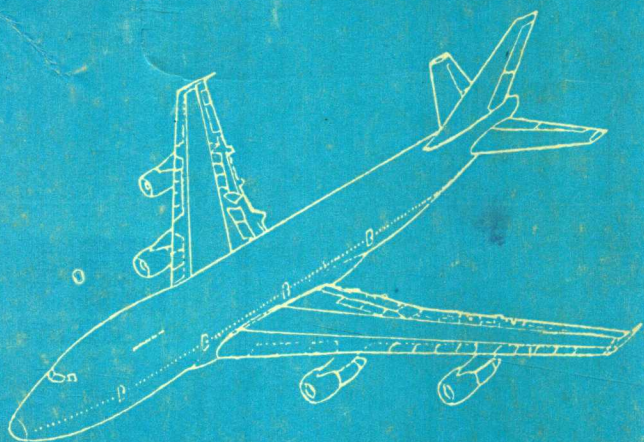


飞机构造学

(供飞机驾驶专业用)

段维祥 编



中国民航飞行学院

飞机构造学

(供飞机驾驶专业用)

段维祥 编

中国民用航空飞行学院

前 言

《飞机构造学》是飞机驾驶专业学员的主要专业课程之一。本教材从民用运输机驾驶专业学员培养目标要求和《飞机构造学》大纲为依据,结合目前国外民用运输机的发展状况,国内航线使用的主要机型,以及多年的教学实践而编写。内容偏重于飞机构造的共性知识,民用飞机的构造特点及使用。对设计、制造的有关理论与技术则涉及不多。

本书在编写及印刷过程中,得到了有关领导及单位的关怀和支持,驾驶系和教研室的同事们提出了宝贵的意见,在此深表谢意。由于时间仓促,占有资料难全,实际考证不足,加之编者水平有限,书中错误与不妥之处难免,请读者予以指正。

编者

1995.4

目 录

绪 论

第一章 飞机飞行载荷与强度概论

- 第一节 飞机飞行中的载荷
- 第二节 飞机飞行中的过载
- 第三节 飞机强度规范概论

第二章 机体结构与翼面振动

- 第一节 机翼外载荷与结构型式
- 第二节 机身外载荷与结构型式
- 第三节 副翼、尾翼及机体整流结构特点
- 第四节 飞机翼面振动

第三章 飞机飞行操纵系统

- 第一节 飞机主操纵原理与操纵型式
- 第二节 无助力机械式主操纵系统
- 第三节 助力式机械主操纵系统
- 第四节 辅助操纵系统
- 第五节 现代大型客机飞行主操纵特点简介

第四章 飞机起落架

- 第一节 起落架的型式与轮式滑行装置
- 第二节 起落架减震装置
- 第三节 起落架的收放
- 第四节 刹车减速原理与刹车方式
- 第五节 前起落架结构特点与飞机地面转弯操纵
- 第六节 起落架的载荷特点与使用注意事项

第五章 飞机液压传动系统

- 第一节 飞机液压传动原理与工作介质
- 第二节 飞机液压系统的基本组成
- 第三节 飞机液压系统的工作概况

第六章 飞机燃油系统

第一节 飞机燃油系统的基本组成

第二节 飞机燃油系统的使用

第七章 飞机座舱空气调节系统

第一节 对飞机座舱空调的要求

第二节 座舱空调引气控制

第三节 座舱空气温度调节系统

第四节 座舱空气压力调节系统

第八章 飞机防冰系统

绪 论

1903年12月17日,世界上第一架飞机试飞成功,人们数千年飞天的渴望终于变成了现实。在过去短短的几十年里,人类的智慧倾注于征服太空的理想,在世界航空史上写下了光辉的篇章,对当代社会的发展产生了巨大的影响。

一、飞机发展的方向

飞机一诞生便进入了人类生存与发展的空间,无论是作为战争的武器,还是空中运输的工具,都首先对飞机提出了速度要求,不断提高飞行速度则成了飞机发展的主攻方向。改善飞机气动性(增大升力、减小阻力),确保操纵性与稳定性,提高动力装置的功率,则成了飞机发展的主要途径。在世界科学技术的推动下,飞机外形与动力装置迅速演变,各系统功能日趋完善,控制水平不断提高。

飞机外形在减小阻力的改进中不断演变。飞机在大气中飞行主要受摩擦阻力、压差阻力、诱导阻力与干扰阻力的作用,减小阻力是提高飞行速度的有效措施。减小机翼表面积,使其尽量光滑,可减小摩擦阻力。为此,采用了不同型式的增升装置弥补机翼面积的缩小,改善飞机的起飞、着陆性能;机体结构大量采用埋头铆接、点焊与胶接装配、夹层与整体壁板等制造工艺,保证飞机表面光滑。将机身、机翼等部件作成流线体,尽量减少外露,可有效地减小压差阻力。为此,除去暴露在气流中的撑杆、受力张线,双翼改单翼,起落架收放,部件连接区加整流包皮等,缩小了迎风面积。增大机翼展弦比,可降低飞机的诱导阻力。为此,在低速飞机上采用了窄长的梯形翼和翼尖小稍翼等。合理安排部件的相对位置,可减小干扰阻力。为此,根据飞机尺寸、功能及速度大小,出现了不同配置型式的机翼、尾翼、起落架与发动机。飞机外形随速度提高的变化如图0—1,飞机外形还将在继续减小阻力的努力中发展。

从活塞式到喷气式。飞机问世到40年代初,各类飞机普遍采用的是活塞式发动机,这就是航空史上的创造实验阶段到活塞式阶段。随着飞机重量增大,发动机的功率也要求增大,这就要加大活塞式发动机的重量、螺旋桨尺寸及转速。增大重量直接影响到飞机结构与性能。螺旋桨尺寸增加,在大转速时将导致桨尖区出现激波波阻,大大降低螺旋桨效率,使飞行速度局限在700公里/小时左右。改进机翼剖面形状与平面形状,研制新型发动机,突破“音障”与“热障”,使飞机发展进入了喷气式阶段。尺寸小、重量轻、功率大的涡轮喷气发动机装备飞机,飞行速度可三倍于音速,成了现代飞机的主要标志之一。

改进机翼形状克服波阻。气动阻力减小,发动机推力增大,飞行速度提高,这对飞机外形及各系统的功能又提出了更高的要求。当飞行速度到达500~600Km/小时,在飞机外表的局部区域将出现超音速气流,随飞行速度提高,超音速气流区逐渐扩大。当飞机相对气流速度超过音速时,飞机的扰动波来不及使前面的空气避让,致使飞机骤然与空气发生

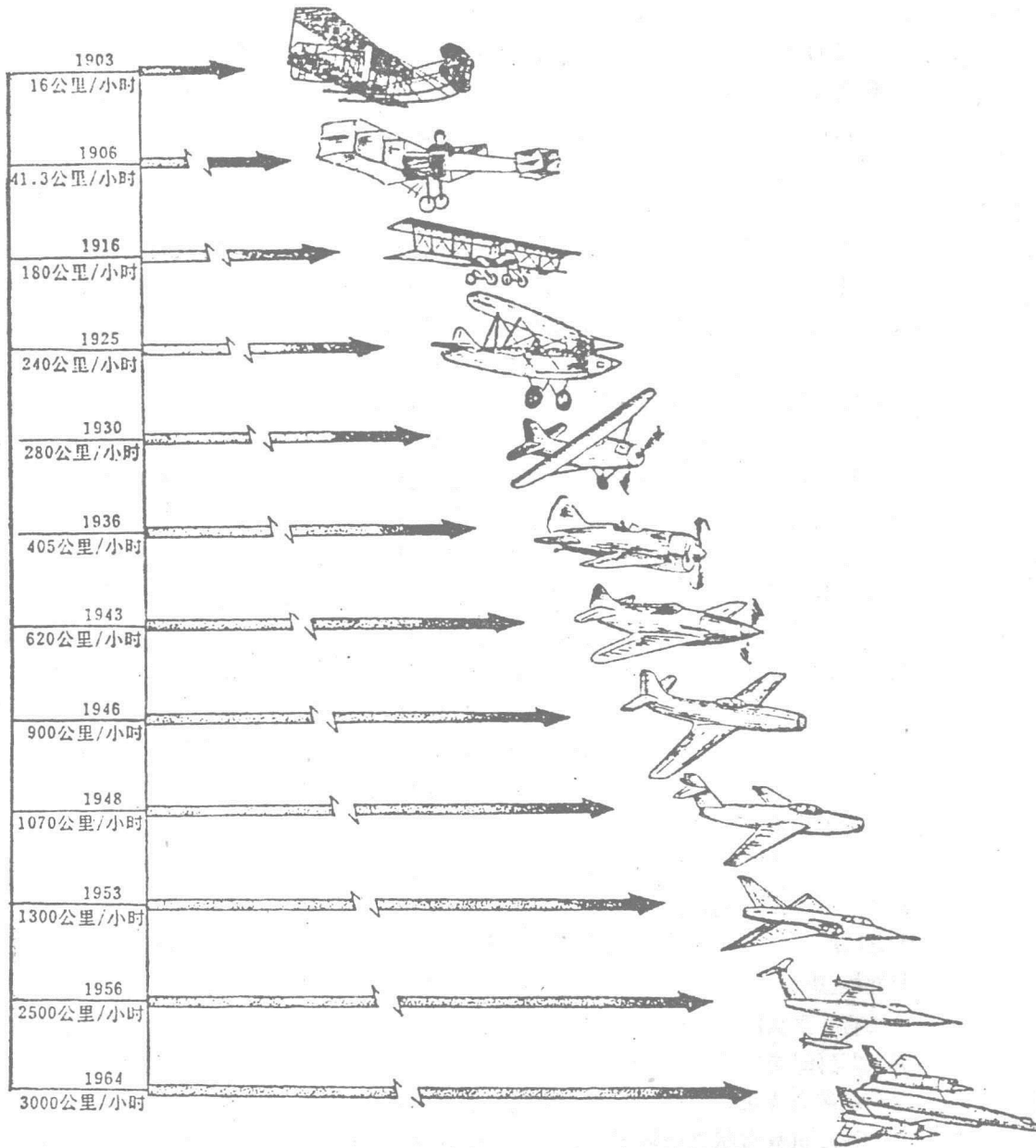
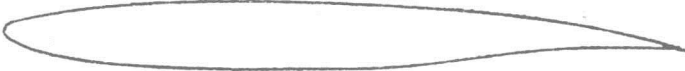


图 0—1 飞机气动外形随飞行速度的演变

剧烈碰撞,迎面空气遭到强烈压缩而成激波。稠密的激波空气因受到阻滞其流速急剧降低,飞机大部分动能转变成空气的热能,就和受到阻力一样使飞行速度降低。这种因激波产生而导致飞行速度降低的“特别阻力”称为波阻。根据计算,飞机在音速附近飞行时,波阻可能消耗发动机功率的四分之三;同时,由于局部激波后面的气压急剧升高,使机翼上、下压差减小,从而降低了机翼的升力,严重时导致激波失速。试验表明,激波的形成主要取决于机体的形状,对亚音速飞机则主要是机翼的外形。局部激波产生时的飞行速度称为临界飞行速度 $M_{\text{临}}$,提高 $M_{\text{临}}$ 则能提高飞行速度,这就需要延缓激波的产生。民航客机多数在亚音速区飞行,提高 $M_{\text{临}}$ 主要靠改变机翼剖面及平面形状。为此,采用最大厚度靠中部、比较扁平的高速翼剖面提高临界马赫数,使翼剖面从弓形、平凸形、双凸形发展到了对称形;后掠机翼与平直翼相比,能延缓激波的产生,有效提高 $M_{\text{临}}$,后掠角达 60° 时可提高 41% 左右。于是机翼平面形状由平直梯形翼发展成了后掠翼。为了提高大后掠翼的刚度,将其后缘连为一体则演变成了三角翼。目前的大型压音速客机主要采用后掠翼和一种新的超临界翼剖面形状(图 0—2)。超临界翼型具有良好的跨音速性能, $M_{\text{临}}$ 可达 0.9 以上,同时可提高巡航升阻比,在满足一定速度要求的前提下,还可减小机翼后掠角,增大展弦比和翼型相对厚度。

典型的超临界翼型



波音制的波音 767 翼型

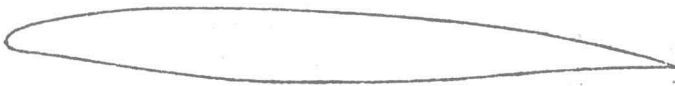


图 0—2 超临界翼剖面形状

飞行速度提高和外形改变,必须确保飞机的操纵性与稳定性。现代微电子技术大量用于飞机控制,不仅使飞机外形设计不再受稳定性与操纵性的局限,而且使飞行操纵从人工机械式发展到了计算机管理系统的自动控制。某客机飞行管理系统在各飞行阶段的作用如图 0—3,管理系统内的大容量计算机接收、处理有关信号,输出控制与显示信号,使飞机按计划航线飞行,确保飞机的经济性与安全性。

与此同时,飞机操纵也由机械、电力传动发展到了多通道的液压传动系统。飞机各工作系统随之进一步发展,使现代客机的性能指标提高到了一个新水平。目前国内外民航使用的几种大型客机主要性能及尺寸数据如下表。

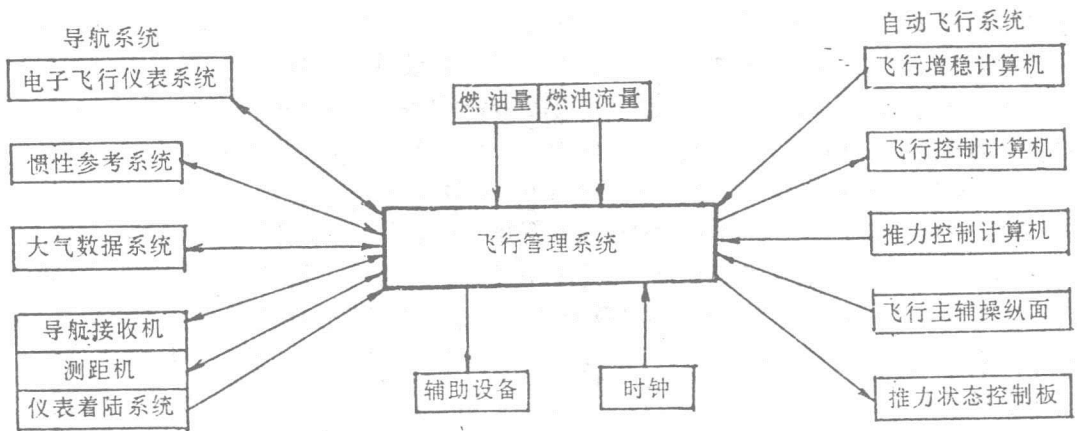


图 0—3 飞行管理系统与其它设备的互联

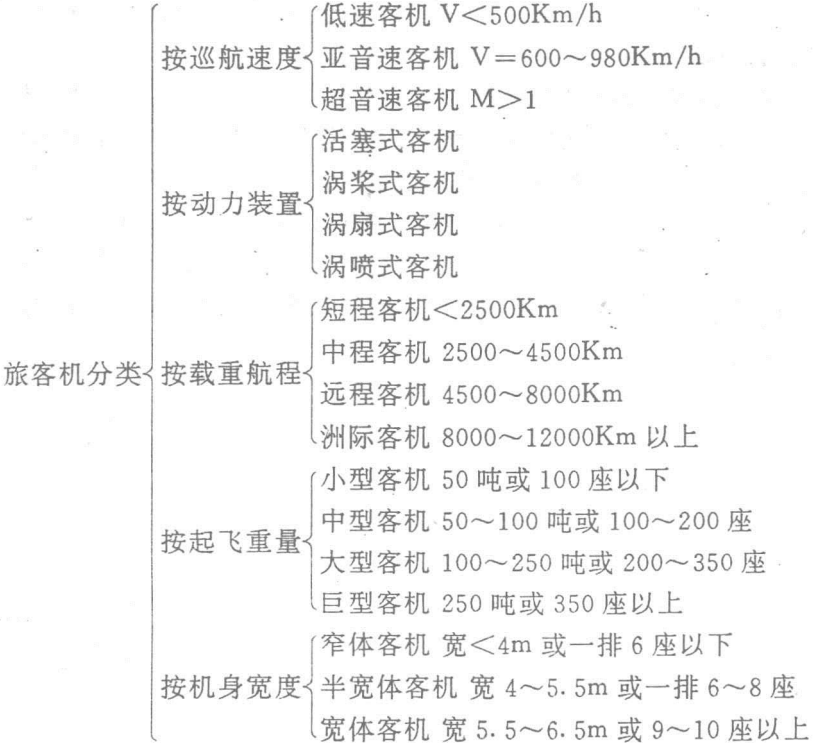
机型	机长(m)	机高(m)	翼展(m)	巡航速度(Km/h)	最大起飞重量(kg)	客座数	载重航程(Km)
A310—300	46.66	15.80	43.89	851	150000	~265	8450
A330	62.60	16.70	58.60	~900	208000	288~328	9172
A340	59.40	16.70	58.60	~900	249000	295~335	14800
伊尔—86	59.54	15.81	48.06	950	206000	~350	3600
图—204	45.00	13.88	42.00	850	93500	196	5300
DC—10	55.50	17.17	50.41	925	259450	280~380	7413
MD—11	61.17	17.70	50.40	945	275227	276~405	8895
波音 747—400	70.66	19.33	63.30	900~939	~377840	~550	12970
波音 767—300	54.94	15.85	47.57	898	159211	204~290	5150
波音—777	63.73	18.35	60.02	~960	263088	360~440	8200

二、旅客机的要求与分类

飞机的种类及用途虽然各异,但都有其基本要求与特殊要求。飞机基本要求应具有良

好的气动外形；足够的强度、刚度；最轻的重量；工艺性与经济性好；使用维护方便等。特殊要求一般针对飞机具体用途与功能而提出。对旅客机的要求可概括为安全、经济、舒适。现代客机从机体结构采用经济寿命/损伤容限设计到可靠性维护，确保结构承载能力和使用安全；从采用油耗低、噪音小、排污少的高性能涡轮风扇发动机到提高巡航 M 数、减小阻力的超临界翼型，使飞行速度达到 900Km/h 左右；从采用半宽机身与宽机身到座舱自动调温与程序增压控制，以及现代服务与娱乐设施，这些便成了现代客机的主要特点。如今第三代亚音速喷气客机遍布世界各地，促进了民航事业的蓬勃发展。

飞机一般按用途和性能分类。旅客机按其速度、动力、航程、重量、机身宽度等性能分类如下。



以上分类的界线征对目前客机发展水平而定。实际使用中常常综合飞机有关性能特点而划分。如波音 747—400 为洲际巨型高亚音速涡扇式宽体客机。Y7—100 则为小型短程低速涡桨式支线客机。

三、《飞机构造学》的基本内容

民用飞机一般都由机体、起落装置、飞行操纵系统、动力装置和机内设备等组成，主要功能如下。

机体——机身、机翼和尾翼。机身主要装载人员、货物与设备，连接机翼、尾翼、发动机等部件为一整体；机翼主要产生升力，储存燃料，安装发动机、起落架等；尾翼连同机翼操纵面主要保证飞机的安定性与操纵性。

起落装置——起落架与增升、减速装置。起落架主要功能是支持飞机停放,保证飞机在地面灵活运动,减小飞机着陆撞击与滑跑刹车减速;起飞着陆增升、减速装置包括前、后缘襟翼、前缘缝翼、减速板与发动机反推装置等,主要起缩短滑跑距离改善起飞着陆性能的作用。

动力装置——发动机、燃油系统与控制仪表等。作为飞机的动力主要将燃料的热能转变为机械能,产生拉力或推力,确保飞机的速度性能。

飞行操纵系统——主操纵与辅助操纵。其功能主要通过控制操纵面的偏转,产生的附加气动力形成转动力矩,改变或保持飞机的飞行姿态,保证飞机的横侧、方向、俯仰操纵性与稳定性。

飞机设备——航空仪表、电气、无线电、雷达、高空、安全设备,以及液压、防冰系统等。主要功能是保证飞机可靠控制与飞行安全。

民用运输机驾驶专业使用的《飞机构造学》主要介绍飞机机体、起落架、飞行操纵系统、液压传动系统、飞机燃油系统、座舱空调系统、防冰系统等部分的基本构造型式、组成、功能原理及一般使用方法。将带有共性的飞机构造学知识与现代民航客机的使用特点相结合,为民用运输机飞行学员在校掌握基本驾驶术,将来改装新机型奠定理论基础,培养基本素质。为此,本学科内容着重讲述飞机结构及系统的功能原理,旅客机构造特点,并突出与安全使用有关的问题。本教材可供民航管理、飞行、维护等方面人员学习参考。

第一章 飞机飞行载荷与强度概论

飞机飞行载荷是飞机在起飞、着陆和飞行中所受到的气动力、重力和地面反作用力,按其特点分为飞行载荷、地面载荷与座舱增压载荷。载荷的大小取决于飞机的重量、飞行性能、气动外形、起落装置减震特性、座舱增压及操纵情况等。在外载荷作用下,飞机的受力结构件要产生变形,当载荷超过结构的承载能力时则将发生破坏事故。飞机结构抵抗破坏的能力称为结构强度;飞机结构抵抗变形的能力则称为结构刚度。结构强度和刚度是结构承载能力的主要标志。飞机结构的承载能力是由强度设计规范决定的。

本章主要介绍飞机飞行中的载荷及其变化,飞机和部件的过载,飞机结构强度规范概念及使用限制。

§ 1—1 飞机飞行中的载荷

飞机飞行中的载荷有升力、重力、阻力和发动机的推力或拉力。升力 $Y = C_y \cdot \frac{1}{2} \rho V^2 \cdot S$, 主要由机翼产生;重力 G 包括飞机结构、装载与设备的重量;推力 R 或拉力 P 由发动机的功率决定;阻力 $x = C_x \cdot \frac{1}{2} \rho V^2 S$ 主要与飞机外形有关。升力、推力(拉力)、阻力又称为表面力,这些力在飞行状态改变或受到不稳定气流作用时都将发生变化。

一、飞机平飞时的载荷

平飞一般是指飞机等速直线水平飞行,这是运输机的主要巡航飞行状态。设平飞中飞机所受升力 Y 、重力 G 、推力(或拉力) P 、阻力 x 均通过飞机重心(图 1—1),平飞的受力条件则是:

$$\begin{cases} Y = G \\ P = x \end{cases}$$

由 $Y = C_y \cdot \frac{1}{2} \rho V^2 s$ 可知,飞行中改变飞行速度,升力则随之变化,高度将增加或降低。如果要保持原航线高度平飞,则要调节发动机动率,同时改变飞机俯仰姿态,这就出现了大速度小迎角与小速度大迎角两种平飞状态。两种平飞状态的升力大小虽然没改变,但由于迎角改变引起气动力分布发生了变化,致使作用于机翼的表面力改变。图 1—2 为双凸翼型或对称翼型的受力状态。小速度大迎角平飞时(a),机翼上蒙皮受吸力,下蒙皮受压力。大速度小迎角平飞时(b),机翼上、下蒙皮均受吸力,前缘受压,当蒙皮刚度不足,则将发生翼型鼓胀与前缘下陷,导致气动性能变坏。飞行中应严格控制平飞速度与飞机俯仰姿态。

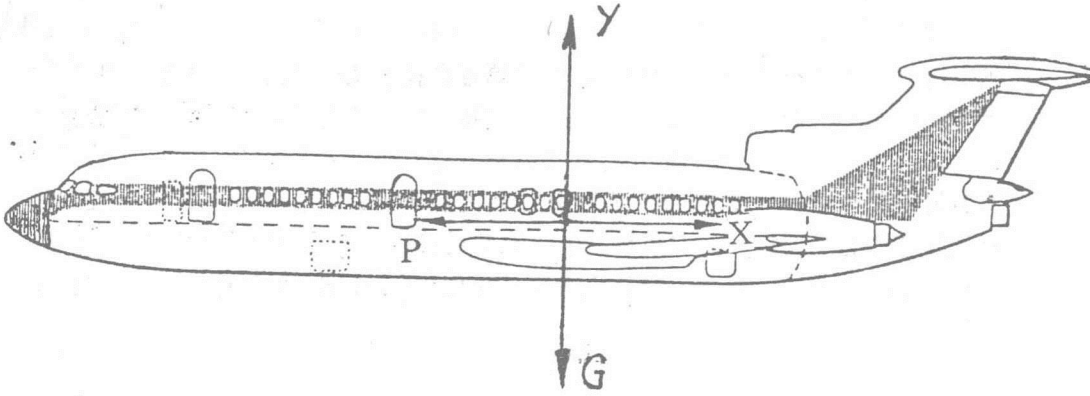


图 1—1 飞机平飞时的载荷

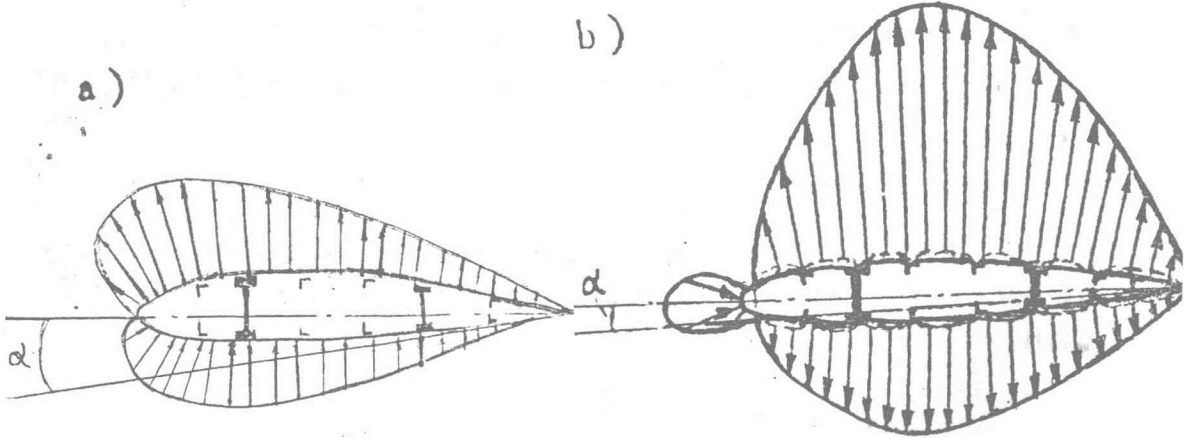


图 1—2 两种平飞状态的机翼蒙皮受力

二、飞机曲线飞行载荷

飞机作曲线飞行(或机动飞行)是指飞机速度大小和方向改变航迹为曲线的飞行。一般分为垂直平面和水平面内两种曲线飞行。曲线飞行中,飞机仍受升力、重力、推力和阻力的作用,但四力不再平衡。升力不仅要克服重力,而且要提供曲线飞行的向心力,其变化较大,下面重点讨论升力的变化。

(一)飞机在垂直平面内曲线飞行载荷 图 1-3 所示,飞机在垂直平面内作曲线飞行航迹上任一位置 a,其纵轴线与水平面夹角 θ 时,升力提供向心力为:

$$N_n = ma_n = \frac{GV^2}{gr}$$

升力克服重力为 $G\cos\theta$,则升力合为:

$$Y = G\cos\theta + \frac{GV^2}{gr}$$

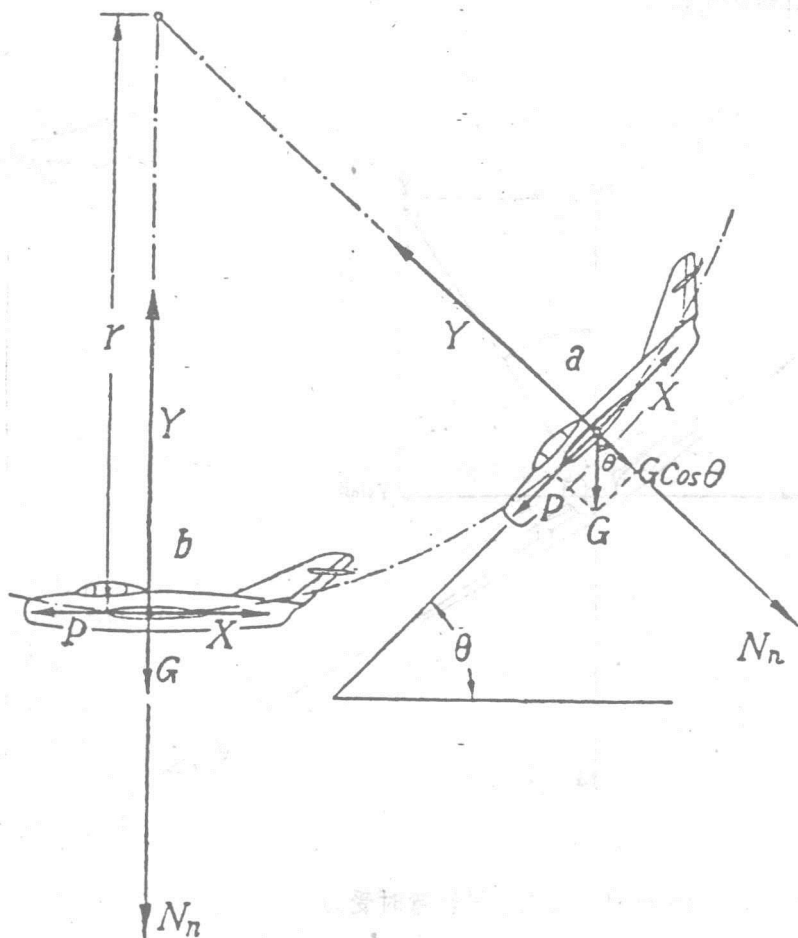


图 1-3 飞机在垂直平面内曲线飞行受力

由此得出:飞机在垂直平面内曲线飞行时,升力随航迹曲率半径 r 、飞行速度 V 及飞机重量 G 变化,往往比平飞时大的多;控制飞行速度及航迹半径可减小结构受力,同时限制推力与阻力的变化。

(二)飞机在水平面内曲线飞行载荷 民航运输机的曲线飞行主要是水平转弯,通常只做坡度 $\leq 30^\circ$ 的盘旋。如图 1-4 所示,飞机水平转弯时,升力的水平分量 $Y\sin\beta = N_n = \frac{GV^2}{gr}$ 提供向心力;升力的垂直分量 $Y\cos\beta = G$ 克服重力,升力为:

$$Y = \frac{G}{\cos\beta}$$

β 角为飞机水平转弯时过纵轴垂直平面的倾斜角,称之为坡度。

由此得出:飞机水平转弯时,升力随坡度增大而增大,控制坡度则可减小结构受力。

坡度由飞机机动性、发动机功率及机翼临界迎角限制。飞机升力大则坡度大,机动性好。升力大则要求发动机功率和机翼临界迎角大,飞行中决不能任意压大坡度转弯而导致失速,这是多次飞行事故的教训。对不允许作特技飞行的运输机,转弯坡度一般限制在 $25^{\circ}\sim 40^{\circ}$ 范围内,战斗机则可达 80° 。

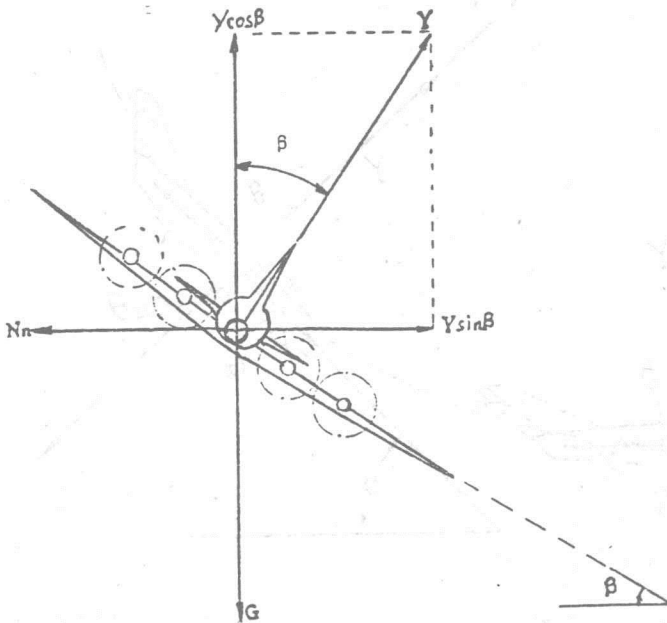


图 1—4 飞机水平转弯时受力

三、突风载荷

突风载荷是飞机在飞行中遇到不稳定气流作用时附加的气动力。突风就是方向、大小变化的不稳定气流,可分解为水平突风与垂直突风。

水平突风(逆风或顺风)只改变飞机相对气流的速度,使升力或阻力变化。由于水平突风速度比一般飞机的平飞速度小得多,产生的附加气动力不大,结构强度设计时不考虑,但在飞机起飞、着陆时,决不能忽视水平顺风产生负升力增量可能导致飞机下俯着地。

垂直突风不仅改变相对气流速度大小,而且改变其方向而影响迎角,故升力改变量

大。如图1—5所示，飞机平飞遇到风速为 u 的向上突风作用时，相对气流速度大小的及方

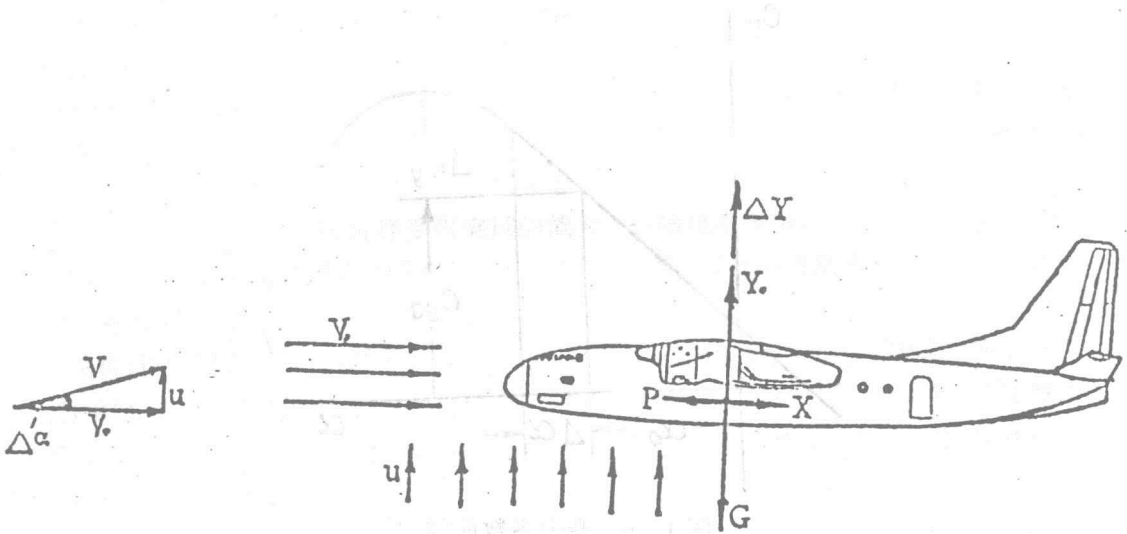


图1—5 飞机遇到垂直突风时的受载

向改变，迎角增加 $\Delta\alpha$ 。因 $u \ll V_0$ ， $\Delta\alpha$ 较小而表示为：

$$\Delta\alpha \approx \text{tg} \Delta\alpha = \frac{u}{V_0}$$

由计算得出，突风引起的速度大小变化导致升力的改变不大，迎角改变引起的升力增量则不能忽略。

飞机升力系数 C_y 随迎角 α 变化曲线如图1—6，在临界迎角范围内，直线段斜率 C_y' 基本不变。设飞机遇突风前迎角为 α_0 ，遇突风后则为 $\alpha_0 + \Delta\alpha$ ，升力系数增加量 ΔC_y 为：

$$\Delta C_y = \Delta\alpha \cdot C_y' = C_y' \cdot \frac{u}{V_0}$$

升力增量为：

$$\Delta Y = \Delta c_y \cdot \frac{1}{2} \rho V_0^2 S = \frac{1}{2} C_y' \rho u V_0 S$$

当飞机平飞遇垂直向下突风作用时，将产生负角增量，使平飞升力 y_0 减小 ΔY 。

由此得出：飞机平飞遇垂直突风时的升力变化为：

$$Y = Y_0 \pm \frac{1}{2} C_y' \rho u V_0 S$$

重直向上突风使飞机受力增大，垂直向下突风使飞机升力减小，附加升力与飞行速度、突风大小成正比。

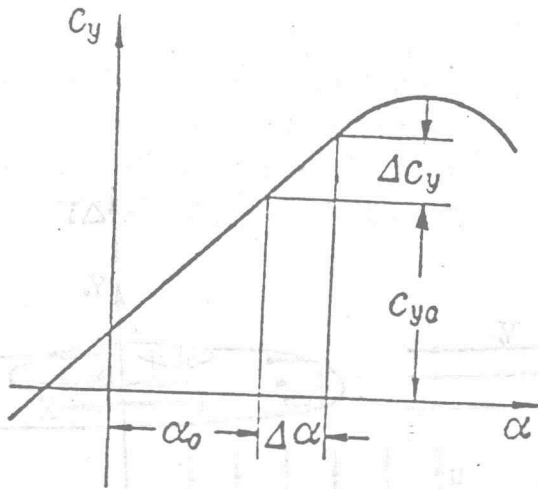


图 1—6 升力系数曲线

§ 1—2 飞机飞行中的过载

飞机飞行中所受载荷随飞行状态及不稳定气流的作用而变化。飞机结构强度设计需要依据载荷大小及其变化量,为此将基本不变的飞机重力与平飞载荷、曲线飞行载荷、突风载荷相比较,得出飞机飞行中的载荷变化程度。

一、飞机过载

(一)飞机过载及大小 飞机飞行中变化最大的载荷是升力。因此,通常说的飞机过载就是飞机在某飞行状态的升力与重力的比值,表示为:

$$n = Y/G$$

由此可得出飞机飞行中的主要过载值大小。

飞机平飞过载: $n=1$ (平飞时升力 $Y_0=G$)

飞机在垂直平面内曲线飞行过载: $n = \cos\theta + \frac{V_0^2}{gr}$

飞机在水平面内曲线飞行过载: $n = 1/\cos\beta$

飞机平飞遇垂直突风过载: $n = 1 \pm \frac{1}{2} C_y \rho u V_0 S / G$

(二)飞机过载值的范围 飞机过载值的正负与升力一致,升力向上为正则过载为正,升力向下为负则过载为负。由上面分析可得出,飞机过载可等于1,也可大于或小于1;飞机过载值可为正也可为负,还可为0。飞机曲线飞行过载往往大于1;当飞行员柔和顶杆使飞机由平飞进入下滑时,升力略小于重力,则过载小于1;飞机平飞遇垂直突风时,过载可大于1也可小于1;飞机无升力迎角俯冲时,升力为0过载也为0;飞机翻跟斗时,升力为负过载为负。