеликоптер

rudder - кормило за правец

semimonocoock fuselage - труп полумонокок тип

shaft - вратило, оска

shimmy damper - придушувач на вибрации на предното тркало

skin - оплата

spar web - сид на раменик (дијафрагма)

stabilizer bar - стабилизациона прачка

stalling - одвојување на струјници, губење брзина

stringer - надолжница

swash plate - циклопрстен, карданска плоча

swept-wing aircraft - авион со стрелесто крило

tab - тример

tailplane - хоризонтален стабилизатор

tail boom - опашна греда (кај хеликоптер)

tail fin - вертикален стабилизатор

tail rotor- опашен (антиторк) ротор

trailing edge - излезен раб

turbine blade - лопатка на турбина

turbofan - вентилаторски млазен мотор

turbojet - млазен мотор

turboprop - елисномлазен мотор, турбоелисен мотор

twin engined aircraft - двомоторен авион

twin finned aircraft - авион со два вертикални стабилизатора

ULDs (Unit Load Devices) - контејнери

undercarriage girder - носач на стоен трап

wheel well - простор за вовлекување тркало

windmilling - авторотација

wing spar - раменик на крило

wing - крило



wing tip - врв на крилото  
 wire - спроводник, жица  
 workload - работно оптоварување  
 worm drive - полжавест преносник

### **Вообичаени англиски воздухопловни кратенки**

**FAA**(Federal Aviation Administration) - сојузна воздухопловна администрација (САД)

**FBW** (Flight by Wire) - команди на летањето со електричен пренос на сигнали ("електрични команди")

**FBL** (Flight by Light) - команди на летањето со оптички пренос на сигнали

**CCV** (Control Configured Vehicle) - систем за управување со конфигурацијата на леталото

**IATA** (International Air Transport Association) - Меѓународно здружение на (редовни) воздушните превозници

**ICAO** ( International Civil Aviation Organisation) - Меѓународна организација на цивилното воздухопловство

**IFR** (Instrument Flight Rules) - Правила на инструменталното летање

**ILS** (Instrumental Landing System) - инструментално слетување

**CG** (Center of Gravity) - тежиште, центар на масите

**GPS** (Global Position System) - глобален систем за позиционирање

**ZFW** (Zero Fuel Weight= OEW+Payload) - тежина (на авионот) без гориво

**MZFW=MaxZFW**

**VNE** (Velocity never exceed) - брзина што не смее да се надмине под кои било околности.

**VFR** (Visual Flight Rules) - правила на летањето при надворешна видливост

**VMC** (Visual Meteorological Conditions) - метеоролошки услови за летање при надворешна видливост

**OEW** (Operating weight) – тежина на авионот со се екипажот

**TOW** (Take off weight = ZFW+T/O fuel)

**MTOW=MaxTOW**

**LW** (landing weight =TOW-trp fuel)

**MLW=MaxLW**

**ULDs** (Unit Load Devices) - контејнери за транспорт на товар со авиони

### **Објаснување на некои помалку познати поими**

**брзина која никогаш не смее да се надмине** - брзина на која почнува да се јавува феноменот "бафтинг" (buffeting), т.е. осцилирање на одделните делови на леталото. Производителот на воздухопловот ја определува оваа брзина со тестирање во лет. Кај хеликоптерите оваа брзина означува безбедносна граница над која може да се јави губење на брзината на лопатката

**вибрации** - претставуваат појава на периодично променливи мали деформации, како последица на дејството на периодично променливите оптоварувања. Појавата на вибрации е поврзана со функцијата на машината (воздухопловот) и секогаш настанува како последица на работниот процес на машинскиот систем. Вибрациите се штетна појава кои под определени услови (резонанција) можат да ја загорзат конструкцијата. Елиминирање на вибрациите може да се изведе на повеќе начини: со прецизна изработка, со добро урамнотежување на подвижните делови, со примена на амортизери и елиминирање на периодично променливите сили

**КОВИТ** - спуштање на авион по силно издолжена спирална траекторија, при нападни агли поголеми од критичниот, со истовремено вртење околу сите свои оски (надолжната, напречната и замислената вертикална оска во однос на Земјата). До појава на ковит доаѓа по превлекување и навалување на авионот, кога нападниот агол е поголем од критичниот. При ковит, поради сложеното дејство на аеродинамичките сили и моменти, доаѓа до појава на авторотација и губење на управливоста.

**КОМПОЗИТИ** - материјален систем составен од два или повеќе микро или макро-конституенти, кои се разликуваат според обликот и според хемискиот состав, и кои не се растворливи еден во друг (како кај металните легури). Резултантните особини на композитниот материјал се супериорни, или посебно интересни, во однос на особините на неговите компоненти, кои пред поврзувањето обично се произведуваат во одделни процеси. Композитот се состои од основна маса или матрица (од епоксидни, полиестарски и други смоли) и зајакнувачка компонента (најчесто од стаклени, карбонски, кевлар, метални или керамички влакна). Појавата на овие материјали со извонредни механички и технолошки особини создаде револуција во градбата на авиони и хеликоптери. Од овие материјали се изработуваат: стојни трапови и сопирачки, роторски лопатки, цели крила, трупови и опашни површини.

**координирано свртување** - свртување во кое е постигната целосна рамнотежа помеѓу аеродинамичките и масените сили (гравитацијата и центрифугалната сила) и не постои лизгање по крилото

**критичен махов број** - махов број на лет при кој на некој дел од леталото за прв пат се појавува област на струење еднаква на брзината на звукот.

**ондулација** - појава на губење на еластичната стабилност на еден на притисок оптоварен сегмент на носивата кора-оплата како резултат и/или последица на појавата на нормален критичен напон во неа. Кората во ваков случај се тутка и нејзиниот облик се разурнува. Борбата против оваа појава подразбира засилување на кората со рамки и стрингери, т.е. намалување на димензиите на слободните полиња. Оваа појава може да се јави во сите делови со носива кора кои се изложени на свиткување и притисок; сепак, крилата се најмногу загрозен елемент.

**превлечен лет** - летање на авион со нападни агли околу критични (обично 14 до 16 степени). Превлечен лет може да се случи во сите режими на летот и во еволуциите. Однесувањето на авионот во превлечениот лет се карактеризира со промена на аеродинамичките сили и моменти, со појава на нестабилност и намалена управливост.

**ползење** - несакано лизгање на надворешната гума од одредена позиција во однос на наплатката.

**ползење (среер)** - појава на постепено, континуирано пластично деформирање при постојан или дури намален напон, во текот на времето, а под дејство на повишена температура, при напони кои инаку одговараат на областа на еластичноста. Деформирањето може, по извесно време, да престане или пак да продолжи до разурнување, во зависност од оптоварувањето, температурата и особеностите на материјалот

**толеранција** - дозволено отстапување од пропишаната вредност. На пример, една мера добиена со пресметка (номинална мера) во производството не може да се изработи сосема точно поради многу несовершености (на алатот, на мерните инструменти, на самиот човек кој учествува во сите фази на производниот процес). За да се олесни производството а да не се загрози функцијата на делот, се пропишува големина на дозволеното отстапување од номиналната мера и тоа е

толеранција на мерата. Толеранции за кои станува збор се: толеранции на должинските мери, толеранции на обликот и на положбата.

**флатер** (flutter) - мавтање, нагли и неконтролирани осцилации на командните површини кои настануваат поради нивното неправилно балансирање. Осцилациите можат да предизвикаат сериозни оштетувања на конструкцијата на авионот

**центроплан** - дел од крилото што минува низ трупот на авионот.

## БИБЛИОГРАФИЈА

1. С. Милутиновиќ: *Конструкција авиона*, Београд, 1970.
2. С. Милутиновиќ: *Конструкција авиона-Атлас неколико маркантнијих представника разних категорија летелица*, Београд, 1970.
3. Т. Драговиќ: *Тактичко-техничке оснoве пројектовања летелица*, Машински факултет Београд, 1994.
4. Tehnička enciklopedija, knjiga 1.: *Avion*, JLZ, Zagreb.
5. J. Lachnitt: *L'aviation d'aujourd'hui*, Librairie Larousse, Paris, 1968.
7. Д.Станков: *Прорачун авионских конструкција*, Београд, 1963.
8. В. Puharić, М. Siladić, М. Raščanin: *Vojni avioni*, Београд, 1996.
9. I. Baraba: *Poznavanje konstrukcije aviona i motora*, Београд, 1971.
10. Wikipedia the free encyclopedia, илустрации во боја на современите авионски 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. Bujanj: *Ѓovjek u prostoru*, Zagreb, 1960.
15. *Pitanja iz teorijskog dela ispita za sticanje vazduhoplovnih dozvola i ovlašćenja*, Direktorат civilnog vazduhoplovstva, Београд, 2005.
16. В. Андоновиќ: *Лесни авиони*, Скопје, 2009.
17. В. Андоновиќ: *Воздухопловни конструкции*, Скопје, 2010.
18. В. Андоновиќ: *Приказна за хеликоптерот*, Скопје 2011.

