ТЕХНИЧЕСКИ УНИВЕРСИТЕТ – СОФИЯ
ФИЛИАЛ ПЛОВДИВ

ФАКУЛТЕТ ПО МАШИНОСТРОЕНЕ И УРЕДОСТРОЕНЕ

КАТЕДРА „ТРАНСПОРТНА И АВИАЦИОННА ТЕХНИКА И ТЕХНОЛОГИИ“

Х. Панайотов **Д. Зафиров**

Р Ъ К О В О Д С Т В О

за курсово проектиране на летателни апарати

ПЛОВДИВ, 2014

АВТОРСКИ КОЛЕКТИВ:

доц. д-р инж. Христиан Панайотов

доц. д-р инж. Димо Зафиров

Рецензент: доц. д-р инж. Диан Гешев

гл. ас. инж. Красин Георгиев

Отговорността относно авторското право на всички текстове в настоящата книга се носи от авторския колектив. Настоящата книга или която и да е нейна част не подлежи на възпроизвеждане по никакъв начин и под никаква форма, без писменото разрешение на авторите.

РЪКОВОДСТВО ЗА КУРСОВО ПРОЕКТИРАНЕ НА ЛЕТАТЕЛНИ АПАРАТИ

Българска, първо издание.

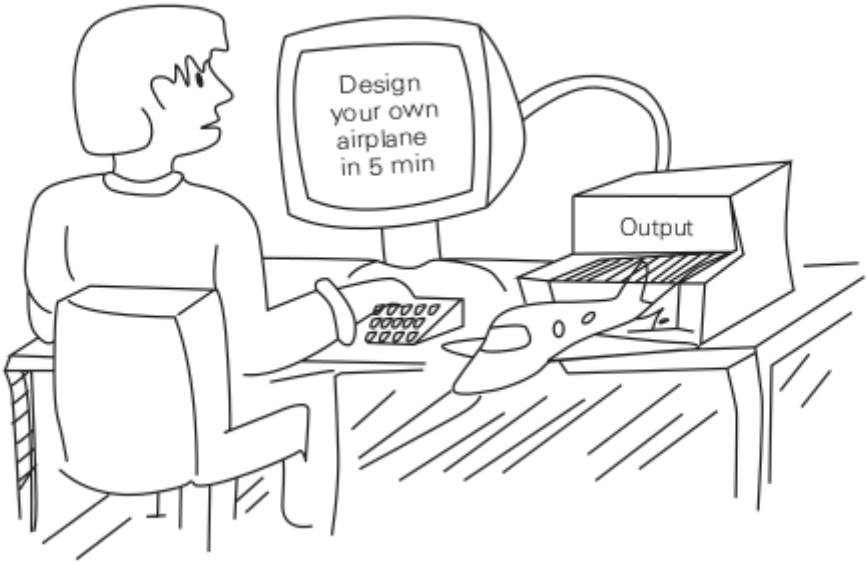
Технически университет – София, филиал Пловдив

ул. Цанко Дюстабанов №25, 4000, Повдив

ISBN: 978-954-2937-10-4

Съдържание

Статистически анализ на класа на проектирания самолет..... 5
Типове мисии и профили на полета на летателните апарати..... 13
Избор на основни параметри на самолета..... 16
Избор на обща и аеродинамична схема на ЛА. Избор на тип, брой и разположение на двигателите..... 26
Аеродинамична компоновка на самолета..... 28
Компоновка на пътническата кабина..... 34
Пресмятане на масите на самолета..... 37
Обемно-тегловна компоновка..... 42
Списък на литературата..... 46
Приложения..... 47



Проектирането така както го разбират студентите

Проектирането така както е в реалността

1. Статистически анализ на класа на проектирания самолет

При проектирането на летателни апарати (ЛА), които не представляват някаква принципно нова концепция, се използва еволюционният подход [3]. В този случай е целесъобразно да бъде извършено *предпроектно проучване* на съществуващите ЛА, които имат сходни изходни (начални) изисквания с тези на проектирания ЛА. Проучването най-общо представлява събиране на статистически данни и тяхната обработка и анализ. Въз основа на проучването следва да бъдат формулирани важни изводи, касаещи общата и аеродинамична схема на самолета, типа на силовата установка, броят и разположението на двигателите, диапазона на изменение на летателно – техническите характеристики както и средните стойности и дисперсията на различни абсолютни или относителни параметри и характеристики, които представляват интерес за проекта.

Разработването на тактико – техническото задание (ТТЗ) към проектирания самолет се предшества от особено важния трудоемък комплекс от предварителни изследвания, който в голяма степен се основава на задълбочено проучване на статистическия материал. Статистиката позволява да се проследи историята на развитие на даден тип самолет, да се установят числените стойности на основните параметри и летателно-технически характеристики и да се покажат тенденциите при тяхното понататъшно развитие. За удобство статистическият материал се представя в таблична форма, съдържанието и структурата, на който зависи от целите и проблемите, решавани чрез използване на статистически данни.

1.1. Изготвяне на статистическа справка

Статистическите таблици, съставяни при създаването на нов самолет, съдържат сведения за основните параметри и характеристики за прототипните самолети, идентични по предназначение и условия на използване с тези на проектирания самолет. В таблицата се записват данни за три до пет самолета с посочване на страната и компанията производител на самолета, вида и броя на двигателите и техните основни параметри, за масовите, геометричните и летателно-техническите характеристики на прототипите. Масовите и геометричните характеристики се представят както в абсолютен така и в относителен вид.

Таблица 1

Статистическа извадка

№	Параметри и характеристики	Боинг 737-200 САЩ (пример)	(ЛА №2) (страна производител)	(ЛА №3) (страна производител)	(ЛА №...) (страна производител)
	масови параметри и характеристики				
1	Излетна маса, kg	52,39 K			
2	Брой на местата за пътници	130			
3	Маса на самолета празен, kg (Относителна стойност *)	29,92 K (0,57)			
4	Маса на горивото, kg (Относителна стойност)	-			
5	Излетно крилно натоварване, daN/m^2	575,6			
	геометрични параметри и характеристики				
6	Разпереност на крилото, m	28,35			
7	Площ на крилото в план, m^2	91,05			
8	Удължение на крилото	8,90			
9	Дължина на самолета, m	30,48			
10	Диаметър на тялото, m	3,80			
	летателни характеристики				
11	Минимална скорост, km/h	-			
12	Крейсерска скорост, km/h	890			
13	Далечина на полета, km	3 800			
14	Диапазон от крейсерски височини на полета, km	9...11			
15	Разбег, m (Дистанция на излитане, m)	-			
16	Пробег, m (Дистанция на кацане, m)	-			
	силова установка				
17	Наименование на двигателите	-			
18	Брой на двигателите	2			
19	Стартова тяга на двигателите, daN (Стартова мощност, kW)	14 060			
20	Излетна тяговъоръженост (Излетна енерговъоръженост, kW/daN)	0,268			
21	Специфичен разход на гориво, kg/daNh или kg/kWh	-			

Към таблиците се прилагат кратки описания на посочените самолети, които показват най-важните конструктивни особености, най-интересните идеи и технически решения, използвани при разработване на дадения самолет. Към описанието е целесъобразно да се прилага схема на самолета в три проекции, които могат да бъдат използвани за определяне на липсващите геометрични размери.

За целите на курсовата работа е достатъчно да бъде съставена малка статистическа извадка по образец на табл.1.

При избора на самолети, включени в статистиката, трябва да се има предвид, че летателните характеристики и относителните параметри на самолетите не зависят особено силно от абсолютните им размери и маса. Това позволява да се включват прототипи в статистиката, които по полезен товар, далечина на полета могат значително да се различават (до 30 – 40 %) от показателите на проектирания самолет. Това разширява възможностите за събиране на статистически данни.

Когато се търсят прототипни самолети, за предпочитане е да се избират самолети серийно производството, за които сведенията в литературата са по-точни отколкото за експериментални самолети, при които параметрите и летателните достижения често имат рекламен характер.

Ако в статистиката са включени различни модификации на един и същ самолет, то те се записват в отделна колона. Изборът може да се ограничи до една модификация, която е най-близка до параметрите на проектирания самолет.

Като източници на статистически данни могат да се използват, както национални така и чуждестранни справочници, енциклопедии, Интернет и др. Трябва да се обръща особено внимание на достоверността на публикуваните материали. Препоръчва се да се използват авторитетни авиационни издания, например Jane's All the World Aircraft.

Статистическите данни, които ще бъдат използвани, при избора на параметри на проектирания самолет, трябва да включват по възможност нови самолети, произведени през последните години.

1.2. Анализ на проектната ситуация

Въз основа на изследването на статистическия материал и проучване на развитието на даден клас самолети се прави анализ на проектната ситуация, при което се решават следните задачи:

1) Изследват се особеностите на развитие и се посочва достигнатото ниво на съвършенство на самолетите от даден тип. Отбелязват се средностатистическите и максималните стойности на най-важните характеристики и параметри, определящи ефективността на тези самолети. Тук могат да се покажат не само летателно-технически данни, но и параметри, оценяващи технологичните, експлоатационни и икономически качества на самолета.

2) Изучават се перспективите за развитие и се прогнозира изменението на основните параметри на самолета в близките години. Прогнозата на числените стойности се обосновава с построяването на статистически графики, показващи изменението на тези параметри за последните години с екстраполация на техните стойности. Характерът на изменение на параметрите във времето се оценява или по усредена зависимост на статистическите данни или по „коридора“, включващ по-голямата част от статистическите точки. Екстраполацията на статистическите зависимости позволява достатъчно обосновано да се прогнозират параметрите на проектирания самолет при разработката на ТТЗ.

3) Самолетите с нов дизайн трябва да имат по-високи качества и ефективност в сравнение с вече съществуващите. Това се постига чрез подобряване на основните летателно-технически характеристики и параметри, които влияят върху показателите на ефективността. Ето защо от самото начало на проектирането, още от етапа на разработка на ТТЗ, трябва да се набележат начини и средства за осигуряване на техническото усъвършенстване на новите самолети. Това изисква познаване на последните постижения в ключови области на авиационната науката и техника- аеродинамика, авиационни двигатели, конструкция и материали, оборудване, въоръжение, технологии и експлоатация. Само широкото използване на най-новото и най-доброто може да осигури висока ефективност и конкурентоспособност на проектираните самолети. Ето защо при разработването на ТТЗ се набелязват нови технически решения, които се предполага да бъдат използвани в проектирането на самолети, с приблизителна оценка на въздействието им върху основните параметри и характеристики, предимно върху относителната маса на конструкцията, силовата установка, горивото, оборудването и др.

4) Оценява се потребността от дадения самолет и предполагаемите пазарни продажби. Като обосновка за това може да послужат приведените в литературата прогнозни темпове за развитие на пътнико- и/или товаропотока, частта на

технически и морално остарелите самолети от дадения тип, появата на нови авиолинии и региони, обслужвани от този тип самолети и т.п.

5) Всеки един самолет е част от по-голяма система, в която освен самолетите от авиопарка, влизат редица подсистеми, които осигуряват целия жизнен цикъл, като се започне с производството и се завърши с извеждане от експлоатация и утилизация. Още на етапа на разработка на ТТЗ трябва да се даде приближена оценка за това какви изменения ще внесе проектирания самолет в областта на производството, експлоатацията, околната среда и другите сфери на взаимодействие.

По такъв начин, анализът на проектната ситуация е длъжен да **обоснове потребността и техническата възможност за разработка на проекта на нов самолет** и да даде оценка за последствията от неговото създаване и използване.

Въз основа на анализа на статистическата извадка се определят следните препоръки към проектирания ЛА:

- аеродинамична схема – тип (например: нормална аеродинамична схема, стреловидно крило, долноплощник);
- опашни плоскости – тип (например: Т-, Н- или V-образни опашни плоскости);
- силова установка – тип (например: два броя ДТРД, разположени под крилото);
- специфичен разход на гориво - от ... до ... ;
- стартова тяго- или енерговъоръженост - от ... до ... ;
- удължение на крилото - от ... до ... ;
- максимална излетна маса - от ... до ... kg;
- относителна маса на празен самолет - от ... до ... ;
- крилно натоварване - от ... до ... daN/m2.

1.3. Разработване на ТТЗ

ТТЗ към проектирания самолет определя основните цели и задачи за неговото създаване, условията на използване, задава необходимите стойности на основните характеристики на самолета, набелязва условията за производство и експлоатация.

Изискванията към проектирания самолет се разделят на няколко групи. Надолу е приведен състава на тези групи и са дадени препоръки по тяхната разработка.

1.3.1. Функционални изисквания

Тези изисквания отразяват общата идея за създаването на нов самолет. Те определят типа и класа на самолета, неговата мисия и основните му параметри и характеристики. Те съдържат следните характеристики на бъдещия самолет:

1. Предназначение на самолета.
2. Главните задачи, изпълнявани от базовия самолет.
3. Варианти на използване и възможни модификации на самолета.
4. Състав на полезния (търговски или боен) товар.
5. Състав на екипажа.
6. Степента на автоматизация на основните етапи на полета.
7. Условията за базиране, класа на летището, тип писта за излитане и кацане, възможност за съкратено излитане и кацане.
8. Средства за механизацията за товарене и разтоварване.
9. Възможност за въздушен десант на жива сила и техника.
10. Възможност за автономна експлоатация на неподготвени летища.
11. Състав на въоръжението.
12. Тактика на извършване на бойни операции или мисия на полета.
13. Радиолокационни и други средства за защита.

1.3.2. Общи тактико-технически изисквания

Тези изисквания определят основните характеристики на бъдещия самолет, неговите надеждност и безопасност. Те са представени по два начина:

Първо, съставя се списък на основните и най-важни изисквания за самолета носещи качествен характер, без указани числени стойности. И, второ, задават се количествени изисквания с посочени числени стойности или ограничения за летателно-техническите изисквания.

Списъкът за качествени изисквания определя най-важните свойства на самолета, на които при проектирането трябва да се обърне най-голямо внимание. Списъкът на тези

изисквания ще помогне на конструктора да вземе правилни и обосновани решения на основните проблеми, възникващи в процеса на проектиране.

Съставът на тези изисквания се определя от целта на самолета и неговата мисия. За всеки отделен самолет ще има собствени специфични изисквания.

Описаният списък се изготвя чрез ранжиране по важност на изискванията по метода на експертните оценки от колектива, зает с разработването на ТТЗ.

1.3.3. Летателно-технически изисквания

Тези изисквания установяват числени стойности на основните, най-важни за дадения тип самолет, летателни характеристики и параметри. По правило към тях се отнасят скорост и височина на полета, скороподемност, изчислителна далечина или радиус на действие, характеристики на излитане и кацане, изчислително или експлоатационно претоварване и др.

Назначените числени стойности на летателно-техническите характеристики трябва да се опират на статистиката и да отчитат тенденциите на развитие на самолетите от дадения тип. Голяма помощ при това могат да окажат построените статистически графики и взаимовръзки, както и анализа на статистическата справка.

Числената стойност на един или друг параметър, или характеристика трябва да се задава или чрез желан диапазон - „от-до“, или чрез горната - „не повече от“ или долната - „не по-малко от“ граница.

Списъкът и състава на зададените летателни характеристики се определя от предназначението на самолета.

1.3.4. Производствени и технологични изисквания

Посочва се мащаба на производството (серийност), основните конструкционни материали, в това число нови видове полуфабрикати и техните габаритни размери, основните методи за производство и нови технологични процеси, степен на стандартизация и унификация.

1.3.5. Експлоатационни изисквания

Основните и аварийните входове и изходи, аварийно напускане на самолета, удобството на работа на екипажа, степента на автоматизация при управление на полета, видимостта в пилотската кабина, комфорта на пътниците, механизацията на товарно-разтоварните дейности, зареждане с гориво, удобство за обслужване и ремонт, лесносменяеми и взаимозаменяеми агрегати, оборудване, автономна експлоатация, клас

на летището. Изисквания за живучест, издържливост, устойчивост и якост на външни въздействащи фактори. Условия на съхранение, транспортиране и консервация.

1.3.6. Технико-икономически изисквания

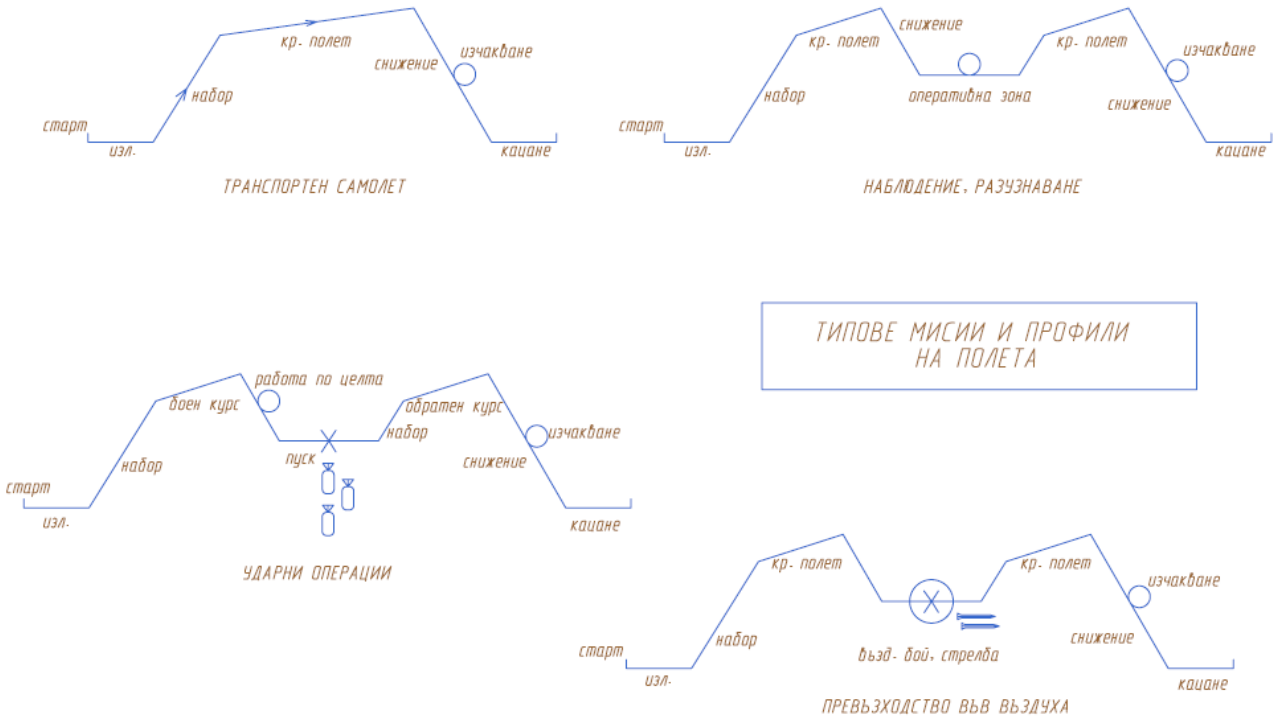
Икономическите показатели на производството и експлоатацията на самолета: себестойност на самолета, себестойност на превоза, коефициент на горивна ефективност, срок на служба на самолета.

1.3.7. Други изисквания

Климатични изисквания, биологични изисквания, изисквания за ергономия и техническа естетика, изисквания за скритост, изисквания за средствата за обучение, изисквания към секретност и опазване на тайна. Ред, стадии и срокове за разработване на изделието.

2. Типове мисии и профили на полета на летателните апарати

Мисията на полета на летателния апарат в голяма степен определя и неговия бъдещ проект. Някои мисии на полета със сходни характеристики биха могли да се обединят като по този начин формират обобщени типове мисии. Те от своя страна могат да се категоризират спрямо тактическото използване на ЛА и неговото предназначение. Така например съществуват ясно разграничими мисии като транспортни, разузнаване и наблюдение, бойни операции, превъзходство във въздуха и др. Тези типове мисии на полета могат да се формализират чрез графично изобразяване на профила на полета, като за всеки етап от полета могат да се присвоят и определени тактически и технически изисквания – например изисквания към скоростта и височината на полета, маневрено претоварване, характеристики на излитане и кацане и др [6]. На фиг. 1 са показани някои типове профили на полета за пилотирани и безпилотни ЛА.



Фиг. 1. Мисии и профили на полета

От представените типове мисии на полета и техните профили се вижда, че в голяма степен те се състоят от сегменти, които също така биха могли да се класират. Впоследствие на блоков принцип с тях да се съставят и специфични профили на полета. В табл. 2 са дадени основните сегменти и свойствените им характеристики.

Таблица 2

Типови сегменти от профила на полета

No по ред	Наименование на сегмента	Графично означение	Характеристики
1	Излитане		$l_{разбег}, V_{изл}$
2	Изстрелване (катапулт, бънджи, ракетен старт и др.)		$V_{изл}, n_{x\,изл}$
3	Набор на височина		$H_{наб}, V_{наб}, tg\,\theta$
4	Крейсерски полет		$V_{крейс}, H_{крейс}, L$
5	Най-изгоден полет		$V_{н.и.}, H_{н.и.}, t$
6	Пуск боен товар		$H_{пуск}, \Delta m$
7	Маневрен въздушен бой + бойни стрелби		$H_{м.}, t_{м}, n_{y}, \Delta c_{м}, \Delta m$
8	Снижение		$V_{сн}, \Delta H$
9	Кацане		$V_{кац}, l_{проб}$
10	Приземяване с парашут		$V_{кац}, H_{пар}, V_{y\,пар}$
11	Набор на височина при неизменен ъгъл на атака и тангажа		$\Delta H, \Delta c_{ya}$
12	Снижение при неизменен ъгъл на атака и тангажа		$\Delta H, \Delta c_{ya}$
13	Вертикално излитане		$H_{в.и.}, V_{y\,в.и.}$
14	Вертикално кацане		$H_{в.к.}, V_{y\,в.к.}$

При подходящо групиране, спазвайки тактически необходимата последователност на етапите на полета може да се „сглоби“ нужната мисия като се избират описаните сегменти. След като мисията на полета е определена трябва за необходимите характеристики на сегмента да се зададат конкретни стойности. Предложеният подход може да служи като рамка за създаването на мисии на полета, но за всеки случай могат да се добавят допълнителни сегменти, да се добавят или премахват характеристики.

3. Избор на основни параметри на самолета

Изборът на основни параметри на самолета включва изчисляването и определянето на следните относителни и абсолютни параметри: излетна маса - m_0 ; излетно крилно натоварване - p_o ; излетна тяговъоръженост - $\overline{P_0}$ (излетна енерговъоръженост - $\overline{N_0}$); изчислителна площ на крилото – S; излетна тяга (мощност) - $P_0(N_0)$.

Изборът на основни параметри се извършва на базата на изчислените стойностите на основните параметри, данни от проучването (статистическа справка), препоръки на главния конструктор и др., в т.ч. неформални съображения. В този смисъл изборът на основните параметри на самолета е първоначалния етап на синтез. В последствие част от тези параметри могат да бъдат уточнени в по-тесни интервали на вариране посредством параметрична оптимизация. Във всички случаи първоначалният избор на стойности за основните параметри е отговорна проектантска задача и пълното ѝ формализиране все още не замества творческата работа на човека.

3.1.Определяне на излетната маса в първо приближение

Изчислителната излетна маса на самолета е масата, с която той започва мисията си. Това не е задължително максималната излетна маса. Много самолети, например бойни, позволяват да бъдат в известна степен претоварени, като при това се намалява тяхната маневреност. Освен в случаите, когато това е упоменато, ще приемем, че изчислителната излетна маса е равна на максималната излетна маса.

При изчисляването на масата в първо приближение съществува сравнително голяма неточност и неопределеност. По тази причина ще представим излетната маса като сума от следните събираеми:

$$m_0 = m_{ек} + m_{пол} + m_г + m_{пр} \quad , \qquad (1)$$

където: $m_{ек}$ - маса на екипажа;

$m_{пол}$ - маса на полезния товар (пътници, товар, боен товар и др.);

$m_г$ - маса на горивото;

$m_{пр}$ - маса на самолета празен, в т.ч. конструкция, силова установка, колесник, оборудване, авионика и всичко, което не е екипаж, полезен товар или гориво.

Масата на екипажа и на полезния товар лесно могат да бъдат изчислени. За да бъдат определени масата на горивото и на самолета празен ще представим тези две събираеми по следния начин:

$$m_0 = m_{ек} + m_{пол} + \frac{m_г}{m_0} m_0 + \frac{m_{пр}}{m_0} m_0 \quad . \qquad (2)$$

Величините $\overline{m_г} = \frac{m_г}{m_0}$ и $\overline{m_{пр}} = \frac{m_{пр}}{m_0}$ са относителни маси, съответно на горивото и на самолета празен.

Окончателно за масата на самолета в първо приближение се получава:

$$m_0' = \frac{m_{ек} + m_{пол}}{1 - \overline{m_г} - \overline{m_{пр}}} \quad . \qquad (3)$$

3.1.1.Определяне на масата на празен самолет

Масата на празния самолет може да бъде определена на този етап на проектирането като се използват статистически данни за относителната маса на самолета празен. Тя варира средно между 0,3 и 0,7 в зависимост от излетната маса на самолета, неговите размери, предназначение и др.

На фиг. 2 е показана зависимостта на относителната маса $\overline{m_{пр}}$ от типа и излетната маса на самолета [6].

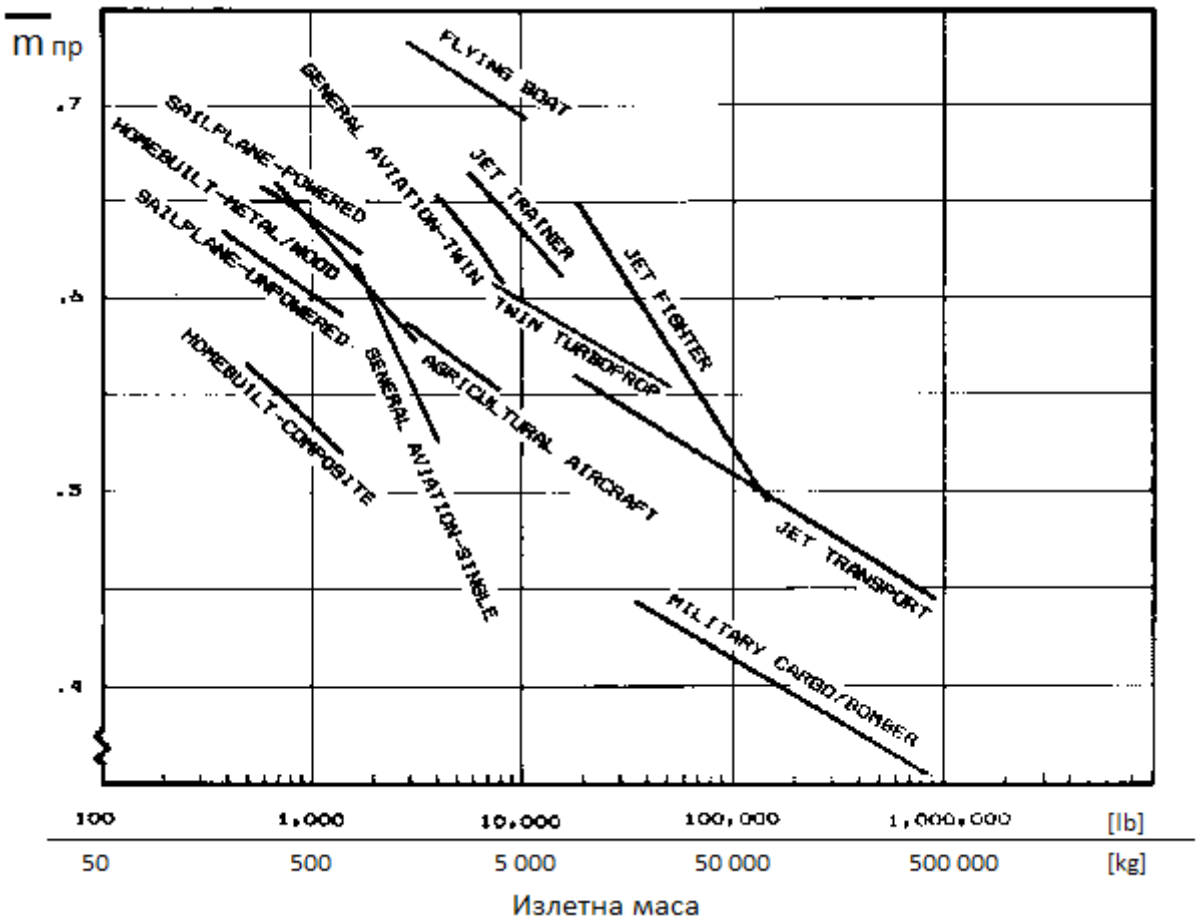
В табл. 3 също са дадени статистически обработени данни, които могат да се използват за определяне на $\overline{m_{пр}}$ по следната формула [6]:

$$\overline{m_{пр}} = A\left(2{,}2\, m_0\right)^C K_в \quad , \qquad (4)$$

където: A и C – коефициенти;

m_0 - излетна маса на самолета (от статистиката), kg;

$K_в$ - коефициент, отчитащ типа на витлото.



Фиг. 2. Относителна маса на празен самолет

Таблица 3

Маса на самолета празен

Тип на самолета	***A***	***C***
Безмоторен самолет	*0,86*	*-0,05*
Мотопланер	*0,91*	*-0,05*
Самоделен (метал/дърво)	*1,19*	*-0,09*
Самоделен (композит)	*0,99*	*-0,09*
Общо предназначение (един двигател)	*2,36*	*-0,18*
Общо предназначение (два двигателя)	*1,51*	*-0,1*
Селскостопански	*0,74*	*-0,03*
Турбовитлов (два двигателя)	*0,96*	*-0,05*
Летяща лодка	*1,09*	*-0,05*
Реактивен УБ	*1,59*	*-0,1*
Реактивен изтребител	*2,34*	*-0,13*
Военен бомбардировач	*0,93*	*-0,07*
Реактивен транспортен	*1,02*	*-0,06*
$K_в = 1{,}04$ за витла с изменяема стъпка и $K_в = 1{,}00$ за фиксирана стъпка.		

3.1.2. Определяне на масата на горивото

Относителната маса на горивото може да бъде определена за всички участъци от профила на мисията, които изискват изразходването на значимо количество гориво – такива като: запуск, прогрев, рулиране и излитане; набор на височина; крейсерски полет; най-изгоден полет; маневриране; вертикално излитане; изчакване; аеронавигационен запас. След определянето на относителната маса на участъците, нейната сума ще даде сумарното количество гориво за мисията.

Ако означим с i всеки участък от мисията, то масата на самолета в края на този участък ще бъде m_i. Разликата в масата на самолета между началото и края на участъка може да се дължи на изразходено гориво или пускане на товар (десантен, боен, авиохимичен и др.). Ако отчетем участъците с пускане на товар, то изменението на масата на самолета за цялата мисия ще е равно на масата на изразходеното гориво [6]:

$$\overline{m_г} = \frac{m_г}{m_0} = 1{,}06\left(1 - \frac{m_2}{m_1}\frac{m_3}{m_2}\ldots\frac{m_n}{m_{n-1}}\right) \quad , \qquad (5)$$

където n – брой на участъците на мисията.

При определянето на относителната маса на горивото голяма роля играе аеродинамичното съвършенство на самолета, изразено количествено чрез аеродинамичното качество K_{max}.

- запуск, прогрев, рулиране и излитане – обикновено дяла на горивото за този участък е:

$$\frac{m_i}{m_{i-1}} = 0{,}970 \quad . \qquad (6)$$

- набор на височина – изчислява се по формулата:

$$\frac{m_i}{m_{i-1}} = \frac{1 - 0{,}009\,\Delta H}{1 - 0{,}0045\,\Delta H} \quad , \qquad (7)$$

където ΔH е необходимата за набор височина в ***km!***

- крейсерски полет (за самолети с реактивни двигатели) – изчислява се по формулата

$$\frac{m_i}{m_{i-1}} = \exp\frac{-Lc}{V_{кр} K_{кр}} \quad , \qquad (8)$$

където: L - далечина на полета, km (от ТТЗ);

c - специфичен разход на гориво, $kg/daNh$ (тип двигател);

$V_{кр}$ - крейсерска скорост на полета (от ТТЗ), km/h ;

$K_{кр}$ - аеродинамично качество на самолета на крейсерски режим на полета (тип самолет,статистически данни).

За самолети с витлови двигатели, които взимат мощност от вала на двигателя – витла, витла в тунел и др., относителната маса на горивото за дадения участък на крейсерски полет се пресмята по формулата

$$\frac{m_i}{m_{i-1}} = \exp\frac{-Lc_e}{360\,\eta_в K_{кр}} \quad , \qquad (9)$$

където: c_e - ефективен специфичен разход на гориво, kg/kWh ;

$\eta_в$ - к.п.д. на витлото, $\eta_в \approx 0{,}7 \ldots 0{,}85$.

- най-изгоден полет

Най-изгодният полет се характеризира с полет на най-изгоден ъгъл на атака и максимално аеродинамично качество. Имайки предвид, че продължителността на полета е $t = L/V$, то горните формули при най-изгоден полет приемат следния вид:

$$\frac{m_i}{m_{i-1}} = \exp\frac{-tc}{K_{max}} \quad ; \qquad (10)$$

$$\frac{m_i}{m_{i-1}} = \exp\frac{-V_{н.и.}\, t\, c_e}{360\,\eta_в K_{max}} \quad , \qquad (11)$$

където: K_{max} - максимално аеродинамично качество;

$V_{н.и}$ - най-изгодна скорост.

- аеронавигационен запас

Целесъобразно е за мисията да се предвиди и определен аеронавигационен запас от гориво, чиято маса е препоръчително да бъде от 3 до 5 % от общата маса за мисията, т.е.

$$\frac{m_i}{m_{i-1}} = 0{,}95 \ldots 0{,}97 \quad . \tag{12}$$

3.1.3.Определяне на масата на екипажа

$$m_{ек} = 90 \mathrm{n}_{ек} \quad , \tag{13}$$

където $n_{ек}$ - брой на хората, съставящи екипажа.

3.1.4. Определяне на масата на полезния товар

Определя се масата на полезния товар (масата на пътниците и багажа):

$$m_{\text{пол}} = 90 n_{пътн} + 180 V_б \, , \tag{14}$$

където: $n_{път}$ - брой на пътниците;

$V_б$ - обем на багажния отсек, m^3 .

3.1.5. Изчисляване на излетната маса в първо приближение [3] (друг начин)

$$m_0^I = \frac{m_{пол} + m_{ек}}{1 - \bar{m}_{кон} - \bar{m}_{су} - \bar{m}_{об.уп} - \bar{m}_г} \, , \tag{15}$$

където: $\bar{m}_г$ - изчисленото в т.3.1.2;

$\bar{m}_{кон}$ - относителна маса на конструкцията (табл. 4);

$\bar{m}_{су}$ - относителна маса на силовата установка (табл. 4);

$\bar{m}_{об.уп}$ - относителна маса на оборудването и управлението (табл. 4).

Таблица 4

Относителни маси на конструкцията, силовата установка, оборудването и управлението и на горивото

Тип самолет		$\bar{m}_{кон}$	$\bar{m}_{су}$	$\bar{m}_{об.уп}$	$\bar{m}_{г}$
Дозвукови пътнически магистрални	леки	0,30...0,32	0,12...0,14	0,12...0,14	0,18...0,22
	средни	0,28...0,30	0,10...0,12	0,10...0,12	0,26...0,30
	тежки	0,25...0,27	0,08...0,10	0,09...0,11	0,35...0,40
Свръхзвукови пътнически		0,20...0,24	0,08...0,10	0,07...0,09	0,45...0,52
Многоцелеви за местни авиолинии		0,29...0,31	0,14...0,16	0,12...0,14	0,12...0,18
Спртно-пилотажни		0,32...0,34	0,26...0,30	0,06...0,07	0,10...0,15
Селскостопански		0,24...0,30	0,12...0,15	0,12...0,15	0,08...0,12
Леки хидросамолети		0,34...0,38	0,12...0,15	0,12...0,15	0,10...0,20
Мотопланери		0,48...0,52	0,08...0,10	0,06...0,08	0,08...0,12
Изтребители		0,28...0,32	0,18...0,22	0,12...0,14	0,25...0,30

3.2. Избор на крилно натоварване

Крилното натоварване $p = G/S$ се избира от три изчислителни случая – от условията за кацане със зададена скорост на етапа на захода за кацане, осигуряване на крейсерски полет на дадена височина и условията за маневриране със зададено претоварване [3].

- от условията за кацане

$$p_0^I = \frac{c_{y\,max}^{кац} V_{з.к.}^2}{30{,}2\left(1-\overline{m_{г.хп}}\right)},\ daN/m^2 \quad , \tag{16}$$

където: $c_{y\max кац} = \begin{cases} 3{,}0...3{,}2 - ефективна\ механизация \\ 2{,}2...2{,}4 - слаба\ механизация \end{cases}$ - максимален коефициент на подемна сила при конфигурация „кацане“;

$V_{з.к.}$ - скорост на захода на кацане, m/s ($V_{зк} = 1{,}3\,V_{min}$);

$\overline{m_{г.хп}}$ - относителна маса на горивото за участъците с хоризонтален полет ($\overline{m_{гхп}} = 1 - \frac{m_i}{m_{i-1}}$ - за участъка на хоризонталния полет).

- от условията за крейсерски полет

$$p_0^{II} = \frac{c_{укр.} \rho_{кр.} V_{кр}^2}{20\left(1 - 0{,}6\,\overline{m_{г.хп}}\right)}, daN/m^2 \quad , \tag{17}$$

където: $c_{укр}$ - коефициент на подемна сила при крейсерски режим на полета;

$\rho_{кр}$ - плътност на въздуха на крейсерската височина на полета, kg/m^3 ;

$V_{кр}$ - крейсерска скорост на полета, m/s .

- от условията за маневриране

$$p_0^{III} = 0{,}1 \frac{c_{удоп}}{n_{утах}} q_{max}, daN/m^2 \quad , \tag{18}$$

където: $c_{удоп}$ - максимално допустимия коефициент на подемна сила при маневриране;

$n_{утах}$ - максимален коефициент на нормално претоварване;

q_{max} - максимално допустим скоростен напор, Pa .

От трите изчислени крилни натоварвания се избира минималното:

$p_0 = \min(p_0', p_0'', p0''')$.

3.3. Избор на тяго- и енерговъоръженост на самолета

Разглеждат се следните изчислителни случаи [3]:

- осигуряване набора на височина на самолета с един отказал двигател:

$$\overline{P_0^I} = k_v \left(\frac{n_{дв.}}{n_{дв.} - 1} \right) \left(\frac{1}{K_{наб}} + tg\,\theta \right) \quad , \tag{19}$$

където: $k_v = 1{,}5$ – коефициент;

$K_{наб}$ - аеродинамично качество при набор на височина;

$n_{дв}$ - брой на двигателите;

$tg\,\theta$ - градиент на набор на височина, θ - ъгъл на наклон на траекторията.

- условие за осигуряване на хоризонтален полет

$$\overline{P_0^{II}} = \frac{1}{K_{кр}\Delta^{0,85}\phi} \quad , \tag{20}$$

където: $\phi \approx 0,8$ - коефициент на дроселиране;

$\Delta = \frac{\rho_{кр}}{\rho_{H=0}}$ - относителна плътност на крейсерска височина;

- условие за осигуряване на излитане със зададен разбег

$$\overline{P_0^{III}} = 1,05\left[\frac{1,2.p_0}{C_{y\max изл} l_{разб}} + \frac{1}{2}\left(3f_{разб} + \frac{1}{K_{разб}}\right)\right], \tag{21}$$

където: $C_{y\max изл} = 1,7...2,3$ - коефициент на подемна сила при конфигурация „излитане“;

$f_{разб}$ - коефициент на триене при търкаляне (вж. табл. 5).

Таблица 5

Стойности на коефициента на триене

№	Наименование на настилката	$f_{разб}$
1	Утъпкан сняг и лед	0,02
2	Сухо бетонно покритие	0,02
3	Мокро бетонно покритие	0,03
4	Твърд грунд	0,07
5	Мокра тревна настилка	0,06
6	Тревна настилка	0,08

От изчислените за трите случая тяговъоръжености се избира най-голямата стойност.

$$\overline{P_0} = \max(\overline{P_0^I}, \overline{P_0^{II}}, \overline{P_0^{III}}) \tag{22}$$

В случаите на силова установка с витлов движител се изчислява необходимата енерговъоръженост за всеки един случай и се избира най-високата стойност.

$$\overline{N_0} = \frac{\overline{P_0} V_{уч}}{100 \eta_в}, [kW/daN] \quad , \tag{23}$$

където: $V_{уч}$ - скоростта на полета за всеки участък, m/s ,

($V_{изл} = 1,1 V_{мин}; V_{наб.вис.} = 1,2 V_{мин}$).

Определят се площта на крилото (m^2) и излетната тяга (da*N*) или мощност (*kW*):

$$S = \frac{0,1 m_0^I g}{p_0} \quad ; \tag{24}$$

$$P_0 = 0,1 \overline{P_0} m_0^I g \quad ; \tag{25}$$

$$N_0 = 0,1 \overline{N_0} m_0^I g \quad . \tag{26}$$

4. Избор на обща и аеродинамична схема на ЛА.

Избор на тип, брой и разположение на двигателите

При проектирането на нов самолет почти винаги възниква проблем с избора на неговата обща схема. Това по същество е началният етап на формиране на облика на самолета.

Под избор на обща схема на самолета се разбира нещо повече отколкото само избор на неговата аеродинамична схема, независимо, че тя е определяща за принципа на действие на летателния апарат. За самолет с конкретно предназначение изборът на обща схема включва [3]:

- избор на схема на разполагане на екипажа и полезния товар;
- избор на схема на аеродинамичната носеща система за крейсерски режим на полета и механизация за режимите за излитане и кацане;
- избор на схема на силовата установка (тип, брой двигатели, разположение на самолета и др.);
- избор на схема на устройствата за излитане и кацане (колесник);
- избор на състава на бордовото обзавеждане, уреди и др;
- избор на схема на технологично делене на самолета.

Изборът на обща и аеродинамична схема, а също и тип, брой и разположение на двигателите се извършва чрез попълване на матрицата на признаците на ЛА, дадена в табл.6. В случаите, когато по аргументирани съображения на проектиращия се налага избор на признак, който не е описан в таблицата, същият допълнително се описва.

След като в т. 3. е изчислена потребната мощност на силовата установка, в зависимост от избраните тип и брой на двигателите, се извършва избор на двигател. Сумарната мощност на избраните двигатели трябва да е не по-малка от потребната. Предимство при избора имат двигатели, които имат нисък специфичен разход на гориво, ниска относителна маса и висока специфична мощност, нисък шум и висока надеждност. Като приложение към курсовата работа се прилага кратка спецификация на избрания двигател.

Таблица 6

Матрица на признаците

Аеродинамична схема	нормална √*	патица	летящо крило	
Разположение на крилото	долноплощник	средноплощник	горноплощник √	
Форма на крилото в план	правоъгълно	трапецовидно √	стреловидно	триъгълно
Стреловидност	право √	нормална	обратна	изменяема
Опашни плоскости	нормална схема	Т-образни √	V-образни	Н-образни
Напречно сечение на тялото	кръгло √	правоъгълно	елипсовидно	съставно
Колесник	носово колело √	опашно колело	велосипеден тип	
Тип двигатели	БД	ТВД √	ТРД	ДТРД
Брой двигатели	1	2 √	3	4
Разположение	в носа	в опашната част	на крилото √	смесено

* √ - пример

5. Аеродинамична компоновка на самолета

Под аеродинамична схема обикновено се разбира някаква система от носещи повърхнини. Тази система може да се характеризира както с взаимното разположение на носещите повърхнини, така и с техните относителни размери и форми. В системата от носещи повърхнини има главни повърхности (крила), създаващи основната част от подемната сила и спомагателни повърхнини (хоризонтални и вертикални опашни опашни плоскости), предназначени за стабилизация на самолета и управление на полета му [3].

В зависимост от разположението на спомагателните повърхнини относно крилото се различават следните аеродинамични схеми:

- "нормална" схема – хоризонталните плоскости (стабилизатор) се разполагат зад крилото;
- схема "патица" – хоризонталните плоскости (дестабилизатор) се разполагат пред крилото;
- "безопашата" схема или "летящо крило" – аеродинамичната схема се състои само от една носеща повърхнина.

Всички тези схеми трябва да притежават общи за тях свойства: да се балансират при различни стойности на подемната сила и да запазват устойчиво движение. Във връзка с тези свойства горепосочените три аеродинамични схеми се наричат балансировъчни.

<u>Нормална аеродинамична схема.</u>

Нормалната (класическа) схема е получила най-голямо разпространение. Тя в най-голяма степен удовлетворява комплекса от изисквания към пилотираните летателни апарати – към устойчивостта, управляемостта, безопасността на полета и други летателно-технически характеристики.

Основни нейни достойнства са:

- благодарение на добре развитата опашна част на тялото без трудности се осигурява необходимата надлъжна и попътна устойчивост и управляемост;
- запазване на плавното обтичане на хоризонталните плоскости в известна област от задкритични ъгли на атака, което осигурява достатъчна надлъжна устойчивост, запас от пикиращ момент и ефективност на надлъжното управление на големи ъгли на атака.

Аеродинамична схема “патица”.

Сравнително малко разпространение са получили самолетите изпълнени по схема “патица”.Това се обяснява с трудностите при осигуряването на устойчивостта и управляемостта на всички режими на полета, а също така и от компоновъчни недостатъци, посочени по-долу.

Интересът към тази аеродинамична схема се обяснява с идеята за увеличаване на сумарната подемна сила при балансиране на самолета с помощта на предни хоризонтални плоскости (ПХО). Всъщност скосът и забавянето на течението зад ПХО предизвикват намаляване на подемната сила в коренните сечения на крилото и увеличение на подемната сила на тези сечения, които са разположени извън разпереността на ПХО. Съотношението на тези ефекти се определя за всяка конкретна компоновка на самолета. Проектирането на самолети по схема “патица” само чрез изчисления е изключително сложна задача. Точното определяне на аеродинамичните характеристики и характеристиките на устойчивост и управляемост изискват голям брой изпитвания в аеродинамични тръби и летателни изпитвания. Това е свързано с големи разходи на средства и време, и наличие на скъпоструваща, и сложна апаратура.

За самолетите с ПХО са присъщи следните неблагоприятни особености:

- неизбежното и неедновременно откъсване на течението от крилото и от хоризонталните плоскости в реални динамични условия на полета създава опасност от рязко и самоволно навеждане на носа, което е неприемливо при кацане или неуправляемо кабриране с извеждане на самолета на задкритични ъгли на атака;
- ефективността на ПХО обикновено е недостатъчна за балансиране на самолета с отклонени задкрилки;
- относително малкото рамо на вертикалните плоскости предизвиква трудности при осигуряването на достатъчна попътна устойчивост, особено на големи ъгли на атака;
- силно влияние на режима на работа на двигателя върху надлъжната устойчивост при самолети с теглещо витло.
- Трябва да се отбележи, че в известната литература липсват достатъчно подробни сведения за аеродинамично проектиране на самолети с ПХО.

<u>Аеродинамична схема “летящо крило”.</u>

Идеалният в аеродинамично отношение самолет “летящо крило” е трудно да се реализира, заради невъзможността да се впише в контурите на крилото кабината на пилота. Ако не разглеждаме делтапланерите и мотоделтапланерите, самолети “безопашата схема” се срещат рядко, но те са с относително недобри аеродинамични и летателни характеристики. Такива летателни апарати допускат използването само на така наречените S-образни профили на крилото с невисоки носещи свойства. Органите за надлъжно управление, разположени на изходящия ръб имат незначително рамо относно центъра на масите и за балансиране на големи ъгли на атака се отклоняват нагоре, което допълнително намалява подемната сила. Използването на механизация на крилото се изключва, поради което максималните реализуеми стойности на подемната сила са около два пъти по-малки в сравнение с “нормалната схема”. Малкото рамо на вертикалните плоскости създава неизбежни трудности при осигуряването на необходимата попътна устойчивост.

5.1. Определяне на геометричните характеристики и избор на профил на крилото

От известните:

- S – площ на крилото (изчислена в първо приближение), m^2 ;
- λ – удължение на крилото, определена при избора на обща схема (избира се от статистическата справка), се изчислява разпереността на крилото:

$$l = \sqrt{S\lambda}\ , m \ . \qquad (27)$$

От статистическата справка и на базата на допълнителни съображения на конструктора се избира стеснение на крилото:

$$\eta = \frac{b_o}{b_к} \ , \qquad (28)$$

където: b_0 – хорда в корена на крилото, m ; b_k – хорда в края на крилото, m.

По долните зависимости се изчисляват коренната, крайната, средната геометрична и аеродинамична хорди на крилото:

$b_{ср}=\frac{b_o+b_к}{2}=\frac{S}{l}$, където $b_{ср}$ – средна геометрична хорда на крилото, *m*; (29)

$b_A=\frac{2}{3}b_o\frac{1+\eta+\eta^2}{\eta(1+\eta)}$, където b_A – средна аеродинамична хорда на крилото, *m*. (30)

Избира се ъгъл на стреловидност по предния ръб $\chi_{п.р.}$ и се изчисляват:

$\chi_{зр}=\mathrm{arctg}\left[\frac{2}{l}\left(b_к-b_o+\frac{l}{2}\mathrm{tg}\,\chi_{пр.р.}\right)\right]$ - ъгъл на стреловидност по задния ръб на крилото;

(31)

$\chi_{0.25}=\mathrm{arctg}\left[\frac{2}{l}\left(\frac{b_к-b_o}{4}+\frac{l}{2}\mathrm{tg}\,\chi_{пр.р.}\right)\right]$ - ъгъл на стреловидност по ¼ от хордите.

Избира се ъгъл на V-образност на крилото и се пресмята положението на средната аеродинамична хорда (САХ) по формулите:

$x_A=\frac{x_к}{3}\frac{\eta+2}{\eta+1}$; $y_A=\frac{y_к}{3}\frac{\eta+2}{\eta+1}$; $z_A=\frac{l}{6}\frac{\eta+2}{\eta+1}$, (32)

където: x_A, y_A, z_A са координатите на носа на САХ;

$x_к, y_к$ са координатите на крайната хорда.

5.2. Определяне на геометричните характеристики и избор на профил на хоризонталните опашни плоскости (ХОП)

Избират се:

- $A_{хоп}$ = [0,8...1,1] - статичен момент на ХОП;
- $L_{хоп}/b_A$ = [2,0..3,0], $L_{хп}$ – разстояние от центъра на масите на самолета до центъра на налягане на ХОП, *m*;
- $\lambda_{хоп}$ = [3,5..4,5] – удължение на ХОП;
- $\eta_{хоп}$ = [2,0..3,5] – стеснение на ХОП;
- $\chi_{п.р.хоп}$- ъгъл на стреловидност по предния ръб на ХОП;
- $\psi_{хоп}$ - ъгъл на V-образност на ХОП.

От формулата за статичния момент на ХОП се изчислява площта на ХОП при известни останалите величини:

$$A_{хоп} = \frac{S_{хоп} L_{хоп}}{S b_A} \quad . \qquad (33)$$

Аналогично на т. 5.1. по ф-ли (27) ... (32) се пресмятат геометричните параметри на опашните плоскости: $L_{хоп}$; $S_{хоп}$; $l_{хоп}$; $b_{0хоп}$; $b_{кхоп}$; $b_{Ахоп}$; $\chi_{зр.хоп}$.

5.3. Определяне на геометричните параметри на вертикалната опашна плоскост (ВОП)

Избират се:

- $A_{воп}$ = [0,05...0,08] - статичен момент на ВОП;
- $L_{воп}/b_A$ = [2,0..3,0], $L_{воп}$ – разстояние от центъра на масите на самолета до центъра на налягане на ВОП, *m*;
- $\lambda_{воп}$ = [0,8..1,2] – удължение на ВОП;
- $\eta_{воп}$ = [2,0..3,5] – стеснение на ВОП;
- $\chi_{п.р.воп}$- ъгъл на стреловидност по предния ръб на ВОП.

От формулата за статичния момент на ВОП се изчислява площта на ВОП при известни останалите величини:

$$A_{воп} = \frac{S_{воп} L_{воп}}{S . l} \quad . \qquad (34)$$

Аналогично на т. 5.1. по ф-ли (27) ... (32) се пресмятат геометричните параметри: $L_{воп}$; $S_{воп}$; $l_{воп}$; $b_{0воп}$; $b_{квоп}$; $b_{Авоп}$; $\chi_{зр.воп}$.

5.4. Определяне на геометричните характеристики на кормилата и механизацията

Използват се следните препоръчителни относителни стойности [1],[3]:

- площ на кормилото за височина $S_{кв}$, m^2 - $S_{кв}/S_{хоп}$ = [0,3..0,4]
- площ на кормилото за направление $S_{кн}$, m^2 – $S_{кн}/S_{воп}$ = [0,35..0,45]
- площ на елероните $S_{ел}$, m^2 - $S_{ел}/S$ = [0,05..0,07]
- разпереност на елероните $l_{ел}$, m - $l_{ел}/l$ = [0,30..0,40]
- хорда на елероните $b_{ел}$, m - $b_{ел}/b$ = [0,20..0,25]

6. Компоновка на пътническата кабина

6.1. Определяне широчината на тялото

Широчината на тялото може да се изчисли, в повечето случаи, изхождайки от компоновката на пътническата кабина. В този случай широчината на тялото на височина 635...650 mm над пода на кабината (на нивото на подлакътниците) може да се пресметне по следната формула [3]:

$$B_m = B_2 n_2 + B_3 n_3 + c_n n_n + 2\delta_1 + 2\delta_2 \quad , \qquad (35)$$

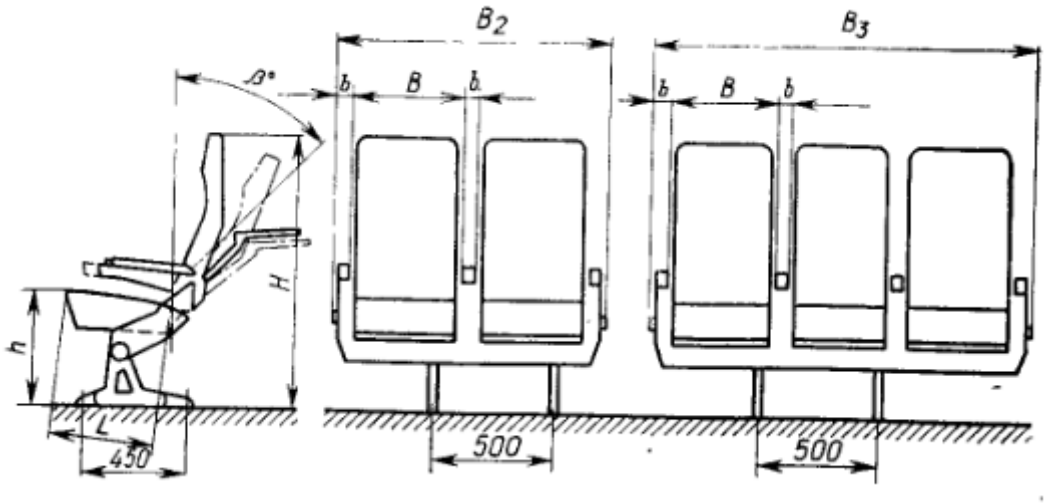
където: $B_2 и n_2, B_3 и n_3$ – съответно широчина и брой на двуместните и триместните блокове седалки (фиг. 3);

$c_n и n_n$ - съответно широчина и брой на основните проходи,

($c_n \geq 510\, mm$);

$\delta_1 = 30...50\, mm$ - разстояние между седалката и вътрешната повърхност на кабината;

$\delta_2 = 120...130\, mm$ - дебелина на стената на кабината;



Фиг. 3. Основни размери на пътническите седалки

Основните размери на пътническите седалки от фиг. 3 са дадени в табл. 7.

Таблица 7

Основни размери на пътническите седалки

Клас на пътническите седалки	Разстояние между подлакътни-ците B, mm	Широчина на подлакътни-ците b, mm	Дължина на седалката до гърба L, mm	Височина на седалката над пода h, mm	Височина на седалката с облегалката H, mm	Ъгъл на отклоняване на облегалката от вертикалата, deg	Широчина на блока седалки, mm	
							B_2	B_3
I	500	70	500	445	1140	45	1260	-
III	440	50	470	445	1120	36	1030	1520

6.2. Определяне на потребната дължина на пътническата кабина.

Потребната дължина на пътническата кабина се определя по формулата:

$$L_к = l_1 + (i_{ред} - 1)t + l_2 \quad , \qquad (36)$$

където: l_1 - минимално разстояние от равнината на предната преграда на кабината до първия ред седалки (фиг. 4). За I-ви клас $630\,mm$, за II-ри клас $615\,mm$, за III-ти клас $585\,mm$;

l_2 - минимално разстояние от равнината на задната преграда на кабината до предния възел за закрепване на последния ред седалки. За I-ви клас $1000\,mm$, за II-ри клас $800\,mm$, за III-ти клас $750\,mm$;

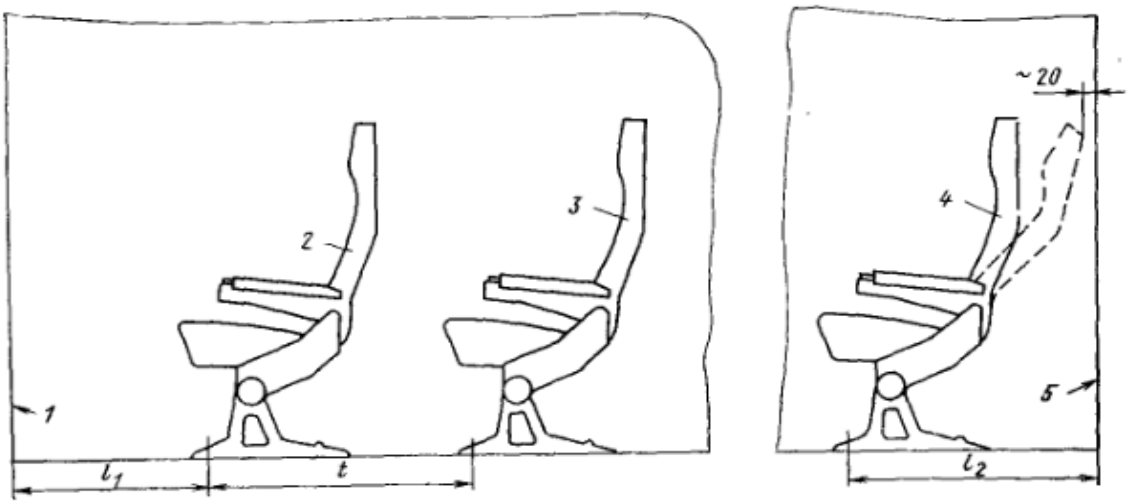
$i_{ред}$ - брой на редовете седалки;

t - стъпка между редовете седалки – кратна на 30 mm (на един инч в САЩ). За I-ви клас $980...1080\,mm$, за II-ри клас $840...870\,mm$; за III-ти клас $780...810\,mm$;

6.3. Определяне височината на пътническата кабина.

Височината на пътническата кабина $H_{каб}$ трябва да е между 1900 *mm* и 2500 mm. Отношението на широчина на кабината към нейната дължина, т.н. коефициент на формата трябва да е $k_ф = 0{,}2...0{,}5$.

Относителният обем, падащ се на един пътник, трябва да бъде между 0,84...1,2 $m^3/човек$.



1- предна преграда; 2 - преден ред седалки; 3- втори ред седалки; 4- последен ред седалки;

5 – задна преграда на пътническата кабина

Фиг. 4. Схема на поставяне на пътническите седалки относно предната и задна преграда на кабината

6.4. Определяне на дължината на тялото

Дължината на тялото се пресмята като се изберат удължения на предната и задната част на тялото по формулата

$$L_m = L_к + \lambda_{п.ч} D_м + \lambda_{з.ч} D_м \quad , \qquad (37)$$

където: $\lambda_{п.ч.(з.ч.)}$ - удължение респективно на предната и задната част на тялото, по статистически данни $\lambda_{п.ч.} = 1{,}2...2$ и $\lambda_{з.ч.} = 2...3$;

$D_м$ - диаметър на еквивалентното миделово сечение, $D_м = \sqrt{(4S_м/\pi)}$, където $S_м$ - площа на миделовото (най-голямото напречно) сечение.

7. Пресмятане на масите на самолета

7.1. Пресмятане на масата на конструкцията

7.1.1. Определяне на относителната маса на крилото

$$\bar{m}_{\text{кр}} = 1,15 \,.\, 10^{-4} \,.\, K_{мех} \,.\, K_{кон} \,.\, K_{мат} \,.\, \phi \,.\, \frac{n_u \,.\, \lambda \,.\, \sqrt{S}}{\sqrt{\theta \,.\, \bar{c}_0} \,.\, \cos^{1.5} \chi} \,.\, \frac{\eta + 4}{\eta + 1} \,.\, \left(1 - \frac{\mu - 1}{\eta + 3}\right) \quad , \qquad (38)$$

където:

$K_{кон}$ – коефициент, отчитащ типа на конструкцията; $K_{кон}$ = 0,9 – за конструкция със широко използване на монолитни елементи и панели тип “пчелна пита” (сотови); $K_{кон}$ = 0,95 – за нитовано - лепена конструкция; $K_{кон}$ = 1,0 – нитована конструкция;

$K_{мех}$ – коефициент , зависещ от използваната механизация; $K_{мех}$ = 0,9 – крило без механизация; $K_{мех}$ = 1,0- клапи или еднопроцепни задкрилки; $K_{мех}$ = 1.15 – предкрилки и задкрилки тип “Фаулер”;

$K_{мат}$ = 1 – за материал Д16; $K_{мат}$ = 1,2 – за основен материал АМГ6; $K_{кон}.K_{мат}$ = 0,8 – 0,85 – използват се

θ - коефициент, отчитащ конструктивно – силовата схема на крилото; θ = 1 – за еднонадлъжниково крило, тринадлъжниково и кесонно крило; θ = 0,9 – за двунадлъжниково крило;

λ - удължение на крилото;

η - стеснение на крилото;

χ - ъгъл на стреловидност по ¼ от хордите;

$\bar{c}_0$ - относителна дебелина на профила в корена на крилото;

$\bar{c}_k$ - относителна дебелина на профила в края на крилото;

$\mu = \frac{\bar{c}_0}{\bar{c}_к}$ - отношение на дебелините на профилите в корена и края на крилото;

$\phi = 0,93 - 0,014 \,.\, K_{\text{су}}$ -6,3 . $10^{-3} \,.\, K_{кол} - \bar{m}_{г.\text{кр}} \,.\, \bar{z}^2_{г.\text{кр}}$ – коефициент на разтоварване на крилото;

$K_{су}$ = 0 – двигателят не е поставен на крилото, $K_{су}$ = 1 – двигателят е разположен на крилото;

$K_{кол}$ = 0 - колесникът е разположен на тялото, $K_{кол}$= 1 - колесникът е разположен на крилото;

$\bar{m}_{г.кр} = \frac{m_{г.кр}}{m_г}$ - относителна маса на горивото разположено в крилото

$\bar{z}_{г.кр} = 2.\frac{z_{г.кр}}{l}$ - положение на центъра на масите на горивото по полуразпереността;

$n_и$ - изчислително претоварване ($n_и \geq 3{,}45$, $n_и$ = 5,5 – 6 – за леки неманеврени самолети);

p_0 – крилно натоварване при излитане, *daN/m²*.

7.1.2. Определяне на относителната маса на тялото

$$\bar{m}_m = 1{,}14 . K_{дв} . (1 - 0{,}4 . p^e_{каб}) . l_m^{1,5} m_0^{-0,75} , \qquad (39)$$

където:

$K_{дв}$ = 1,14 – двигателят е разположен на тялото; $K_{дв}$ = 1,0 – двигателят не е на тялото;

$l_т$ - дължина на тялото, *m*;

m_0 – излетна маса на самолета в първо приближение, *kg*.

$p^e_{каб}$ - експлоатационно надналягане в пътническата кабина, *atm*.

7.1.3. Определяне на относителната маса на хоризонталните и вертикалната плоскости

$$\bar{m}_{хвп} = \frac{K_v . K_m}{m_0} . (4{,}4 + 0{,}8 . 10^{-3} . m_0) . S_{хвп} , \qquad (40)$$

където:

K_v – коефициент, зависещ от скоростта на самолета, $K_v = 0{,}643 + 1{,}02.10^{-3}.V_{кр}$;

K_m = 1 – за неманеврени самолети; K_m = 1,5 – за маневрени самолети;

$V_{кр}$ – крейсерска скорост, *km/h*;

$S_{хвп} = S_{хп} + S_{вп}$;

$S_{хп}$ – площ на хоризонталните плоскости, *m²*;

$S_{вп}$ – площ на вертикалната плоскост, m^2;

m_0 – излетна маса на самолета в първо приближение.

7.1.4. Определяне на относителната маса на колесника

$$\bar{m}_{кол} = K_{мат} . K_{обт} . (6 . H_{кол} + 11,3) . 10^{-3} + 0,0625 . K_{пн} . \frac{\sqrt{p_{нг.осн}}}{1 + p_{нг.осн}} + 0,005 \quad , \qquad (41)$$

където:

$K_{мт}$ = 0,65 -0,70 - за основен материал се използва легирана висококачествена стомана (30ХГСНА, ВТ -20, ВТ 22 идр.); $K_{мт}$ = 1,0 – материал за основните стойки 30ХГСА

$K_{обт}$ = 1,2- при обтекатели на тялото (L – 410 и др.); $K_{обт}$ = 1,0 – без обтекатели; $K_{обт}$ = 1,05 – за леки самолети с неприбираем колесник и обтекатели;

$K_{пн}$ = 1,0 - с камерни гуми; $K_{пн}$ = 0,93 - с безкамерни гуми;

$H_{кол}$ – височина на основната стойка на колесника, *m*;

$p_{нг.осн}$ - налягане в гумите на основната стойка на колесника, *atm*.

7.1.5. Определяне на относителната маса на конструкцията

$$\bar{m}_{кон} = \bar{m}_{кр} + \bar{m}_{т} + \bar{m}_{хвп} + \bar{m}_{кол} \qquad (42)$$

7.2. Определяне на масата на силовата установка

За самолети с реактивни двигатели относителната маса на силовата установка се определя по формулата:

$$\overline{m_{с.у}} = k_{с.у} \gamma_{дв} \overline{P_0} \quad , \qquad (43)$$

където:

$k_{с.у} = (1 + 0,1 n_{дв.рев} / n_{дв}) [k_ф + (k_2 / \gamma_{дв}) * (1,62 + 0,275 m^{0,75})^2]$ - коефициент;

$\gamma_{дв}$ - относително тегло на двигателя, *дaN/дaN;*

$\overline{P_0}$ - излетна тяговъоръженост (за избрания двигател);

$n_{дв.рев}$ - брой на двигателите с реверс на тягата;

$k_ф$ - отчита наличието на форсажни камери ($k_ф = 1$ - без форсаж, $k_ф = 1{,}5$ - с форсаж);

$k_2 = 0{,}02 ... 0{,}05$ - коефициент отчитащ формата на входните и изходни устройства;

m - степен на двуконтурност.

За самолети с витлови двигатели относителната маса на силовата установка се пресмята както следва:

$$\overline{m_{с.у}} = 1{,}36\, k_{с.у}\, \gamma_{дв}\, \overline{N_0} \quad , \tag{44}$$

където:

$k_{с.у} = 1{,}1 + \frac{1{,}36}{\gamma_{дв}}(0{,}1 + \frac{0{,}9}{N_{0i}^{1/3}})$ - коефициент за ТВД;

$k_{с.у} = 1{,}6 + 0{,}4 \cdot 10^{-3} N_{0i}$ - коефициент за БД;

$\bar{N}_o = \frac{N_0}{m_0^I}$ - стартова енерговъоръженост (за избрания двигател), *kW/kg*;

N_{0i} - стартова мощност на 1 двигател, *kW* (за избрания двигател);

$\gamma_{дв}$ - относително тегло на двигателя (за ТВД $\gamma_{ТВД}$ = 0,13 -0,17), *дaN/kW*.

7.3. Определяне на масата на оборудването и управлението.

$$\bar{m}_{об.у.} = \frac{200}{m_0^I} + 0{,}02 . \bar{m}_{п.т.} . (1 + 0{,}1 . \frac{L}{V_{кр}}) + 0{,}08 \quad , \tag{45}$$

където:

$\bar{m}_{п.т.} = \frac{m_{п.т.}}{m_0^I}$ - относителна маса на полезния товар; (46)

m_0^I - излетна маса на самолета в първо приближение, *kg*;

L – далечина на полета, [km];

$V_{кр}$ – крейсерска скорост на полета [km/h].

7.4. Определяне на масата на горивото.

ДА СЕ ИЗПОЛЗВА ИЗЧИСЛЕНАТА В т.3.1.2 ОТНОСИТЕЛНА МАСА!!!

Масата във второ приближение е:

$$m_0^{II} = m_0^{I}\left(\overline{m}_{кон} + \overline{m}_{су} + \overline{m}_{об.у.} + \overline{m}_{г}\right) + m_{п.т.} + m_{сл.т.} \qquad (47)$$

8. Обемно-тегловна компоновка

Обемната компоновка е предназначена за определяне на взаимното разположение на крилото, опашните плоскости, полезния товар, силовата установка, горивните резервоари и другите агрегати.

Една от най-важните задачи при компоновката на самолета е определянето на центъра на масите (ц.м.) на летателния апарат. Положението на центъра на масите, приведено към САХ, трябва да е такова, че при вариант на най-задно разположение да се осигурява минималния запас на надлъжна статична устойчивост, а при вариант на най-предно разположение да се осигурява условието за достатъчно отклонение на кормилото за височина (стабилизатора) за балансиране на самолета на режим излитане или кацане с отклонена механизация. Този процес е итеративен и се нарича центровка на самолета.

Центровката на самолета се определя по две оси: хоризонтална (строителната хоризонтала) *OX* и вертикална *OY*. За начало на координатната система се избира или носа на самолета, или началото на коренната хорда на крилото. Оста *OX* обикновено се съвместява със строителната хоризонтала на тялото.

Изчислението на центровката се предшества от съставянето на теглова ведомост (табл. 8). Определят се статичните моменти на товарите относно началото на координатната система; частното на сумата на тези статични моменти и сумата от масите дава координатите на ц.м., т.е.

$$x_m = \frac{\sum (mgx)i}{\sum (mg)i}; \qquad y_m = \frac{\sum (mgy)i}{\sum (mg)i}. \tag{48}$$

Стойността на центровката, приведена към САХ, може да се изчисли по следната формула:

$$\bar{x}_m = \frac{x_m - x_A}{b_A}, \tag{49}$$

където: x_m, y_m – координати на центъра на масите;

$\bar{x}_m$ - надлъжна центровка на ЛА;

x_A – координатата на началната точка на САХ.

Обикновено $\bar{x}_m$ се дава в проценти, за което стойността, получена в (49), се умножава по 100.

Координатите на товарите се взимат от компоновъчния чертеж, представляващ странична проекция или надлъжен разрез на самолета по равнината на симетрия във възможно по-голям мащаб. На този чертеж се нанасят всички товари и агрегати на самолета. В процеса на компоновката взаимното положение на товарите и агрегатите се мени, затова процесът на създаване на компоновъчния чертеж е итеративен.

Центровката се изчислява за следните основни случаи:

- максимално допустима маса на самолета с пълен товар (полезен товар или боен товар); резервоари, запълнени със съответното количество гориво;
- максимално допустима маса на самолета с пълна зарядка с гориво и съответно намалено товар;
- самолет с пълна зарядка с гориво без товар (вариант за пребазиране);
- самолет с пълен товар без гориво (вариант за кацане с изразходено гориво);
- празен самолет – без товар и гориво (оценка на поведението на самолета на стоянка);

Всички горни варианти, без последния, се разглеждат с пуснат и прибран колесник.

За да се получи минимален диапазон на разбега на центровката е необходимо да се постави центъра на масите на горивото и на променливите товари (например, пътниците) в близост до центъра на масите на самолета.

Ако предвидената центровка не се впише в желания диапазон, то след това може да се поправи по следните методи:

-преместване на товара (прекомпоноване);

-преместване на крилото по оста X;

-преместване на средната аеродинамична хорда по оста X чрез изменение на стреловидността на крилото (в рамките на $2...3^0$) ;

-промяна на дължината на тялото;

-промени в параметрите на опашните плоскости.

Таблица 8

Центровъчна ведомост на самолета

Агрегат/товар	mgx , $daNm$	x , m	mg , daN	y , m	mgy , $daNm$
1. Конструкция					
1.1. Крило					
1.2. Тяло					
1.3. ХОП					
1.4. ВОП					
1.5. Носов колесник					
1.6. Основен колесник					
2. Силова установка					
2.1. Двигатели					
2.2. Гондоли					
2.3. Витла					
2.4. Горивна система					
3. Оборудване и управление					
3.1. Преден отсек					
3.2. Заден отсек					
4. Екипаж и сл. товар					
4.1. Летци					
4.2. Стюарди (-еси)					
4.3. Служебен товар					
5. Гориво					
5.1. Първа група					
5.2. Втора група					
5.3. Трета група					
6. Товар					
6.1. Пътници					
6.2. Товар					
Сума	$\sum (mg_i x)_i$		$\sum (mg)_i$		$\sum (mg_i y)_i$

При изчисление на центровката в първо приближение се приемат:

- положение на центъра на масите на крилото – 40...42% b_A ;
- положение на центъра на масите на опашните плоскости – 45...50% $b_{A.хоп/воп}$;
- положение на центъра на масите на тялото приблизително на 50% от дължината на тялото;

- центърът на масите на оборудването и управлението в центъра на масите на тялото, т.е. на 50...60% от дължината на тялото;
- маса на летателния състав – 100 kg за военни летци и 80 kg за граждански; маса на кабинния състав (стюарди и стюардеси) – 70 kg; маса на пътника – 75 kg и 15 kg ръчен багаж.

В резултат от изчислението, центровката в първо приближение спрямо средната аеродинамична хорда трябва да е $\overline{x_m} = 0{,}20 \ldots 0{,}30$ **.**

Списък на литературата

1. **Бадягин А.А., Ф.А. Мухамедов** Проектирование легких самолетов, М.: Машиностроение, 1978 – 208 с.
2. **Гешев Д.** Аеродинамика на летателните апарати. Основен курс, С.:Кинг-2001, 2006
3. **Егер С.М., В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев и др.** Проектирование самолетов, М.: Машиностроение, 1983 – 616 с.
4. **Колесников Г.А.** Аэродинамика летательных аппаратов, М.:Машиностроение, 1993 – 542 с.
5. Jane's All the World's Aircraft, 2004-2005, Edited by Paul Jackson
6. **Raymer D.P.** Aircraft Design. Conceptual approach, AIAA Educational Series, 1999

ПРИЛОЖЕНИЯ

Утвърдил:

ПРИМЕРНО НАЧАЛНО (ИЗХОДНО) ЗАДАНИЕ

1. ДА СЕ ПРОЕКТИРА И СЕРТИФИЦИРА ЛЕТАТЕЛЕН АПАРАТ ЗА ПРЕВОЗ НА ПЪТНИЦИ НА СРЕДНИ РАЗСТОЯНИЯ, КОЙТО ДА ОТГОВАРЯ НА СЛЕДНИТЕ ИЗИСКВАНИЯ:

Изискване	Дим.	Стойност
1. Максимален брой пътници, не по-малко от	броя	150
2. Максимална дистанция с максимален платен товар, над	km	1 800
3. Дистанция на най-често изпълнявани полети, около	km	1 600
4. Максимална дистанция без платен товар	km	6 500
5. Блоково време за дистанция 1 600 km	h	2
6. Минимална категория на аеродруми по изискванията на ICAO с надморска височина над	метра	C/III 1 800
7. Типов сертификат за съответствие с Норми за летателна годност		CS-25
8. Екологични характеристики, съответстващи на изискванията на		CAEP 6
9. Критерий за оценка-минимална цена на жизнения цикъл		
10. Гарантиран минимален брой кацания, над	броя	30 000
11. Гарантирани минимален брой полетни часове, над или срок на експлоатация, над	часове години	60 000 20
12. Екипаж: • пилоти, не-повече от • бордни домакини, не-повече от	 броя броя	 2 2
13. При производството и рециклирането да се използват процеси не замърсяващи околната среда		
14. Летателният апарат да може да позволява оборудване за работа при тропически, нормални и полярни условия		
15. Летателният апарат да позволява да се осигури желаното от клиента ниво на комфорт		
16. Техническа документация от клас 5, съответстваща на		S1000D
17. Класи на пътническите салони: първа, бизнес, икономична		

\

2. ИЗИСКВАНИЯ КЪМ ПРОЕКТА:

Изискване	Дим.	Стойност
1. Краен срок на завършване на проекта	дата	31.12.2016
2. Максимален размер на разходите по проекта	M€	1 600

3. ОРГАНИЗАЦИОННО ОСИГУРЯВАНЕ НА ПРОЕКТА:

Длъжност	Име
1. Директор на проекта	
2. Ръководител на екипа за надзор по качеството	
3. Ръководител на проекта	
4. Координатор на проекта	

Разработил:

ПРИМЕРНО ТЕХНИЧЕСКО ЗАДАНИЕ

за проектиране на пътнически самолет за средни разстояния

1. Цел и предназначение

Да се проектира пътнически самолет предназначен за полети на средни разстояния.

2. Основание

Проектът е включен в Програмата за разработване на нови продукти за 2012 година.

3. Срокове

3.1 Стартиране на проекта от 03.01.2012
3.2 Концептуално проектиране от 01.02.2012 до 31.10.2012
3.3 Предварително проектиране от 01.11.2012 до 31.12.2013
3.4 Детайлно проектиране от 02.01.2014 до 31.12.2016
3.5 Приключване на проекта до 30.12.2016

4. Финансиране

Финансирането в размер не повече от 1 600 млн. € се извършва от фонд Продуктови иновации на дружеството.

5. Екип на проекта

5.1 Директор на проекта
5.2 Ръководител надзор на качеството
5.3 Ръководител на проекта
5.4 Координатор на проекта
5.5 Специалисти

6. Общи технически изисквания

Самолетът да съответства на изискванията на Норми за летателна годност CS-25. Проверката за съответствие да се извърши по Програма и методика за сертифициране.

7. Експлоатационно-технически изисквания

7.1 Летателно-технически изисквания
7.1.1 Максимален брой пътници-не по-малко от 150.
7.1.2 Далечина на полета с максимален платен товар-не по-малка от 1800 ***km.***
7.1.3 Най-често изпълнявана далечина на полета-1600 ***km.***
7.1.4 Максимална далечина на полета-не по-малка от 6 500 ***km.***
7.1.5 Крейсерско число на Мах-не по-малко от 0,7 М
7.1.6 Крейсерска височина на полета-12 000 ***m.***
7.1.7 Максимална височина на полета не по-малка от 12 500 ***m.***
7.1.8 Максимална дистанция на излитане и кацане-не по-голяма от 1800 м
7.1.9 Скорост на отлепяне при излитане-не по-голяма от 200 ***km/h.***
7.1.10 Скорост на захода за кацане-не по-голяма от 250 ***km/h.***
7.1.11 Скорост на кацане-не по-голяма от180 ***km/h***

8. Екипаж

8.1 Командир -1
8.2 Втори пилот -1
8.3 Бордови домакини -до 3

9. Основно оборудване

Оборудването да позволява полети при сложни метеорологични условия по всяко време на денонощието и кацане при нулева видимост.

10. Изисквания за комфорт

10.1 Класи пътнически салони

Максималният брой пътници-150 да може да се настанява в една класа-икономична. Да съществува възможност за обособяване на две класи: първа и икономична или бизнес и икономична, като общия брой пътници не надвишава 150.

Показател	Дим.	Първа	Бизнес	Икономична
3. Максимален брой пътници	**броя**	12	16	150
4. Разпределение на креслата по блокове		2x2	2x2	2x3
5. Минимална ширина на пътеката	**mm**	600	600	500
6. Минимална стъпка на редовете кресла	**mm**	910	810	710
7. Тоалетни	**броя**	една	една	две
8. Бордови кухни	**броя**	една	една	една

10.2 На пътниците да се предоставя възможност за ползване на видео, аудио и интернет услуги.

11. Специални изисквания

11.1 Изисквания за надеждност

11.2 Емисии на парникови газове за прелетени 100 ***km***-не повече от 4,5 ***kg.***

11.3 Ниво на шума

12. Производствено-технологични изисквания

При производството да се използват процеси не замърсяващи околната среда. Да не се използват кадмиеви, никелови и хромови покрития.

13. Експлоатационни изисквания

13.1 Подготовка за следващ полет-за по-малко от 30 ***min.***

13.2 Линейно техническо обслужване

Самолетът да е пригоден за линейно обслужване без да е необходимо специализирано оборудване.

13.3 Базово техническо обслужване

Прелетени часове между две базови обслужвания-не по-малко от 2 000 ***h.***

14. Технико-икономически изисквания

14.1 Максимална себестойност на нов, стандартно оборудван самолет-не по-голяма от 80 ***M€.***

14.2 Среден разход на гориво на пътник за 100 **km-**не повече от 1,5 ***kg***.

15. Други изисквания

Да се изработят и изпитат три броя опитни образци. Изпитванията да се извършат по Програма и методика за изпитване.

ТАКТИКО – ТЕХНИЧЕСКО ЗАДАНИЕ

(примерна структура)

1. Наименование и индекс на изделието

1.1. Наименование на изделието

1.2. Условно наименование

1.3. Код на изделието за означаване на техническата документация

2. Основание за разработване на изделието

3. Предназначение на изделието

3.1. Предназначение

3.2. Решавани задачи

3.3. Състав на изделието

4. Тактико – технически изисквания

4.1. Тактически изисквания

4.2. Технически изисквания

4.3. Изисквания към експлоатацията – техническо обслужване и ремонт

4.4. Изисквания за ергономия, обитаемост и техническа естетика

4.5. Изисквания за безопасност

4.6. Изисквания за скритост и маскировка.

4.7. Климатични изисквания

4.8. Екологични изисквания

5. Ред, етапи и срокове на разработване.

ТАБЛИЦА НА МЕЖДУНАРОДНАТА СТАНДАРТНА АТМОСФЕРА

(ISO 2533:1975, 1975 г.)

Височина *z, (m)*	Температура *T, (K)*	Налягане *p, (bar)*	Относителна плътност $\Delta=\rho/\rho_o$	Кинематичен вискозитет $x\ 10^{-5}$ $v, (m^2/s)$	Скорост на звука *c , (m/s)*
-2000	301.2	1.2778	1.2067	1.253	347.9
-1500	297.9	1.2070	1.1522	1.301	346.0
-1000	294.7	1.1393	1.0996	1.352	344.1
-500	291.4	1.0748	1.0489	1.405	342.2
0	288.15	1.01325	1.0000	1.461	340.3
500	284.9	0.9546	0.9529	1.520	338.4
1000	281.7	0.8988	0.9075	1.581	336.4
1500	278.4	0.8456	0.8638	1.646	334.5
2000	275.2	0.7950	0.8217	1.715	332.5
2500	271.9	0.7469	0.7812	1.787	330.6
3000	268.7	0.7012	0.7423	1.863	328.6
3500	265.4	0.6578	0.7048	1.943	326.6
4000	262.2	0.6166	0.6689	2.028	324.6
4500	258.9	0.5775	0.6343	2.117	322.6
5000	255.7	0.5405	0.6012	2.211	320.5
5500	252.4	0.5054	0.5694	2.311	318.5
6000	249.2	0.4722	0.5389	2.416	316.5
6500	245.9	0.4408	0.5096	2.528	314.4
7000	242.7	0.4111	0.4817	2.646	312.3
7500	239.5	0.3830	0.4549	2.771	310.2
8000	236.2	0.3565	0.4292	2.904	308.1
8500	233.0	0.3315	0.4047	3.046	306.0
9000	229.7	0.3080	0.3813	3.196	303.8
9500	226.5	0.2858	0.3589	3.355	301.7
10000	223.3	0.2650	0.3376	3.525	299.8
10500	220.0	0.2454	0.3172	3.706	297.4
11000	216.8	0.2270	0.2978	3.899	295.2
11500	216.7	0.2098	0.2755	4.213	295.1
12000	216.7	0.1940	0.2546	4.557	295.1
12500	216.7	0.1793	0.2354	4.930	295.1
13000	216.7	0.1658	0.2176	5.333	295.1
13500	216.7	0.1533	0.2012	5.768	295.1
14000	216.7	0.1417	0.1860	6.239	295.1
14500	216.7	0.1310	0.1720	6.749	295.1
15000	216.7	0.1211	0.1590	7.300	295.1
15500	216.7	0.1120	0.1470	7.895	295.1
16000	216.7	0.1035	0.1359	8.540	295.1
16500	216.7	0.09572	0.1256	9.237	295.1
17000	216.7	0.08850	0.1162	9.990	295.1

Височина *z, (m)*	Температура *T, (K)*	Налягане *p, (bar)*	Относителна плътност $\Delta=\rho/\rho_o$	Кинематичен вискозитет $x\ 10^{-5}$ ν, (m^2/s)	Скорост на звука *c* , *(m/s)*
17500	216.7	0.08182	0.1074	10.805	295.1
18000	216.7	0.07565	0.09930	11.686	295.1
18500	216.7	0.06995	0.09182	12.639	295.1
19000	216.7	0.06467	0.08489	13.670	295.1
19500	216.7	0.05980	0.07850	14.784	295.1
20000	216.7	0.05529	0.07258	15.989	295.1
22000	218.6	0.04047	0.05266	22.201	296.4
24000	220.6	0.02972	0.03832	30.743	297.7
26000	222.5	0.02188	0.02797	42.439	299.1
28000	224.5	0.01616	0.02047	58.405	300.4
30000	226.5	0.01197	0.01503	80.134	301.7

- *1 m (meter) = 3.2808 ft*
- *1 bar =* 10^5 *Pa (N/m*^{2}*) = 0.1 N/mm*^{2} *= 10,197 kp/m*^{2} *= 10.20 m* H_2O *= 0.9869 atm = 14.50 psi (lb*$_f$*/in*^{2}*) =* 10^6 *dyn/cm*^{2} *= 750 mmHg*
- *1 m/s = 3.6 km/h = 196.85 ft/min = 2.237 mph*

КОНВЕРТОР НА ЕДИНИЦИ

Conversions (exact conversions can be found in British Standards BS350/2856)

Multiply		*by*	*to get*
Inch (in)		25.40	millimetres
Feet (ft)		0.3048	metres
Feet (ft)		3.048×10^{-4}	kilometres
Statute mile (mi)		1.609	kilometres
Nautical mile (nm)		1.852	kilometres
Nautical mile (nm)		1.1508	statute miles
Square foot (ft^2)		9.290×10^{-2}	square metres
Cubic foot (ft^3)		28.317 (2.832×10^{-2})	litres (cubic metres)
Cubic inch (m^3)		1.639×10^{-5}	cubic metres
US gallon (US gal)		3.78542	litres
Imp. gallon (Imp. gal)		4.546	litres
Foot/second	(ft/s)	0.3048	m/s
	(ft/s)	1.097	km/h
	(ft/s)	0.6818	mph
Knot (nm/hr)	(kt)	1.689	ft/s
	(kt)	1.151	mph
	(kt)	1.852	km/h
	(kt)	0.5151	m/s
Mile/hour	(mph)	1.467	ft/s
	(mph)	1.609	km/h
	(mph)	0.8684	kt
	(mph)	0.4471	m/s
Slug (slug)		14.59	kg
Pound (lbf)		4.448	N
Pound/Sq. in (lbf/in^2)		6895	N/m^2
Pound/Sq. ft (lbf/ft^2)		47.88	N/m^2
Slug/cubic ft ($slug/ft^3$)		515.4	kg/m^3
Foot pound (ft. lbf)		1.356	Nm (joules)
Foot lb/s (ft. lb/s)		1.356	Joules/s (watts)
Horsepower	(hp)	550	ft.lb/s
	(hp)	33000	ft.lb/min
	(hp)	745.7	watts

ПРИМЕРНА СПЕЦИФИКАЦИЯ НА ДВИГАТЕЛ
Rotax 912 UL DCDI 81HP

- 4-stroke engine specially developed for recreational aircraft. Also exists in certified versions: Rotax 912 A, Rotax 912 F.
- 4 horizontally opposed cylinders, "boxer" configuration
- Free air cooled cylinders, liquid cooled cylinder heads with integrated pump and expansion tank
- Dry sump forced lubrication with integrated pump and separate oil tank
- 8 valves, automatic adjustment by hydraulic valve tappet
- Dual Capacitor Discharge Ignition (DCDI) with RFI noise suppression
- Two Bing Constant Depression (CD) carburetors
- Mechanically driven diaphragm fuel pump
- Integrated electric starter
- Integrated reduction gearbox, ratio of 2.27:1 or 2.43:1 with optional slipper clutch
- Various liquid and oil radiators available
- Many option available such as: Vacuum pump, external alternator, hydraulic propeller governor
- Operates on automotive fuel with a minimum octane rating of 87 (Canadian standards)
- Time Between Overhauls (TBO): 1500 hours*

Performance

Maximum Power (5 minutes)	81HP / 59.6KW @ 5800 RPM
Maximum Power (sustained)	79HP / 58.9KW @ 5500 RPM
Maximum Torque	75.9ft-lb / 103NM @ 4800 RPM

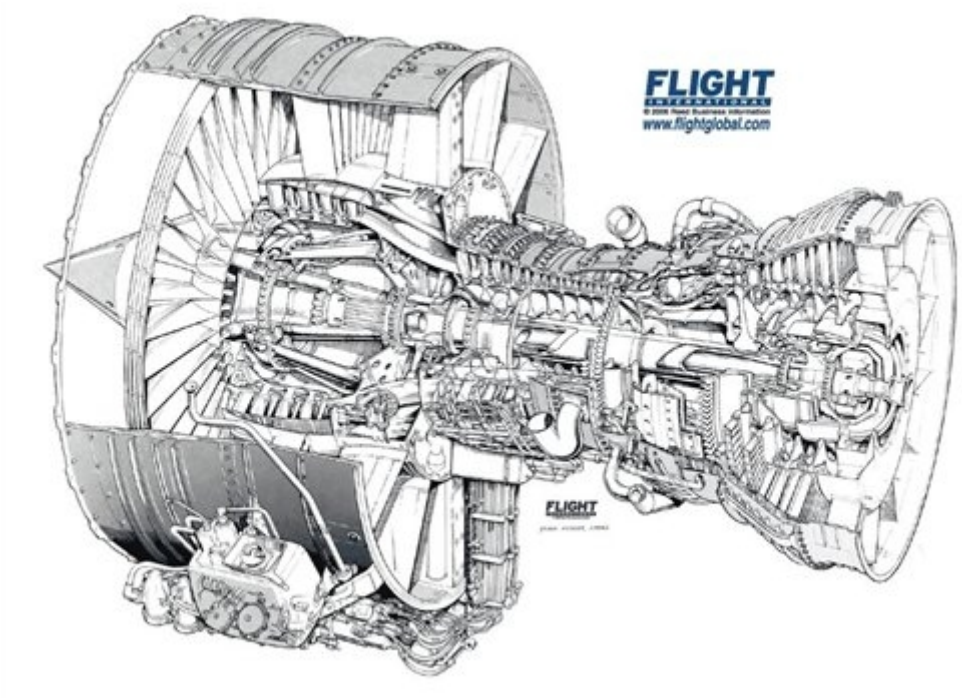
Combustion Chambers

Bore	3.13" / 79.5mm
Stroke	2.40" / 61.0mm
Displacement	73.91cu.in. / 1211.2cm³
Compression ratio	9.0:1

Weight

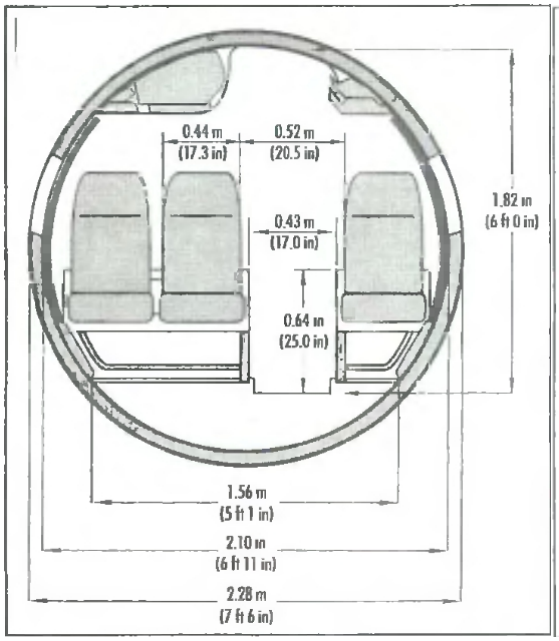
Engine with carburetors	121.2lbs / 55.0Kg
Exhaust System	8.8lbs / 4.0Kg
Air Filter	0.7lbs / 0.3Kg
Liquid Radiator	2.2lbs / 1.0Kg
Oil Radiator	1.1lbs / 0.5Kg
Regulator-Rectifier	0.2lbs / 0.1Kg
Installed Weight	134.2lbs / 60.9Kg
Weight/power ratio	1.66lbs/HP / 1.0Kg/KW

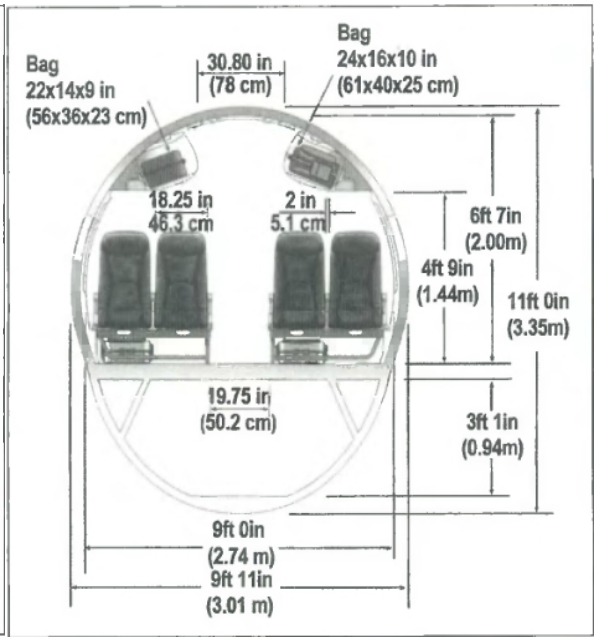
ПРИМЕРНА СПЕЦИФИКАЦИЯ НА ДВИГАТЕЛ
CFM 56-7B

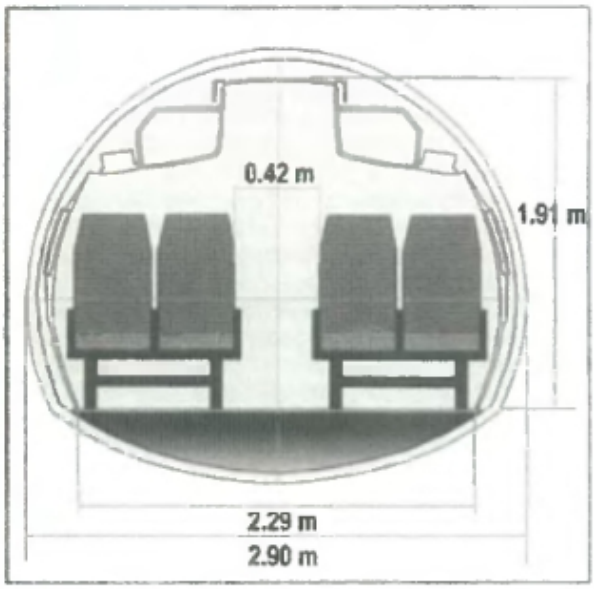


Engine Model: CFM56	-7B18	-7B20	-7B22	-7B24	-7B26	-7B27
Takeoff Conditions (sea level)						
Max. takeoff (lb)	19,500	20,600	22,700	24,200	26,300	27,300
Airflow (lb/sec)	677	696	728	751	779	782
Bypass Ratio	5.5	5.5	5.3	5.3	5.1	5.1
In-Flight Performance (installed) (35,000 ft - Mach = 0.80 ISA)						
Max Climb Thrust (lb)	5,962	5,962	5,962	5,962	5,962	5,962
Overall pressure ratio at max. climb	32.8	32.8	32.8	32.8	32.8	32.8
Max. cruise thrust (lb)	5,420	5,450	5,450	5,480	5,480	5,480
Engine Characteristics						
Length (in)	98.7	98.7	98.7	98.7	98.7	98.7
Fan diameter (in)	61.0	61.0	61.0	61.0	61.0	61.0
Basic dry weight (lb)	5,216	5,216	5,216	5,216	5,216	5,216
Applications:	737-600	737-600 737-700	737-700 737-800	737-700 737-800 737-900	737-700 737-800 737-900	737-800 737-900 BBJ

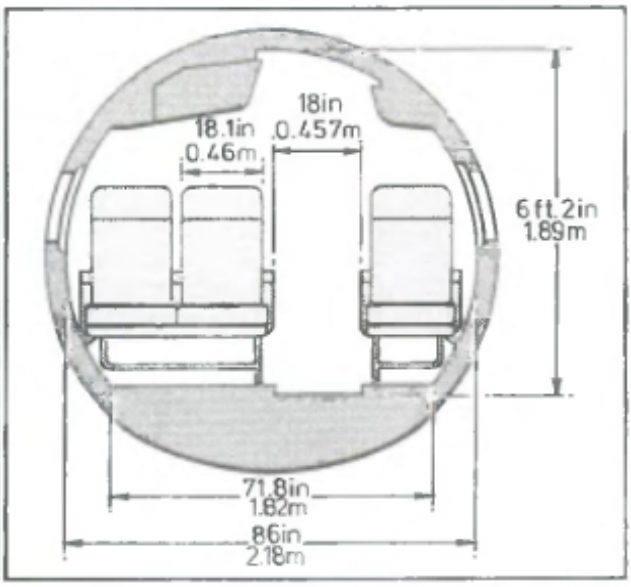
ПЪТНИЧЕСКА КАБИНА
(НАПРЕЧЕН РАЗРЕЗ)





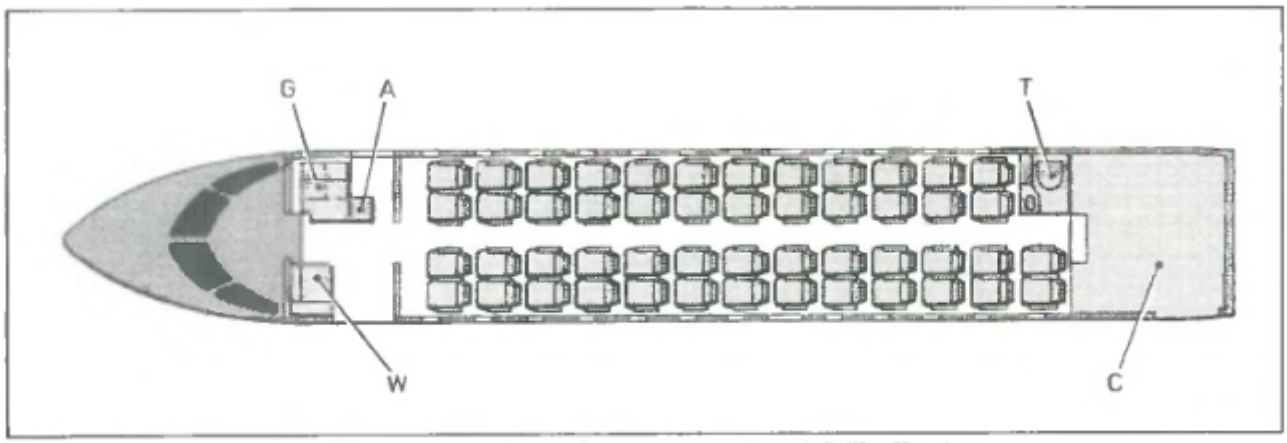


MA60 cabin cross-section

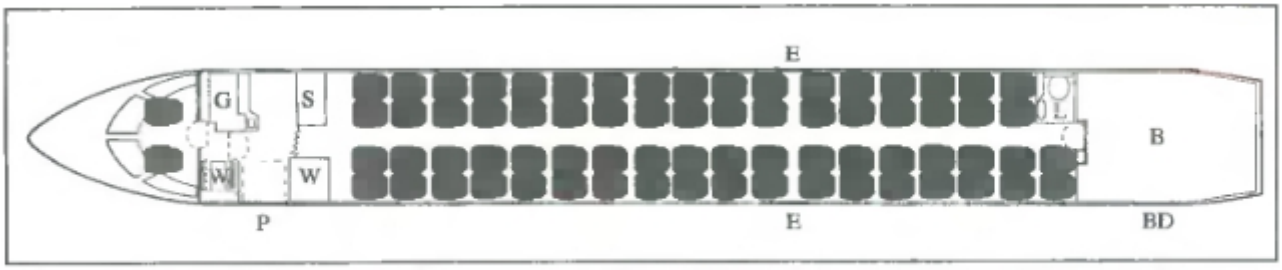


0137983 Cabin cross-section of AvCraft Dornier 328Jet

ПЪТНИЧЕСКА КАБИНА
(НАДЛЪЖЕН РАЗРЕЗ)



Bombardier CRJ standard 79 cm (31 in) pitch 50-seat layout ***(Jane's/Mike Keep)***
A: attendant's seat, C: cargo, G: galley, T: toilet, W: wardrobe



Typical CRJ700 seating plan for 70 passengers at 79 cm (31 in) pitch, with 15.7 m³ (555 cu ft) of baggage
B: baggage, BD: baggage door, E: emergency exit, G: galley, L: lavatory, P: entrance, S: stowage, W: wardrobe