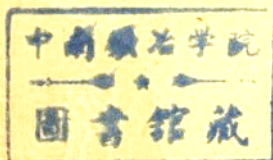




飞机的构造和 经济性

Д. И. 托馬謝維奇著

新材料研究室
情报资料组
资料专用章



国防工业出版社

飞机的构造和 經濟性



Д. И. 托馬謝維奇著
徐永林、胡章偉、叶尙佐譯
張錫純、王振烈校



國防工業出版社

1964

內容簡介

本书从經濟观点出发, 讲述了评价飞机构造的理論原理, 推导了工程計算公式。应用这些公式可以选择飞机的参数, 改进飞机的构造, 以便在保证飞机最好地完成任務的前提下使飞机的制造和使用的費用最少。

本书适用于航空方面的工程师、工程技术人员、高等院校师生閱讀。

КОНСТРУКЦИЯ И ЭКОНОМИКА САМОЛЁТА

Д. Л. ТОМАНЕВИЧ

ОБОРОНГИЗ, 1960. 第一版

*

飞机的构造和經濟性

徐永林、胡章偉、叶尙佐譯

張錫純、王振烈校

*

国防工业出版社出版

北京市书刊出版业营业許可証出字第 074 号

国防工业出版社印刷厂印刷

新华书店北京发行所发行

850×1168^{1/32} 印張 7^{1/4} 184 千字

1964 年 2 月第一版 1964 年 2 月第一次印刷 印数: 0,001—1,000册

統一书号: 15034·712 定价: (科八-1) 1.50 元

前 言

在每一个好钻研的航空设计师面前，都必然会出现这样的问题：应该怎样来设计飞机呢？或是忽视重量和气动阻力的增加，把构造设计得粗笨些；或是与此相反，尽可能地减轻重量和减少气动阻力，把构造设计得精巧些；或是折衷地加以解决。当代的文献还没有提出过关于这个问题的系统解答。所以，在试制飞机的实践中，只好用局部计算的方法来求得这个问题的解决；或者在不同程度上沿用原有的构造。作者也曾遇到过这些问题，例如：用钻孔来减轻圆柱形螺栓重量，甚至把螺栓做成和螺纹部分等强度的做法是否合理；切除接头和发动机机匣的多余材料是否合理等等。

本书介绍了作者的方法和所作的计算，这些方法和计算不仅旨在解决上面所提到的那些问题，而且还要解决设计师在飞机设计、制造和使用过程中所遇到的更为广泛的问题。这些问题包括：材料、飞机零件和部件的构造选择，主要部件的尺寸和动力装置的选择，提高使用可靠性的方法的选择等等，以及提高飞行性能的最合理途径的选择和为完成给定任务的最合适的飞机的选择。

所有这些问题是这样解决的，即由工业部门制造出来并保证使用的全部飞机，在预定的资金耗费下，能够最好地完成自己的任务；或者能够以最少的费用和消耗来完成给定的任务。

在这两种情况下，所牵涉到的不仅有与飞机构造本身有关的飞机使用特性，而且有制造飞机并保证其使用的企业条件。

所以，本书是在综合了飞机的使用、构造和经济性等三个要求的基础上写成的。这样也就引出了本书的名称。

第四至九章和第二十二章是根据不同用途的外国飞机的资料写成的。书中的数字例子，同样也利用了外国文献的数据。

Д. И. 安德梁諾夫, И. Т. 別梁可夫, В. В. 鮑佐夫, Ю. М. 巴拉嘉斯基, Д. В. 葛梁耶夫, В. Т. 魯辛柯, В. В. 柴斯拉夫斯基, И. В. 庫克辛, Л. М. 庫里別尔克, К. А. 馬尔柯夫, В. И. 沙可洛夫, В. И. 塔勒雪維齐, Ю. Д. 烏拉伯夫, И. И. 法捷耶夫和 Л. С. 捷尔諾布罗夫金等向作者提出了对本书的意見和建議，作者接受了这些意見和建議，特向他們致以謝意。

作者希望本书对航空方面的工作人員会有所裨益，并将感謝对本书所提出的批評和意見。

目 录

前言.....	3
本书采用符号.....	9

第一篇 飞机的重量完善度和气动力完善度

引言.....	11
第一章 飞机效率及其提高的途径.....	18
第二章 重量损失及其计算公式的推导.....	28
第三章 阻力损失及其计算公式的推导.....	44

第二篇 计算重量损失和阻力损失的实例

第四章 低速飞机的重量损失和阻力损失的计算.....	50
第五章 装有涡轮喷气发动机一次使用的远程飞机的重量 损失和阻力损失的计算.....	62
第六章 高速飞机和高空飞机的重量损失和阻力损失的计算.....	68
第七章 作爬高和加速飞行一次使用的飞机的重量损失和 阻力损失的计算.....	77
第八章 滑翔机的重量损失和阻力损失的计算.....	98
第九章 组合飞机的重量损失和阻力损失的计算.....	108

第三篇 飞机参数损失的计算

引言.....	112
第十章 有效载荷损失公式的推导.....	114

第十一章	有效载荷效率损失公式的推导	117
第十二章	动力装置推力损失公式的推导	120
第十三章	机翼升力损失公式的推导	124
第十四章	机翼面积损失公式的推导	127
第十五章	采取复杂的构造措施时的重量损失	130

第四篇 构造措施合理性的决定

引言	134
第十六章 “构造措施合理性准则”公式的推导	134
第十七章 在飞机构造改变的某些具体情况下的构造措施 合理性准则公式	146

第五篇 提高飞机效率的实例

第十八章	主要材料的选择	151
第十九章	飞机零件加工限度的选择	156
第二十章	选择超音速机翼翼型的实例	166
第二十一章	选择超音速机翼厚度的实例	168
第二十二章	选择导管安排方式的实例	170
第二十三章	在飞机上装备复杂的导航设备的实例	171

第六篇 提高飞机飞行性能所耗费用的计算

引言	173
第二十四章 飞机飞行性能损失的計算	174
第二十五章 提高飞机飞行性能所耗費用的計算	178
第二十六章 提高飞机飞行速度所耗費用的計算	185
第二十七章 提高飞机升限所耗費用的計算	194
第二十八章 提高飞机航程所耗費用的計算	197
第二十九章 降低飞机着陆速度所耗費用的計算	199

第三十章 关于有效载荷的留空时间对飞机构造参数损失的影响.....	204
-----------------------------------	-----

第七篇 同一用途飞机效率的比较

第三十一章 飞机效率比较公式的推导.....	209
第三十二章 比较同一用途飞机的效率的实例.....	214

第八篇 计算重量损失和阻力损失的特殊情况

引言.....	218
第三十三章 保持飞机的一个主要飞行性能不变的条件下,重量损失和阻力损失的计算.....	219

3

4

本书采用的符号

A —— c_y^2 的系数;	L ——起飞距离;
A_G ——重量损失;	M ——方程式(2.28)~(2.31)中的系数;
A_x ——阻力损失;	m ——飞机的飞行次数;
B ——费用;	N ——功率;
b ——宽度, 翼弦;	n ——飞机架数;
$c_{x\phi}, c_y$ ——气动力系数;	P ——飞机的有效输出;
c ——1 公斤材料的价格;	P ——概率;
c ——机翼的厚度;	p ——方程式(2.24)、(2.25)中的系数;
D ——航程;	Q ——方程式(2.28)~(2.30)中的系数;
d ——直径;	q ——方程式(2.24)~(2.25)中的系数;
E ——弹性模数, 方程式(2.28)~(2.30)中的系数;	R ——发动机的推力;
$e = \frac{c_{x\phi} S}{c_{x\phi} F};$	r ——半径;
F ——横截面积;	S ——机翼面积;
$f = \frac{Ac_y^2 S}{c_{x\phi} F + c_{x\phi} S};$	T ——总飞行时间;
G ——重量;	t ——时间, 深度;
H ——高度;	U ——方程式(2.28)~(2.30)中的系数;
h ——截面高度, 方程式(2.24)中的系数;	u —— G_n 的指数;
I ——燃料的比推力;	V ——飞行速度;
j ——方程式(2.24)、(2.25)中的系数, 加速度;	W ——抗弯断面系数;
k ——比例系数;	w ——飞机着陆失事所占的百分比;
L ——方程式(2.28)~(2.31)中的系数;	

X——气动阻力;
 Y——升力;
 σ ——应力;
 ρ ——空气密度;
 η ——飞机的效率, 螺旋桨的效

率;

η_n ——有效载荷的效率;
 η_{nc} ——载荷利用系数;
 θ ——航迹与水平线之间的夹角。

注 脚

ав——航空;
 взл——起飞;
 гр——货物;
 гор——燃料;
 и——其它原因;
 ис——有效载荷利用;
 к——构造;
 кр——机翼, 临界;
 м——材料;
 мсу——动力装置的安装;
 н——母机;
 нав——导引;
 непр——未到达;
 и——飞行, 位势;
 пр——生产, 到达;
 пол——飞行;
 пос——着陆;
 сек——秒;
 ср——平均;
 с.у——动力装置;

н.в——极限高度(升限);
 т——燃料;
 т.и——把飞机支持在空中所需的燃料;
 т.р——加速用的燃料;
 т.с——克服阻力所用的燃料;
 тек——现在的;
 у.с——装置;
 у.ц——有效载荷的装置;
 ц——有效载荷;
 в——使用;
 эк——资金节约
 А——机翼形状;
 D——距离;
 G——重量;
 H——高度;
 S——机翼面积;
 V——速度;
 X——阻力;
 W——容积。

第一篇 飞机的重量完善度和气动力完善度

引 言

222782

飞机在飞行中,为了克服空气阻力、加速、爬高和支持自身的重量,要比地面和水上的运输工具消耗多得多的能量和物质资料(它是由能量消耗所引起的)。因而飞机设计师、工艺师和使用者不得不对飞机重量和气动力阻力予以特别的注意。

飞机的重量可以由性质不同的两部分组成,其中的一部分是在保证使用可靠和安全的条件下,为完成飞机的特定任务所必需的。这部分重量称为“必需重量”,它必然与飞机一起存在着,因而由它所引起的物质损失也是不可避免的。而必需重量的大小,则取决于设计师和工艺师共同解决订货单位所提出的任务的能力。

飞机的另一部分重量是为了降低其成本而简化构造所引起的。例如,为了选用标准厚度的材料,飞机的某一个零件做得比保证飞行安全和可靠所要求的要强好几倍;或者,根据强度要求,把某一承力零件设计成变截面的,但是这就造成了沿着长度方向加工零件的困难,为了避免这一困难,把零件设计成等截面的;再如,为了降低飞机的造价,采用了不是使用上所必需的分离面等等。把结构设计得简单些或复杂些,将会相应地导致这部分重量的增加或减轻;因此,飞机的造价也会随之降低或提高。这部分重量是工艺“增重”,它并不是由对飞机提出的特定用途所引起的,所以称之为“多余重量”。

气动力阻力也可以同样的分成两个部分。其中的一部分是“多余的”,当飞机的造价降低或提高时,它也会相应地增加或减小。

飞机多余重量所占比例的大小表征了飞机构造在重量方面的精制程度，即表征了它的“重量完善度”。可以认为，飞机的多余重量越小，它的重量完善度就越高。

飞机多余气动阻力所占比例的大小表征了飞机构造在气动力方面精制程度，即表征了它的“气动力完善度”。飞机的多余气动阻力越小，它的气动力完善度就越高。

把重量和气动阻力分成“必需的”和“多余的”两个部分，就能够揭示出下面即将提到的矛盾。目前，存在着一种尽可能把飞机设计得具有较好的“工艺性”的趋向。对“工艺性”这一术语可作如下的说明：“我们认为这样的构造是工艺性好的构造，那就是它能够满足使用要求，并且在给定的生产规模下，能以最低的成本（首先是最少的人力和物力损耗）和最短的生产周期掌握其制造方法并把它生产出来”[3]。

可以看出，在这里一点也没有指明：打算把多少多余重量保留在飞机上，以及这些重量在使用过程中将增加多少物质损失。这里只注意到了生产费用（其中包括材料，因为它的价格是比較高的）。

订货单位对飞机提出了自己的要求，但通常不向设计师指出实现这些要求的途径。如果由于受到飞机制造上的限制，飞机有很大的多余重量和阻力，那么，在整个使用期内，为了使飞机能运载这些“多余的部分”，并且在飞行性能上又不低于订货单位所提出的技术要求的范围，飞机设计师将不得不加大飞机的动力装置和机翼面积等等。采用这样的方法来解决問題，将使飞机的尺寸、重量和能量贮备都有所增加，它就成为“不好”的飞机——使用费用高，至少从使用者的角度来看是这样的。

为了改善工艺性，往往力求简化构造，这样就引起了多余重量和阻力的增加，亦即降低了飞机的重量和气动力完善度。另一方面，为了尽可能提高飞机的飞行战术性能，或者那怕是将它保持在

一定的水平,也要求尽可能降低多余的重量和阻力,亦即提高飞机的重量和气动力完善度。总之,在设计飞机构造时,设计师和工艺师要妥善地解决工艺性要求和提高飞机的重量和气动力完善度要求之间的矛盾。

举例来说,可以把解决这些矛盾变成为解决如下这些问题:

在飞机上采用普通的、价格低廉、但强度低、比重大的材料,还是与此相反,采用价格昂贵,但强度高、比重小的材料?

是否要切除铸件和冲压件的余量和斜度?

采用由复杂的骨架加强的薄蒙皮结构,还是采用没有骨架的、简单的厚蒙皮结构?

是否要把蒙皮和骨架元件等加工成变截面?等等。

类似的问题可以用不同的方法来解决。

最简单的方法是不加任何分析就把某一现有的构造作为新部件构造的设计依据。

显然,可以认为这种方法是错误的,因为它可能导致很大的主观上的错误;它不能促使构造向前发展。

比较复杂的方法是在图纸上提出两个或更多个的部件构造方案,例如:

构造形式相同,而所采用的材料和零件连接方法不同的方案;

毛坯相同,但机械加工(或其他加工方法)工作量不同的构造方案;

构造形式、所采用的材料和零件的连接方法都不相同的构造方案。

在这些构造方案中,它们的重量 G , 外部的气动阻力系数 c_{x1} 、制造和在整个使用期内维持飞机正常工作的费用 B , 都可能各不相同(表 1)。

表 1

构造方案	重 量	气动阻力系数	費、 用
I	G_1	c_{x1}	B_1
II	G_2	c_{x2}	B_2

假設表 1 中所列的两个构造方案, 在使用上具有同样的效果, 都能滿足生存力和使用方便的要求, 亦即它們在这几个方面都是等价的。現在在設計师和工艺师面前摆着一个任务——从表 1 所列的方案中, 选出比較好的一个方案, 即选出在重量、阻力和費用上具有最有利組合的方案。这可以根据設計师的經驗用估計的方法来进行; 不过, 这种情况和前面所說的一样, 可能犯主观上的錯誤。还可以用比較复杂的方法来选择方案: 假設設計师和工艺师采用部件构造方案 II, 而放弃了方案 I。例如, 假定此时重量減輕了

$$-\Delta G = G_2 - G_1,$$

气动阻力*增加了

$$\Delta c_x = c_{x2} - c_{x1},$$

和費用增加了

$$\Delta B = B_2 - B_1.$$

把所得到的最終增量—— ΔG 、 Δc_x 加到所設計飞机的数据上去, 并根据它們来确定飞机的新的飞行-战术性能。这样, 飞机的飞行-战术性能的改变和制造使用費用的增加都是已知的。此后, 必須作出判断: 部件构造由方案 I 改为方案 II 的結果, 是否使飞机变得較好些。为使这个判断是客观的, 就必须要有統一的标准, 以便能用它来比較飞机的費用和飞行-战术性能, 并选择它們的最好組合。

在实际工作中, 不会采用上述选择較好构造方案的方法。因

* 它以阻力系数 c_x 来表示。——譯者

18
为,对每个飞机部件进行飞行-战术性能计算,过于复杂和费工;此外,在文献上所遇到的关于统一标准的研究只能用于个别型别的飞机上,主要是旅客机上。

在本篇中将阐述一种方法,用这种方法,设计师和工艺师能够从国民经济的利益出发,满足重量完善度和气动力完善度的要求,客观地选择出具有最有利的构造方案。

客观地确定构造在最有利重量方面和气动力方面的精制度度的实质是这样的:在飞行中飞机的每一公斤重量都是引起飞机上资金消耗的原因,或者换句话说,它的每一公斤重量都带来了物质损失。

实际上,在飞机构造设计过程中,可能出现这样的情况:由于某种原因,使构造某部分的重量增加了一公斤。举例来说,这种事实可能与如下的一些构造措施有关:

1. 为了保持飞机的飞行性能,必须保持飞机的重量不变。因此,为了补偿构造的一公斤增重,必须把飞机所预定要运载的有效载荷减少一公斤。这样,在每次飞行中,飞机的载重量就将减小。因而,就有某一部分飞机制造和使用费用得不到抵偿。

2. 为了保持飞行性能,决定增加动力装置的功率、燃料贮备量和机翼面积等等。这样,飞机的制造及其使用费用增加了,而所能装载的有效载重则保持不变。因此,在这种情况下,也有某一部分制造和使用费用得不到抵偿。

3. 允许有因飞机增重一公斤而引起的飞行性能降低。由于飞行性能的降低,飞机的飞行次数将有所减少,它的总航程也将有所减少。因而,在这种情况下,也有某一部分制造和使用费用得不到抵偿。

因而,当飞机重量增加一公斤时,上面所研究过的所有构造措施都要引起一部分制造和使用费用的损失,换句话说,都要带来物质损失。我们把在整个使用期内,飞机上一公斤重量所带来的这

一损失称为“重量损失”。

现在，我们来研究一下问题的另一方面。

假使我们简化了飞机的某一部分构造，并使这一构造和整个飞机的重量由此增加了一公斤，同时又使飞机的生产费用降低了 ΔB_1 。如果这一资金的节约 ΔB_1 等于重量损失(它用 A_G 表示)，即

$$\Delta B_1 = A_G,$$

那么，这样的构造简化，在国民经济上没有得到丝毫的资金节约。

如果在制造飞机时，把它的构造重量加重了一公斤，但是，此时所节约的资金比重量损失小，即

$$\Delta B_1 < A_G,$$

那么，到使用期終了时，造成国民经济的资金损失将等于

$$A_G - \Delta B_1.$$

为简化起见，在这些讨论中，我们认为使用费用，即燃料和乘员等的费用是不变的。

如果在制造飞机时，增加了一公斤多余重量，所节约的费用大于重量损失，即

$$\Delta B_1 > A_G,$$

那么，到飞机使用期終了时，国民经济所获得的资金节约将等于

$$\Delta B_1 - A_G.$$

显然，在增加每一公斤重量所造成的生产上的资金节约还没有接近其极限值 A_G 之前，增加飞机的多余重量，即使所获得的资金节约较小，对国民经济总是有利的。

这样，就存在着一条界限，在还没有超出这条界限时，增加多余重量总是有利的，而重量损失就是确定这一界限的标准。

我们已经对在简化构造，降低飞机生产成本时的重量增加作了一般的考虑。现在，再来研究一下相反的关系——靠增加构造的复杂性和增加制造飞机的资金耗费来减轻飞机的多余重量。

假设，在制造飞机时，构造重量减轻了一公斤，而此时飞机的