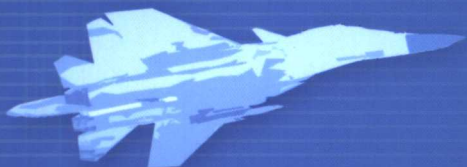


高等学校通用教材

飞机结构强度

管 德 邴正能 编著



FEIJI JIEGOU QIANGDU

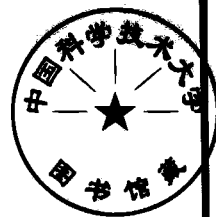


北京航空航天大学出版社

高等学校通用教材

飞机结构强度

管 德 邴正能 编著



北京航空航天大学出版社

内 容 简 介

本书内容力求为精炼、先进。注重阐述飞机结构强度、刚度和气动弹性力学的基本概念、原理和方法,反映航空技术发展的新成果。本书共4章。第1章介绍飞机上的外载荷、各种强度设计情况、过载和安全系数,疲劳载荷和随机载荷谱。第2章介绍飞机机翼、机身和起落架这三个主要部件的构造形式,承力特点、结构受力平衡和力的传递;并有专节介绍新型复合材料结构形式和承力特点。第3章简要介绍结构强度计算的演变情况和目前需要研究的问题;重点介绍结构静强度、疲劳和损伤容限计算的原理和方法。第4章重点介绍气动弹性力学的研究领域,飞机设计中需要考虑的气动弹性问题以及处理这些问题的思路、方法和经验。本书可为不是从事飞机结构强度和刚度专业的航空技术人员、研究人员和管理人员提供基本的知识,以便他们分析和处理相关的问题。

图书在版编目(CIP)数据

飞机结构强度/管德编著. —北京:北京航空航天大学出版社,2005.9

ISBN 7-81077-627-4

I. 飞… II. 管… III. 飞机—结构强度—设计
IV. V22

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2005)第 069454 号

飞机结构强度

管 德 邴正能 编著

责任编辑 胡 敏

*

北京航空航天大学出版社出版发行

北京市海淀区学院路 37 号(100083) 发行部电话:010-82317024 传真:010-82328026

<http://www.buaapress.com.cn> E-mail: bhpresse@263.net

北京市松源印刷有限公司印装 各地书店经销

*

开本:787×960 1/16 印张:11.25 字数:252 千字

2005 年 9 月第 1 版 2005 年 9 月第 1 次印刷 印数:2 000 册

ISBN 7-81077-627-4

定价:15.00 元

前言

飞机结构设计必须满足强度和刚度要求。满足强度要求指的是在飞机各种使用情况的外载荷作用下,飞机结构能够符合安全规定。满足刚度要求指的是飞机结构的刚度能够保证在使用范围里不出现气动弹性不稳定,而且变形符合要求。

为了既使飞机的结构满足强度和刚度要求,又使飞机的结构质量合理,就要求对飞机结构进行强度和刚度的计算和试验;而使飞机结构的刚度要求合理,就必须进行气动弹性计算和试验。

飞机结构的强度和刚度计算,以结构力学、弹性力学、塑性力学、钣金理论、疲劳和断裂力学为理论基础。飞机的气动弹性分析,则涉及定常和非定常空气动力学、结构静、动力学和控制理论。

本书内容力求精炼、先进,注重阐述飞机结构强度、刚度和气动弹性力学的基本概念、原理和方法,反映航空技术发展的新成果。为非从事飞机结构强度和刚度专业的航空技术人员、研究人员和管理人员提供基本的知识,以便他们分析和处理相关的问题。

本书共4章。第1章介绍飞机上的外载荷、各种强度设计情况、过载和安全系数、疲劳载荷和随机载荷谱。第2章介绍飞机机翼、机身和起落架这三个主要部件的构造形式、承力特点、结构受力平衡和力的传递,并有专节介绍新型复合材料结构形式和承力特点。第3章简要介绍结构强度计算的演变情况和目前需要研究的问题;重点介绍结构静强度、疲劳和损伤容限计算的原理和方法。第4章简要介绍气动弹性力学的研究领域,静气动弹性问题,非定常空气动力计算,动气动弹性问题,以及飞机设计中需要进行的气动弹性试验的基本原理和方法。

在本书的编写过程中,参考了很多国内外文献资料和兄弟院校的有关教材。出版时,得到了国防科学技术工业委员会和北京航空航天大学研究生院的大力支持和资助,在此表示诚挚的感谢。

本书第1、2、3章由邴正能编写,第4章由管德撰写。本书的不妥之处或错误,敬请读者指正。

编者

2005年4月

目 录

第 1 章 飞机的外载荷	1
1.1 作用在飞机上的外力和过载	1
1.2 典型飞行情况和机动过载	2
1.3 过载系数	4
1.4 飞机对称机动飞行包线和相应参数确定	10
1.5 飞机在起飞降落过程中的载荷	15
1.6 安全系数和设计载荷	16
1.7 飞机疲劳载荷谱	18
思考题	25
第 2 章 飞机结构基本传力系统	26
2.1 机翼结构分析	30
2.2 机身结构分析	60
2.3 起落装置主要承力结构	71
2.4 飞机复合材料结构分析	79
思考题	95
第 3 章 飞机强度计算方法	96
3.1 概 论	96
3.2 飞机结构静强度计算	100
3.3 飞机结构疲劳强度计算	118
3.4 飞机结构损伤容限分析	128
思考题	143
第 4 章 飞机气动弹性力学	144
4.1 气动弹性力学的任务和内容	144
4.2 气动弹性力学和多专业优化	145
4.3 静气动弹性问题	145

4.4 非定常空气动力	148
4.5 颤振概述	150
4.6 耦合颤振	152
4.7 单自由度颤振	160
4.8 动气动弹性响应问题	162
4.9 气动伺服弹性分析	164
4.10 气动弹性试验	166
思考题	171
参考文献	172

第 1 章 飞机的外载荷

飞机在飞行过程中受到各种载荷的作用。其中,影响飞机结构强度的载荷主要是飞行中的空气动力、发动机推力、质量力以及着陆时的地面冲击力。同时,其他一些局部的(如增压座舱中增压载荷)、次要的(如在运输和维护中引起载荷)载荷,在设计中也应考虑。本章主要介绍飞机在飞行中的外载荷。

1.1 作用在飞机上的外力和过载

1.1.1 飞行中作用于飞机上的外力

飞行中的载荷按性质分为空气动力、发动机推力和质量力。质量力为与飞机及其部段的质量有关的力,即通常称为重力 mg (g 为重力加速度)以及由法向加速度 a_n 和切向加速度 a_t 决定的惯性力 ma_n 和 ma_t 。质量力是与质量 m 成正比例并按结构整个体积分布的。与质量无关的外力,即空气动力 D 、 L 、 C ,发动机推力 F ,地面反力 F_m 和飞机各部分的相互作用力 R_i 等。图 1-1 将飞机在飞行中所有受到的力用速度坐标系 $Ox_a y_a$ 示出, Oy_a 垂直速度 v , Ox_a 平行于 v (D 、 L 、 C 为空气动力在速度坐标系中分量)。

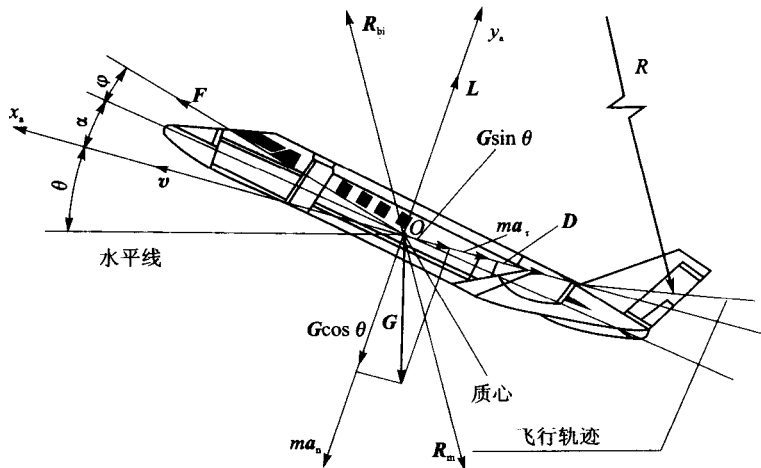


图 1-1 在垂直面内曲线飞行中作用于飞机上的力

将与质量无关力的合力用 R_{bi} 表示,而质量力用其合力 R_m 表示。根据达朗伯原理 (d'Alembert Principle),在这些力的作用下,在飞机质心处合力平衡:

$$R_{bi} = R_m \quad (1-1)$$

1.1.2 过载的概念

作用于飞机或部件上载荷的程度可用无量纲的过载值 n 表示,过载 n 可理解为合力 R_{bi} 与飞机重力 G 之比

$$n = \frac{R_{bi}}{G} \quad (1-2)$$

过载 n 是矢量,在一般情况下它的方向与速度坐标系各轴不一致。 n 在坐标轴上的投影用 n_x, n_y, n_z 表示。

$$n = \sqrt{n_y^2 + n_x^2 + n_z^2} \quad (1-3)$$

式中, n ——飞机质心的总过载;

n_x ——切向(纵向)过载;

n_y ——法向过载;

n_z ——侧向过载。

1.2 典型飞行情况和机动过载

1.2.1 在垂直面内曲线飞行

图 1-1 表示飞机在垂直平面内作曲线飞行。飞机在飞行过程中,经常需要作曲线飞行,这样的飞行称作“机动飞行”。由图 1-1 可得飞机运动方程

$$\begin{aligned} F \cos(\alpha + \varphi) - D &= G \sin \theta + ma_\tau \\ L + F \sin(\alpha + \varphi) &= G \cos \theta + ma_n \end{aligned} \quad (1-4)$$

$$\begin{aligned} a_\tau &= \frac{dv}{dt} \\ a_n &= \frac{v^2}{R} \end{aligned} \quad (1-5)$$

式中, α ——迎角;

φ ——发动机推力 F 和飞机轴线夹角;

θ ——航迹角,即飞机质心处的速度矢量与水平线之间的夹角;

a_τ 和 a_n ——分别为飞机质心处切向和法向加速度;

v ——飞机的飞行速度;

R ——飞机运动轨迹的曲率半径。

将式(1-4)分别除以 G , 得过载在坐标轴上分量

$$\left. \begin{aligned} n_x &= \frac{F \cos(\alpha + \varphi) - D}{G} = \sin \theta + \frac{1}{g} \frac{dv}{dt} \\ n_y &= \frac{L + F \sin(\alpha + \varphi)}{G} = \cos \theta + \frac{1}{g} \frac{v^2}{R} \end{aligned} \right\} \quad (1-6)$$

当 α 和 φ 角很小且有侧向力 C 时, 过载沿各主轴分量分别为

$$\left. \begin{aligned} n_x &= \frac{(F - D)}{G} \\ n_y &= \frac{L}{G} \\ n_z &= \frac{C}{G} \end{aligned} \right\} \quad (1-7)$$

通过已知作用于飞机上的力, 或通过运动参数 v, R, θ , 利用式(1-6)和式(1-7)可求得 n_x, n_y, n_z 。过载 n_x 决定了沿轨迹方向的加速度值 a_x , 最大值不超过飞机的推重比 F/G 。过载 n_x 也可能为负值, 如减小推力或打开减速板。过载 n_y 决定飞机的机动性, n_y 愈大, 法向加速度 a_n 就愈大; 当飞机速度一定时, 曲率半径 R 愈小, 则飞机的机动性愈好。另一方面可知, n_y 愈大, 作用在飞机上升力 L 也愈大。大多数情况航空结构的强度和刚度由升力值 $L = n_y G$ 确定, 或者当 G 一定时由 n_y 来确定。因此, n_y 关系到结构质量和飞机机动性, 并且 n_y 值均大于 n_x 和 n_z , 故通常所说的过载 n 往往是指 n_y , 而省略下标 y 。

当飞行轨迹到下点, $\theta = 0$ 时, 由式(1-6)可知, 对于 v 和 R 的最大过载值 $n_{y\max}$ 为

$$n_{y\max} = 1 + \frac{v^2}{gR} \quad (1-8)$$

1.2.2 在水平面内的曲线飞行

水平面内的曲线飞行一般靠飞机倾斜 γ 角, 由升力 L 的水平分量 $L \sin \gamma$ 使轨迹改变。在无侧滑 ($C=0$)、高度不变, 以恒定速度 ($F=D$) 正常盘旋时, n_z 和 n_x 将等于零。从 $L \cos \gamma = G$ 和 $n_y = L/G$ 条件得到

$$n_y = \frac{1}{\cos \gamma} \quad (1-9)$$

盘旋时的离心力 mv^2/R_h 与升力的分量 $L \sin \gamma$ 平衡, R_h 为盘旋半径。由此可得到

$$R_h = \frac{v^2}{g \sqrt{n_y^2 - 1}} \quad (1-10)$$

盘旋的过载 n_y 越大, 在 v 为常数时, R_h 值越小, 转弯角速度 $\omega = v/R_h$ 值就越高, 亦即飞机的机动性也就越高。

盘旋时水平方向的过载 n_h 为

$$n_h = n_y \sin \gamma = \frac{(L \sin \gamma)}{G} \quad (1-11)$$

等速水平盘旋是飞机主要机动飞行之一,如图1-2所示。当飞行速度增大时,如作小半径盘旋,则需要用大迎角飞行以产生大的升力,从而产生较大的升力的水平分量 $L \sin \gamma$ 与盘旋所产生的离心惯性力平衡,很明显需要大的倾斜角,此时将产生相当大的过载;同时,升力增加引起阻力增加,故需要增大推力。

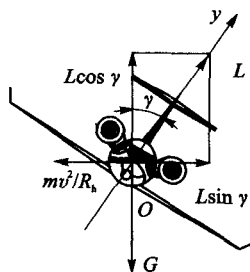


图 1-2 等速水平盘旋

1.2.3 平直飞行情况

飞机作水平直线等速飞行情况如图1-3所示。飞机上所受载荷处于静平衡状态,飞机无任何方向的加速度,此时外载荷特点是:

$$\left. \begin{array}{l} \text{升力等于重力} \\ \text{推力等于阻力} \\ \text{过载} \end{array} \right\} \begin{array}{l} L = G = mg \\ F = D \\ n_y = 1 \end{array} \quad (1-12)$$

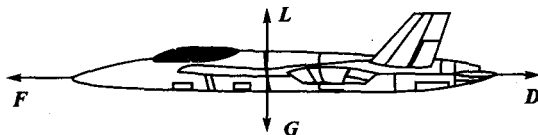


图 1-3 定常水平飞行

1.3 过载系数

在1.1.2节中所定义的过载 n 又称为过载系数,即飞机所受质量力之外的外力总和与飞机重力之比。过载系数是飞机设计中一个重要参数, n 愈大,飞机机动性好;但过载系数 n 增加,空气动力载荷增加,结构质量随之增加,从而导致机动性降低。飞机设计时应合理选取最大过载值。

1.3.1 最大使用过载的确定

一般定义在飞行中可能遇到的最大过载为最大使用过载。

1. 理论上的过载最大值

由过载定义可知,当飞行某一瞬时 G 不变,最大过载值 $n_{y\max}$ 在理论上可由 $L_{\max}$ 值确定:

$$n_{y\max} = \frac{L_{\max}}{G} = C_{L\max} \frac{\rho v^2}{2} \frac{1}{G/S} = \frac{C_{L\max} q}{p}$$

式中, $p=G/S$ ——翼载, 为飞机总体设计时确定的飞机主要参数之一;

$q=\rho v^2/2$ ——速压。

如果飞机以最大速压 $q_{\max}$ 飞行时, 突然改变迎角使升力系数达到最大值 $C_{L\max}$, 此时理论上的 $n_{y\max}$ 为

$$n_{y\max} = \frac{C_{L\max} q_{\max}}{p} \quad (1-13)$$

如某战斗机 $p=371 \text{ kg/m}^2$, 在 $H=12\,200 \text{ m}$ 时最大平飞速度为 $2\,120 \text{ km/h}$, $C_{L\max}$ 为 1.2 , 由式 (1-13) 得 $n_{y\max}$ 为 17.71 。又如, 分析一个飞机从稳定垂直俯冲退出, 稳定(等速)垂直俯冲时迎面阻力等于飞机的重力, 即

$$G = C_D q_{\max} S$$

式中, C_D ——全机阻力系数, 则

$$n_{y\max} = \frac{L_{\max}}{G} = \frac{C_{L\max} q_{\max} S}{C_D q_{\max} S} = \frac{C_{L\max}}{C_D}$$

$C_{L\max}$ 一般为 1.2 ; C_D 在 $0.017 \sim 0.023$ 之间, 假如取 C_D 为 0.02 , 则稳定俯冲时一瞬间退出俯冲的理论最大过载达 60 。实际应用中, 使用最大过载受多方面因素限制不可能达到这么大的数。

2. 限制最大使用过载的因素

首先, 飞机在以最大速度飞行时, 升力不可能瞬时达到最大值 $C_{L\max}$, C_L 增加的过程中阻力也增加, 因而沿航迹的速度降低。这是由于飞机本身稳定性和惯性以及操纵效率的限制。

在低速飞行时, $C_{L\max}$ 受到气流分离条件的限制。在超声速飞行时, $C_{L\max}$ 还受到飞机平衡条件的限制。如不考虑 C_L 增加过程中速度的变化, $n_{\max} = f(Ma)$ 曲线如图 1-4 所示。由图 1-4 可知, 过载 $n_{\max}$ 随飞行速度增大而急剧增加, 随飞行高度增加而减小。

对于载人飞机, 人员生理是限制最大过载 $n_{\max}$ 的最主要因素之一。人已习惯于在地球引力场内活动, 如果受到较大的过载, 会使人的各部分重力发生变化, 从而形成生理病态。如过载 $n=2 \sim 3$ 时, 人会感觉不舒服, 心率过快、头晕和恶心等; 当 $n=5 \sim 6$ 时, 会产生眼发黑及昏迷等。人体受过载的能力与下列因素有关:

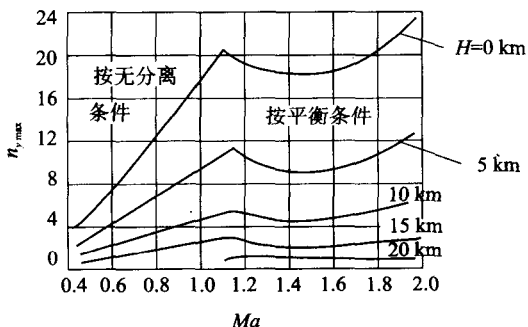


图 1-4 过载 $n_{\max}$ 随 Ma 数变化曲线

① 人体受过载大小有方向性,过载从前胸到后背,或从后背到前胸,所能忍受过载能力最强,短时间可承受过载到十几。从头到脚可承受过载 7~10,但从脚到头只能承受过载 3,如图 1-5 所示。为了提高机上人员承受过载的能力,出现了抗过载服与高过载舱。

② 过载时间长短,如图 1-5 所示。

③ 过载增加的速度。

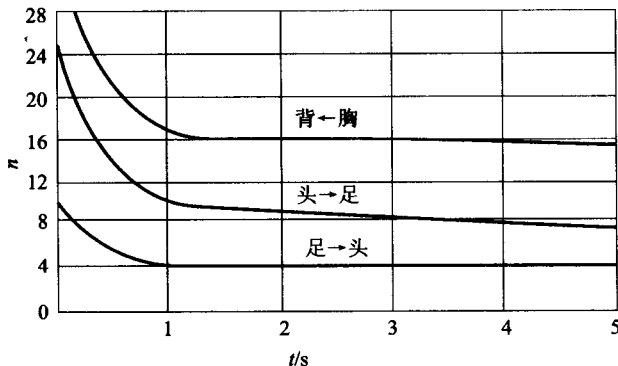


图 1-5 人员所能承受的过载值

3. 最大使用过载 $n_{sy \max}$ 的确定

飞机的过载系数是最重要的原始参数之一,是表征飞机机动性的重要参数。过载值的大小应根据飞机的用途确定。各国的强度规范都是根据本国的实际情况,对飞机进行分类。一般根据飞机的不同任务或不同战术技术要求以及最大使用过载的范围将飞机分成三类:

- 第一类飞机——可以完成全部特技飞行的飞机,故称全特技类。其最大使用过载 $n_{sy \max} \geq 6$,如歼击机和强击机等。
- 第二类飞机——可以完成部分特技飞行的飞机,故称半特技类。其最大使用过载 $n_{sy \max} = 4 \sim 6$,如战术轰炸机和多用途飞机等。
- 第三类飞机——不能作特技飞行的飞机,也称非特技类。其最大使用过载 $n_{sy \max} = 2.5 \sim 4$,如战略轰炸机和运输机等。

我国军用飞机强度规范中规定,对于全特技类飞机最大使用过载应按战术技术要求来确定;对于二、三类飞机的最大使用过载可按规范中给出的公式计算。在强度规范中相应规定,最小使用过载 $n_{sy \min}$ 应根据战术技术要求来确定,一般取 $n_{sy \min} > -0.5n_{sy \max}$ 。

1.3.2 考虑飞机转动时的过载

以上分析是将飞机作为质点分析,但实际上,飞机是有一定尺寸的物体。飞机在空中飞行时通常既有平移运动,又有绕质心的三个坐标轴方向的转动。若飞机在对称面内作曲线运动,

平尾上载荷使飞机产生绕 z 轴转动的角速度 ω_z 和角加速度 ϵ_z , 那么距质心 x 处(如图 1-6 所示), 除受质心的过载 n_{x0} 和 n_{y0} 外, 由于相对转动产生加速度 Δa_x 和 Δa_y 而引起的过载 Δn_x 和 Δn_y 为

$$\begin{aligned}\Delta n_x &= \pm \frac{\Delta a_x}{g} \\ \Delta a_x &= \frac{v^2}{x} = \omega_z^2 x \\ \Delta n_y &= \pm \frac{\Delta a_y}{g} \\ \Delta a_y &= \epsilon_z x \\ \left. \begin{aligned} n_x &= n_{x0} \pm \frac{\omega_z^2 x}{g} \\ n_y &= n_{y0} \pm \frac{\epsilon_z x}{g} \end{aligned} \right\} \quad (1-14)\end{aligned}$$

如果 Δn_x 和 Δn_y 的方向与 n_{x0} 和 n_{y0} 相同, 则符号为“+”; 如果指向反方向, 则符号为“-”。

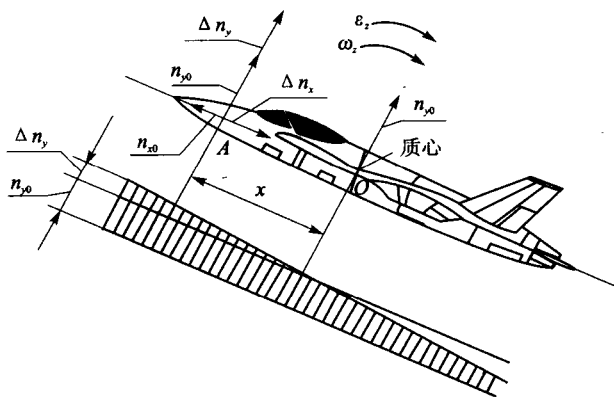


图 1-6 与飞机质心不重合的各点上的过载

1.3.3 大气紊流引起颠簸过载(突风过载)

空气中气流是不平静的, 气团移动会引起水平突风和垂直突风, 其强度 v_w 能达到 $15 \sim 20$ m/s。突风可能是单突风, 也可能是大的同一频率的循环突风。当飞机遇到突风时会感到颠簸, 因而承受很大的过载, 即颠簸过载(或突风过载)。计算突风载荷可采用离散阵风分析方法和连续紊流分析方法(动态离散阵风法)。

离散阵风分析方法是把大气扰动理想化为具有一定形状、一定梯度距离以及一定强度的单个孤立突风, 其强度一般用当量突风速度表示。将飞机视为刚体, 求出附加过载的峰值。此

法对低速小型飞机较合适。

连续紊流分析方法是使用频谱法把大气的紊流循环处理成连续随机过程。紊流功率谱在频率域内表示为扰动函数,要求用动态分析方法确定柔性结构的响应,并建立两种设计准则,即任务分析准则和设计包线准则。对飞机进行结构受载分析时,应同时采用这两种设计准则,并取其最大值进行结构强度计算。此方法对薄翼型、高速或大型飞机合适。下面以离散阵风分析法为例介绍突风载荷。

1. 垂直突风

垂直突风是各种方向突风中最严重情况。当飞机处于直线水平无侧滑飞行时,遭遇到一个确定形状和强度的孤立垂直突风 v_w , 飞机与气流相对速度的方向和大小均发生变化。由于飞行速度 $v > v_w$, 可认为飞机仍以 v 速度相对空气运动, 只增加机翼迎角 $\Delta\alpha$, $\Delta\alpha = v_w/v$ (如图 1-7 所示), 则升力增量 ΔL 为

$$\Delta L = KC_{L\alpha} \Delta\alpha S \cdot \frac{1}{2} \rho_h v^2 = KC_{L\alpha} \frac{\rho_h v v_w}{2} S \quad (1-15)$$

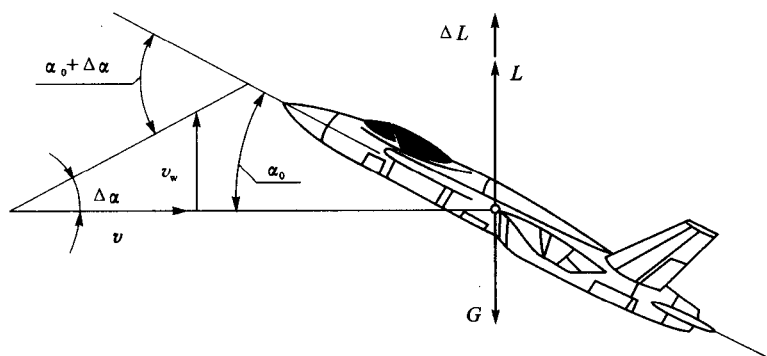


图 1-7 在垂直突风速度为 v_w 的不稳定气流中飞行时迎角的变化

突风过载 n_y (以当量速度 v_{dl} 表示) 为

$$n_y = 1 \pm \frac{KC_{L\alpha} \rho_0 v_{dl} v_w}{2p} \quad (1-16)$$

式中, $C_{L\alpha}$ ——升力系数的斜率;

$\Delta\alpha$ ——迎角增量;

v_{dl} ——当量速度;

p ——翼载, $p = G/S$;

ρ_0 ——海平面空气密度;

K ——离散突风减缓系数, 是飞机质量参数 μ_g 的函数, 其值可由下式求得

亚声速:

$$K = \frac{0.88 \mu_g}{5.3 + \mu_g} \quad (1-17)$$

超声速:

$$K = \frac{\mu_g^{1.03}}{6.95 + \mu_g^{1.03}} \quad (1-18)$$

$$\mu_g = \frac{2G/S}{gC_{la}\rho_h c_G} \quad (1-19)$$

式中, g ——重力加速度;

c_G ——机翼平均几何弦长;

ρ_h ——所在高度 H 的空气密度。

垂直突风在水平尾翼上也将引起相当大的突风载荷。对于非机动类飞机,有时会超过机动载荷。考虑机翼下洗对尾翼的影响,引入尾翼处稳定下洗效应 $(1 - d\epsilon/d\alpha)$, 故水平尾翼的突风载荷增量 ΔL_{pw} 为

$$\Delta L_{pw} = \frac{1}{2} C_{L_{pw}} \rho_0 S_{pw} v_{dl} v_{w,dl} \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha}\right) K_{pw} \quad (1-20)$$

式中, $C_{L_{pw}}$ ——水平尾翼升力系数 $C_{L_{pw}}$ 的斜率;

S_{pw} ——水平尾翼面积;

$v_{w,dl}$ ——当量突风速度;

K_{pw} ——水平尾翼的突风减缓系数;

$d\epsilon/d\alpha$ ——平尾的下洗角导数。

由上述公式可看出,突风引起过载和平尾上载荷与突风速度以及飞行当量速度成正比。当驾驶员发现前方有较大突风时,则降低飞行速度,从而降低突风载荷。有时垂直突风虽然小于 20 m/s,而突风会引起机翼随时间的变形以及加速度和惯性力的变化;此时,由于弹性力和惯性力相互作用的结果将出现振动。当外部载荷的频率与结构固有振动频率重合时会出现非常不利的情况。循环载荷能引起重型飞机较大过载,翼尖的过载可能超过 7。

2. 水平突风

飞机以速度 v 水平飞行时,在某一瞬间迎面而来的水平突风 u , 升力便有一个增量,其总升力为

$$L = C_L \cdot S \cdot \frac{1}{2} \rho_h (v + u)^2 \quad (1-21)$$

相应的过载

$$n_v = \frac{L}{G} = \frac{(v + u)^2}{v^2} \approx 1 + \frac{2u}{v} \quad (1-22)$$

水平突风即使非常强烈, u/v 也不会超过 0.15。因此, 水平突风的过载增量不大, 总过载不会大于 1.3~1.5, 对强度的影响很小, 可以不考虑。

1.4 飞机对称机动飞行包线和相应参数确定

1.4.1 主要参数确定

由过载系数定义可得到 $n=L/G=qSC_L/G$, 因此过载系数 n 、速压 q 和飞机重力 G 决定了作用在飞机上的外载荷。下面讨论 q 和 G 的确定。

1. 外载荷计算中飞机重力 G 的确定

在飞机使用过程中飞机的质量是变化的。在计算外载荷时, 如果 G 取得较大, 则偏于安全, 但结构质量增加, 性能下降; 反之, 则偏于不安全。因此, 强度规范中根据各受载情况规定了下列设计质量。

(1) 基本飞行设计质量 m_{if}

基本飞行设计质量, 即前几节讨论中所指的飞机质量, 它和最大使用过载系数值是飞机外载荷计算、结构设计和强度计算的重要参数。它基本上确定了一架飞机的强度水平。如果基本飞行设计质量取大了, 会影响飞机性能; 反之, 会影响飞机的安全。强度规范中对 m_{if} 进行了如下规定:

① 对于歼击机、强击机和歼击教练机, 应根据空机质量、乘员、滑油、氧气质量、按战术技术要求携带的基本武器质量以及 50% 的机内燃油质量 (不含超载燃油) 之和确定; 或者根据战术技术要求确定。因为战斗机在训练飞行和与敌机格斗时才作最大使用过载的机动飞行, 此时应已爬到一定的作战高度并进到作战区域, 且机内燃油已消耗约 50%。

② 对于其他类飞机, 应根据带有基本有效载重质量, 减去暖机、滑跑以及爬升所消耗燃油质量确定, 或根据战术 (使用) 技术要求确定。

(2) 最小飞行质量 $m_{\min}$

不能作机动飞行的飞机, 应规定最小飞行质量。因为飞机的质量轻, 阵风会使飞机产生较大的过载, 这时气动力和惯性载荷综合结果可能是飞机的严重设计状态。故规范中对最小飞行质量作如下规定, 即最小飞行质量 $m_{\min}$ 为飞机空机质量、机内有用及无用燃油质量的 5% (或按有关规定的燃油储备)、与燃油相应的滑油和最少乘员质量之和。

(3) 最大设计质量 $m_{\max}$

最大设计质量是飞机携带最大机内、外装载, 而不扣除暖机、滑跑和爬升时燃油的质量。该项质量主要用于计算地面滑行、起飞和飞行载荷, 以及防止颤振和振动计算时采用。

(4) 着陆设计质量 m_{dl}

不同类型飞机的着陆设计质量有所差别,即不同类型飞机扣除 25%~60% 的机内燃油。着陆设计质量为不计外挂装载和机外燃油以及扣除一定百分比机内燃油后质量。计算着陆载荷时应采用着陆设计质量。

2. 最大平飞速度和极限速度的确定

影响载荷大小的主要参数之一是速压 q ,速压相同时,各个高度的速度 v 将不同。故在强度计算中,将各个高度上飞行速度 v_h 以速压相同的条件折算到海平面速度 v_{dl} (v_{dl} 称为当量空速),即

$$v_{dl} = v_h \sqrt{\frac{\rho_h}{\rho_0}} = v_h \sqrt{\Delta_h} \quad (1-23)$$

式中, ρ_h —— 高度 H 的空气密度;

ρ_0 —— 海平面空气密度;

Δ_h —— 相对密度。

在强度计算中采用当量空速 v_{dl} 比较方便。因此,机动飞行包线和阵风载荷计算均采用当量空速。

(1) 最大平飞速度 v_{max}

飞机在基本飞行设计质量和飞机正常飞行的外形(起落架和襟翼收上,炸弹舱门关闭的基本外形)情况下,发动机处于最大推力(额定推力或最大加力)状态下飞机能作定常直线平飞的最大速度。该最大平飞速度 v_{max} 由战术技术要求(或使用要求)确定。

在 H 高度,飞机保持 v_h 水平飞行所需推力被称为需用推力;发动机在这一高度下可能发出的推力被称为可用推力。需用推力和可用推力随飞行高度和飞行速度变化。当需用推力等于可用推力时,得到该高度上最大平飞速度 v_{hmax} ,则可得 q_{max} 。 q_{max} 被称为使用限制速压。

(2) 极限速度 v_{jx}

q_{max} 是由平飞时根据需用推力等于可用推力求得的,但 q_{max} 不能直接用来保证结构的安全。如飞机在发动机小推力或大推力情况下,作垂直和非垂直俯冲飞行。在俯冲终了时,飞机可能获得比最大平飞速度还大的速度,用 $v_{max,max}$ 表示,与 $v_{max,max}$ 对应的 $q_{max,max}$ 称强度极限速压。 $q_{max,max}$ 太大将使结构质量增加,所以在结构设计时,对 $q_{max,max}$ 要进行限制。飞机设计时,根据不同类型飞机选定,取

$$q_{max,max} = K q_{max} \quad (1-24)$$

式中,系数 K 根据不同类型飞机确定, $K=1.1\sim 1.5$ 。飞行时,驾驶员将采取限制飞机俯冲高度 ΔH 及打开减速板等措施来限制 $q_{max,max}$ 。

我国军机强度规范规定极限速度 V_{jx} 为下列各种情况下可能达到的最大速度,即飞机在基