

高等学校研究生教材

飞机飞行动力学

方振平 编著

北京航空航天大学出版社

内 容 简 介

本书系统地介绍了现代飞机的飞行动力学特性。全书共分5章。前2章着重分析飞机质心运动规律,确定飞机的基本飞行性能、续航性能、起落性能、机动性能和飞机的敏捷性。后3章分析讨论刚体飞机的运动特性,包括飞机的纵向、横航向以及空间运动的平衡、稳定和操纵特性,飞控系统对飞机动力学特性的影响及相应的飞行品质等。

本书可以作为高等航空院校有关专业研究生的教材或参考书,亦可供从事航空专业的工作者参考。

图书在版编目(CIP)数据

飞机飞行动力学/方振平编著. —北京:北京航空航天大学出版社,2005.6

ISBN 7-81077-610-X

I. 飞… II. 方… III. 飞机—飞行力学
IV. V212.1

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2005)第 028509 号

飞机飞行动力学

方振平 编著

责任编辑 刘晓明

责任校对 戚 爽

*

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:bhpress@263.net

涿州市新华印刷有限公司印制 各地书店经销

*

开本:787×1 092 1/16 印张:12.25 字数:314 千字

2005 年 6 月第 1 版 2005 年 6 月第 1 次印刷 印数:2 000 册

ISBN 7-81077-610-X 定价:18.00 元

前 言

飞行动力学是应用力学的一个分支,是研究飞行器在大气层内运动规律的学科。它以空气动力学、刚体力学、结构力学、控制理论、应用数学和计算机技术等作为主要的理论基础,直接为飞行器设计和使用服务。

由于涉及的研究对象不同,所研究的飞行动力学问题性质也不完全相同,因此有飞机飞行动力学、直升机飞行动力学和导弹飞行动力学等研究学科。这里仅限于介绍飞机飞行动力学范畴内的问题,主要研究飞机飞行性能以及飞机的稳定性和操纵性。

飞机的飞行性能着重分析飞机质心的运动规律,即确定飞机的基本飞行性能、续航性能、起落性能、机动性能和设计合理的飞行剖面等。这类问题可将飞机作为一个可控质心来处理。对于现代飞机的敏捷性,虽属于飞行性能范畴,但研究时则必须将飞机作为刚体处理。

飞机的稳定性和操纵性着重分析在外界扰动或操纵作用下的飞机动力学特性,即所谓飞机的飞行品质。其中包括如何实现各种平衡状态、平衡飞行状态受外界扰动后呈现的运动稳定性以及飞机对操纵的反应等。这类问题须将飞机作为刚体或弹性体来处理。对于现代飞机,由于机上装有各类自动器,故研究其稳定性和操纵性时,还须将飞机本体加上自动器组成系统来处理。

飞行动力学的研究方法有理论分析和实验研究两类。实验研究主要包括模拟试验和飞行试验两个方面。可以认为理论分析是飞行动力学的研究基础,用以指导实验将可减少试验盲目性,避免危险飞行状态,确保飞行安全;而实验研究又将给理论分析提供依据。

根据教材编写宗旨,要求为目前从事航空专业的人才提供必须具备的知识,除了要对本专业有较深的造诣外,还要对其他专业有一定的了解。本教材则是为非飞行力学专业的其他航空专业人才编写的,故教材编写原则仍以基本概念和基本原理为主,结合工程实践,突出重点;同时,介绍在采用新的气动布局、先进的飞行控制技术后,对飞机动力学带来的新变化、新特点,以适应航空事业发展的需要。

全书内容共分 5 章,包括飞机的飞行性能;飞机的机动性和敏捷性;飞机的纵向稳定性和操纵性;飞机的横航向稳定性和操纵性;飞机空间运动稳定性和操纵性。

本书稿承西北工业大学高浩教授全面审阅,提出了许多宝贵意见和建议,在此表示衷心的感谢。

由于作者水平有限,书中出现的不妥和错误之处,敬请读者批评指正。

作 者

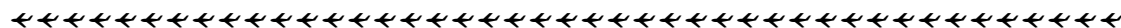
2003 年 6 月

主要符号表

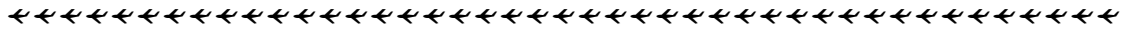
A	升致阻力因子
b_A	平均气动弦
b_x, b_y, b_z	副翼转轴、方向舵转轴、升降舵转轴后面积的平均几何弦长
C_x, C_y, C_z	阻力系数、升力系数、侧力系数
C_{x0}	零升阻力系数
C_x^α	阻力系数对迎角的导数
C_x^{Ma}	阻力系数对马赫数的导数
$C_x^{\delta_z}$	阻力系数对升降舵偏角的导数
$C_{y, \max}$	最大升力系数
$(C_y)_{\varphi, \max}$	受平尾极限偏角限制的最大升力系数
C_y^α	升力系数对迎角的导数(升力线斜率)
C_y^{Ma}	升力系数对马赫数的导数
$C_y^{\delta_z}$	升力系数对升降舵偏角的导数
C_z^β	侧力系数对侧滑角的导数
$C_z^{\delta_y}$	侧力系数对方向舵偏角的导数
c_e	发动机耗油率
CAP	操纵期望参数
E	总能量
F	外力
f	摩擦系数
f_k	弹性模态形状函数
G	飞行重量、传递函数
g	重力加速度
H	飞行高度
H_{nl}	能量高度
I_x, I_y, I_z	飞机绕 Ox, Oy, Oz 轴的转动惯量(惯性矩)
I_{xy}, I_{yz}, I_{zx}	飞机对相应轴的惯性积
K	升阻比、反馈系数、净增益
K_x, K_y, K_z	副翼传动比、方向舵传动比、升降舵(或平尾)传动比
k_q	尾翼处速度阻滞系数
K_z^α	迎角反馈系数
$K_z^\beta, K_z^{\omega_z}$	俯仰角、俯仰角速度信号反馈系数
$K_z^{n_y}$	法向过载信号反馈系数
K_z^x	杆位移信号前馈增益
$K_z^H, K_z^{\dot{H}}$	高度、高度微分信号反馈系数



K_p	驾驶员环节增益
$K_{\dot{x}}^{\omega_x}$	滚转角速度信号反馈系数
$K_{\dot{x}}^r$	倾斜角信号反馈系数
K_y^{β}	侧滑角信号反馈系数
$K_{\dot{y}}^{\omega_y}$	偏航角速度信号反馈系数
K_{δ_x}	副翼方向舵交联系统增益
l	机翼翼展
L	航程、距离
L_{pw}	平尾尾臂长度
L_{pc}	平均场地长度
LA	横向敏捷性尺度
LCDP	横向操纵偏离参数
M	力矩
Ma	马赫数
M_x, M_y, M_z	滚转力矩、偏航力矩、俯仰力矩
m_{z0}	零升俯仰力矩系数
m_z^a	纵向静稳定性
m_z^{Ma}	纵向力矩系数对马赫数的导数
m_y^{β}	航向静稳定性(风标静稳定性)
m_x^{β}	横向静稳定性(上反效应)
$m_{\dot{x}}^{\delta_x}, m_{\dot{y}}^{\delta_y}, m_{\dot{z}}^{\delta_z} (m_z^{\delta_z})$	副翼操纵效能、方向舵操纵效能、升降舵(平尾)操纵效能
$m_{\dot{z}}^{\delta_z}, m_{\dot{y}}^{\delta_y}$	纵向推力矢量喷管操纵效能、航向推力矢量喷管操纵效能
$m_z^{\bar{a}}, m_y^{\bar{\beta}}$	纵向、航向洗流时差导数
$m_{\dot{x}}^{\bar{\omega}_x}, m_{\dot{y}}^{\bar{\omega}_y}, m_{\dot{z}}^{\bar{\omega}_z}$	滚转阻尼导数、偏航阻尼导数、纵向阻尼导数
$m_{\dot{y}}^{\bar{\omega}_x}$	滚转引起的偏航力矩导数
$m_{\dot{x}}^{\bar{\omega}_y}$	偏航引起的滚转力矩导数
m_{jx}, m_{jy}, m_{jz}	副翼铰链力矩系数、方向舵铰链力矩系数、升降舵(平尾)铰链力矩系数
m	飞机质量
N	功率
n	过载因子、发动机转速
n_x	切向(或轴向)过载因子
$n_f = \sqrt{n_y^2 + n_z^2}$	法向过载因子
$n_{f, x}, n_{f, k}, n_{f, j}$	需用、可用和极限法向过载因子
P	发动机推力
p	大气压强
P_x, P_y, P_z	副翼操纵力、方向舵操纵力、升降舵(平尾)操纵力
POP	功率剧增参数
PLP	功率消散参数



Q	阻力
Q_0, Q_i	零升阻力、升致阻力
q	动压
q_k	弹性模态位移
R	空气动力、飞机活动半径、转弯(盘旋)半径
r	尾旋半径
S	机翼面积
S_x, S_y, S_z	副翼转轴、方向舵转轴、升降舵转轴后的面积
SEP	单位重量剩余功率
T	周期、时间常数
$T_{1/2}, T_2$	半衰时、倍扩时
v	飞行速度
v_d	地速
v_1	决策速度
v_y	上升率
v_θ	最陡上升速度
W	风速、燃料重量
X_x, X_y, X_z	副翼操纵位移、方向舵操纵位移、升降舵(平尾)操纵位移
x_F	平均气动弦前缘到焦点的距离
x_G	平均气动弦前缘到质心的距离
Y	升力
Z	侧力
α	迎角
β	侧滑角
γ	滚转角
γ_s	轨迹滚转角(绕速度矢的滚转角)
$\delta_x, \delta_y, \delta_z$	副翼偏角、方向舵偏角、升降舵偏角
δ_s	水平鸭翼偏角
δ_{pz}, δ_{py}	纵向推力矢量喷管偏角、航向推力矢量喷管偏角
ζ	相对阻尼比
η	发动机效率系数、螺旋桨效率
ϑ	俯仰角
θ	轨迹倾角
λ	特征根值
τ	洗流时差、延迟时间
φ	平尾偏角
φ_p	发动机安装角
χ	后掠角



ψ	偏航角
ψ_s	航迹偏角
ω	振荡频率
$\omega_x, \omega_y, \omega_z$	滚转角速度、偏航角速度、俯仰角速度
ω_{BW}	带宽

下标

cr	临界
dd	抖动
d	荷兰滚模态
jd	接地
jh	久航
jx	继续起飞
ky	可用
ks	快升
ld	离地
max	最大
min	最小
px	需用
pj	平均
p	长周期模态
qf	起飞
R	滚转模态
sc	实际场地长度
ss	上升
sp	短周期
s	螺旋模态
tc	停车瞬时
yh	远航
yl	有利
yx	允许
xh	巡航
zl	着陆
zz	中断飞行

目 录

第 1 章 飞机的飞行性能

1.1	飞机质心运动方程	1
1.1.1	飞行操纵原理	1
1.1.2	质心运动方程	2
1.2	平飞性能	3
1.2.1	定直平飞时运动方程	3
1.2.2	最大平飞速度 v_{\max}	5
1.2.3	最小平飞速度 v_{\min}	6
1.2.4	平飞速度范围	7
1.3	上升性能	8
1.3.1	定常直线上升时运动方程	8
1.3.2	定常上升运动性能	8
1.3.3	非定常上升运动性能	10
1.4	定常飞行状态及其与操纵的关系	13
1.4.1	平飞范围的划分	13
1.4.2	飞行状态与操纵的关系	15
1.4.3	定常飞行状态的主要因素分析	17
1.5	续航性能	19
1.5.1	航程和航时的基本关系式	19
1.5.2	等高等速巡航时的航程和航时	21
1.5.3	飞机的最佳续航性能	23
1.5.4	风对续航性能的影响	24
1.6	起落性能	25
1.6.1	起飞性能	26
1.6.2	着陆性能	27
1.6.3	单发停车故障的对策	29
1.6.4	风切变下的起落过程	31
1.6.5	改善起落性能的措施	32
1.7	涡轮螺旋桨飞机的飞行性能	33
1.7.1	螺旋桨飞机的平飞和上升性能	34
1.7.2	螺旋桨飞机的续航性能	35

第 2 章 飞机的机动性和敏捷性

2.1	机动飞行时的过载	36
2.1.1	运动与过载的关系	37



2.1.2	过载限制	38
2.2	铅垂平面内的机动性能	39
2.2.1	平飞加减速	39
2.2.2	跃升	40
2.2.3	俯冲	41
2.3	水平平面内的机动性能	42
2.3.1	正常盘旋界限图	43
2.3.2	极限盘旋	43
2.3.3	非正常盘旋	45
2.4	机动性能的综合分析	46
2.4.1	能量机动性	46
2.4.2	定常或极限角速度	47
2.4.3	定常或瞬态转弯半径	48
2.4.4	综合机动性指标	50
2.5	飞机的敏捷性	52
2.5.1	敏捷性概念	52
2.5.2	敏捷性分类	53
2.5.3	瞬态敏捷性尺度	54
2.5.4	功能敏捷性尺度	56
2.5.5	敏捷性潜力	58
2.6	过失速机动	59
2.6.1	尾冲和眼镜蛇机动	60
2.6.2	Herbst 机动	62

第3章 飞机的纵向稳定性和操纵性

3.1	作用在飞机上的外力矩	64
3.1.1	俯仰力矩 M_z	64
3.1.2	偏航力矩 M_y 和滚转力矩 M_x	68
3.1.3	铰链力矩	73
3.2	刚性飞机的运动方程	74
3.2.1	飞机的动力学方程	74
3.2.2	飞机的运动学方程	75
3.2.3	运动方程组讨论	76
3.3	飞机纵向运动稳定性	77
3.3.1	纵向小扰动运动方程	77
3.3.2	典型运动模态	78
3.3.3	短周期模态分析	82
3.3.4	长周期模态分析	83
3.3.5	现代飞机纵向模态特点	84



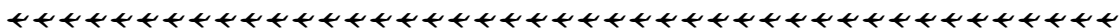
3.3.6	纵向轨迹稳定性	87
3.4	飞机纵向操纵性	89
3.4.1	纵向静操纵性	89
3.4.2	助力操纵系统	95
3.4.3	纵向动操纵性	97
3.5	带自动器飞机的纵向稳定性和操纵性	100
3.5.1	纵向阻尼器系统	100
3.5.2	纵向增稳系统	102
3.5.3	纵向控制增稳系统	104
3.5.4	高度稳定系统	105
3.5.5	实际自动器动态特性的影响	106
3.6	飞机纵向飞行品质	109
3.6.1	等效系统指标	109
3.6.2	带宽准则	111
3.6.3	闭环准则	112

第4章 飞机的横航向稳定性和操纵性

4.1	飞机横航向运动稳定性	114
4.1.1	横航向小扰动运动方程	114
4.1.2	典型的运动模态	115
4.1.3	现代飞机横航向模态特点	117
4.1.4	飞机横航向轨迹稳定性	121
4.2	飞机横航向操纵性	122
4.2.1	横航向静操纵性	122
4.2.2	横航向动操纵性	126
4.3	带自动器飞机的横航向稳定性和操纵性	128
4.3.1	横向阻尼器系统	128
4.3.2	倾斜角控制系统	129
4.3.3	偏航阻尼器系统	131
4.3.4	偏航增稳系统	132
4.3.5	副翼方向舵交联系统	133
4.3.6	飞行航线稳定系统	133
4.4	飞机的横航向飞行品质	134
4.4.1	模态特性品质指标	134
4.4.2	操纵特性品质指标	135

第5章 飞机空间运动稳定性和操纵性

5.1	纵、横向运动耦合机理	138
5.1.1	运动耦合	138



5.1.2	惯性耦合	138
5.1.3	陀螺耦合	139
5.1.4	气动力耦合	140
5.2	急滚动力学	140
5.2.1	轴对称飞行器	141
5.2.2	面对称飞行器	142
5.3	偏离动力学	144
5.3.1	偏离预测判据	144
5.3.2	机翼摇晃	148
5.4	尾旋动力学	151
5.4.1	进入阶段	151
5.4.2	定常阶段	152
5.4.3	改出阶段	153
5.5	空间运动的自动控制	155
5.5.1	过载/迎角限制系统	155
5.5.2	尾旋自动防止系统	156
5.5.3	放宽静稳定系统	157
5.5.4	直接力操纵系统	158
5.5.5	机翼摇晃的抑制	162
5.5.6	过失速机动控制	167
5.5.7	飞控系统的综合化	177

参考文献

第 1 章 飞机的飞行性能

研究飞机飞行性能时,常将飞机作为一可控质心处理。可控的意思就是说飞机的飞行轨迹是可以人为改变的,而轨迹的变化则决定于作用在飞机上的外力。为此本章首先介绍作用在飞机上的外力,建立飞机质心运动方程;随后按不同飞行状态,讨论飞机的平飞性能、上升性能、续航性能和起飞及着陆性能。

在飞机设计时,总是提出一些典型飞行状态的性能指标作为标准来评价飞机性能好坏。如定常直线运动状态,是一种运动参数不随时间而改变的运动。而严格地讲,定常运动在飞机飞行中是不存在的。因为,即使飞行速度不变,但随着燃油的消耗,飞机重量将不断减小,从而飞机的迎角也随之变化。如果飞机运动参数变化十分缓慢,则在一段时间间隔内可近似认为运动参数不变。这种运动状态虽不是定常运动,但与其差别不大,称之为“准定常”运动。飞机的基本性能就是在这个假设下计算得出的。

飞机飞行性能与飞机的气动外形、发动机工作状态和飞机重量密切相关。计算中一般认为:飞机处于基本气动外形状态,发动机处于给定工作状态(加力、最大和额定),飞机重量取平均飞行重量或给定的其他重量。所谓平均飞行重量是指正常装载的飞机重量减去 50% 机内燃油的重量。

当然,不同飞行任务的飞机,设计时可以侧重不同性能指标的选择。特别是现代飞机的出现,飞机性能有了新的发展,仅用基于定常运动或准定常运动的基本性能指标,已经不足以全面评价飞机的性能。为此还提出飞机总能量的大小及其积累的快慢作为重要的性能评定尺度。这部分内容将在第 2 章介绍。

1.1 飞机质心运动方程

1.1.1 飞行操纵原理

如图 1.1 所示,作用在飞机上的外力有重力 G 、推力 P 和气动力 R ,通常气动力 R 又由升力 Y 、侧力 Z 和阻力 Q 组成。其中重力 G 虽能引起轨迹变化,但不能人为控制,而 P 和 R 则可通过相应的操纵机构人为控制,从而改变飞机飞行轨迹。故将能人为控制的力合成为 N ,称为可控力。

$$N = P + R$$

将上式各力沿飞行速度和垂直于飞行速度方向分解为

$$N_{\tau} = P_{\tau} + Q, \quad N_n = P_n + Y + Z$$

N_{τ} 称为可控切向力,可以用来改变飞机的飞行速度大小; N_n 称为可控法向力,可以用来改变飞机的飞行速度方向。

对于常规飞机,可控切向力可以通过调节发动机油门或反推力机构来改变切向推力分量 P_{τ} 的大小,或打开减速板增加阻力 Q 来达到调整飞行速度的目的。

可控法向力常通过操纵升降舵,改变飞机俯仰姿态,形成迎角变化,随之升力 Y 改变;或操纵副翼,改变飞机倾斜姿态,造成升力 Y 方向改变;或通过操纵方向舵,改变飞机偏航姿态,形成侧滑角变化,随之侧力 Z 改变。同时改变飞机的俯仰、倾斜和偏航姿态,则升力 Y 和侧力 Z 同时变化,从而可以实现飞机在空间任何方向的操纵。由此可以说,常规飞机的轨迹控制是通过姿态控制实现的。

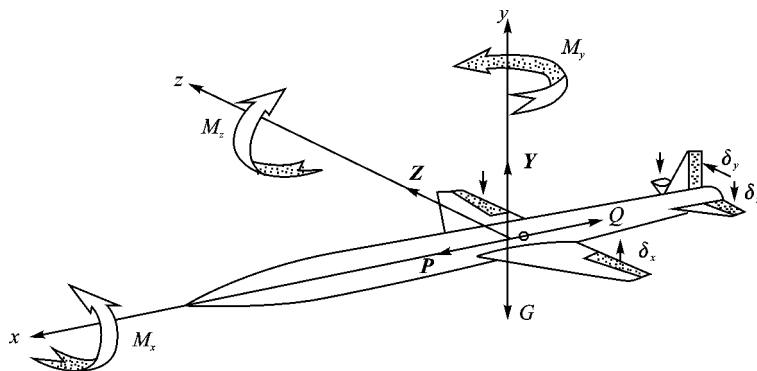


图 1.1 作用在飞机上的外力和外力矩

对于现代飞机的飞行操纵,除了具有常规飞机的飞行操纵特点外,还可以通过调整推力矢量喷管方向,直接改变推力法向分量 P_n 的大小;或采用附加操纵面(如襟翼、垂直鸭翼等)与常规舵面协调控制,只产生空间任意方向法向力,改变飞机飞行轨迹,实现飞行轨迹和姿态运动之间的解耦。这将提高飞机的机动性,增强飞机的空战效能。

正是通过这些可操纵力,飞机才能满足各种性能要求。

1.1.2 质心运动方程

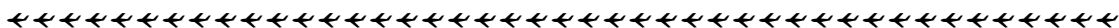
根据动力学基本定理,在航迹坐标系*内建立的飞机质心动力学方程为

$$\begin{cases} m \frac{dv}{dt} = P - Q - G \sin \theta \\ mv \frac{d\theta}{dt} = Y \cos \gamma_s - G \cos \theta \\ -mv \cos \theta \frac{d\psi_s}{dt} = Y \sin \gamma_s \end{cases} \quad (1.1)$$

式中 θ 为轨迹倾角, ψ_s 为轨迹偏角, γ_s 为轨迹滚转角(绕速度矢的滚转角)。方程是在认为飞机无侧滑、推力矢量沿着速度方向的条件下简化得出的。从上式可清楚地看到,采用在航迹轴系内来描述质心运动是较直观的,第一式表示飞机速度大小变化,第二、三式分别表示飞机在垂直和水平面内的速度方向变化。

相应的描述飞机质心在空间位置变化的运动学方程为

* 航迹坐标系原点取飞机质心 O 。轴 x_h 沿飞机速度 v 方向。轴 y_h 位于含 v 矢量的铅垂面内,垂直于轴 x_h ,指向上方。轴 z_h 垂直于铅垂面,指向右方。



$$\begin{cases} \frac{dx_d}{dt} = v \cos \theta \cos \phi_s \\ \frac{dy_d}{dt} = v \sin \theta \\ \frac{dz_d}{dt} = -v \cos \theta \sin \phi_s \end{cases} \quad (1.2)$$

式中 x_d, y_d, z_d 为飞机质心在某惯性坐标系中的坐标。

考虑到本章所研究的飞行性能部分,均可从飞机在铅垂平面内的运动获得,即飞机作不倾斜、无侧滑运动。此时的飞机对称面与质心运动轨迹所在的铅垂平面相重合,飞行速度矢量和作用于飞机的外力均在飞机对称面内。于是方程式(1.1),(1.2)可进一步简化为

$$\begin{cases} \frac{G}{g} \frac{dv}{dt} = P - Q - G \sin \theta \\ \frac{G}{g} v \frac{d\theta}{dt} = Y - G \cos \theta \\ \frac{dL}{dt} = \frac{dx_d}{dt} = v \cos \theta \\ \frac{dH}{dt} = \frac{dy_d}{dt} = v \sin \theta \end{cases} \quad (1.3)$$

1.2 平飞性能

飞机平飞运动中最常见的一种运动是等速水平直线飞行,由于运动中飞机运动参数均不随时间变化,故又称定直平飞运动。这种运动无论是军用机,还是民用机都占据了飞行的大部分时间,研究它具有重要意义。飞机平飞性能的好坏通常用飞机最大平飞速度 v_{\max} 、最小平飞速度 v_{\min} 和可能平飞的速度范围来评价。

1.2.1 定直平飞时运动方程

由方程式(1.3)可知,此时 $\frac{dv}{dt}=0, \frac{d\theta}{dt}=0, \theta=0$, 故其相应的运动方程为

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

即推力等于阻力,升力等于重力,飞机处于平衡状态。满足该条件的飞机推力,称为定常平飞需用推力,以 P_{px} 表示。其表示式可由上述方程组中两式相除直接得出。

$$\frac{P_{px}}{G} = \frac{Q}{Y}, \quad P_{px} = \frac{G}{K} = \frac{G_{pj}}{K}$$

式中 K 为升阻比,是飞行速度 v 或 Ma 的函数, G_{pj} 为飞机的平均重量。

图 1.2 绘出的是 $H=8 \text{ km}$ 上的某机平飞需用推力随 Ma 数的变化曲线。曲线上每一点都表示一个平飞速度对应着一个平飞需用推力,同时也对应着一个平飞迎角。由于平飞所需升力系数随 Ma 数增加而减小 $\left(C_y = \frac{G}{qS} = \frac{2G}{\rho S (Ma \cdot c)^2}\right)$, 故迎角将随速度增加而减小。

P_{px} 的变化规律从本质上讲就是飞机平飞时的阻力 Q 的变化规律。将飞机总阻力分为零

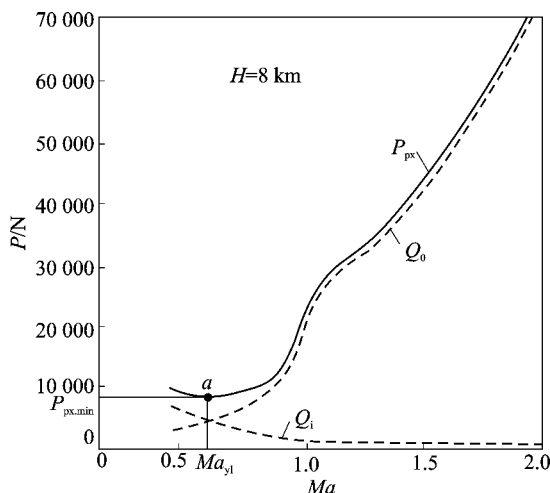


图 1.2 飞机平飞需用推力曲线

升阻力和升致阻力两部分,于是有

$$P_{px} = Q = Q_0 + Q_i = C_{x_0} \frac{1}{2} \rho v^2 S + AC_y^2 \frac{1}{2} \rho v^2 S$$

式中 C_y 应满足平飞条件 $C_y = \frac{2G}{\rho v^2 S}$, 代入后则

$$P_{px} = C_{x_0} \frac{1}{2} \rho v^2 S + \frac{AG^2}{\frac{1}{2} \rho v^2 S} \quad (1.4)$$

由上式可以看出,零升阻力 Q_0 与 v^2 成正比增加,而升致阻力 Q_i 与 v^2 成反比降低,如图 1.2 中虚线所示。当 $Q_i = Q_0$ 时, P_{px} 为最小值,对应的升阻比 K 最大 ($P_{px, \min} = Q_{\min} = \frac{G_{pj}}{K_{\max}}$)。故 a 点平飞状态称为有利状态,其迎角和速度分别称为有利迎角 α_{y1} 和有利速度 v_{y1} 。

随着飞行高度增加,密度 ρ 减小, Q_0 与 ρ 成正比减小,而 Q_i 与 ρ 成反比增加,结果使平飞需用推力最小值 $P_{px, \min}$ 向右移动,如图 1.3 所示。

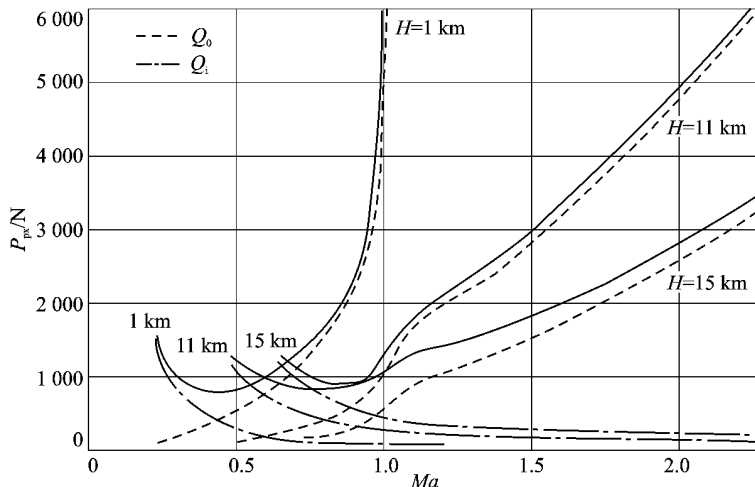


图 1.3 平飞需用推力曲线随高度的变化

式(1.4)中的零升阻力系数 C_{x0} 和升致阻力因子 A 均随 Ma 数变化,因此不同的飞机其 P_{px} 曲线会有很大的不同。正如图 1.4 和图 1.5 所示,前者为某跨声速飞机推力曲线图,后者为某超声速飞机推力曲线图。

飞机能否实现定直平飞运动,还取决于发动机能够提供的推力,称为发动机的可用推力 P_{ky} 。它同样随飞行高度和速度变化,且与发动机工作状态(油门大小)有关。图 1.4 上可用推力 P_{ky} 曲线,发动机处于最大工作状态;图 1.5 上可用推力 P_{ky} 曲线,发动机处于加力工作状态。飞机实现定直平飞时,可用推力 P_{ky} 必须等于平飞需用推力 P_{px} ,即

$$P_{ky} = P_{px} \quad (1.5)$$

按上述条件,就可确定飞机的平飞性能。利用推力曲线图来确定飞机飞行性能的方法,称为简单推力法。

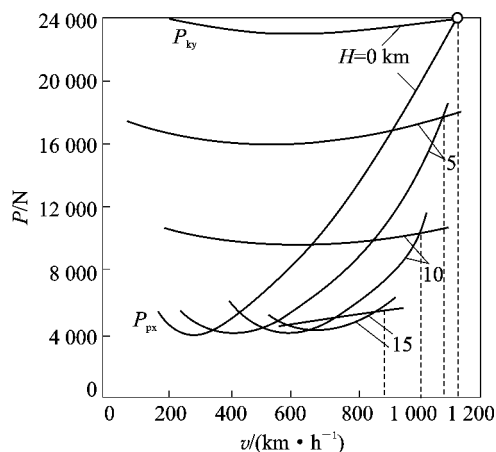


图 1.4 跨声速飞机推力曲线图

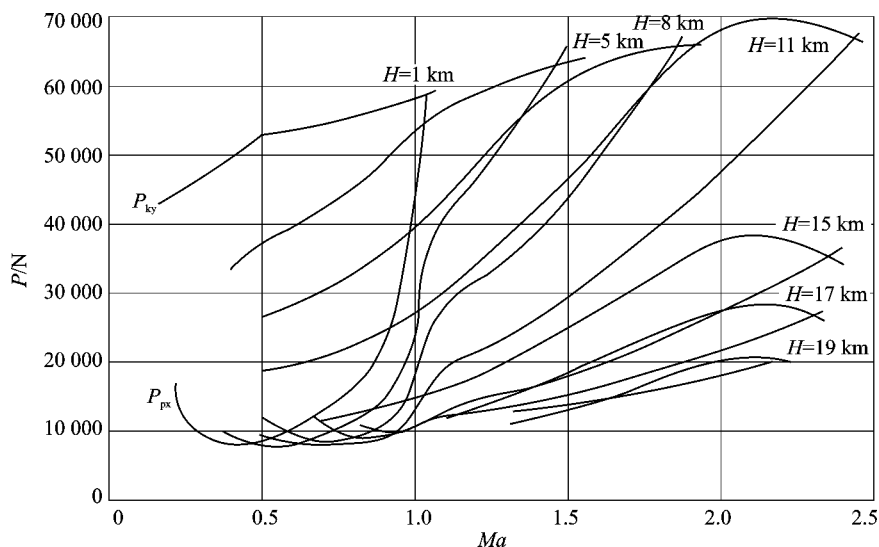
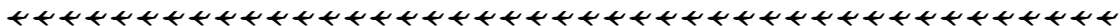


图 1.5 超声速飞机推力曲线图

1.2.2 最大平飞速度 v_{\max}

最大平飞速度 v_{\max} 是衡量一架飞机飞行速度大小的指标,是飞机性能的主要指标之一。无论是军用机还是民用机都需要大的 v_{\max} 。不过对于歼击机来讲 v_{\max} 更为重要,歼击机常以 v_{\max} 来追击敌机。

最大平飞速度 v_{\max} 可由对应各高度上的可用推力曲线和平飞需用推力曲线在右方的交点来确定,此时满足实现定直平飞条件 $P_{ky} = P_{px}$ 。在交点右方即 $v > v_{\max}$ 区域, $P_{ky} < P_{px}$, 飞机不能保持等速平飞;而在交点左方即 $v < v_{\max}$ 区域, $P_{ky} > P_{px}$, 此时可以通过关小油门,降低 P_{ky} , 使之等于 P_{px} , 飞机可以实现平飞,但速度不是最大。



最大平飞速度 $v_{\max}(Ma_{\max})$ 随飞行高度的变化曲线如图 1.6 所示。其变化原因,可由实现定直平飞条件得出的关系式来说明,即

$$v_{\max} = \sqrt{\frac{2P_{ky}}{C_x \rho S}} \quad (1.6)$$

式中除 S 外,其他三个参数 P_{ky}, C_x, ρ 均随高度变化。对于跨声速飞机, v_{\max} 接近声速,随高度增加,声速 c 减小,同一飞行速度下 Ma 数增加,波阻系数增大,加上 P_{ky} 随高度增加而减小,因而 v_{\max} 随高度增加一直减小。

对于超声速飞机, v_{\max} 应在超声速区,在对流层 ($H < 11$ km) 内随着高度增加,同样的原因声速减小,导致 Ma 数增加,波阻系数减小,加上密度减小,其乘积 ($C_x \rho$) 减小起主要作用,故 v_{\max} 随高度增加而增大。在平流层内,声速不随高度变化,同一飞行速度下, Ma 数不随高度而变,故波阻系数不变;而密度随高度增加继续减小,为保持平飞,需增加迎角,阻力系数随之增加。其乘积 ($C_x \rho$) 减小变得缓慢,而 P_{ky} 继续下降,故 v_{\max} 又随 H 增加而减小。

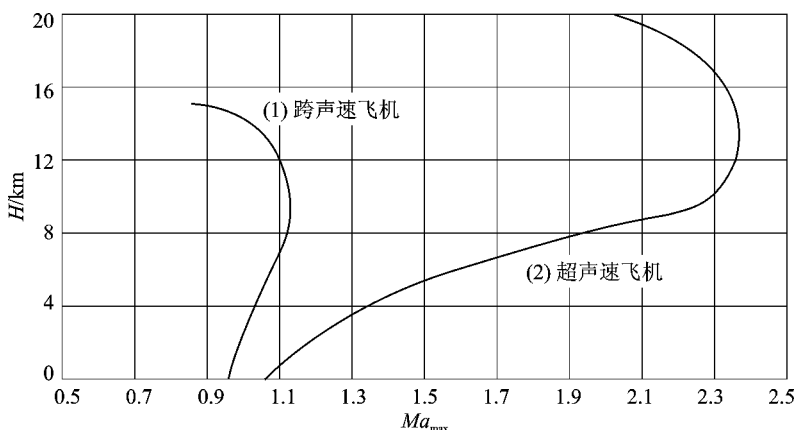


图 1.6 飞机最大平飞速度随高度变化曲线

实际 v_{\max} 还要受到其他一些因素限制。如超声速飞行时,由于气动力加热,飞机结构温度超过允许承受能力,必须限制温度,通常可通过限制 Ma_{\max} 来实现。再如低空大速度飞行时,气动载荷过大会造成飞机结构强度受损,必须受到限制,通常可通过限制 q_{\max} 来实现。

1.2.3 最小平飞速度 v_{\min}

最小平飞速度是指飞机在某一高度上能作定直平飞的最小速度。可由对应各高度上的可用推力曲线和平飞需用推力曲线在左面的交点来确定。但实际的 v_{\min} 会受到一些其他因素的限制。从飞行安全考虑,飞机在低速飞行时,要求迎角较大,此时应考虑升力系数能否满足平飞的要求。因此有受 $C_{y, \max}$ 限制的理想最小平飞速度

$$v_{\min} = \sqrt{\frac{2G}{C_{y, \max} \rho S}} \quad (1.7)$$

受允许升力系数 $C_{y, yx}$ 限制的允许使用最小平飞速度

$$v_{yx} = \sqrt{\frac{2G}{C_{y, yx} \rho S}} \quad (1.8)$$

受抖动升力系数限制的抖动最小平飞速度

$$v_{dd} = \sqrt{\frac{2G}{C_{y, dd} \rho S}} \quad (1.9)$$

受最大平尾偏角限制的最小平飞速度

$$(v_{\min})_{\varphi, \max} = \sqrt{\frac{2G}{(C_{y, \varphi, \max}) \rho S}} \quad (1.10)$$

最小平飞速度除了与上述升力系数有关外,还与发动机可用推力 P_{ky} 有关。一般情况下,高空飞行时由于 P_{ky} 的下降, v_{\min} 往往受到 P_{ky} 的限制;在低空飞行时, v_{\min} 由最大允许升力系数 $C_{y, yx}$ 来确定。

1.2.4 平飞速度范围

各高度的定直平飞速度范围介于最大平飞速度和最小平飞速度之间。定直平飞的边界称为飞行包线。

定直平飞的边界图确定步骤如下:

首先将实现定直平飞条件式 (1.5) 改写成

$$\frac{P_{ky}}{G} - \frac{1}{K} = \frac{P_{ky} - Q}{G} = n_x = 0 \quad (1.11)$$

式中 n_x 称切向过载系数,为飞机上的切向可控力与重力之比,第2章将详细介绍。

然后按式 (1.11) 计算出飞机在每一个高度不同 Ma 数的 n_x 值,绘成曲线如图 1.7(a) 所

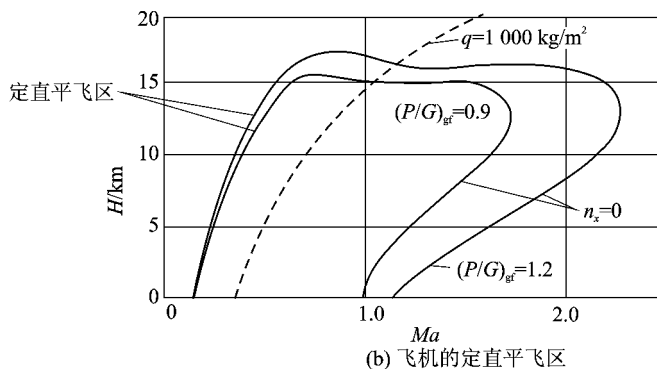
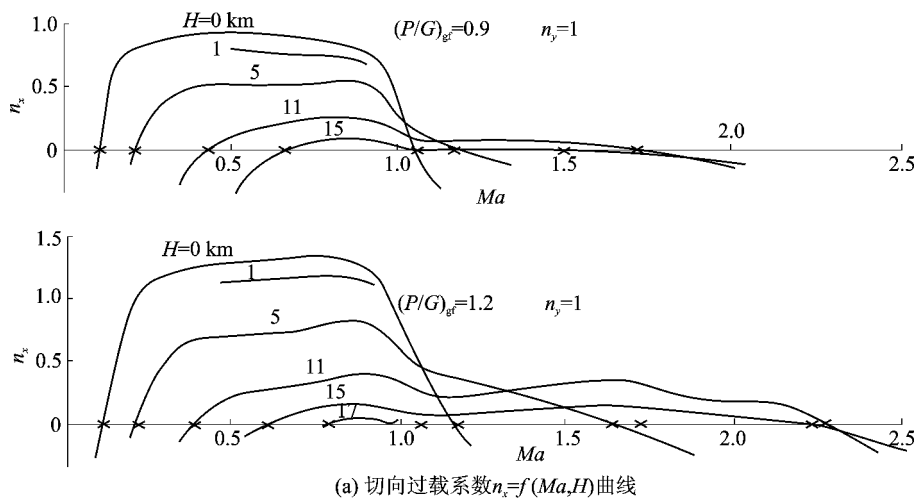
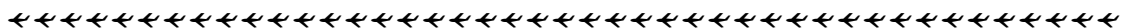


图 1.7 飞机的 $n_x=f(Ma, H)$ 曲线和相应的定直平飞区



示,图中为两架不同推重比飞机的 $n_x = f(Ma, H)$ 曲线。再令 $n_x = 0$, 得出 n_x 曲线与横轴交点, 将这些点的坐标标在纵轴为 H 、横轴为 Ma 的坐标系内并连成曲线, 即得飞机的定直平飞区, 如图 1.7(b) 所示。在此基础上再将 v_{\max} 和 v_{\min} 限制条件附加画上, 就得出飞机的可用飞行包线。

1.3 上升性能

1.3.1 定常直线上升时运动方程

此时 $\frac{dv}{dt} = 0, \frac{d\theta}{dt} = 0$, 运动方程(1.1)可简化为

$$\begin{cases} P = Q + G \sin \theta \\ Y = G \cos \theta \end{cases}$$

显然, 定直上升飞行时的升力比定直平飞时所需升力小, 因而定直上升时的阻力 Q 也小于平飞需用推力 P_{px} 。如果定直上升时 θ 角不很大, 则实现定直上升时的方程可改写成

$$\begin{cases} P_{ky} = P_{px} + G \sin \theta \\ Y = G \end{cases} \quad (1.12)$$

这样就可利用推力曲线图(见图 1.4 和图 1.5)来确定飞机的定直上升性能。

定直上升性能通常用上升角 θ 、上升率 v_y 、升限 H_{\max} 、上升时间 t_{ss} 和上升水平距离 L_{ss} 来评价。

1.3.2 定常上升运动性能

1. 上升角和最大上升角 θ_{\max}

由方程式(1.12)可得

$$\theta = \sin^{-1} \frac{(P_{ky} - P_{px})}{G} = \sin^{-1} \frac{\Delta P}{G} = \sin^{-1} \left(\frac{P_{ky}}{G} - \frac{1}{K} \right) \quad (1.13)$$

式中 $\Delta P = P_{ky} - P_{px}$ 称为剩余推力。从推力曲线图上可以看出, 不同飞行高度、飞行速度, 其剩余推力不同。飞机在 ΔP_{\max} 下爬升时, 显然

$$\theta_{\max} = \sin^{-1} \frac{\Delta P_{\max}}{G}$$

对应的飞行速度称为最陡上升速度 v_{θ} 。一般最大剩余推力出现在最小阻力 Q_{\min} (即 $P_{px, \min}$) 附近, 故 v_{θ} 与有利速度 v_{y1} 十分接近。而对于超声速飞机高空飞行时, 从图 1.5 可见, 此时的 v_{θ} 由最大可用推力状态确定。

2. 上升率 v_y 和最大上升率 $v_{y, \max}$

上升率是指飞机以特定的重量和给定发动机工作状态进行定常上升时, 在单位时间内上升的高度, 也称上升垂直速度, 以 v_y 表示。

$$v_y = \frac{dH}{dt} = v \sin \theta$$

将上升角 θ 变化公式代入, 上式又可表示为

$$v_y = \frac{\Delta P v}{G} = \text{SEP} = \left(\frac{P_{ky}}{G} - \frac{1}{K} \right) v \quad (1.14)$$

飞机的上升率 v_y 即为单位重量剩余功率 SEP。从推力曲线图上可得到任一给定 Ma 数下剩余推力 ΔP , 通过计算得出上升率随 v, H 的变化规律如图 1.8 所示。每一条曲线最高点代表该高度的最大上升率, 即

$$v_{y, \max} = \frac{(\Delta P v)_{\max}}{G}$$

相应的飞行速度称快升速度 v_{ks} (对应 Ma_{ks})。一般情况下快升速度要稍大于最陡上升速度, 即 $v_{ks} > v_\theta$ 。

显然, 对于歼击机来讲, 上升率是一项重要的性能指标。上升率高表明飞机在空战中能迅速获得高度优势。

3. 静升限

理论静升限是指飞机以特定的重量和给定发动机工作状态保持等速直线平飞的最大高度, 也就是最大上升率 $v_{y, \max}$ 等于零的飞行高度, 以 $H_{\max, l}$ 表示。在该高度可用推力 P_{ky} 曲线与平飞需用推力 P_{px} 曲线有一个相切点。

若上升率公式改写成 $\Delta t = \Delta H / v_y$, 则当飞机接近理论静升限时, 由于 v_y 接近零, 上升某一段高度所需时间 Δt 趋于无穷大, 这是不现实的。为此又定义实用静升限。

实用静升限定义为飞机以特定的重量和给定发动机工作状态作等速直线平飞时, 还具有最大上升速率为 5 m/s 或 0.5 m/s 的飞行高度, 以 $H_{\max, s}$ 表示。前者为对超声速飞机的取值, 后者为对亚声速飞机的取值。

绘出 $v_{y, \max}$ 随高度变化曲线, 如图 1.9 所示, 从图上很容易定出理论静升限和实用静升限。

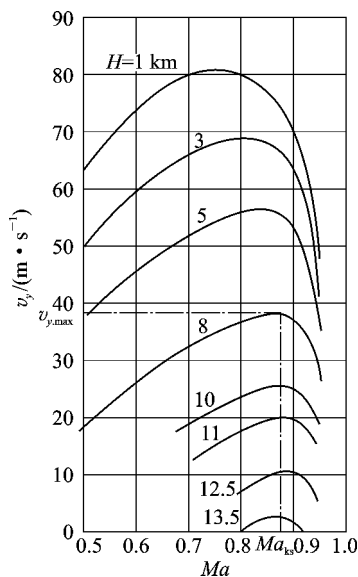


图 1.8 上升率 v_y 随高度、 Ma 数变化曲线

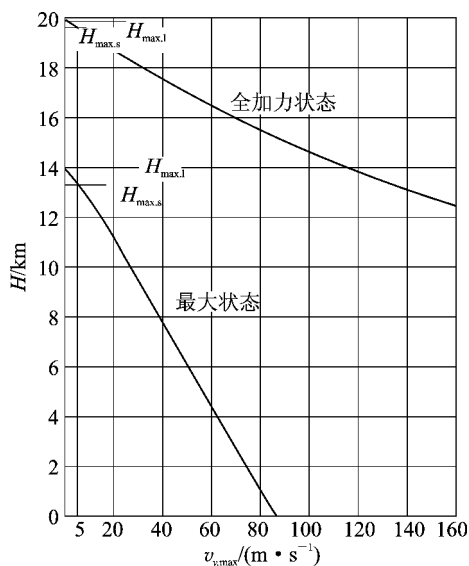
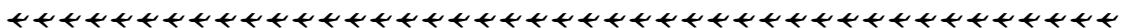


图 1.9 理论静升限和实用静升限的确定



4. 上升时间

如飞机按最大上升率 $v_{y, \max}$ 的快升速度 v_{ks} 上升到预定高度, 则所需的上升时间最短。显然上升时间愈短, 性能愈好。从海平面 ($H=0$) 上升到预定高度的最短上升时间可由运动学方程 (1.3) 得出

$$t_{ss, \min} = \int_0^H \frac{dH}{v_{y, \max}} \quad (1.15)$$

式中 $v_{y, \max}$ 是飞行高度的函数。

5. 上升水平距离

上升水平距离是指飞机从海平面以最大上升率上升至预定高度所经过的水平距离, 以 L_{ss} 表示。由运动学方程 (1.3) 可得

$$L_{ss} = \int_0^H \cot \theta dH \quad (1.16)$$

式中 $\theta = \arcsin \frac{\Delta P}{G}$, 因 ΔP 随高度而变, 所以 θ 亦是飞行高度的函数。

1.3.3 非定常上升运动性能

前面讨论的飞机上升性能, 均认为运动是定常的, 飞机在上升过程中飞行速度不变。实际上升过程中飞行速度随高度会有变化, 尤其是超声速飞机速度变化较大。因此用定常运动来处理上升性能会引起较大差异。下面将处理考虑上升过程中速度变化 (即动能变化) 的上升性能。此时, 可认为飞机作非定常直线上升运动, 运动方程组 (1.3) 简化为

$$\begin{cases} \frac{G}{g} \frac{dv}{dt} = P_{ky} - Q - G \sin \theta \\ Y = G \end{cases} \quad (1.17)$$

1. 上升率

由式 (1.17) 中第一式两边乘以 v , 并注意到 $\Delta P = P_{ky} - Q$, $v_y = \frac{dH}{dt} = v \sin \theta$, 则考虑动能变化的上升率为

$$v_y = \frac{dH}{dt} = \frac{\Delta P v}{G} - \frac{d}{dt} \left(\frac{v^2}{2g} \right) \quad (1.18)$$

式中 $\frac{dv^2}{dt}$ 可改写为

$$\frac{dv^2}{dt} = \frac{dv^2}{dH} \frac{dH}{dt} = \frac{dv^2}{dH} v_y$$

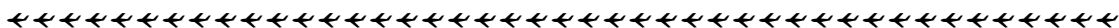
代入上式后得

$$v_y = \frac{\Delta P v}{G} \frac{1}{1 + \frac{1}{2g} \frac{dv^2}{dH}} = v_y^* \cdot \chi \quad (1.19)$$

式中 $v_y^* = \frac{\Delta P v}{G}$ 为未计及动能变化的定常上升率, $\chi = \frac{1}{1 + \frac{1}{2g} \frac{dv^2}{dH}} = \frac{1}{1 + \frac{v}{g} \frac{dv}{dH}}$ 为考虑动能变化

所引起的修正系数。考虑动能变化的上升率等于定常上升率乘以修正系数。

将式 (1.18) 改写成如下形式:



$$\frac{\Delta P v}{G} = \frac{dH}{dt} + \frac{d}{dt} \left(\frac{v^2}{2g} \right) \quad (1.20)$$

可以看出,等式左边表示单位飞机重量的剩余功率,右边第一项表征势能变化率,第二项为动能变化率。当加速爬升时,即 $\frac{dv^2}{dH}$ 为正值, $\chi < 1$,故 $v_y < v_y^*$ 。这是因为加速爬升时,有一部分发动机剩余功率转化为飞机的动能,余下转化势能的功率减少了,上升角就减小,所以飞机的实际上升率就比定常上升率小。当减速爬升时,即 $\frac{dv^2}{dH}$ 为负值, $\chi > 1$,故 $v_y > v_y^*$ 。这是因为在减速爬升中,有一部分动能转化为飞机的势能,上升角加大,飞机实际上升率就大于定常上升率。

2. 上升时间

假设飞机在上升过程中总能量不变,即没有能量损失,总能量始终等于势能和动能之和,且势能和动能可以相互转换。在此情况下,飞机所具有的总能量为

$$E = GH + \frac{1}{2} \frac{G}{g} v^2$$

飞机单位重量所具有的总能量用 H_{nl} 表示,则为

$$H_{nl} = H + \frac{v^2}{2g} \quad (1.21)$$

因为它的单位与高度单位相同,故 H_{nl} 又称为能量高度。相应的变化率为

$$\frac{dH_{nl}}{dt} = \frac{dH}{dt} + \frac{d}{dt} \left(\frac{v^2}{2g} \right) \quad (1.22)$$

比较式(1.20)和式(1.22),得

$$\frac{dH_{nl}}{dt} = \frac{\Delta P v}{G} = v_y^*$$

由上式积分可得最短上升时间

$$t_{\min} = \int_{H_{nl,1}}^{H_{nl,2}} \frac{dH_{nl}}{v_{y,\max}^*} \quad (1.23)$$

式中 $v_{y,\max}^* = f(H_{nl})$ 。与定常的最短上升时间式(1.15)相比,二者公式形式是相同的,差别仅在于计算考虑动能变化的上升时间应按能量高度计算。

3. 最快上升轨迹

飞机从一个速度、高度上升到另一个速度、高度的最快轨迹,是一个优化问题。这里仅用近似方法来确定。如果飞机在上升过程中,在每个能量高度(即每个速度、高度)上用最大上升率 $v_{y,\max}^*$ 爬升,式(1.23)表明,飞机肯定上升最快。因此只要绘出以高度 H 和 Ma 数为函数的等 H_{nl} 曲线族和等 $v_{y,\max}^*$ 曲线族,两族曲线相切点所形成的轨迹即是最快上升轨迹,如图1.10中虚线所示。

对于超声速飞机,在从亚声速到超声速飞行过程中,由于上升率变化较大,出现两个峰值等,如图1.11所示,因此绘制的等 $v_{y,\max}^*$ 曲线不很规则。再加上跨声速区飞行时阻力陡增,发动机可用推力可能处于临界状态,故最快上升轨迹在亚声速和超声速区可仍按每个能量高度上的最大上升率 $v_{y,\max}^*$ 爬升,跨声速区可以下降加速飞行,让飞机尽快通过。其上升轨迹如图1.12中点划线所示。

显然,这种最快上升轨迹在实际飞行过程中有时难以控制。如图1.12中的超声速飞机实际的最佳上升轨迹,可以首先按等 Ma 数以亚声速 $Ma=0.75$ 爬升至 $H=7\,800\text{ m}$;再下降加

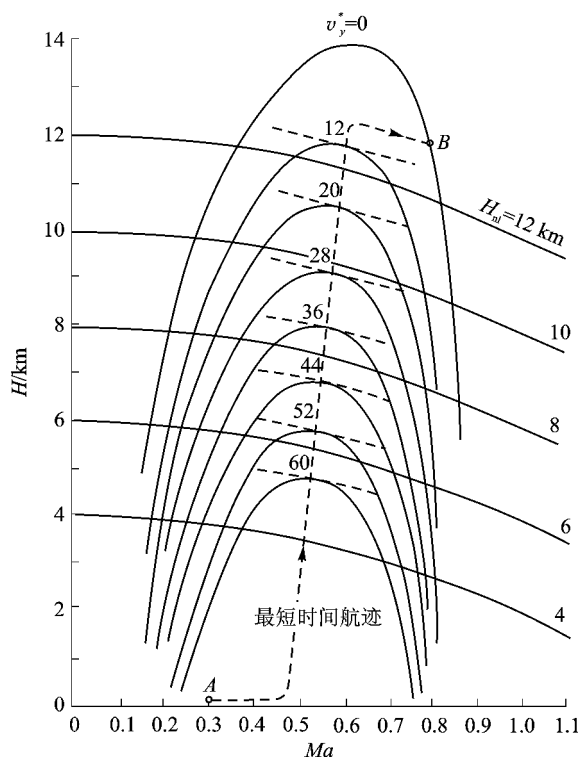
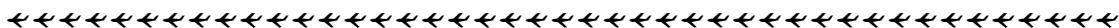


图 1.10 亚声速飞机最快上升轨迹示意图

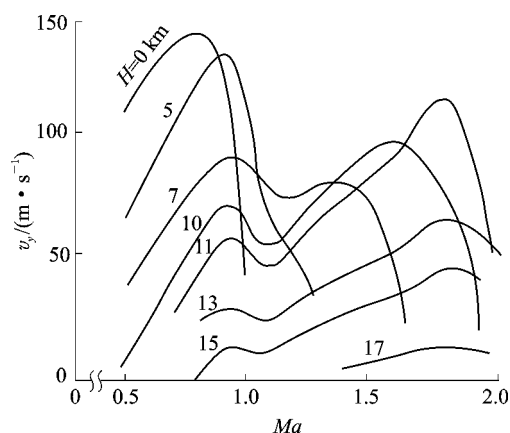


图 1.11 超声速飞机上升率 v_y 随 H, Ma 变化规律

速通过阻力陡增的跨声速区,一直下降到 $H=7\,500\text{ m}$,速度增至 $Ma=1.25$;然后加速爬升到 $H=12\,600\text{ m}$, Ma 数加大到 2.28;再以等 Ma 数爬升至 $H=17\,800\text{ m}$ 高度。可见其实际最佳上升轨迹与最快上升轨迹是接近的。

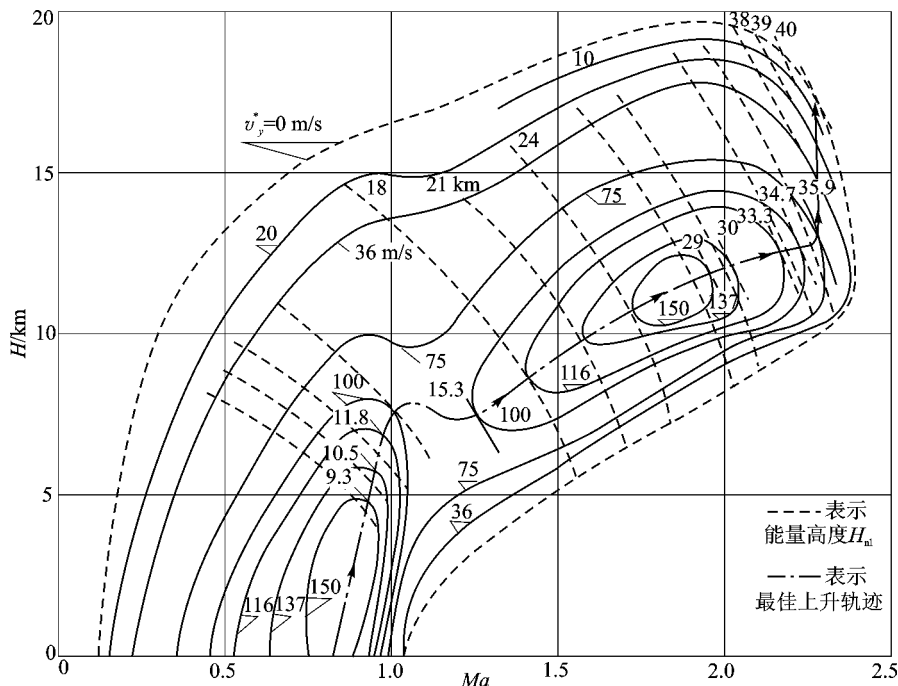


图 1.12 超声速飞机最快上升轨迹示意图

1.4 定常飞行状态及其与操纵的关系

1.4.1 平飞范围的划分

在前面确定的飞行包线内,飞机可以作定常直线平飞、直线加减速平飞和定常直线上升等各种状态的飞行。这些飞行状态的实现或改变是由驾驶员通过操纵油门大小和改变飞机迎角的大小来完成的。实现上述飞行状态的操纵方法与飞机所处的平飞范围有关。

常把飞行包线分为第一平飞范围和第二平飞范围,如图 1.13 所示。其分界点相应于最大剩余推力 ΔP_{\max} 所对应的最陡上升速度 v_{θ} 。由于一般情况下 v_{θ} 与有利速度 v_{yl} 接近,所以常以有利速度 v_{yl} (或 Ma_{yl}) 作为划分第一和第二飞行范围的分界点。各飞行高度上的有利速度连线(如图 1.13(a)上虚线所示)将飞行包线分为两个区。在有利速度曲线右方区域(相当于 P_{px} 曲线正斜率段)称为第一平飞范围;在有利速度曲线左方区域(相当于 P_{px} 曲线负斜率段)称为第二平飞范围。

显然,在第一平飞范围内,若飞机由高速平飞转到低速平飞时(图 1.13(b)中 1 点至 1' 点),则需增大迎角和减小可用推力,此时驾驶员应同时后拉驾驶杆和油门;若飞机由低速平飞转到高速平飞时(图 1.13(b)中 1' 点至 1 点),则必须减小迎角和增大可用推力,此时驾驶员应同时向前推驾驶杆和油门。这种操纵动作符合驾驶员操纵习惯,故第一平飞范围属于正操纵区。然而,在第二平飞范围内,操纵动作却不同。同样,飞机由高速平飞转到低速平飞时(图 1.13(b)中 2 点至 2' 点),驾驶员要拉杆以增加迎角,同时推油门杆以增加发动机可用推力

P_{ky} 达到与平飞需用推力 P_{px} 相等, 实现等速平飞; 而飞机由低速转到高速平飞时 (图 1.13(b) 中 2' 点至 2 点), 则驾驶员应前推驾驶杆和后拉油门杆。这种操纵动作与驾驶员操纵习惯相反, 故第二平飞范围属于反操纵区。

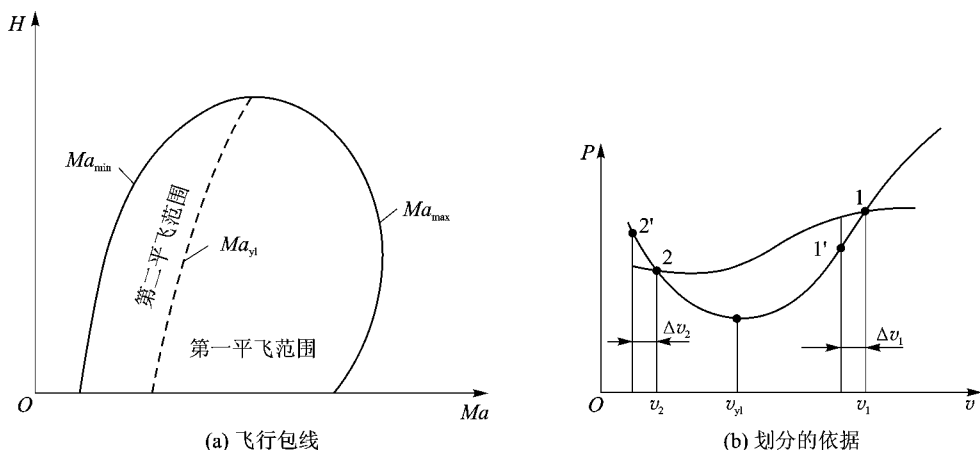


图 1.13 平飞范围区的划分

对于超声速飞机, 由于跨声速波阻影响, 平飞需用推力 P_{px} 特性曲线可能在某些飞行高度上与 P_{ky} 曲线出现几个交点。如图 1.14 所示的是某机 $H=17\text{ km}$ 推力曲线图。图中每个交点对应一个平飞速度, 其中对应 Ma_A 和 Ma_B 分别为亚声速区最小和最大平飞速度, 对应 Ma_C 和 Ma_D 分别为超声速区最小和最大平飞速度, 因而在飞行包线上出现两个平飞速度范围。对应

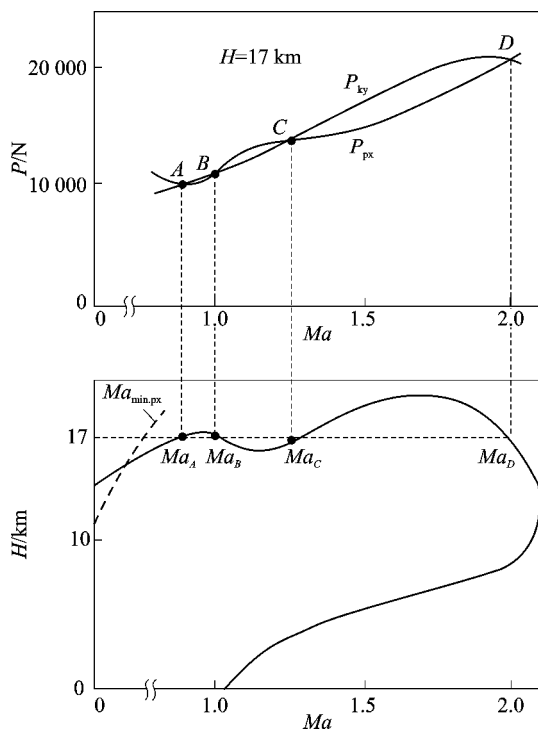


图 1.14 某超声速飞机 $H=17\text{ km}$ 的推力曲线图及其飞行包线



每个平飞速度范围都存在一个相应的 ΔP_{\max} 和最陡上升速度 v_{θ} , 故飞机有两个最大上升率 $v_{y, \max}$, 超声速区的上升率比亚声速区的大。按理论静升限定义, 飞机将有两个理论升限, 超声速区的理论升限比亚声速区的高得多。由于同样的原因, 超声速平飞区又可被相应的最陡上升速度 v_{θ} 分成两个区, 右面为正操纵区, 左面为反操纵区。当然, 随着飞行高度增加到某一高度后, 亚声速飞行区将消失, 飞机只能用超声速飞行。

一般来说, 在高空超声速飞行时由于有较大的速度和高度储备, 在反操纵区飞行危险不大, 虽会导致高度损失, 却还来得及补救。但在低空低速飞行时, 在反操纵区飞行就比较危险, 故第一平飞范围成为低空、低速时实际使用的平飞范围, 有利速度 v_{y1} 就成为该区飞行状态的最小允许平飞速度。

1.4.2 飞行状态与操纵的关系

1. 定直平飞状态

下面进一步讨论飞机定直平飞状态的运动特性。当飞机在正操纵区定直平飞时, 如图 1.13 中的 1 点处, 由于某种扰动造成飞行速度减小 $\Delta v_1 < 0$, 飞机力的平衡将破坏。若驾驶员仍保持原有操纵状态 (即驾驶员杆和油门固定不动), 由推力曲线图可见, 将出现剩余推力 $\Delta P = P_{ky} - P_{px} > 0$, 飞机要加速飞行, 其加速度为

$$\frac{dv}{dt} = \frac{\Delta P}{G} \cdot g$$

故其趋势是使飞机加速平飞, 直至回到原来的平衡状态 1。同样, 扰动引起速度增加 $\Delta v_1 > 0$, 则出现剩余推力 $\Delta P < 0$, 飞机将作减速平飞运动, 直至回到原平衡状态 1。因此, 正操纵区的各点平飞状态是稳定的, 或者说力的平衡是稳定的。

而飞机在反操纵区定直平飞时, 如图 1.13(b) 中的 2 点处, 同样原因造成速度减小 $\Delta v_2 < 0$, 飞机力的平衡状态被破坏。若驾驶员仍保持原有操纵, 由推力曲线图上看到, 出现剩余推力 $\Delta P < 0$, 飞机将继续减速运动, 偏离原平衡状态 2 愈来愈远。扰动引起速度增加 $\Delta v_2 > 0$, 则剩余推力 $\Delta P > 0$, 使飞机继续加速运动, 同样偏离原平衡状态。因此, 反操纵区的各点平飞状态是不稳定的, 即力的平衡是不稳定的。

正是由于反操纵区力的平衡状态不稳定, 在该区实现不同速度的平飞操纵, 必须是反操纵; 低速转高速平飞时, 驾驶员需推驾驶杆和拉油门杆等。

2. 定常上升状态

先讨论仅操纵驾驶杆的情况。设飞机原在图 1.15 中的 a 点处平飞。若驾驶员只推驾驶杆使升降舵下偏而不动油门, 则经过一短暂时间后, 飞机迎角由 α_a 减小到 α_b 。按平飞条件 $v = \sqrt{2G/(\rho S C_y^a \cdot \alpha)}$, 飞行速度则由 v_a 增加到 v_b 。由于未操纵油门, b 点处 $P_{ky} < P_{px}$, 剩余推力 ΔP 为负值, 轨迹倾角 $\theta = \arcsin(\Delta P/G) < 0$, 因此飞机处于以 v_b 速度的定常直线下滑状态。若驾驶员拉杆使升降舵上偏而不动油门, 则经过一短暂时间后, 迎角由 α_a 增大至 α_c , 速度由 v_a 减小至 v_c 。因油门未动, c 点处 $P_{ky} > P_{px}$, 剩余推力 ΔP 为正值, 轨迹倾角 $\theta > 0$, 因此飞机处于以 v_c 速度的定常直线爬升状态。再讨论仅操纵油门杆的情况, 同样只讨论正操纵区。设飞机原在图 1.16 中的 a 点处平飞, 若驾驶员只推油门杆加大油门而不动驾驶杆, 则飞机迎角和飞行速度未变, 但因出现剩余推力 $\Delta P > 0$, 经过一短暂时间后, 飞机将以原速度 v_a 定常直线爬升。相反, 如果收油门杆减小油门而不动驾驶杆, 此时剩余推力 $\Delta P < 0$, 经过一短暂时间后,

飞机将以原速度 v_a 定常直线下滑。

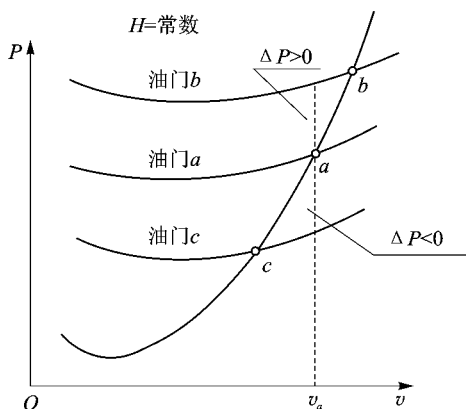


图 1.15 驾驶杆操纵时飞行状态变化

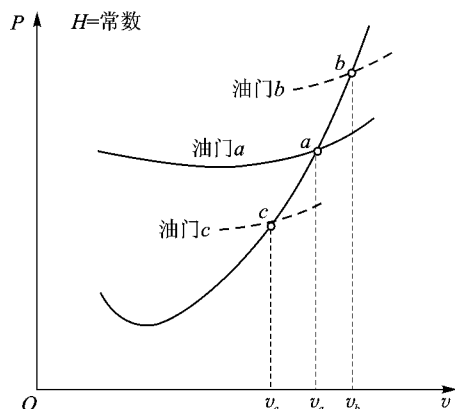
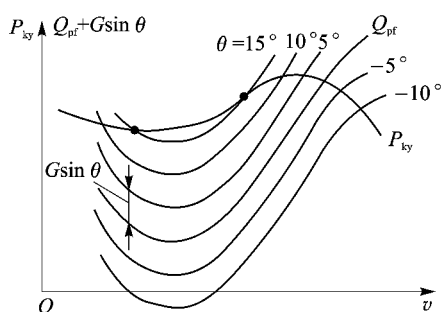


图 1.16 油门杆操纵时飞行状态变化

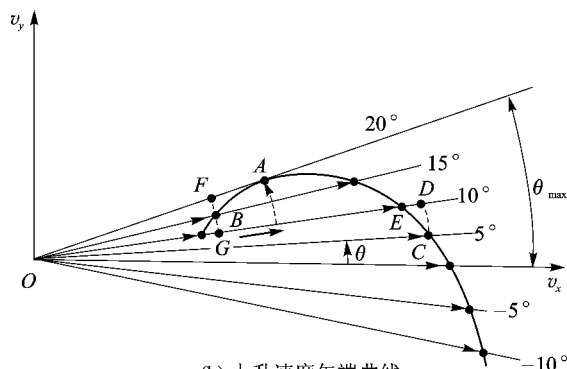
下面进一步讨论飞机定直上升、下滑状态的运动特性。定常直线运动时力的平衡关系前面已经列出,为

$$\begin{cases} P_{ky} = P_{px} + G \sin \theta \\ Y = G \end{cases}$$

现将重力的水平分力和平飞需用推力合在一起,求得不同轨迹倾角的推力需用曲线。对于给定 θ 角,由于 $G \sin \theta$ 是与速度无关的常量,故不同 θ 角的需用推力曲线仅是在 P_{px} 曲(等于平飞阻力 Q_{pf})线处上下移动,如图 1.17(a)所示。这些曲线族与可用推力曲线 P_{ky} 相交的各点的飞行状态均满足力平衡条件式(1.12),飞机处于不同 θ 角的定常直线上升或下滑状态。对每个 θ 角,这两条线最右交点对应的速度为定常上升或下滑的最大速度。随着 θ 角增大,上升的最大速度和上升的速度范围均在缩小。如将不同 θ 角时的最大速度转绘在 v_y (垂直速度) - v_x (水平速度)平面内,会看得更清楚。把速度矢端点连成光滑曲线,如图 1.17(b)所示。该曲线称为上升速度矢端曲线,也称上升极线。



(a) 不同 θ 角的推力曲线



(b) 上升速度矢端曲线

图 1.17 定直上升、下滑特性的确定图

对照图 1.17(a)和(b)可知,矢端曲线上的 A 点对应最大上升角 θ_{max} 状态,近似为第一和第二飞行范围的分界点。矢端曲线上的各点代表飞机处在等速上升状态;曲线以上区域表

示飞机处于减速上升状态;曲线下面的区域则表示飞机处于快速上升状态。

利用矢端曲线讨论定直上升运动的特性是很方便的。在第一飞行范围(正操纵区)观察矢端曲线上的 C 点,飞机以 $\theta=5^\circ$ 作定直上升运动,当受到某个干扰,造成 $\Delta v > 0$ 时,飞机力的平衡状态受到破坏。若驾驶员保持原有操纵,由推力曲线图可见,出现剩余推力 $\Delta P = P_{ky} - (P_{px} + G \sin \theta) < 0$, 飞机将处在减速上升区,最终能回到定直上升的 C 状态。当扰动引起 $\Delta v < 0$ 时,则出现剩余推力 $\Delta P > 0$, 飞机处在加速上升状态区,最终也回到 C 状态。因此,可以说第一飞行范围内矢端曲线上各点的定直上升状态是稳定的。

如果欲使飞机从 C 状态转至 E 状态($\theta=10^\circ$ 的定直上升状态),此时驾驶员只需拉杆即可实现。尽管在操纵瞬时,速度尚来不及改变而位于图中的 D 点,但由于 D 状态处 $\Delta P = P_{ky} - (P_{px} + G \sin \theta) < 0$, 飞机处于减速上升状态,最终会实现 $\theta=10^\circ$ 的定直上升状态。这表明在第一飞行范围内操纵是正常的。

而在第二飞行范围(反操纵区)情况就不同。观察矢端曲线上的 B 点,飞机以 $\theta=15^\circ$ 作定直上升运动,当受到某种干扰出现 $\Delta v > 0$ 时,飞机力的平衡状态受到破坏,驾驶员不加操纵时,由于剩余推力 $\Delta P = P_{ky} - (P_{px} + G \sin \theta) > 0$ 存在,飞机处于加速上升状态区,最终偏离定直上升的 B 状态。当扰动引起 $\Delta v < 0$ 时,则出现剩余推力 $\Delta P < 0$, 飞机处于减速上升状态区,最终也偏离原 B 状态。故第二飞行范围内矢端曲线上各点的定直上升状态是不稳定的。

在该区内欲使飞机从 B 状态转至 A 状态($\theta=20^\circ$ 的定直上升状态),如仍按第一飞行范围的操纵方法,即后拉杆,则在开始瞬时速度尚来不及改变而落在减速上升区的 F 点,因而速度继续减小,永远不可能进入速度较大的 A 状态。此时,欲实现转至 A 状态飞行,可以推杆使飞机转入 θ 较小的加速上升区的 G 状态,然后使飞机加速到 A 状态速度。可见,在第二飞行范围内按正常操纵是不可能实现预定上升状态改变的。

综上所述,由于第一和第二飞行范围作用于飞机上力的平衡状态的不同特性,使保持和改变飞行状态的操纵规律也不相同。在第一飞行范围内,只动驾驶杆而不动油门,飞行状态将由定直平飞转至定常上升或下滑,且飞行速度相应减小或增大;只动油门而不动驾驶杆,飞行状态将由定直平飞转至定常上升或下滑,但飞行速度保持不变。只有同时协调操纵驾驶杆和油门,飞机才能从一个定直平飞状态转到另一个定直平飞状态。而第二飞行范围内,各定直飞行状态是不稳定的,实现不同状态的操纵必须是复杂的反操纵。因此,为了安全起见,尤其在飞机没有足够高度和速度储备的情况下,应避免在反操纵区飞行。

1.4.3 定常飞行状态的主要因素分析

前面讨论的平飞性能和上升性能,人们统称为飞机基本飞行性能,因为这些性能主要是根据推力曲线图来确定的。气动布局、飞机构形参数的改变,势必会影响平飞需用推力曲线;发动机特性改变,则会影响可用推力曲线,从而改变推力曲线图,导致飞行性能的变化。

从前面已经引出的平飞需用推力表达式

$$P_{px} = Q_0 + Q_i = C_{x_0} \frac{1}{2} \rho v^2 S + \frac{AG^2}{\frac{1}{2} \rho v^2 S} = \frac{G}{K}$$

和上升率表达式



$$v_y = \frac{\Delta P v}{G} = \left(\frac{P_{ky}}{G} - \frac{1}{K} \right) v$$

可见,翼载 G/S 、推重比 P/G 、升阻比 K 等综合参数对性能影响是很明显的,而且这些参数对第 2 章介绍的飞机机动性能也有重要影响,因此在飞机设计时特别受到重视。但由于其中任一个参数改变会对其他参数产生影响,为此不直接讨论这些综合参数,仅讨论每个单独因素的影响。在此基础上综合参数的影响也就清楚了。

1. 气动布局的影响

飞机气动布局主要是合理选取机翼的几何形状,包括翼型及其相对厚度 \bar{c} 、展弦比 λ 、后掠角 χ 、根梢比 η 等的选择,以减小零升阻力 Q_0 ,提高最大升阻比 K_{\max} ,达到改善飞行性能的目的。

对于亚声速飞机,除了选用良好的气动外形、光滑的表面,以减小摩擦阻力外,还采用小后掠角 ($\chi=0^\circ\sim 20^\circ$)、大展弦比 ($\lambda=8^\circ\sim 10^\circ$)、大的相对厚度 ($\bar{c}=0.12\sim 0.16$) 和小根梢比的机翼,把升致阻力降至最低的程度,以提高升阻比。但这种气动布局对于超声速飞机来说,会产生严重的波阻,使超声速性能恶化。为此只能选用与此相反的气动布局,加大机翼后掠角

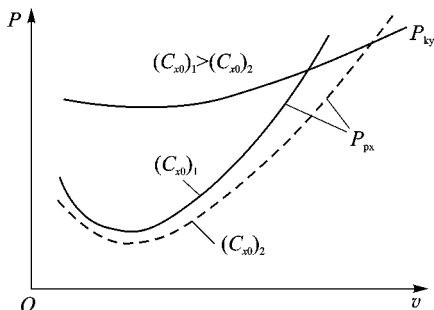


图 1.18 C_{x0} 变化对平飞需用推力曲线的影响

($\chi=50^\circ\sim 60^\circ$),减小展弦比 ($\lambda=2\sim 3$),减小相对厚度 ($\bar{c}=0.03\sim 0.06$) 等。为解决亚声速与超声速布局之间的矛盾,采用变后掠翼和边条翼等措施以改善高速飞机的性能。若需详细了解不同气动布局飞机的气动力特性,可参阅空气动力学教材,这里不再重复。

C_{x0} 增加将使飞机的零升阻力增大,对平飞需用推力曲线的影响如图 1.18 所示。可见,随着 v 增加,其影响程度愈大。因此 C_{x0} 增加时, v_{\max} 要减小,而 ΔP 减小,上升性能有所下降。

2. 构形参数的影响

这里仅讨论飞机重量 G 、机翼面积 S 变化的影响。由前面的公式可见,升致阻力与 G 的平方成正比,重量增加,升致阻力大增,但零升阻力不变。由此可知,重量增加主要影响需用推力低速部分,如图 1.19 所示。由图可见,重量增加对 v_{\max} 影响不大,但使剩余推力 ΔP 减少,从而飞机的上升率减小,静升限降低,上升至预定高度所需时间增加。

由前面的公式可见,机翼面积 S 增加时,零升阻力增加,而升致阻力减小,对平飞需用推力曲线总的影响如图 1.20 所示。曲线向右移动,显然, S 增加使飞机 v_{\max} 降低。

对于超声速飞机,一方面由于高速飞行特性的需要,要求有较小的机翼面积;另一方面由于燃油消耗大,燃油量增多,飞机重量相应增大,使得翼载 G/S 大大增加(从低速飞机的 $50\sim 60\text{ kg/m}^2$ 增加到 300 kg/m^2 以上)。 G/S 对飞机飞行性能影响,可从 G 和 S 对飞行性能的单独影响中综合分析得出。

3. 发动机推力的影响

发动机推力增加,可用推力 P_{ky} 曲线在推力曲线图上往上移动,剩余推力 ΔP 增加, v_{\max} 和 v_y 都会增加,对改善飞行性能有利。特别是对于超声速飞机,由于高空时平飞需用推力曲线比较平坦,故推力增加对增大 v_{\max} 的效果更加显著,如图 1.21 所示。

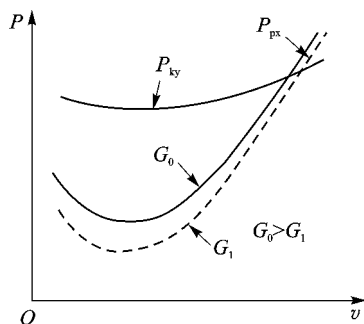
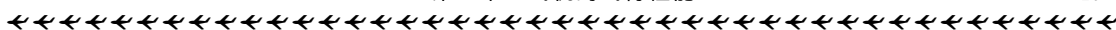


图 1.19 重量变化对平飞需用推力曲线的影响

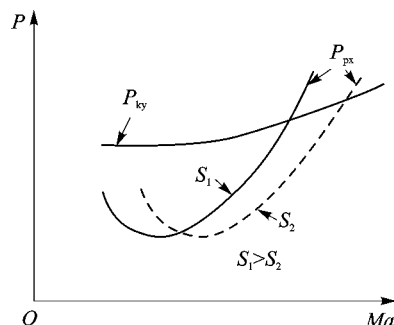


图 1.20 机翼面积变化对平飞需用推力曲线的影响

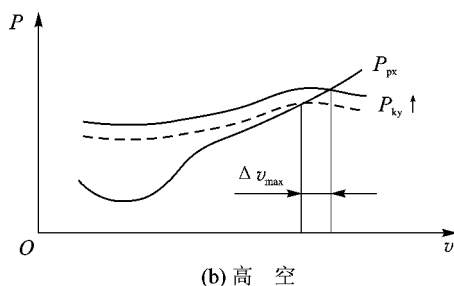
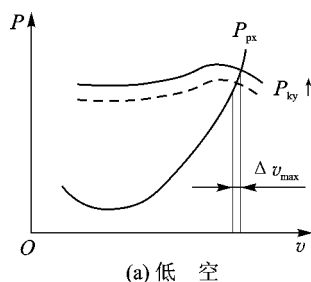


图 1.21 可用推力增加对飞行性能的影响

必须指出,推力增加必然引起发动机重量的增加,故应考虑推重比 P/G 是否增加才有意义。 P/G 对飞行性能的影响,应从 P 和 G 对飞机性能的单独影响中综合分析得出。

1.5 续航性能

飞机的续航性能包括航程和航时两个方面。它涉及到飞机能够飞得多远、多久的问题。对于军用飞机而言,航程远表明飞机活动范围大,远程作战能力强,可以直接威胁敌人的深远后方。航时长表明飞机留空活动时间长,既便于空中机动,又能减少出动架次。因此续航性能是飞机重要战术技术性能,也是评价飞机性能好坏的主要指标之一。对于民航机而言,航程和航时则影响运输的经济效益,更具有重要意义。

下面仍然只介绍军用机的续航性能,民用机的续航性能集中在 1.7 节中扼要介绍。

1.5.1 航程和航时的基本关系式

航程 L 是指飞机携带有效装载,在标准大气和无风情况下,沿着预定航线飞行,耗尽其可用燃油量所经过的水平距离。带有可投放副油箱时,副油箱内燃油耗尽后应投掉。

航时 t 是指与航程同样条件下,耗尽可能燃料量所能持续飞行的时间。

飞机沿预定航线飞行,一般包括上升、巡航和下滑三个阶段,如图 1.22 所示。因此总航程和航时应是三段分别的航程和航时之和。上升段和下滑段航程、航时,通常只占总航程和总航时的 10% 左右,且计算方法在飞机上升性能中已介绍过,因此这里仅介绍巡航段的续航性能。

计算航程和航时时,首先应确定可用燃油量 W_{ky} 。其计算公式为

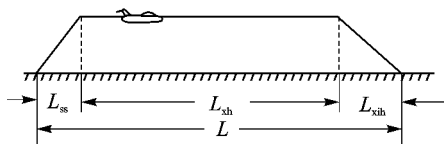


图 1.22 典型的飞机巡航飞行轨迹

$$W_{ky} = W_z - (W_1 + W_2 + W_3 + W_4) \quad (1.24)$$

式中 W_z 为飞机总燃油量, 包括副油箱内的燃油量; W_1 为地面试车和飞机滑行所消耗的燃油量; W_2 为着陆航线和着陆时消耗的燃油量; W_3 为油箱构造原因不能用尽的剩余燃油量; W_4 为保证飞行安全的备用燃油量, 约占总燃油量的 5%~10%。

然后确定燃油耗油量。这里引出每小时和每千米耗油量概念。小时耗油量 Q_t (kg/h) 公式为

$$Q_t = c_e i P_f \quad (1.25)$$

式中 P_f 为每台发动机推力(N); c_e 为发动机耗油率(kg/N·h); i 为飞机上发动机台数。

千米耗油量 Q_v (kg/km) 公式为

$$Q_v = \frac{Q_t}{v} = \frac{c_e i P_f}{v} \quad (1.26)$$

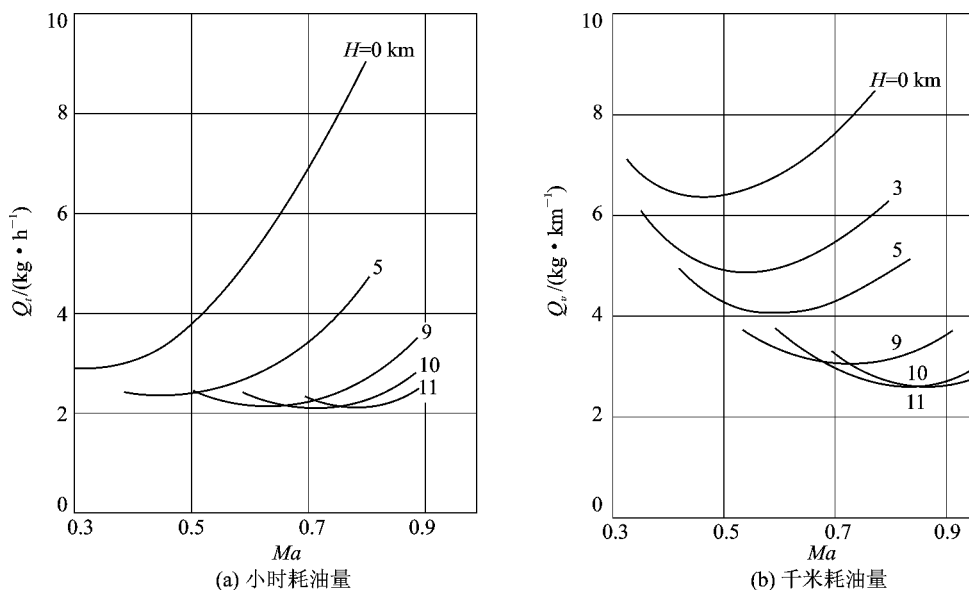
式中 v 为飞机相对地面的飞行速度。无风时, 即为相对空气的速度。

考虑到燃油消耗, 飞机重量不断减轻, 但变化缓慢, 故仍可按准定常运动处理, 认为每瞬时飞机作定常水平飞行, 即满足 $P_{ky} = Q$, $Y = G$ 。又因 $P_{ky} = \eta i P_f$, η 为发动机效率系数, 于是 Q_t 和 Q_v 又可表示为

$$Q_t = c_e i P_f = \frac{c_e P_{ky}}{\eta} = \frac{c_e G}{\eta K} \quad (1.27)$$

$$Q_v = \frac{Q_t}{v} = \frac{c_e P_{ky}}{\eta v} = \frac{c_e G}{\eta v K} \quad (1.28)$$

上式表明 Q_t 和 Q_v 将随飞行状态、发动机工作状态和飞机重量的改变而变化。图 1.23 分别为某发动机的 Q_t 和 Q_v 随 H, Ma 变化曲线。

图 1.23 某发动机 Q_t 和 Q_v 随 H, Ma 变化曲线

显然,飞机巡航段的航时和航程与燃油量及小时耗油量 Q_t 、千米耗油量 Q_v 有关。现设飞机的飞行速度为 $v(\text{km/h})$,则在 dt 时间内消耗燃油 $dW=Q_t dt$,相应的飞机质量减轻了 dm ,即 $dm=-dW$ 。于是可得

$$dt = \frac{dW}{Q_t} = -\frac{dm}{Q_t} = -\frac{dG}{gQ_t} \quad (1.29)$$

飞机经过的水平距离为

$$dL = vdt = -\frac{vdG}{gQ_t} = -\frac{dG}{gQ_v} \quad (1.30)$$

令巡航段开始时飞行重量为 G_1 ,终了时为 G_2 ,将式(1.27),(1.28)代入上式,并在 $G_1 \sim G_2$ 范围内积分,得到巡航段航时和航程的基本公式为

$$t_{\text{sh}} = -\int_{G_1}^{G_2} \frac{dG}{gQ_t} = \int_{G_2}^{G_1} \frac{\eta K}{g c_e} \frac{dG}{G} \quad (1.31)$$

$$L_{\text{sh}} = -\int_{G_1}^{G_2} \frac{dG}{gQ_v} = \int_{G_2}^{G_1} \frac{\eta v K}{g c_e} \frac{dG}{G} \quad (1.32)$$

上式中 K, c_e, η 与飞行状态有关, c_e, η 还与发动机工作状态有关。因此选择不同飞行状态和发动机工作状态,巡航段航时和航程是不同的。

1.5.2 等高等速巡航时的航程和航时

在高度 H 和速度 v 都给定的情况下,随着燃油的消耗,飞机重量不断减小,为满足定常平飞要求,升阻比 K 和耗油率 c_e 应随重量的变化而改变。而发动机效率系数 η 主要是 Ma, H 的函数,则基本不变。故基本关系式(1.31),(1.32)无法解析求得,通常采用数值积分或图解积分法。

1. 久航速度和远航速度

飞机在什么高度和速度下作等高等速巡航飞行时,其航时最久,航程最远,这是人们非常关心的。从图 1.23 可见,小时耗油量 Q_t 和千米耗油量 Q_v 对每一个飞行高度都有一个 $Q_{t, \min}$ 和 $Q_{v, \min}$ 。故等高度上的最久航时和最大航程可以近似按下式确定,即

$$t_{\max} = \frac{W_{\text{sh}}}{Q_{t, \min}}, \quad L_{\max} = \frac{W_{\text{sk}}}{Q_{v, \min}}$$

式中 W_{sh} 为飞机巡航段可用燃油量, t_{\max} 的单位为 h, L_{\max} 的单位为 km。对应 $Q_{t, \min}$ 和 $Q_{v, \min}$ 的飞行速度,分别称为某高度的久航速度 v_{jh} 和远航速度 v_{yh} 。

对于给定高度下的最久航时飞行状态,从式(1.31)可知,要求 Q_t 最小,也即要求组合参数 $\eta K/(g c_e G)$ 必须最大。若不考虑 c_e 和 η 的变化,则要求 K 最大,相应的 G/K 最小,即平飞需用推力 P_{px} 为最小 ($P_{\text{px, min}} = G/K_{\max}$),如图 1.24 上的 a 点。可见飞机的最久航时飞行状态就是有利飞行状态,久航速度 v_{jh} 即是有利速度 v_{yl} 。

对于给定高度下的最大航程飞行状态,从式(1.32)可知,要求 Q_v 最小,也即要求组合参数 $\eta K v/(g c_e G)$ 必须最大。在不计 c_e 和 η 的变化条件下,则要求 $[G/(K v)]_{\min} = (P_{\text{px}}/v)_{\min}$,在平飞需用推力曲线图 1.24 上对应于 b 点,即由原点引出该曲线的切线的切点。与该点对应的飞行状态为最大航程飞行状态,相应的速度为远航速度 v_{yh} 。

超声速飞机在某些飞行高度上,由于平飞需用推力曲线的特点,由原点引出的直线有可能与平飞需用推力曲线两次相切,得到两个切点,如图 1.25 中 $H=15\,000\text{ m}$ 的情况。因而有两

个最小千米耗油量 $Q_{v, \min}$, 故有两个远航速度, 分别在跨声速区和超声速区。

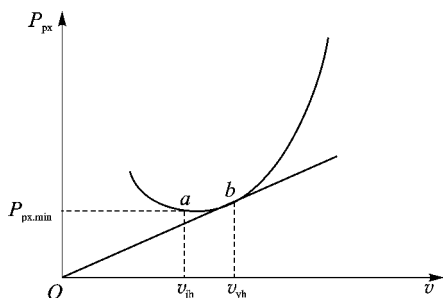


图 1.24 平飞需用推力曲线上对应的久航和远航速度和远航飞行状态

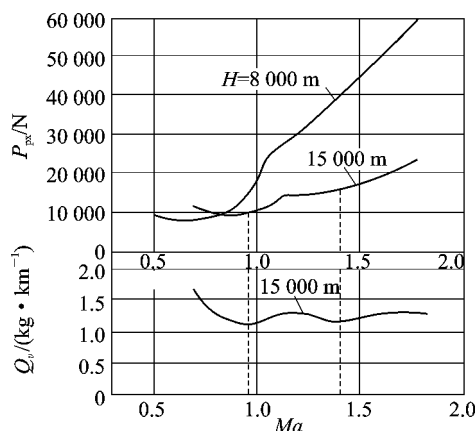


图 1.25 超声速飞机的 P_{px} 和 Q_v 随 Ma 的变化曲线

应该指出, 为实现给定高度、速度的巡航飞行, 随着燃料消耗, 飞机重量减轻, 驾驶员应缓慢地推杆以减小迎角, 同时降低发动机转速以减小推力, 保持飞机平衡状态。因此, 要完成这样的操纵, 严格保持等高、等速飞行是比较困难的。

2. 远航高度和久航高度

由图 1.23 可见, 不同高度下的 $Q_{v, \min}$ 和 $Q_{L, \min}$ 值是不同的, 显然高度不同时, L_{\max} 和 t_{\max} 的大小亦不同。因此确定飞机等高、等速巡航情况下的最大可能航程和最大可能航时, 可以首先求得 L_{\max} 和 t_{\max} 随 H 的变化曲线, 然后取其最大值, 如图 1.26 所示。图中 E, F 点所对应的横坐标即为最大可能航程 $L_{\max, \max}$ 和最大可能航时 $t_{\max, \max}$, 对应的纵坐标分别为远航高度 H_{yh} 和久航高度 H_{jh} 。但对于某些超声速飞机, 对应跨声速和超声速区的远航速度飞行时, 其千米耗油量 Q_v 变化较大, 如图 1.27 所示。可以看出在低高度飞行时(图中 H^* 以下), 超声速的 $Q_{v, yh}$ 值超过跨声速的 $Q_{v, yh}$, 超过某高度 H^* 后, 则相反。因此对于这类飞机要增大巡航段的航程, 在某高度以下应以跨声速远航速度飞行, 当超过该高度后, 应采用超声速远航速度飞行。

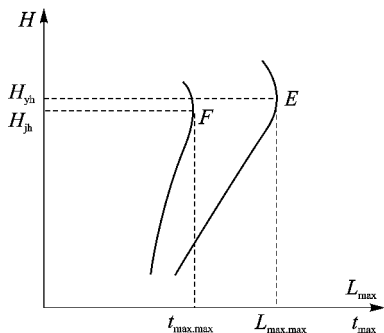


图 1.26 给定高度、速度下最大航程和最大航时确定

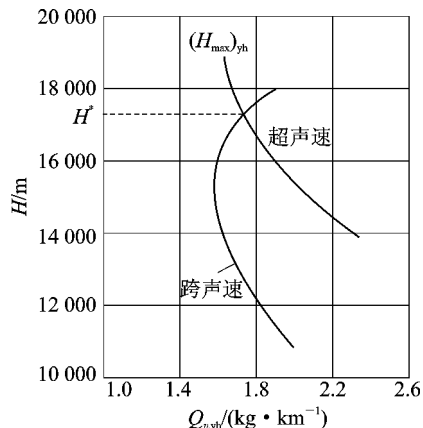


图 1.27 超声速飞机远航时的千米耗油量随 H 变化曲线

1.5.3 飞机的最佳续航性能

上述讨论的最大航程和最久航时中,由于飞行高度和速度选定后始终保持不变,因此发动机的转速和飞机的升阻比都将随着飞机重量变化而改变,以满足巡航飞行时平衡条件。此时航时和航程基本公式(1.31),(1.32)中,组合参数 $\frac{\eta K}{c_e}$ 和 $\frac{\eta K v}{c_e}$ 不可能始终保持最大值,换句话说飞机气动效率和发动机经济效益的发挥都受到一定限制,不能始终处于最佳状态。如果允许巡航飞行中飞行高度随重量变化,同时选取最有利的飞行速度,那么有可能获得更大的航程和航时。

对于安装涡轮喷气发动机的飞机,一般的巡航高度超过 11 km,即在同温层中飞行,空气温度不随高度变化,则发动机耗油率 c_e 和发动机效率系数 η 均只是发动机转速 n 和 Ma 的函数,即

$$c_{eH} = c_{e11} = f_1(n, Ma), \quad \eta_H = \eta_{11} = f_2(n, Ma)$$

根据巡航飞行时等速平飞条件,考虑到 P_{ky} 和 Y 均与密度 ρ 成正比,故飞机升阻比为

$$K = \frac{Y}{P_{ky}} = f_3(n, Ma)$$

于是航时和航程基本关系式在给定转速 n 和 Ma 条件下,可以积分得出

$$t = \frac{\eta_{11} K}{g c_{e11}} \ln \frac{G_1}{G_2} \quad (1.33)$$

$$L = \frac{\eta_{11} K c_{11} Ma}{g c_{e11}} \ln \frac{G_1}{G_2} \quad (1.34)$$

最佳航程和航时取决于组合参数 $\frac{\eta_{11} K Ma}{c_{e11}}$ 和 $\frac{\eta_{11} K}{c_{e11}}$ 应为最大值。

下面来确定最佳航程。先给定一个转速 n ,计算得出 $\frac{\eta_{11} K Ma}{c_{e11}}$ 随 Ma 变化曲线,从中定出最大值 $\left(\frac{\eta_{11} K Ma}{c_{e11}}\right)_{\max}$ 和对应的 Ma ;再画出不同 n 值下的 $\left(\frac{\eta_{11} K Ma}{c_{e11}}\right)$ 和对应 Ma 随 n 的变化曲线,从中定出最大值 $\left(\frac{\eta_{11} K Ma}{c_{e11}}\right)_{\max, \max}$ 和对应 Ma 和转速 n (见图 1.28)。最佳航程即为

$$L_{\max, \max} = \frac{c_{11}}{g} \left(\frac{\eta_{11} K Ma}{c_{e11}}\right)_{\max, \max} \cdot \ln \frac{G_1}{G_2} \quad (1.35)$$

对应的 Ma 和转速 n 称为远航马赫数 Ma_{yh} 和远航发动机转速 n_{yh} 。飞机在 Ma_{yh} 和 n_{yh} 下巡航飞行,高度没有限制,其变化规律应满足 $Y=G$ 平衡条件。故飞机将在等速变高状态下飞行。

类似地可求得的最佳航时对应的 Ma 和 n 称为久航马赫数 Ma_{jh} 和久航发动机转速 n_{jh} 。

$$t_{\max, \max} = \frac{1}{g} \left(\frac{\eta_{11} K}{c_{e11}}\right)_{\max, \max} \ln \frac{G_1}{G_2} \quad (1.36)$$

这里顺便引出最大活动半径的概念。对于军用战斗机来说,飞机由机场起飞,当飞到目标上空完成一定任务后,还要回到原机场,飞机所能达到的最远距离称为飞机最大活动半径。显然这是一个重要性能指标,反映飞机能远航作战的范围。但它并不是前面所述的最佳航程的一半,因为飞机在空战时要消耗油量 W_{kz} ,投掷载荷 W_{iz} 等,整个巡航飞行段有重量变化。

设巡航段开始时飞机重量为 G_1 ,到达目的地进行空战前的重量为 G_x ,则空战结束后的重

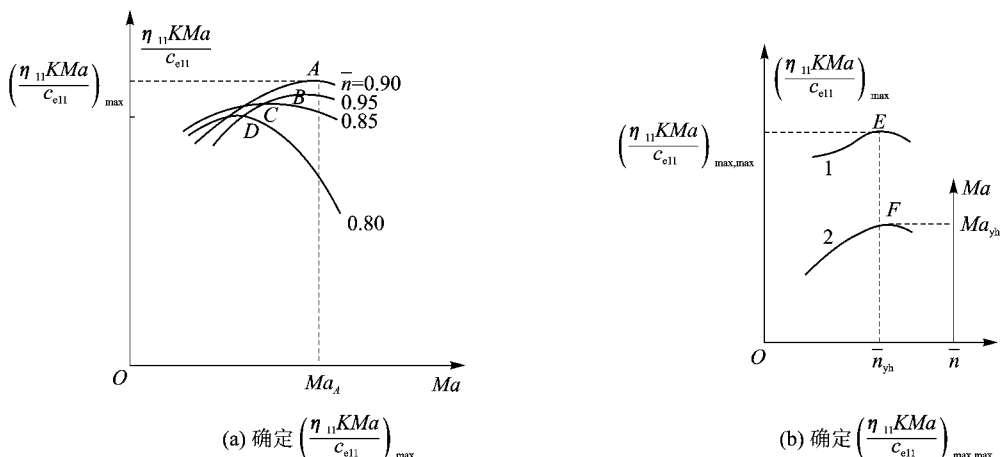


图 1.28 最佳航程和对应 Ma 、发动机转速 n 的确定 ($\bar{n} = n/n_{\max}$)

量为 $G_x - (W_{kz} + W_{tz})$, 返航巡航段结束重量为 G_2 。其中 G_x 为待定的重量, 可由出航巡航段和返航巡航段的航程相等得出, 利用公式(1.35)可求得

$$G_x = \frac{W_{kz} + W_{tz}}{2} + \sqrt{\frac{(W_{kz} + W_{tz})^2}{4} + G_1 G_2}$$

于是最大活动半径为

$$R_{\max} = \frac{a_{11}}{g} \left(\frac{\eta_{11} KMa}{c_{e11}} \right)_{\max, \max} \ln \frac{G_1}{G_x} = \frac{a_{11}}{g} \left(\frac{\eta_{11} KMa}{c_{e11}} \right)_{\max, \max} \ln \frac{G_1}{\frac{W_{kz} + W_{tz}}{2} + \sqrt{\frac{(W_{kz} + W_{tz})^2}{4} + G_1 G_2}} \quad (1.37)$$

当 $W_{kz} + W_{tz} = 0$ 时, 则 R_{\max} 恰为航程的一半。

1.5.4 风对续航性能的影响

有风时, 地速 v_d 和空速 v 的关系如图 1.29 所示。地速 v_d 等于空速 v 和风速 w 的矢量和, 即

$$v_d = v + w$$

空速与地速之间夹角为 φ , 风速与地速之间夹角为 χ 。作用在飞机上的气动力和推力只与空速有关。

在讨论航时时, 是确定飞机在空中飞行的时间, 不涉及到飞机相对地面的运动。不管顺风还是逆风, 只要保持飞行状态 (H, Ma) 和发动机工作状态 (n) 不变, 航时就是确定的。所以风对航时没有影响。

在讨论航程时, 是确定飞机相对地面所飞过的水平距离, 显然与地速有关。即使飞行状态和发动机工作状态不变, 由于风影响地速, 顺风、逆风时的航程是不一样的。

有风时的千米耗油量由下式确定, 即

$$Q_{v, f} = \frac{Q_i}{v_d}$$

式中地速 $v_d = v \cos \varphi + w \cos \chi$ 。顺风飞行时，风向与飞行方向一致，即 $v_d = v + w$ ；逆风飞行时，风向与飞行方向相反，即 $v_d = v - w$ 。

有风时的航程一般表达式为

$$L_{\text{ch}, f} = \int_{G_2}^{G_1} \frac{dG}{Q_{v, f}} = \int_{G_2}^{G_1} \frac{v_d dG}{Q_t} \quad (1.38)$$

显然，与无风情况相比，顺风时的航程要大些，逆风时的航程要小些。

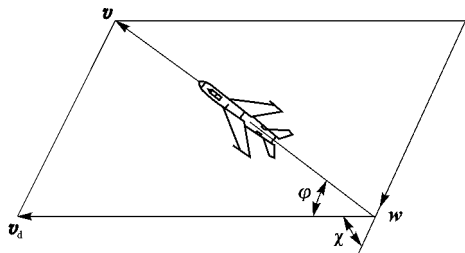


图 1.29 有风时空速 v 和地速 v_d 之间关系

下面再讨论风对活动半径 R 的影响。假

设飞机出航和返航时，风的速度大小和方向保持不变，如出航时为逆风，返航时就为顺风，反之亦然；认为无风时的千米耗油量仅与飞行重量成正比，即 $Q_v = AG$ ， A 为常数，则有风时的飞机千米耗油量在出航和返航时应分别为

$$Q_{v, \text{nf}} = \frac{Q_t}{v - w} = Q_v \frac{v}{v - w} = \frac{AG}{1 - \frac{w}{v}}$$

$$Q_{v, \text{sf}} = \frac{Q_t}{v + w} = Q_v \frac{v}{v + w} = \frac{AG}{1 + \frac{w}{v}}$$

根据飞机活动半径定义，出航和返航航程相等，为简单起见，假设空战时耗油重量 W_{kz} 和投掷载荷重量 W_{tz} 均为零，则

$$\int_{G_x}^{G_1} \frac{dG}{Q_{v, \text{nf}}} = \int_{G_2}^{G_x} \frac{dG}{Q_{v, \text{sf}}}$$

将 $Q_{v, \text{nf}}$ 和 $Q_{v, \text{sf}}$ 代入，并积分得

$$G_x = G_1^{\frac{1}{2}(1 - \frac{w}{v})} G_2^{\frac{1}{2}(1 + \frac{w}{v})}$$

于是有风时的飞机活动半径为

$$R = \frac{0.5}{A} \left(1 - \frac{w^2}{v^2}\right) \ln \frac{G_1}{G_2} \quad (1.39)$$

在同样假设条件下，无风时的飞机活动半径为

$$R_{w=0} = \frac{0.5}{A} \ln \frac{G_1}{G_2}$$

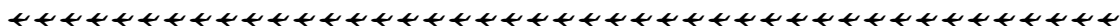
由此可得

$$R = \left(1 - \frac{w^2}{v^2}\right) R_{w=0}$$

上式表明，由于风速以平方形式出现，对于现代飞机通常 $\frac{w}{v}$ 不大，故风对活动半径的影响较小，且与风的方向无关。

1.6 起落性能

起飞和着陆是实现一次完整飞行必须经历的两个阶段，因此飞机除了应具有良好的空中飞行性能外，还应具有良好的起飞和着落性能，否则也会给飞行安全和实际使用带来问题。



飞机的起落性能主要包括:起飞距离、起飞时间和离地速度;着陆距离、着陆时间和接地速度。起飞和着陆距离的长短涉及到对机场范围大小的要求。离地速度太高会导致飞机起飞滑跑距离增加;接地速度太高会导致着陆滑跑距离增加,还对着陆安全和起落架受载带来不利影响。可见起落性能是飞机的重要战术技术指标之一。特别是现代飞机飞行速度快、翼载的增大,使得飞机起落距离和接地速度大大增加,起落性能趋于恶化。因此研究和改善高速飞机的起落性能更有重大意义。

飞机起落阶段的运动与飞机空中运动有很大的不同。在地面滑跑时,飞机的运动受到地面的约束,机轮上承受到地面的支反力和摩擦力;整个运动是接地或贴近地面飞行,飞机气动力要受到地面效应和飞机构形因起落架、襟翼放下带来的影响。

1.6.1 起飞性能

飞机从起飞滑跑开始,而后上升到机场上空的安全高度,这一加速运动过程称为起飞。它所经过的水平距离和所需时间称为起飞距离和起飞时间。安全高度应根据机场四周的障碍物来选取,我国定为 15 m。

现代飞机由于推重比 P/G 较大,往往飞机经过地面滑跑离地后就转入加速上升,因此起飞过程分为地面加速滑跑和空中加速上升两个阶段,如图 1.30 所示。对于前三点飞机,开始时三轮着地滑跑,速度由零逐渐增大。当增大到一定程度,约为 $0.7 \sim 0.9 v_{ld}$ (离地速度),驾驶员操纵飞机抬起前轮,然后保持两主轮着地继续加速滑跑。随着速度的增加,飞机升力迅速增加,当速度达到离地速度 v_{ld} ,升力等于飞机重力时,主轮离开地面,飞机转入加速上升。当飞机离地一定高度时,收起落架以减小阻力;继续加速上升至安全高度,起飞过程即告结束,随后收起襟翼。下面具体介绍起飞性能指标。

1. 地面滑跑距离和时间

飞机在地面滑跑中的受力情况如图 1.31 所示。由图可列写出滑跑时的运动方程

$$\begin{cases} \frac{G}{g} \frac{dv}{dt} = P_{ky} - Q - F \\ N = G - Y \end{cases} \quad (1.40)$$

式中 N 为地面支反力; F 为地面摩擦力, $F = fN$ 。考虑到现代高速飞机,由于推重比 P/G 和翼载荷 G/S 较大,可略去一些次要因素,且 P_{ky} 取一平均值,则积分上式可得地面滑跑时间和距离,分别为

$$t_1 \approx \frac{1}{g} \frac{v_{ld}}{\frac{P_{ky, pj}}{G} - f} \quad (1.41)$$

$$L_1 \approx \frac{1}{2g} \frac{v_{ld}^2}{\frac{P_{ky, pj}}{G} - f} \quad (1.42)$$

2. 离地速度 v_{ld}

可根据离地瞬间重力与升力平衡的条件,近似求得

$$v_{ld} = \sqrt{\frac{2G}{\rho S C_{y, ld}}} \quad (1.43)$$

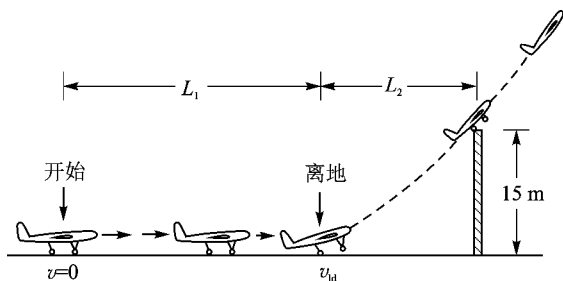


图 1.30 飞机的起飞过程

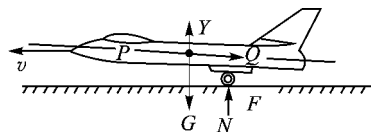


图 1.31 起飞滑跑时飞机的受力情况

式中 $C_{y,ld}$ 为离地时飞机的升力系数。对于一般飞机可取 $\alpha_{ld} = \alpha_{dd}$ (飞机抖动迎角), 这时 $C_{y,ld} = C_{y,dd} = (0.8 \sim 0.9)C_{y,max}$ 。对于现代飞机, 由于飞机临界迎角很大, α_{dd} 会增加很多, 为保证飞机的安全, 离地迎角 α_{ld} 应受到护尾迎角 α_{hw} 限制, 应 $\alpha_{ld} < \alpha_{hw}$ 。护尾迎角 α_{hw} 定义为保证飞机的护尾包离地面 0.2~0.3 m 高时的飞机所处迎角。

3. 加速上升段距离和时间

飞机离地后加速上升的轨迹近似直线, 且轨迹倾角 θ 不大, 故可近似认为水平距离等于空中所经过的路程。上升过程中剩余推力 $\Delta P = P_{ky} - Q$ 的变化亦不大, 可取平均值 ΔP_{pj} 。按能量守恒定律, 飞机在 15 m 高度上所具有的总能量应等于飞机离地瞬间的动能加上平均剩余推力 ΔP_{pj} 在上升过程所作的功。由此可分别求出加速上升段距离和时间为

$$L_2 = \frac{G}{\Delta P_{pj}} \left(\frac{v_H^2 - v_{ld}^2}{2g} + 15 \right) \quad (1.44)$$

$$t_2 = \frac{L_2}{v_{pj}} \quad (1.45)$$

式中 v_H 为上升到 15 m 安全高度上飞机的瞬时速度。

$$v_{pj} = \frac{1}{2}(v_H + v_{ld})$$

$$\Delta P_{pj} = \frac{1}{2}[(P_{ky,ld} - Q_{ld}) - (P_{ky,H} - Q_H)]$$

飞机的起飞距离和时间应为地面滑跑段和加速上升段距离和时间的和, 即

$$L_{qf} = L_1 + L_2$$

$$t_{qf} = t_1 + t_2$$

1.6.2 着陆性能

飞机着陆前, 通常先通过机场上空, 然后进入降落小航线飞行, 作好着陆前的各项准备工作。包括在 2~3 转弯间放下起落架, 3~4 转弯间减速下降并放下襟翼, 4 转弯后对准跑道着陆点, 下滑至安全高度 (15 m)。随后着陆阶段开始。

着陆过程也可近似分两个阶段, 即下滑减速阶段和着陆滑跑阶段, 如图 1.32 所示。下滑减速阶段, 飞机从安全高度开始, 发动机慢车工作状态直线下滑, 至离地 5~8 m 驾驶员拉杆将飞机改平, 至机轮离地约 1 m, 保持减速平飞, 直到升力不再能平衡飞机重量, 飞机自行飘落, 以主轮接地结束。着陆滑跑阶段, 飞机接地后先以主轮开始保持两点滑跑, 当速度减到一定程度时, 驾驶员推杆使前轮着地进行三点滑跑, 同时使用刹车减速, 直到飞机安全停止运动。

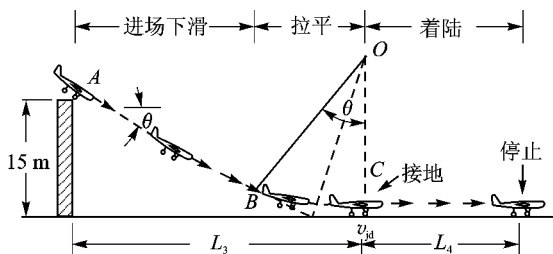


图 1.32 飞机的着陆过程

一般将飞机着陆过程经过的水平距离和时间,称为着陆距离和着陆时间,用来衡量、评价飞机的着陆性能。

1. 进场速度和接地速度

进场速度是指飞机着陆前下滑至安全高度处的瞬时速度。一般取

$$v_H = (1.2 \sim 1.3) v_{jd} \quad (1.46)$$

即要比接地速度 v_{jd} 大 $20\% \sim 30\%$ 。

接地速度是指着陆过程中飞机主轮接地瞬间的速度。该速度要比升力平衡重量所需速度略小一些。可用下式表示,即

$$v_{jd} = K_1 \sqrt{\frac{2G}{\rho S C_{y,jd}}} \quad (1.47)$$

式中 K_1 为速度修正系数,取 $0.9 \sim 0.95$; $C_{y,jd}$ 为接地时升力系数。

为了缩短着陆距离, v_{jd} 应尽可能小,为此 $C_{y,jd}$ 应尽可能大。但 $C_{y,jd}$ 要受到防止抖振 ($C_{y,dd}$)、护尾迎角 ($C_{y,hw}$) 和平尾最大上偏角 ($C_{y,\varphi \max}$) 条件的限制,为安全起见,应取其中最小值。

2. 下滑减速段距离和时间

整个下滑减速段下滑角 θ 不大,可将下滑减速段的水平距离近似等于飞机所经过的路程。此时发动机处于慢车工作状态,可取 $P_{ky} \approx 0$ 。气动阻力取平均值 $Q_{pj} = \frac{1}{2}(Q_{jd} + Q_H)$, 式中 Q_H 为安全高度处的阻力。于是仍用能量守恒定律,可求得下滑减速段水平距离和时间分别为

$$L_3 = K_{pj} \left(\frac{v_H^2 - v_{jd}^2}{2g} + 15 \right) \quad (1.48)$$

$$t_3 = \frac{L_3}{v_{pj}} \quad (1.49)$$

式中平均升阻比 $K_{pj} = \frac{1}{2}(K_H + K_{jd})$; 平均速度 $v_{pj} = \frac{1}{2}(v_H + v_{jd})$ 。

3. 着陆滑跑距离和时间

着陆滑跑段开始是两点滑跑,后段是三点滑跑。实践表明,两点滑跑时间很短,在同样速度下,两点滑跑时迎角大,阻力也大,但不使用刹车,摩擦力较小;而三点滑跑时,迎角小,阻力也小,但使用刹车,摩擦力较大。故可认为这两段的阻力加上摩擦力之和近似相等。因此可把整个滑跑过程作为三点滑跑进行估算。飞机在着陆滑跑中的受力情况类同起飞滑跑状态,不同点是着陆时可用推力可近似为 $P_{ky} = 0$ 。相应的运动方程为

$$\begin{cases} \frac{G}{g} \frac{dv}{dt} = -Q - F \\ N = G - Y \end{cases} \quad (1.50)$$

式中 N 为地面支反力; F 为地面摩擦力, $F = fN$ 。

通过与起飞滑跑状态类似的处理方法, 认为着陆滑跑为匀减速运动。由上述方程可近似求得

$$t_4 = \frac{2v_{jd}}{g\left(f + \frac{1}{K_{jd}}\right)} \quad (1.51)$$

$$L_4 = \frac{v_{jd}^2}{g\left(f + \frac{1}{K_{jd}}\right)} \quad (1.52)$$

由上式可见, 要缩短着陆滑跑距离和时间, 应尽可能减小 v_{jd} 和 K_{jd} , 并增大 f 。完全打开襟翼和减速板, 不仅增大接地时的升力系数, 同时增加迎面阻力, 因而既减小 v_{jd} , 也减小了 K_{jd} 。充分利用刹车可加大 f 。此外, 现代喷气式飞机着陆时还使用减速伞。

飞机的着陆距离和时间应为下滑减速段与着陆滑跑段距离和时间的和, 即

$$\begin{aligned} L_{zl} &= L_3 + L_4 \\ t_{zl} &= t_3 + t_4 \end{aligned}$$

1.6.3 单发停车故障的对策

多发动机飞机在起飞滑跑时, 若有一台发动机因发生故障而停车, 则驾驶员要在两个对策中选择, 即中断起飞还是继续起飞。进行这种决断的依据, 主要取决于发动机出现故障时的飞行速度, 以及发动机停车时的跑道长度能否继续地起飞或是中断起飞。

1. 中断起飞所需距离

中断起飞所需距离是指在起飞滑跑过程中一台发动机停车, 驾驶员决定中断起飞, 即收油门, 放下各种减速机构, 飞机从滑跑起点到完全停止所经过的距离。因此中断起飞所需距离由三段组成。

第一段: 飞机从速度为零加速滑跑至一台发动机停车瞬时速度 v_{tc} 所经过的距离。

第二段: 从一台发动机停车至驾驶员决心收油门, 放减速机构中断起飞所经过的距离。该段所需时间按规范规定为 3 s, 飞行速度近似不变, 为 v_{tc} 。

第三段: 收油门, 放减速机构至飞机完全停止运动所经过的距离。

中断起飞过程的第一段相当于起飞滑跑, 第三段相当于着陆滑跑, 故中断起飞所需距离可采用式(1.42)和式(1.52), 近似求得

$$L_{zz} = \frac{v_{tc}^2}{2g\left(\frac{P_{ky, pj}}{G} - f\right)} + 3v_{tc} + \frac{v_{tc}^2}{g\left(f + \frac{1}{K_{tc}}\right)} \quad (1.53)$$

式中 K_{tc} 为 v_{tc} 时的升阻比。

图 1.33 中 A 组曲线为某机不同起飞重量下中断起飞所需距离 L_{zz} 随 v_{tc} 的变化规律。 v_{tc} 愈大, 则所需的 L_{zz} 愈长。

2. 继续起飞所需距离

继续起飞所需距离是指一台发动机停车后继续起飞时, 从滑跑起点到上升至安全高度所经过的水平距离。显然继续起飞所需距离由两段组成。

第一段: 继续起飞所需的滑跑距离, 包括: 所有发动机工作下加速滑跑段直至速度达到 v_{tc} ;

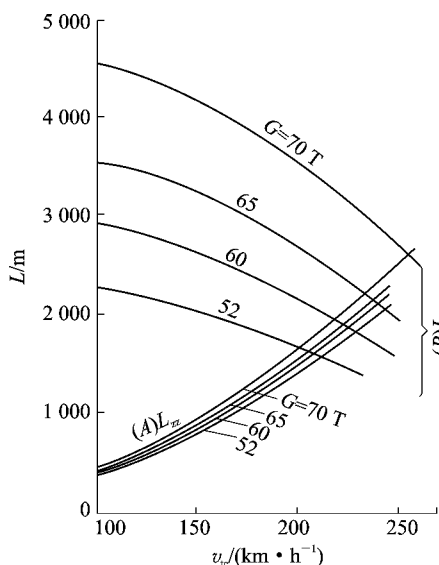


图 1.33 某机中断起飞和继续起飞性能

一台发动机停车,其余发动机工作下加速滑跑段直至速度达到 v_{ld} 。其近似估算可按式(1.42)得出

$$L_{jx,1} = \frac{v_{tc}^2}{2g\left(\frac{P_{ky,pj}}{G} - f\right)} + \frac{v_{jd}^2 - v_{tc}^2}{2g\left(\frac{P'_{ky,pj}}{G} - f\right)}$$

式中 $P_{ky,pj}$ 为所有发动机工作下滑跑时的平均可用推力; $P'_{ky,pj}$ 则为一台发动机停车后滑跑时的平均可用推力。

第二段:从离地速度 v_{ld} 开始至安全高度的加速上升段 $L_{jx,2}$ 。其估算可按式(1.44)进行。因此继续起飞所需距离为

$$L_{jx} = L_{jx,1} + L_{jx,2} \quad (1.54)$$

图 1.33 中 B 组曲线为某机在不同起飞重量下,继续起飞所需距离 L_{jx} 随 v_{tc} 的变化。 v_{tc} 愈大,所需的 L_{jx} 愈短。

3. 决策速度 v_1 和平衡场地长度 L_{pc}

决策速度 v_1 为多发动机飞机在起飞滑跑过程中一临界发动机失效的某个速度,飞机无论继续起飞还是中断起飞都需要同样的距离。该速度被定为决策速度,即继续起飞所需距离 L_{jx} 曲线与中断起飞所需距离 L_{zz} 曲线的相交点所对应的速度,如图 1.34(a)所示。

平衡场地长度 L_{pc} 为继续起飞所需距离 L_{jx} 等于中断起飞所需距离 L_{zz} 的场地长度,即图 1.34(a)中交点对应的距离。

从图 1.34(a)可见,当实际场地长度 L_{sc} 等于平衡场地长度 L_{pc} 时,一台发动机在决策速度 v_1 停车时,飞机可以继续起飞,也可中断起飞;发动机在大于 v_1 时停车,中断起飞所需距离 L_{zz} 超出实际场地长度 L_{sc} ,飞机只能继续起飞;相反发动机在小于 v_1 时停车,继续起飞所需距离 L_{jx} 超出实际场地长度 L_{sc} ,飞机只能中断起飞。

从图 1.34(b)可见,飞机起飞重量增加,平衡场地长度增大,此时实际场地长度小于平衡场地长度,飞机如在 $v_a \sim v_b$ 区发动机停车,继续飞行和停止飞行所需距离均超出实际场地长度,那么就会出现飞机既不能中断起飞,也不能继续起飞的困难局面,危及飞行安全。

从图 1.34(c)可见,飞机起飞重量减少,平衡场地长度缩短,此时实际场地长度超过平衡场地长度,飞机如在 $v_c \sim v_d$ 区发动机停车;由于飞机继续飞行和停止飞行所需距离小于实际场地长度,飞机可以继续起飞或中断起飞,二者都是安全的。通常情况下,都作中断起飞处理。

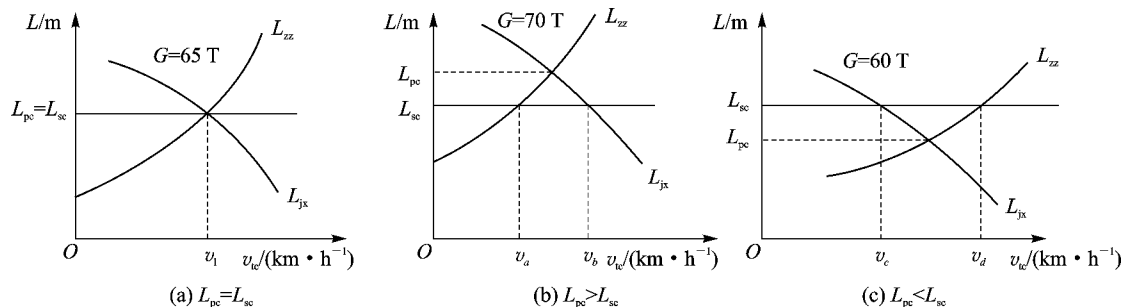


图 1.34 决策速度和平衡场地长度的确定

通过上述讨论,可以认为在给定飞机起飞重量后,决策速度是决定临界发动机停车后是继续起飞还是中断起飞的分界速度。为了保证飞行安全,实际场地长度一般应在以下三种距离中取最大值:单发停车后继续起飞距离、单发停车后中断起飞距离和正常状态下起飞距离的 115%。

1.6.4 风切变下的起落过程

风切变是风的方向和速度相对地面在很短距离内的变化。水平风速度的变化影响空速,风切变的垂直分量将影响飞行轨迹角。风切变通常是由雷暴雨、锋面和喷气流形成的。风切变可以出现在任何高度上,如果在起落过程中遇到将是危险的。接近地面高度上出现的风切变,谓之低空风切变。

近年来,微下冲暴流被认为是另一种危险形式的风切变。微下冲暴流可能是在高空空气柱受到冰、雪或雨的蒸发很快变冷,其密度比周围空气大,随之迅速下降地面的过程中形成的,在碰撞到地面后,空气质量迅速向四处散布。这种下暴的核心可能有 2~3 km 宽,产生的风速可高达 150~200 km/h。典型的微下冲暴流能维持 5~15 min。

飞机在风切变下的起落过程是一个复杂的动态过程。此时要考虑作用在飞机上力矩的情况,若想详细了解,可以参阅文献。下面仅简要地介绍风切变下飞行轨迹变化的原由,以及目前为保证安全飞行所采取的措施。

驾驶员飞经微下冲暴流,在不到 1 min 内会感到多种复杂情况的迷惑。在这期间他将遇到逆风、下暴和顺风的情况,如图 1.35 所示。逆风将使空速增加,飞机开始爬升,如果驾驶员不知道为什么会发生这种现象,习惯上会收油门,减小推力以保持原来的航迹倾角。然而,逆风很快消失,而遇到的是下降气流,导致飞机高速下降。此时,驾驶员试图通过打开油门,以恢复全推力状态。当发动机在某个时刻重新作用时,驾驶员又遇到强劲的顺风,空速减小,进而会遇到接近失速的潜在危险。根据接近地面的程度和风切变速度的大小,驾驶员很可能已经没有可操纵飞机的空间,或者失速、撞击地面。对于现代运输机由于进场时采用自动油门系统,这种情况在遇到微下冲暴流就更糟,因为油门在遇到顺风时早已关闭。

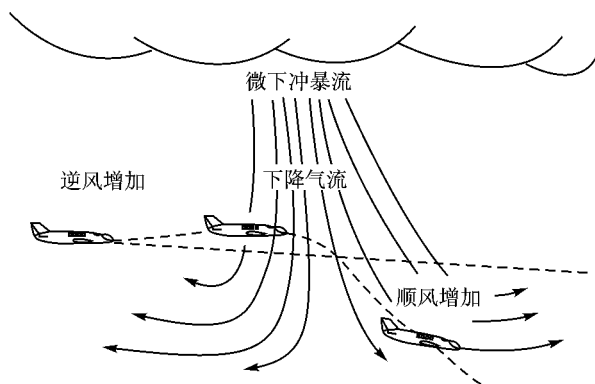
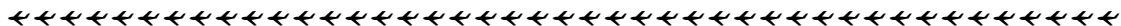


图 1.35 起落过程中微下冲暴流示意图

1964—1985 年期间,美国至少有 26 架民用运输机毁于风切变造成的事故,死伤数百人,低空风切变已成为危及飞行安全的因素之一。为此,美国联邦航空局等单位对有关风切变/微



下冲暴流进行了研究,为了成功地穿越风切变/微下冲暴流,提出了机上和地面建立风切变探测系统、对乘务人员的告警、飞行方面管理和模拟以及驾驶技术的评估等措施。

最好的防御风切变或微下冲暴流的方法是完全地回避。如回避不了,目前建议是在识别了可能遇到风切变/微下冲暴流后,驾驶员应把推力加至最大,并转动飞机至最初姿态,即谓之指标俯仰角,其值决定于飞机的类型。对于运输机,建议指标俯仰角约 15° 。随后驾驶员应保持这种态势,直到飞出低空风切变或微下冲暴流范围。

机载风切变告警/探测系统是在 1980 年后期引入的反应型系统。该系统探测风切变是在飞机实际上遇到风切变之后,而不是在前。系统是利用飞机上常规的仪表,如加速度表、空气数据系统等提供的信息,输入机载计算机,得出飞机周围风切变情况。目前这种反应型系统已被先进的预测型传感系统替代。它可以给驾驶员在飞机遇到风切变/微下冲暴流前提前 30 s 的告警。这种机载告警/探测系统可以是雷达的、激光的或红外线类型的。雷达装置能测量随风运动水滴的多普勒速度,因此,对于伴随有中到大雨的风切变/微下冲暴流,用这种装置预测较好。然而,对于小雨或无雨情况下的风切变/微下冲暴流,用激光装置预测较好,因为它是利用低空大气中悬浮物质对激光的反射信号工作的。红外线装置则是利用风切变/微下冲暴流活动引起的离飞机 1~3 km 处的温度场变化来预测的。

目前,美国联邦航空局已强行规定了在线航机上必须安装风切变告警/探测系统,并加强了对驾驶员的训练,以防止风切变/微下冲暴流带来的损失。

1.6.5 改善起落性能的措施

现代飞机的飞行速度和翼载荷不断增加,使起飞和着陆滑跑距离大大加长,因此设法缩短起落滑跑距离是非常有意义的。下面简单介绍一些改善起落性能的措施。

1. 增升装置

在飞机上安装各种增升装置是改善起落性能的重要途径之一。因为增加机翼升力可以减小飞机离地速度和接地速度,从而缩短滑跑距离。

前缘缝翼。是装在机翼前缘的一个小翼面,如图 1.36(a)所示。当打开时,它与机翼前缘表面形成一道缝隙,气流流经缝隙,速度加大,增大了机翼上表面附面层速度,延缓气流分离,避免大迎角失速,从而提高了最大升力系数 $C_{y, \max}$ 。

襟翼。装在机翼后缘的谓之后缘襟翼。其中简单襟翼主要依靠增大翼型弯度来增加升力(见图 1.36(b))。分裂襟翼通过改善流态和增大翼型弯度来增加升力(见图 1.36(c))。开缝襟翼同样是通过改善流态延缓分离和增大翼型弯度来达到增升的目的(见图 1.36(d));为提高增升效果,目前已有双开缝襟翼、三开缝襟翼等。后退襟翼则是通过既改变翼型弯度,又增大机翼面积来增加升力(见图 1.36(e))。对装在机翼前缘的襟翼谓之前缘襟翼。襟翼下偏时,减小前缘与气流之间的夹角,同时增加翼型弯度,提高临界迎角,增大升力。

附面层控制。附面层控制系统是用气流吹除或用泵吸取机翼上的附面层,防止气流分离,达到提高临界迎角和增大 $C_{y, \max}$ 的效果。

推力矢量控制。改变发动机燃气流方向,向下偏转产生推力垂直分量。垂直起落飞机起飞就是利用该原理。

现代飞机通常同时采用几种增升装置以提高增升效果。

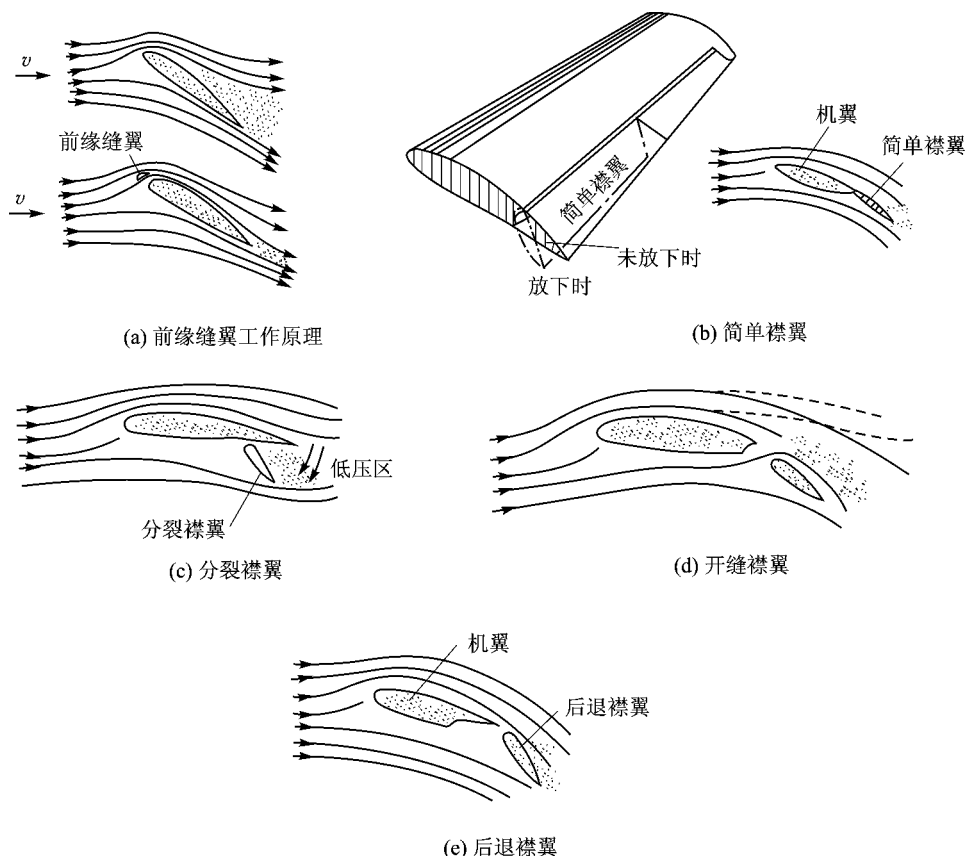
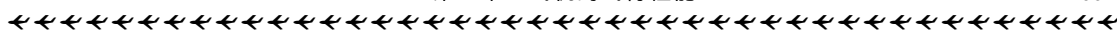


图 1.36 增升装置

2. 合理的构形参数

翼载荷 G/S 愈大, 离地速度 v_{ld} 和接地速度 v_{jd} 愈大, 起落性能愈差。故设法减轻飞机重量 G , 不但可降低 v_{ld} 和 v_{jd} , 而且可减小摩擦力, 使起飞加速快, 缩短起飞滑跑距离。至于加大机翼面积 S , 虽能改善起落性能, 但对其他飞行性能不利 (如 v_{\max} , $v_{y, \max}$ 等), 故要综合协调。

推重比 P_{ky}/G 增大, 起飞过程中加速力大, 就可在较短的路程上达到离地速度, 缩短了起飞滑跑距离。因此, 在起飞时往往发动机处于最大工作状态或加力工作状态, 甚至有的还安置小的火箭起飞加速器。

3. 减速机构

采用各种减速机构, 可以大大缩短现代高速飞机的着陆滑跑距离。其中减速板、减速伞都是通过增加气动阻力来减速; 刹车是通过摩擦力来减速; 反推力装置则是通过改变喷流方向, 使其产生与运动方向相反的推力分量, 达到减速的目的, 从而缩短着陆滑跑距离。

1.7 涡轮螺旋桨飞机的飞行性能

涡轮螺旋桨发动机由于经济性能好, 目前仍广泛用于旅客机和运输机。对于这种飞机性能的确定方法类似于简单推力法, 故不再进行全面介绍。下面仅将平飞、上升和续航性能的特点

作简要说明。

涡轮螺旋桨飞机的动力装置主要由发动机和螺旋桨组成。带动螺旋桨旋转的发动机特性是用功率表示的,单位以 W(瓦)来计。为此在讨论该类飞机的飞行性能时,平飞所需的动力用平飞需用功率表示,可写成

$$N_{\text{px}} = P_{\text{px}} v \quad (1.55)$$

发动机能够提供给飞机的动力,用可用功率 N_{ky} 表示。可用功率应是发动机折算功率乘以螺旋桨效率 η 和发动机台数 i , 即

$$N_{\text{ky}} = i\eta N_y \quad (1.56)$$

式中折算功率 N_y 是将较小的喷气反作用产生的推力折合进去后的发动机功率,可表示为

$$N_y = N + P_{\text{fr}} v / \eta$$

式中 N 为发动机功率(W); P_{fr} 为喷气反作用产生的推力(N)。

随后可根据可用功率曲线和平飞需用功率曲线图(如图 1.37 所示),用类似于简单推力法来确定飞机的性能。

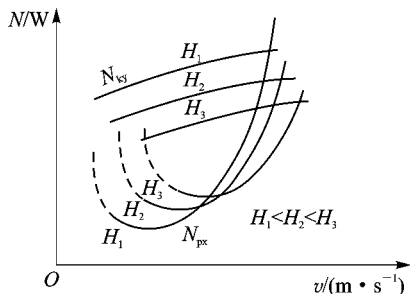


图 1.37 飞机可用功率和需用功率曲线

1.7.1 螺旋桨飞机的平飞和上升性能

用功率来表示的飞机定直平飞运动方程为

$$\begin{cases} N_{\text{ky}} = N_{\text{px}} + Gv \sin \theta \\ Y = G \end{cases} \quad (1.57)$$

由上式可得剩余功率为

$$\Delta N = N_{\text{ky}} - N_{\text{px}} = Gv \sin \theta$$

很明显,当 $\Delta N = 0$ 时, $\theta = 0$, 飞机保持平飞状态;当 $\Delta N > 0$ 时, $\theta > 0$, 飞机将处于爬升状态;相反, $\Delta N < 0$ 时, $\theta < 0$, 飞机处于下滑状态。具体的性能指标与 1.2 节和 1.3 节中的类同,不再介绍。

对于低速螺旋桨飞机,由于其气动力特性可不计压缩性影响,因而不同高度的平飞需用功率曲线均可从海平面上的平飞需用功率曲线推出,这会带来很多方便。某高度上的平飞速度可表示为

$$v_H = \sqrt{\frac{2G}{\rho SC_y}} = \frac{1}{\sqrt{\Delta}} \sqrt{\frac{2G}{\rho_0 SC_y}}$$

则相应的平飞需用功率可表示为

$$N_{\text{px}, H} = P_{\text{px}} v_H = \frac{Gv_H}{K} = \frac{G^{3/2}}{K \sqrt{\Delta}} \sqrt{\frac{2}{\rho_0 SC_y}}$$

式中 $\Delta = \rho / \rho_0$ 。

于是与海平面的平飞速度和平飞需用功率相比,即可得



$$\begin{cases} v_H = v_0 \frac{1}{\sqrt{\Delta}} \\ N_{\text{px}, H} = N_{\text{px}, 0} \frac{1}{\sqrt{\Delta}} \end{cases} \quad (1.58)$$

由此可见,只要用 $\frac{1}{\sqrt{\Delta}}$ 乘以 $N_{\text{px}, 0} = f(v_0)$ 曲率上每一点的两个坐标,就可以将海平面上平飞需用功率曲线换到任一个高度 H 上。

1.7.2 螺旋桨飞机的续航性能

对于涡轮螺旋桨发动机飞机,其小时耗油量和千米耗油量可用下式表示,即

$$\begin{aligned} Q_t &= c_e iN = c_{e,y} iN_y \\ Q_v &= \frac{Q_t}{3.6v} = \frac{c_e iN_y}{3.6v} \end{aligned} \quad (1.59)$$

式中 c_e 为发动机耗油率 ($\text{kg}/(\text{W} \cdot \text{h})$);

$c_{e,y}$ 为发动机折算耗油率 ($\text{kg}/\text{W} \cdot \text{h}$), $c_{e,y} = c_e \frac{N}{N_y}$;

v 为相对地面的飞行速度 (m/s)。

根据平飞条件,可用功率等于平飞需用功率,可得

$$iN_y = \frac{Gv}{\eta K}$$

代入式(1.59),于是涡轮螺旋桨飞机的巡航段航程和航时的基本关系式为

$$L = - \int_{G_1}^{G_2} \frac{dG}{Q_v} = \frac{3.6}{g} \int_{G_2}^{G_1} \frac{\eta K}{c_{e,y}} \frac{dG}{G} \quad (1.60)$$

$$t = - \int_{G_1}^{G_2} \frac{dG}{Q_t} = \frac{1}{g} \int_{G_2}^{G_1} \frac{\eta K}{c_{e,y} v} \frac{dG}{G} \quad (1.61)$$

如同喷气发动机飞机一样,根据不同的巡航飞行状态,由于公式中组合参数随飞行重量变化,故只能通过数值积分来求得。

第 2 章 飞机的机动性和敏捷性

第 1 章中用定常或准定常运动方程讨论了飞机的基本飞行性能和续航性能,着重解决飞机能够飞得多快、多高,飞得多远、多久的问题;采用飞机接地/近地时的非定常运动方程讨论了确保安全的飞机起飞、着陆性能。显然,仅讨论这些飞行性能是不够的,飞机在空中的运动往往是运动参数随时间变化的非定常运动,如加减速、跃升、俯冲、盘旋和特技飞行等。这些运动的特性可归纳为飞机的机动性和敏捷性。

飞机的机动性是指飞机在一定时间内改变飞行速度、飞行高度和飞行方向的能力,相应地称为速度机动性、高度机动性和方向机动性。按航迹的特点来分,飞机的机动飞行通常分为铅垂平面内、水平平面内和空间的机动飞行。在空战中,优良的机动性有利于获取空战优势,所以机动性是飞机的重要战术技术指标。

飞机的敏捷性是指飞机在空中迅速、精确地改变机动飞行状态的能力。敏捷性的提出主要由于航空技术的发展,全方位离轴发射空空导弹出现,空战特点有了明显的变化,由“占位”转至取得“指向”,故迅速改变飞机飞行状态,抢先对准目标变得愈显突出。它与飞机机动性密切相关,但又不是机动性能所能概括的,它更重视飞机运动的瞬变性能。按飞行状态变化的时间尺度来分,有小时间尺度的瞬态敏捷性和大时间尺度的功能敏捷性。按飞机运动特点又可分为轴向敏捷性、纵向敏捷性和滚转敏捷性。

在飞机设计时,同样为了比较评价飞机性能,常采用典型的铅垂面和水平面内的机动动作来衡量其机动性、敏捷性。

本章首先介绍飞机的过载概念;其次分别介绍铅垂面和水平面内的机动性能,在此基础上提出飞机机动性综合指标;再次介绍飞机的敏捷性;最后简要介绍为提高飞机敏捷性的过失速机动。

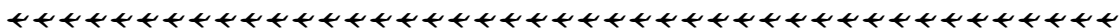
2.1 机动飞行时的过载

作用在飞机上的气动力和发动推力的合力与飞机重量之比,称为飞机的过载。显然过载为一矢量。设过载为 n ,气动力和推力合力为 N ,该力驾驶员是可控制的,在第 1 章中称为可操纵力。按定义有

$$n = \frac{N}{G} \quad (2.1)$$

由于过载表征可操纵力 N 的大小和方向,而驾驶员就是通过该力的大小和方向来实现各种机动动作的,因此可以利用过载的概念来研究飞机的机动性。

设飞机在无侧滑中飞行,且发动机推力沿着飞行速度方向,则质心运动在航迹坐标系上的投影方程可简化为



$$\begin{cases} m \frac{dv}{dt} = P - Q - G \sin \theta \\ mv \frac{d\theta}{dt} = Y \cos \gamma_s - G \cos \theta \\ -mv \cos \theta \frac{d\psi_s}{dt} = Y \sin \gamma_s \end{cases}$$

此式即为式(1.1)。从方程中可以看到可操纵力 N 在航迹坐标系的投影。于是可以分别得出过载在该轴系上的投影分量

$$\begin{cases} n_x = \frac{P - Q}{G} \\ n_y = \frac{Y \cos \gamma_s}{G} \\ n_z = \frac{Y \sin \gamma_s}{G} \end{cases} \quad (2.2)$$

式中 n_x 沿着飞行速度方向,通常称为切向过载或轴向过载; n_y 和 n_z 均垂直于飞行速度矢量,其合过载

$$n_f = \sqrt{n_y^2 + n_z^2}$$

称为法向过载。显然当 $\gamma_s = 0$, 则 $n_y = n_f$; 当 $\gamma_s = 90^\circ$ 时, $n_z = n_f$ 。

2.1.1 运动与过载的关系

将过载投影表示式代入式(1.1)中,则运动方程可改写为

$$\begin{cases} \frac{dv}{dt} = g(n_x - \sin \theta) \\ v \frac{d\theta}{dt} = g(n_y - \cos \theta) \\ -v \cos \theta \frac{d\psi_s}{dt} = gn_z \end{cases} \quad (2.3)$$

由此可以清楚地看出过载与飞机运动之间的关系。

如果 $n_x = \sin \theta$, 则飞机将处于等速飞行; $n_x > \sin \theta$, 则加速飞行; $n_x < \sin \theta$, 则减速飞行。

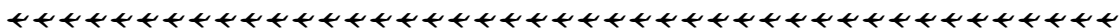
如果飞机在铅垂面内飞行, 当 $n_y = \cos \theta$, 则飞机处于直线爬升状态; $n_y > \cos \theta$, $\frac{d\theta}{dt} > 0$, 则飞行轨迹向上弯曲; $n_y < \cos \theta$, $\frac{d\theta}{dt} < 0$, 则飞行轨迹向下弯曲, 如图 2.1(a) 所示。其转弯(弯曲)速率, 考虑到铅垂面内飞行时 $\gamma_s = 0$, 由方程(2.3)中第二式可直接得出

$$\frac{d\theta}{dt} = \frac{g}{v}(n_y - \cos \theta) = \frac{g}{v}(n_f - \cos \theta) \quad (2.4)$$

轨迹弯曲程度可用轨迹上每点的曲率表示, 即该点的轨迹倾角 θ 对弧长 s 的导数

$$K_y = \frac{d\theta}{ds}$$

相应的转弯半径(曲率半径), 应是曲率的倒数



$$R_y = \frac{ds}{d\theta} = v \left/ \frac{d\theta}{dt} \right. = \frac{v^2}{g(n_f - \cos \theta)} \quad (2.5)$$

如果飞机在水平平面内飞行,则 $\theta=0$ 。当 $n_z=0$ 时,飞机处于水平面直线飞行; $n_z>0$,则 $\frac{d\psi_s}{dt}<0$,飞行轨迹向右弯曲; $n_z<0$,则 $\frac{d\psi_s}{dt}>0$,飞行轨迹向左弯曲,如图 2.1(b) 所示。其转弯(盘旋)速率,可由方程(2.3)中第三式直接得出,即

$$\frac{d\psi_s}{dt} = -\frac{g}{v} n_z = -\frac{g}{v} \sqrt{n_f^2 - 1} \quad (2.6)$$

相应的转弯(盘旋)半径,类似地可得

$$R_z = \frac{ds}{d\psi_s} = v \left/ \frac{d\psi_s}{dt} \right. = -\frac{v^2}{gn_z} = -\frac{v^2}{g\sqrt{n_f^2 - 1}} \quad (2.7)$$

由式(2.4)、式(2.5)、式(2.6)和式(2.7)可以看出,无论在铅垂面内还是水平面内飞行,给定飞行速度情况下,法向过载 n_f 越大,转弯速率就越大,转弯半径则越小。在同样过载数值下,随着飞行速度的增加,转弯速率将减小,转弯半径则增大。

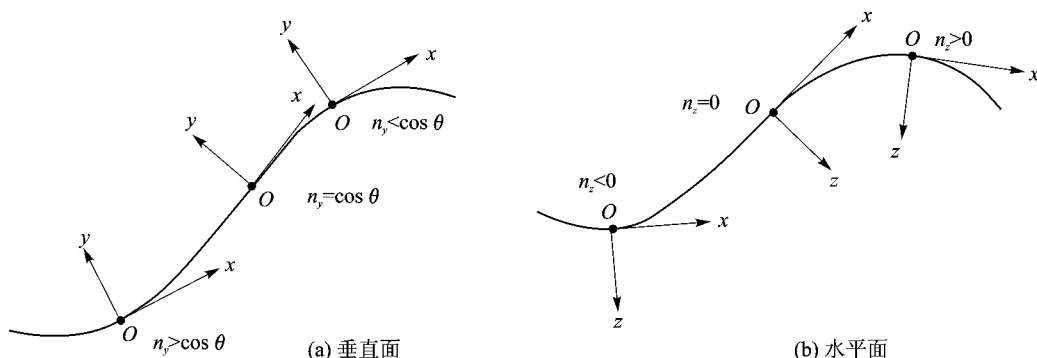


图 2.1 飞行轨迹与法向过载关系

2.1.2 过载限制

显然,飞机机动飞行时,法向过载 n_f 愈大,表明飞机机动性能愈好。但是此时作用在飞机上的载荷也很大,飞机结构的强度、控制仪表的正常工作和人的生理机能等将失控或受到破坏。为此,对法向过载有一定的限制。

对于歼击机,在正常装载下飞机的最大法向过载通常受人的生理条件限制。一般情况下,驾驶员坐态姿势正确,在 5~10 s 内能承受过载为 8;在 20~30 s 内能承受的过载则降为 5。对于轰炸机等大型飞机,飞机最大法向过载受结构强度限制,约在 2.5~3.5 之间。至于民用客机,由于顾及旅客在飞行过程中的舒适性,一般不能大于 2。

可见,法向过载是一个非常重要的因素。为了满足上述要求,在飞机设计过程中引入了极限过载、可用过载和需用过载等概念。

极限过载定义为飞机的迎角达到失速迎角时的法向过载,此时过载可用 $C_{y, \max}$ 来确定,即

$$n_{f, j} = \frac{qSC_{y, \max}}{G} \quad (2.8)$$

可用过载 $n_{f, k}$ 定义为舵偏转到最大时飞机所能产生的法向过载。此时的最大舵偏角应考

考虑到平衡迎角不应超过失速迎角、舵面的操纵效率以及结构强度限制等因素。

需用过载 $n_{i,x}$ 定义为飞机实现某机动飞行时所需的法向过载。如已知飞机在垂直平面内机动飞行轨迹,即 $v_*(t), \theta_*(t)$ 等已求得,则其需用过载变化规律可由式(2.3)求得,即

$$n_{i,x} = n_y = \frac{v_*}{g} \frac{d\theta_*}{dt} + \cos \theta_*$$

飞机设计时,应该需用过载小于或等于可用过载,而不超过极限过载,即

$$n_{i,x} \leq n_{i,k} < n_{i,j}$$

2.2 铅垂平面内的机动性能

铅垂平面内的机动飞行是指飞机的对称平面始终与飞行速度矢量所在的铅垂平面相重合的飞行。常选用的这类机动飞行主要包括:只改变飞行速度大小的平飞加速和减速状态;同时改变速度和高度的跃升、俯冲及筋斗机动动作,如图 2.2 所示。

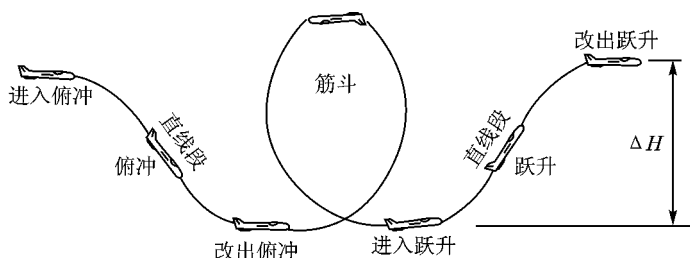


图 2.2 飞机在铅垂面内的机动飞行动作

2.2.1 平飞加减速

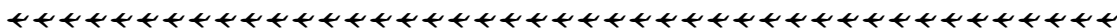
平飞加减速性能反映了飞机改变速度大小的能力。现代飞机的最大速度不断提高,平飞速度范围日益扩大,加减速幅度也随之增大,因此对飞机的速度机动性能也提出了更高的要求。

飞机水平直线飞行时, $\frac{d\theta}{dt}=0, \theta=0$, 由方程(1.1)可简化得

$$\begin{cases} \frac{dv}{dt} = \frac{g}{G} (P - Q) = \frac{g}{G} \Delta P = n_x g \\ Y = G \quad (n_y = 1) \end{cases} \quad (2.9)$$

由上式可见,飞机加减速 $\frac{dv}{dt}$ 的大小主要取决于切向过载 n_x 或剩余推力 ΔP 的大小。此时飞机保持水平飞行,势能不变,故 ΔP 将全部用于改变飞机的动能,改变飞行速度。加速时,必须加大油门甚至使用发动机加力工作状态,以增加推力,使 $\Delta P > 0$; 减速时,必须减小油门以减少推力,或同时打开减速板增大阻力,使 $\Delta P < 0$ 。

衡量平飞加速(或减速)的指标常用从一平飞速度加速(或减速)到另一个平飞速度所需时间来表示。对于亚声速飞机,采用 $0.7v_{\max}$ 加速到 $0.97v_{\max}$ 的时间作为加速性指标;由 v_{\max} 减速到 $0.7v_{\max}$ 的时间作为减速性指标。对于超声速飞机,采用亚声速飞行时的常用 Ma 数和最大使用 Ma 数之间的加减速时间作为加减速性能指标。该指标可直接由方程(2.9)积分得出,即



$$t = \frac{1}{g} \int_{v_0}^{v_1} \frac{dv}{n_x} = \frac{G}{g} \int_{v_0}^{v_1} \frac{dv}{\Delta P}$$

除了该指标外,有些情况还要确定在相应时间内的飞行距离。注意到 $dL = vdt$, 故相应的飞行距离可积分得出

$$L = \frac{G}{g} \int_{v_0}^{v_1} \frac{v dv}{\Delta P} = \frac{G}{2g} \int_{v_0}^{v_1} \frac{dv^2}{\Delta P}$$

飞机加减速性能与飞机的基本参数之间关系,可将方程(2.9)改写成如下形式后看出,即

$$\frac{dv}{dt} = g \left(\frac{P}{G} - \frac{1}{K} \right)$$

式中 K 为升阻比。由式看出,增大推重比 $\frac{P}{G}$, 提高飞机的升阻比 K , 可以改善飞机的加速性能;相反,则可改善飞机的减速性能。

2.2.2 跃 升

跃升机动如图 2.2 所示,可以分为进入跃升、跃升直线段和改出跃升三个阶段。跃升是将飞机的动能转变为势能,迅速取得高度优势的一种机动飞行。在给定初始高度和初始速度下,飞机所能获得的高度增量愈大,完成跃升所需时间愈短,则它的跃升性能愈好。

1. 跃升高度

计算跃升高度时,可近似认为跃升过程中推力和阻力基本相等($P=Q$),升力 Y 又始终与运动轨迹垂直,飞机仅在势力场(重力)下做功,故可利用能量守恒定律得

$$\Delta H_{\max} = \frac{1}{2g} (v_0^2 - v_{yx}^2) \quad (2.10)$$

式中 v_{yx} 为飞机最小允许使用速度,由下式确定,即

$$v_{yx} = \sqrt{\frac{2G}{\rho S C_{y, yx}}}$$

由于 v_{yx} 与待求高度上的空气密度 ρ 和允许升力系数 $C_{y, yx}$ 有关,因此 ΔH_{\max} 只能迭代求得。

2. 动升限

1.3 节中曾提到飞机在实用静升限附近飞行时能保持定直平飞的条件。而对于超声速飞机,此时的飞行速度远大于最小允许速度 v_{yx} , 还有相当大的速度裕量,故可以通过跃升化成高度。所谓动升限,就是利用飞机的动能通过跃升可能达到的最大高度。动升限的具体计算由式(2.10)导出

$$H_{\max, d} = \left(H_0 + \frac{v_0^2}{2g} \right)_{\max} - \frac{v_{yx}^2}{2g} \quad (2.11)$$

式中 v_{yx} 为动升限 $H_{\max, d}$ 高度上的最小允许飞行速度。右端第一项为飞机最大能量高度 $H_{l, \max}$, 表明飞机在跃升起始高度 H_0 上所具有的最大能量。显然 v_0 应取 H_0 高度上的最大平飞速度 v_{\max} 。从该高度上跃升,可获得的高度增量最大。一般来说,跃升起始高度 H_0 低于飞机的理论静升限,这是因为飞机在接近静升限时,最大平飞速度迅速减小,造成飞机总的能量减小。

例如某超声速歼击机无外挂时的实用静升限为 19 500 m, 驾驶员在 13 500 m 高度上增速到 Ma 为 2.05 时进行跃升机动,其动升限可达 23 000 m 左右。

应当指出,飞机在动升限上飞行时,由于飞机的可用推力小于需用推力,飞机不能作等速飞行,只能保持一定时间内的减速飞行。

2.2.3 俯 冲

俯冲机动如图 2.2 所示,是飞机用势能换取动能,迅速降低高度增加速度的机动飞行。利用俯冲可以实施追击、攻击地面目标或进行俯冲轰炸等。俯冲的航迹可以分成三段:进入俯冲、直线俯冲段和改出俯冲。

对于俯冲性能的要求是:一方面要求有较好的直线俯冲加速性;另一方面要求改出俯冲时不应有太大的高度损失。

1. 直线俯冲段

直线俯冲时,由于 $\frac{d\theta}{dt}$, 方程(1.1)可简化为

$$\begin{cases} \frac{dv}{dt} = \frac{g}{G}(P - Q - G\sin\theta) \\ Y = G\cos\theta \end{cases} \quad (2.12)$$

因俯冲时航迹倾角 θ 为负值,故重力分量 $(-G\sin\theta)$ 为正值,在俯冲时起加速作用。当 $(P - G\sin\theta) > Q$, $\frac{dv}{dt} > 0$ 时,飞机加速俯冲,随着高度降低,密度增加和速度加快,飞机阻力显著增加。当俯冲至某一高度和速度时, $P - G\sin\theta = Q$, $\frac{dv}{dt} = 0$ 此时的飞行速度称为俯冲极限速度,其值为

$$v_{jx} = \sqrt{\frac{2(P - G\sin\theta)}{C_x \rho S}} \quad (2.13)$$

在飞机设计中,俯冲极限速度 v_{jx} 应该小于该高度上的最大容许速度。最大容许速度通常由飞机结构强度所限制的 q_{\max} 确定。当继续俯冲时,由于阻力继续增加,飞机的速度将逐渐减小。

在直线俯冲过程中,由于高度降低,密度和速度都增大,故在达到极限速度以前动压不断增大。因此,为了保持直线俯冲,必须使升力系数 C_y 或迎角 α 随动压 q 的增加而减小。

2. 改出俯冲段

改出俯冲时,驾驶员将拉杆增大迎角,以获得较大的过载,使飞行轨迹向上弯曲。当轨迹接近水平时,再推杆减小迎角,使飞机转入平飞状态。可见,改出俯冲是一种飞行速度、高度、轨迹倾角和迎角都在变化的非正常曲线运动。

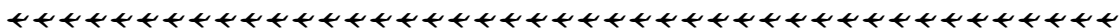
改出俯冲段的高度下降量常是人们非常关心的,因为它直接涉及到飞行安全。该下降高度可近似估出,认为改出过程中发动机推力与飞机阻力基本相等,因此也可用能量守恒定律求得

$$\Delta H = \frac{1}{2g}(v^2 - v_1^2)$$

式中 v_1 为改出俯冲开始时的速度; v 为俯冲结束时的速度,其值可用下述简化运动方程求得,即

$$\begin{cases} \frac{dv}{dt} = -g\sin\theta \\ \frac{d\theta}{dt} = \frac{g}{v}(n_y - \cos\theta) \end{cases} \quad (2.14)$$

考虑到俯冲改出时轨迹接近水平($\theta=0$),并假设改出过程中 n_y 为常值,则由上式方程积分得



$$v = v_1 \frac{n_y - \cos \theta_1}{n_y - 1}$$

再代回俯冲改出造成的高度损失表达式,得

$$\Delta H = \frac{v_1^2}{2g} \left[\left(\frac{n_y - \cos \theta_1}{n_y - 1} \right)^2 - 1 \right] \quad (2.15)$$

由上式可见,改出俯冲时速度 v_1 增加和俯冲角 θ_1 增大,均会使改出俯冲高度损失增加;而增大过载,可以减小改出俯冲高度损失。但由于过载受结构强度和驾驶员生理条件的限制,为了保证安全,在改出俯冲时必须有足够的高度储备。

2.3 水平平面内的机动性能

飞机在水平平面内的机动性能着重反映飞机的方向机动性。最常见的机动动作是盘旋,即飞机在水平平面连续转弯不小于 360° 的机动飞行。转弯小于 360° ,则称为“转弯”。

盘旋可分为定常盘旋和非定常盘旋。前者其运动参数如飞行速度、迎角、倾斜角以及盘旋半径等都不随时间而改变,是一种匀速圆周运动;后者其运动参数中有一个或数个随时间而改变。盘旋时飞机可以带侧滑或不带侧滑。无侧滑的定常盘旋称为正常盘旋。

由于正常盘旋具有一定代表性,常作为典型的水平机动动作。用盘旋一周所需时间和盘旋半径作为评价指标。

正常盘旋时,飞机是在水平面内作匀速圆周运动,故 $\frac{dv}{dt} = 0$, $\frac{d\theta}{dt} = 0$, $\theta = 0$, 且将法向惯性力形式改写为 $-mv \frac{d\phi_s}{dt} = m \frac{v^2}{R}$, R 为正常盘旋半径。于是运动方程(1.1)可简化为

$$\begin{cases} P = Q \\ Y \cos \gamma_s = G \\ \frac{G}{g} \frac{v^2}{R} = Y \sin \gamma_s \end{cases} \quad (2.16)$$

其中,第一式表示保持飞行速度不变;第二式表示保持飞行高度不变;第三式则表示盘旋半径 R 不变。作用在飞机上的力,可用图 2.3 表示。于是,由方程式可求得正常盘旋半径 R 为

$$R = \frac{1}{g} \frac{v^2}{n_i \sin \gamma_s} = \frac{v^2}{g \sqrt{n_i^2 - 1}} \quad (2.17)$$

正常盘旋一周的时间 t 为

$$t = \frac{2\pi R}{v} = \frac{2\pi v}{g \sqrt{n_i^2 - 1}} \quad (2.18)$$

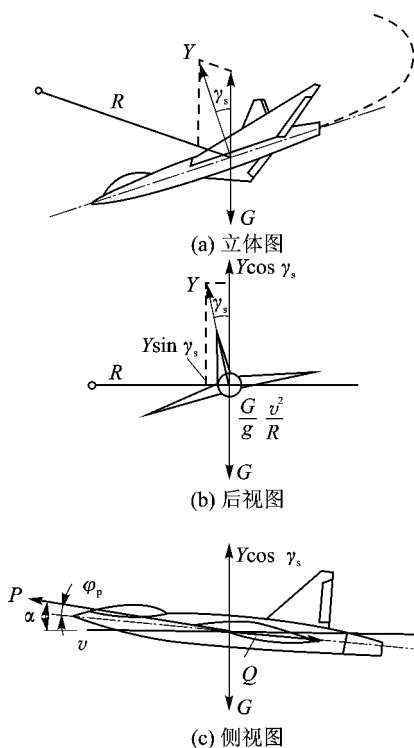


图 2.3 正常盘旋时作用在飞机上的力

2.3.1 正常盘旋界限图

由式(2.17)和式(2.18)可见,减小飞行速度 v 和增加过载 n_f ,可以减小盘旋半径 R 和盘旋一周的时间 t ,提高飞机的方向机动性,但会受到一些因素的限制。

限制因素主要有三方面:

- ① 过载增加受到飞机结构强度和人的生理条件限制,故有 $n_{f, \max}$ 存在;
- ② 速度减小,为了保持盘旋时的 $Y \cos \gamma_s = G$,必须增加 C_y ,但为了飞行安全, C_y 要受到最大允许升力系数 $C_{y, yx}$ 的限制;

③ C_y 增加,阻力随之增加,为了满足 $P=Q$ 条件,要求可用推力 P_{ky} 增加,但会受到发动机特性 $P_{ky, \max}$ 的限制。

根据这些限制条件,可以形象地画出飞机在某个高度能实现正常盘旋的飞行范围,该图称为正常盘旋界限图,如图 2.4 所示。绘制该图的步骤是首先绘出给定高度上发动机的最大可用推力曲线,然后绘制 $n_f=1$ 到 $n_f=n_{f, \max}$ 的盘旋需用推力 $(p_{xy})_{px}$ 曲线族,最后在曲线族上标出该高度上由 $C_{y, yx}$ 所决定的最小允许盘旋速度 v_{yx} 随 n_f 的变化曲线(图上 AB 线)。由这些限制线和 $n_f=1$ 的需用推力曲线构成的区域,即为正常盘旋飞行范围。

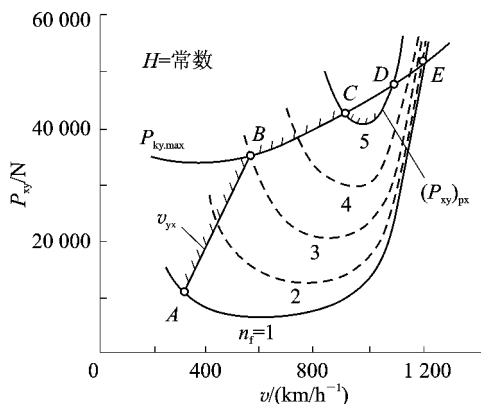


图 2.4 正常盘旋界限图

2.3.2 极限盘旋

处于上述三种限制条件之一的盘旋称为极限盘旋。极限盘旋性能可通过这三个限制因素,分别算出相应的极限盘旋半径 R 和盘旋一周的时间 t ,最后绘出每一飞行高度上的极限盘旋半径 R 、盘旋一周时间 t 和相应的法向过载 n_f 随飞行高度变化的曲线,谓之极限盘旋性能图。

按飞机结构强度或人的生理条件限制,则根据不同类型的飞机,确定相应的最大法向过载。如歼击机,按驾驶员较长时间能承受的过载,可取 $n_{f, \max} = 5$ 。然后代入式(2.17)和式(2.18),即得受飞机结构和驾驶员生理限制的极限盘旋半径 R 和盘旋一周时间 t 。

按飞机升力系数 C_y 的限制(在第1章中已述),为了飞行安全,飞机升力系数增大受到失速升力系数 $C_{y, ss}$ 和平尾最大偏角时的升力系数 $(C_y)_{\varphi, \max}$ 的限制,由此可确定盘旋时相应的允许升力系数 $C_{y, yx}$,求得

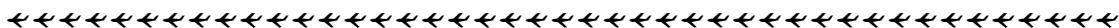
$$n_{f, \max} = \frac{Y}{G} = \frac{\rho S v^2 C_{y, yx}}{2G} \quad (2.19)$$

再代入式(2.17)和式(2.18),得到受升力系数限制的极限盘旋半径 R 和盘旋一周时间 t 。

按发动机的最大可用推力 $P_{ky, \max}$ 限制,正常盘旋时飞机的升力为

$$Y = n_f G$$

相应的升力系数由上式得



$$C_y = \frac{n_f G}{\frac{1}{2} \rho v^2 S} \quad (2.20)$$

飞机的阻力为

$$Q = C_x \frac{1}{2} \rho v^2 S = (C_{x0} + AC_y^2) \frac{1}{2} \rho v^2 S = \left[C_{x0} + A \left(\frac{n_f G}{1/2 \rho v^2 S} \right)^2 \right] \frac{1}{2} \rho v^2 S = Q_{0, pf} + n_f^2 Q_{i, pf} \quad (2.21)$$

式中 $Q_{0, pf}$ 和 $Q_{i, pf}$ 分别为同样高度、速度下平飞时的零升阻力和升致阻力。

由上式可见,飞机在给定高度、速度下盘旋时的阻力,比同样高度、速度下平飞时的阻力大。实现正常盘旋时,必须满足 $P_{ky} = Q$ 的要求。如盘旋所需过载 n_f 过大,则可能盘旋阻力超过发动机提供的可用推力,飞机将只能减速盘旋。

因此,当可用推力为 $P_{ky, max}$ 时,可由式(2.21)求得其响应的最大法向过载为

$$n_{f, max} = \sqrt{\frac{P_{ky, max} - Q_{0, pf}}{Q_{i, pf}}} \quad (2.22)$$

再代入式(2.17)和式(2.18),即得受可用推力限制的极限盘旋半径 R 和盘旋一周时间 t 。

图 2.5 为按上述方法确定某机在某飞行高度上的极限盘旋性能图。从图上可以确定该高度上用各种不同速度作极限盘旋的盘旋半径 R 、盘旋一周时间 t 以及最大的法向过载 $n_{f, max}$ 。还可以由 $R=f(v)$ 和 $t=f(v)$ 曲线确定最小盘旋半径 R_{min} 和最短盘旋时间 t_{min} 以及相对应的速度 $v_{R, min}$ 和 $v_{t, min}$ 。具体的该示例,其 $R_{min}=1\,040\text{ m}$, $t_{min}=34\text{ s}$, $v_{R, min}=600\text{ km/h}$ 和 $v_{t, min}=900\text{ km/h}$ 。

另外,由式(2.17)和式(2.18)可知, t_{min} 与 $(R/v)_{min}$ 是相对应的。因此,由原点画出与 $R=f(v)$ 曲线相切的直线,其切点 a 所对应的飞行速度即为 $v_{t, min}$,它与由 $t=f(v)$ 曲线确定的 $v_{t, min}$ 是一致的。

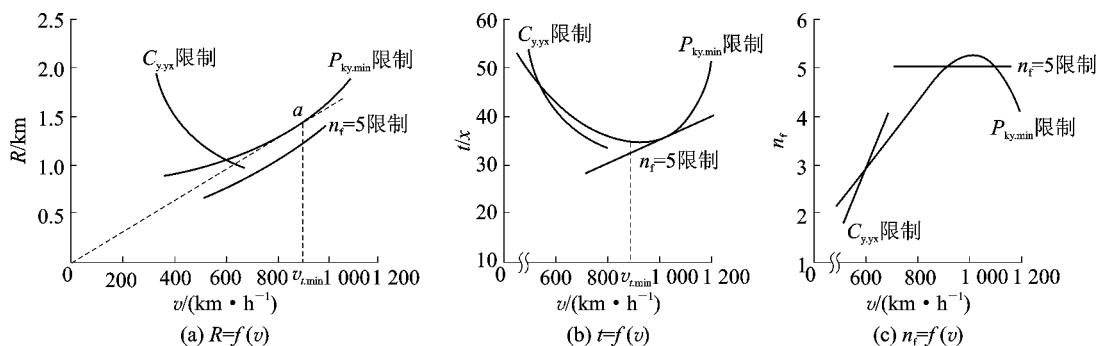
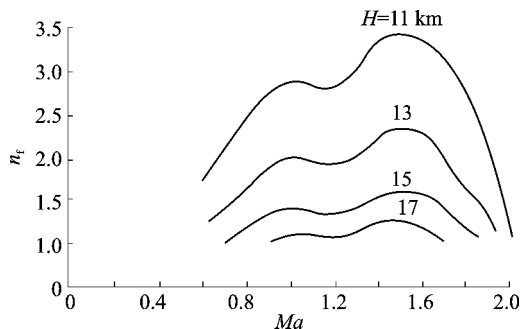


图 2.5 某机的极限盘旋性能

对于超声速飞机在一定飞行高度上,由于其推力特性的特点,存在两个最大的剩余推力,因此按式(2.22)计算得出法向过载 n_f 也有两个最大值 $n_{f, max}$,如图 2.6 所示。其中一个出现在 Ma 接近 1 的范围;另一个出现在 Ma 大于 1 的范围。虽然在超声速范围作极限盘旋时, $n_{f, max}$ 较大,但速度大小影响起主要作用,故盘旋半径 R 较大,盘旋一周时间 t 较长。因此超声速飞机的最小盘旋半径和最短盘旋时间应是在亚声速范围内得到的。

图 2.6 某超声速飞机最大法向过载 $n_{f, \max}$ 随 H, Ma 变化曲线

2.3.3 非定常盘旋

上面所求的最小盘旋半径 R_{\min} 和最短盘旋时间 t_{\min} 是在正常盘旋条件下得到的。由于这三个限制条件并不是同时达到, 因此提高飞机的方向机动性还有潜力可挖。

在实际飞行中, 有时为了获得有利战机, 驾驶员必须在最短时间内完成转弯。此时如果飞机处于大速度飞行, 那么驾驶员是以大速度作正常盘旋, 还是减速到最小盘旋时间所对应的速度作正常盘旋为好呢? 实践表明, 采用上述两种方法, 转弯的时间均较长。合理的方法是: 以大速度进入盘旋, 而以小速度结束盘旋。盘旋中, 在驾驶员生理条件允许和保证飞行安全的条件下, 尽可能保持较大的法向过载。这样, 盘旋时间就可大大减小。把这种飞行速度 v 、轨迹滚转角 γ_s 和盘旋半径 R 等参数发生变化的盘旋称为非定常盘旋。

在确定非定常盘旋性能时, 可直接用飞机在水平面内的运动方程。对于无侧滑非定常盘旋, 运动方程可由式(1.1)简化为

$$\begin{cases} \frac{dv}{dt} = \frac{g}{G} (P - Q) \\ Y \cos \gamma_s = G \\ \frac{d\phi_s}{dt} = -\frac{g}{v} \frac{Y}{G} \sin \gamma_s \end{cases} \quad (2.23)$$

由方程(2.23)的第一式可得

$$dt = \frac{G}{g} \frac{dv}{(P - Q)}$$

从速度 v_0 改变至 v 的盘旋时间经积分为

$$t = \int_{v_0}^v \frac{G}{g} \frac{dv}{(P - Q)} \quad (2.24)$$

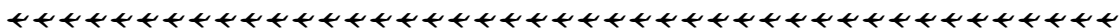
考虑到盘旋时法向过载 n_f 与轨迹滚转角 γ_s 的关系, 即

$$\cos \gamma_s = \frac{G}{Y} = \frac{1}{n_f}, \quad \sin \gamma_s = \frac{\sqrt{n_f^2 - 1}}{n_f}$$

于是方程(2.23)中第三式可表示为

$$d\phi_s = -\frac{g \sqrt{n_f^2 - 1}}{v} dt = -\frac{G \sqrt{n_f^2 - 1}}{v} \frac{dv}{P - Q}$$

从速度 v_0 改变至 v 经积分得轨迹偏角为



$$\psi_s = - \int_{v_0}^v \frac{G}{v} \frac{\sqrt{n_l^2 - 1}}{P - Q} dv \quad (2.25)$$

式(2.23)和式(2.24)中被积函数均与速度 v 有关,故只能用数值积分法求出飞机在给定高度的水平平面内作非正常无侧滑盘旋的时间和轨迹偏角。

图 2.7 为某机的非正常盘旋时间和轨迹偏角随速度变化的计算结果。从图上可见,飞机是以 $v_{\max} = 272 \text{ m/s}$ 开始进入盘旋,转过 180° 所需的时间为 22 s ,转弯终了的速度为 259.21 m/s 。该机如以与正常盘旋最短时间对应的速度 $v_{l, \min} = 164 \text{ m/s}$ 盘旋时,转过 180° 所需时间为 15.2 s ,但未计入盘旋前飞机减速至 $v_{l, \min}$ 的时间,也未计入转弯后由 $v_{l, \min}$ 加速至 $v = 259.2 \text{ m/s}$ 的时间。如果加上这些时间,势必超过 22 s 。由此可说,采用非正常盘旋是有利的。

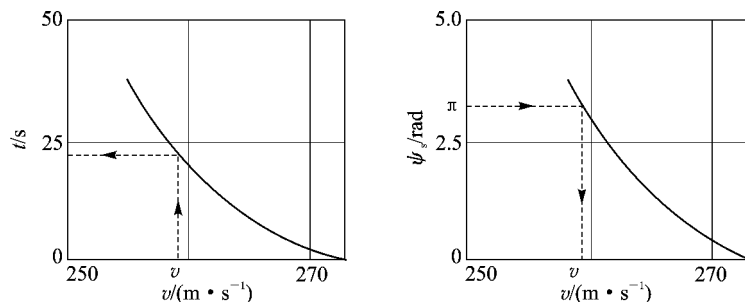


图 2.7 某机非正常盘旋时间和轨迹偏角随 v 变化曲线

2.4 机动性能的综合分析

现代歼击机在空战过程中并非只作单项机动动作,而往往是进行综合的复杂的机动飞行,例如转弯并水平增速或同时上升等。因此飞机机动性能的好坏不能只用单项指标来衡量,必须综合分析。

2.4.1 能量机动性

能量机动性是指飞机在飞行中改变飞机动能、势能的能力。它是应用能量的概念来表达飞机空战机动能力,也是当前综合评定歼击机空战机动性能好坏的常用方法。

能量机动性用单位飞机重量所具有的能量随时间的变化率来表示。当飞机在某飞行高度 H 以飞行速度 v 飞行时,飞机单位重量所具有的能量表示为

$$E_s = \frac{1}{2g} v^2 + H$$

该式即是第 1 章中的能量高度 H_{nl} 表示式(1.21)。对上式求得

$$\frac{dE_s}{dt} = \frac{v}{g} \frac{dv}{dt} + \frac{dH}{dt}$$

考虑到飞机质心运动方程 $\frac{G}{g} \frac{dv}{dt} = P - Q - G \sin \theta$ 和 $\frac{dH}{dt} = v \sin \theta$, 代入上式后得

$$\frac{dE_s}{dt} = \frac{(P - Q)}{G} \cdot v = v_y^* = \text{SEP} \quad (2.26)$$

可见,单位飞机能量变化率 v_y^* 即是单位重量剩余功率 SEP。由第 1 章可知,飞机的爬升

率 v_y 与 v_y^* 有如下关系:

$$v_y = v_y^* \left/ \left(1 + \frac{v}{g} \frac{dv}{dH} \right) \right.$$

下面讨论两种特殊情况:

1. $n_x = \sin \theta \leq 1$ 的情况

由式(2.3)可知,此时 $v = \text{常数}$,则 $v_y = v_y^*$,于是

$$\frac{dE_s}{dt} = \frac{dH}{dt} = v_y$$

能量机动性仅反映了飞机飞行高度变化,即飞机势能变化的能力。图 2.8 为 $n_y = n_t = 1$ 条件下,飞机单位剩余功率能量图,表明不同高度、速度下飞机所具有的上升能力。

2. $H = \text{常值}$ 的情况

能量机动能力也可用单位飞机重量所具能量对轨迹 s 的变化率表示,即

$$\frac{dE_s}{ds} = \frac{dE_s}{dt} \bigg/ \frac{ds}{dt} = \frac{P - Q}{G}$$

利用过载与运动的关系方程(2.3),上式又可表示为

$$\frac{dE_s}{ds} = n_x = v/g$$

显然,此时的能量机动性反映为飞机轴向过载 n_x 的大小,表示为飞行速度变化,即飞机动能变化能力。图 2.9 为 $n_y = n_t = 1$ 条件下飞机轴向过载 n_x 能量机动图,表明不同高度、速度下飞机所具有的加速能力。

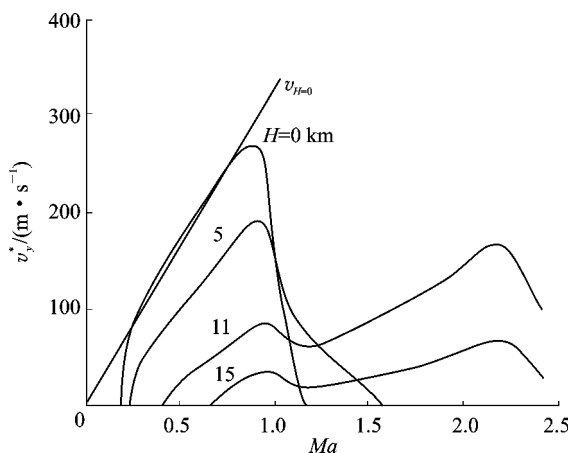


图 2.8 $n_y = 1$ 条件下飞机单位剩余功率能量图

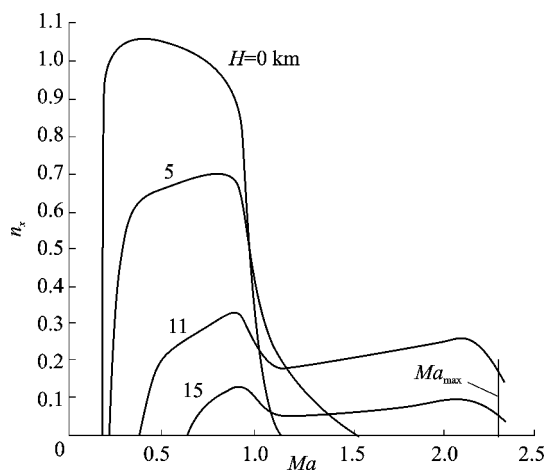
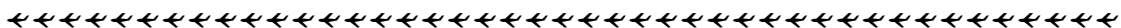


图 2.9 $n_y = 1$ 条件下飞机轴向过载 n_x 能量机动图

2.4.2 定常或极限角速度

定常或极限角速度是反映飞机改变方向的能力。其在垂直面和水平面内的转弯角速度可由相应的运动方程(2.3)分别得出,即



$$\frac{d\theta}{dt} = \frac{g}{v}(n_f - \cos \theta) \quad (\text{铅垂面})$$

$$\left| \frac{d\psi_s}{dt} \right| = \frac{g}{v} \sqrt{n_f^2 - 1} \quad (\text{水平面}) \quad (2.27)$$

两式相除,得到垂直面和水平面内机动转弯角速度的比。

当 $\theta=0^\circ, n_f > 1$ 时

$$\frac{\dot{\theta}}{|\dot{\psi}_s|} = \sqrt{\frac{n_f - 1}{n_f + 1}} < 1$$

当 $\theta=180^\circ, n_f > 1$ 时

$$\frac{\dot{\theta}}{|\dot{\psi}_s|} = \sqrt{\frac{n_f + 1}{n_f - 1}} > 1$$

式中法向过载 n_f 取极限可用过载 $n_{f,j}$,则得到极限转弯角速度;如取等速法向过载 $n_{f,s}$,则得定常转弯角速度。其中等速法向过载 $n_{f,s}$ 可由下式确定,即

$$n_{f,s} = \frac{KP_{ky}}{G} \quad (2.28)$$

图 2.10 为 $n_x=0$ 条件下飞机的定常盘旋法向过载曲线,表明不同飞行高度、速度下,飞机改变方向的能力。图 2.11 则表示飞机在水平面内的相应的定常盘旋角速度。

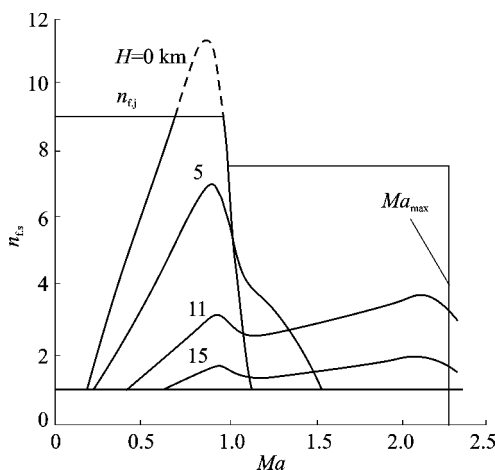


图 2.10 $n_x=0$ 条件下飞机作定常盘旋时法向过载曲线

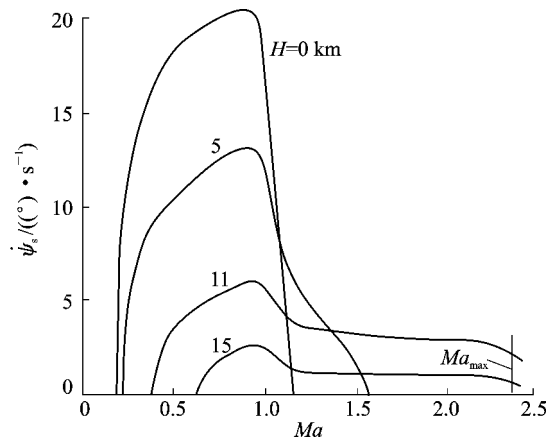


图 2.11 水平面内的定常盘旋角速度

2.4.3 定常或瞬态转弯半径

定常或瞬态转弯半径是反映飞机改变飞行方向所需的空间大小。其在垂直面和水平面内的转弯半径分别为

$$R_y = \frac{v}{\dot{\theta}} = \frac{v^2}{g(n_f - \cos \theta)} \quad (\text{铅垂面})$$

$$R_z = \frac{v}{|\dot{\psi}_s|} = \frac{v^2}{g \sqrt{n_f^2 - 1}} \quad (\text{水平面}) \quad (2.29)$$

垂直面和水平面内转弯半径之比可由上述两式相除而得。当 $\theta=0^\circ, n_f > 1$ 时,有

$$\frac{R_y}{R_z} = \sqrt{\frac{n_t + 1}{n_t - 1}} > 1$$

当 $\theta = 180^\circ, n_t > 1$ 时, 有

$$\frac{R_y}{R_z} = \sqrt{\frac{n_t - 1}{n_t + 1}} < 1$$

式中法向过载 n_t 取极限可用过载 $n_{t,j}$, 对应的转弯半径为瞬态转弯半径; 取等速法向过载 $n_{t,s}$, 对应的转弯半径为定常转弯半径。

很明显, 在同样法向过载和 $\theta = 0^\circ$ 条件下, 在垂直面内转弯半径(轨迹曲率半径)总是比水平面内的大一些; 但在 $\theta = 180^\circ$ 条件下, 结果则相反, 如图 2.12 所示。图 2.13 为水平面内定常盘旋半径随飞行高度和速度的变化曲线。

从图 2.8 至图 2.13 可以看到, 现代飞机的机动性, 无论是能量机动性(包含速度和高度变化能力)还是方向机动性, 在超声速区明显地变差。其主要原因是由于飞机推力曲线特性变化造成的。

飞机的能量机动性主要取决于剩余推力的大小, 从图 1.5 某超声速飞机推力曲线图可见, 同一个 Ma 数时剩余推力随着高度增加而减少, 且在低空时每个高度只有一个最大剩余推力, 对应着最大上升率, 位于亚声速区; 随高度增加, 在某个高度后会出现两个剩余推力峰值, 第二个峰值在超声速区; 高度继续增加, 两个剩余峰值均减小, 亚声速区的峰值甚至消失。正是这个原因, 飞机的能量机动性在高空高速时恶化, 如图 2.8 所示。

方向机动性好坏的一个重要因素是等速法向过载, 由式(2.28)可知, 随着飞行高度、速度的增加, 飞机可用推力减少, 升阻比随 Ma 数增加而减少, 故等速法向过载在飞机高空高速飞行时值较小(见图 2.10)。加上现代飞机飞行速度较大, 飞机盘旋速度会很小, 盘旋半径会很大(见图 2.13)。这就是说飞机在高空高速飞行时方向机动性亦趋恶化。

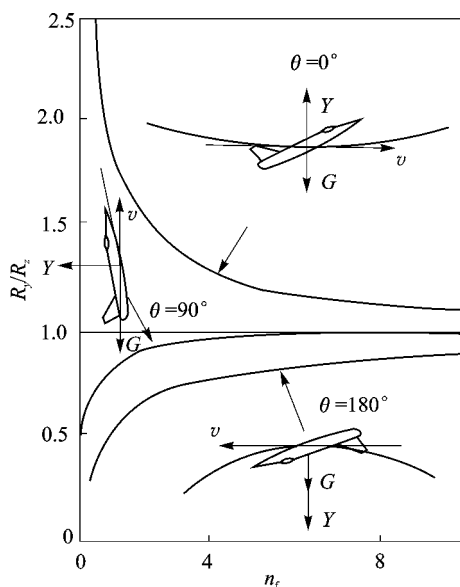


图 2.12 垂直面和水平面内转弯半径随 n_t 变化

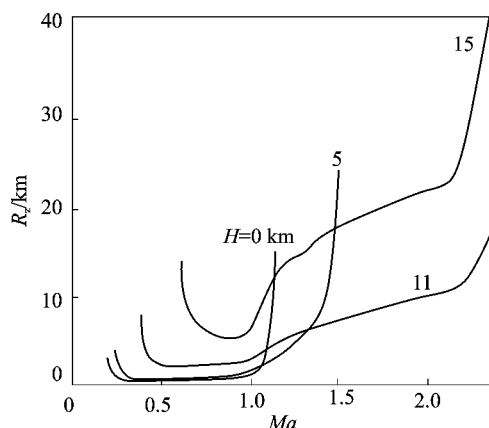
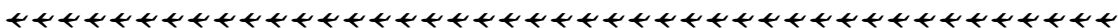


图 2.13 水平面内定常盘旋半径随 H, v 变化曲线



鉴于上述原因,飞机在近距离空战时,一般在中空中低速下进行。

2.4.4 综合机动性指标

1. 过载极曲线

飞行实践和理论分析表明,对于不同飞行高度和飞行速度下,飞机空战过程中的机动能力可用一组 $n_x = f(n_f)$ 关系曲线综合表征。每条曲线由三个点来确定。

n_{x1} : 为在水平飞行时的 n_x 值,即 $n_f = n_y = 1$ 时的 n_x ;

n_{fs} : 为等速法向过载值,即在 $n_x = 0$ 时的 n_f ;

n_f^* : 为对应 n_x 最大值的 n_f ,即在水平飞行中飞机达到极限加速度 $\dot{v}_{\max} = g n_{x, \max}$ 时的 n_f 。

显然,第一项反映了改变飞机的能量机动能力,后两项则反映了改变飞机方向的机动能力。其曲线形状如图 2.14 所示。该曲线有时称过载极曲线。

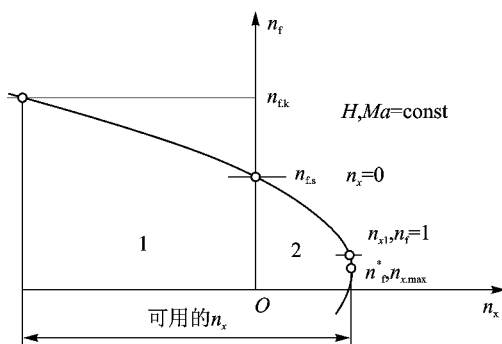


图 2.14 过载极曲线

图中还将可用法向过载值标上 n_{fk} ,以表明飞机飞行过程中不应超过 n_{fj} 值。在气动线性变化范围内,过载极曲线形状可用下式表示,即

$$n_x = n_{x1} \frac{(n_{fs} - 2n_f^*)n_{fs} + 2n_f^*n_f - n_f^2}{(n_{fs} - 2n_f^*)n_{fs} + 2n_f^* - 1} \quad (2.30)$$

从图上可以看出,过载极曲线可以分成 1 区和 2 区两个部分。在 1 区中 $dE/dt < 0$,而在 2 区中有 $dE/dt > 0$ 。由可用法向过载 $n_{fk} < n_{fj}$ 确定的 n_x 和最大切向过载 $n_{x, \max}$ 之间就是飞机

在该状态下可用的切向过载范围。在飞机初始设计阶段,可根据设计状态的过载极曲线进行对照评比,选定飞机的设计方案。

图 2.15 绘出不同布局飞机在 $H = 3 \text{ km}$, $Ma = 0.9$ 状态下的过载极曲线,通过比较可以反映出其不同的机动能力。对于起飞推重比 $P/G = 1.1$ 的两架飞机,后掠翼布局飞机的 n_{x1} 和 n_{fs} 均超过三角翼布局飞机,显然在所给定飞行状态下,前者的机动性更好。对于起飞推重比 $P/G = 0.8$ 的两架飞机,三角翼布局飞机的 n_{x1} 超过后掠翼布局飞机,而 n_{fs} 值不如它,这就意味着前者在垂直和上升机动方面性能较好,而后者水平面机动方面性能较好。由此也可认为,前者为高速飞机,后者为机动飞机。

2. 急剧机动区

空战中,飞机机动性的优劣更多地体现在近距离格斗方面。飞行实践表明,近距离空战中飞机应有一个最小法向过载,以此过载转弯机动时,飞机无能量损失且转弯半径应为能目视到另一架飞机的最短距离的一半,如 $R_{\min} = 4 \text{ km}$ 。根据这一条件画出的飞行包线区,谓之急剧机动区。通常在飞机初始设计阶段,用该区来评价机动性能。

图 2.16(a)为某机在不同过载下的定常盘旋等过载曲线。其中 $n_f = 1$ 的曲线就是该机的飞行包线,其右侧受到弹性(q_{\max})、进气道压力(Δp)和最大马赫数 Ma_{\max} 的限制;左侧则受到许用升力系数 $C_{y, yx}$ 的限制。图中粗线所围的区即为急剧机动区。图 2.16(b)为不同 H, Ma 下的法向过载限制。根据急剧机动区定义,其边界由以下条件确定。

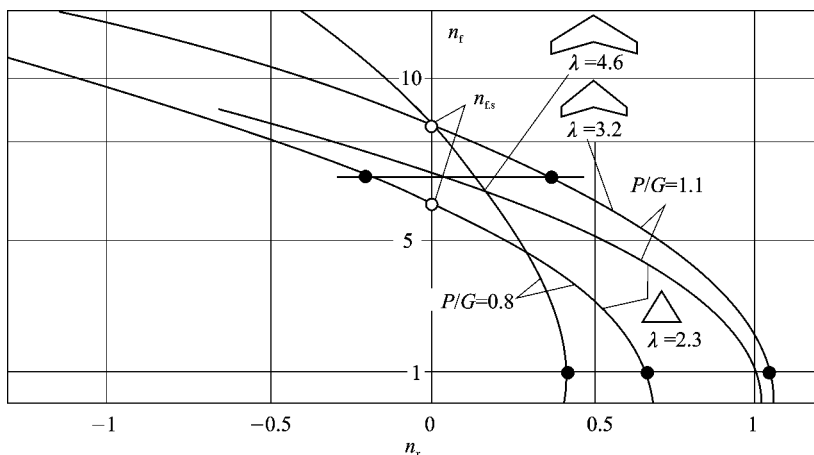
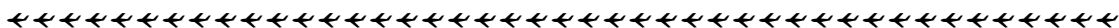
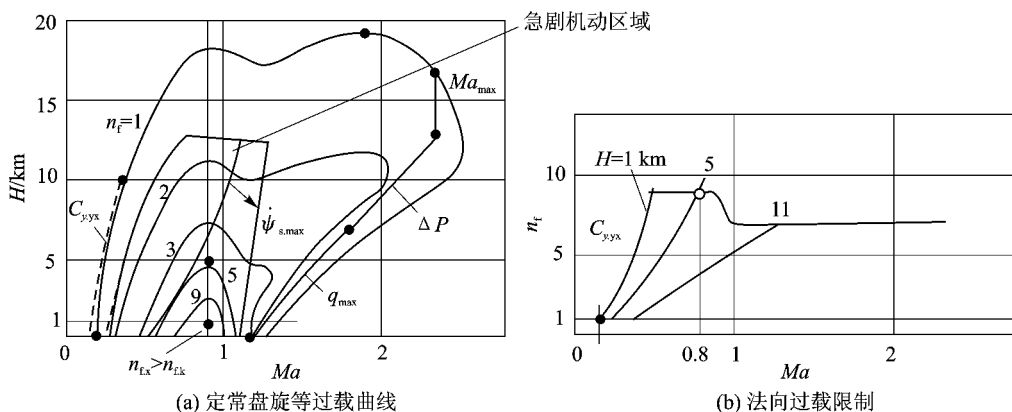
图 2.15 不同布局飞机的过载极曲线 ($H=3 \text{ km}$, $Ma=0.9$)

图 2.16 急剧机动区

上边界,主要受许用升力系数 $C_{y, yx}$ 的限制。由定常盘旋关系式(2.17)可得

$$\rho(H) = \frac{2G}{gSC_{y, yx}R_{\min}} \sqrt{1 + \left(\frac{gR_{\min}}{v^2} \right)^2} \quad (2.31)$$

右边界,是由图 2.16(b)上的过载限制来确定,即

$$v = \sqrt{gR_{\min} \sqrt{n_f^2 - 1}} \quad (2.32)$$

左边界,由达到 $C_{y, yx}$ 时对应速度和高度下产生的最小过载来确定,即

$$\rho(H) = \frac{2n_{f, \min} G}{v^2 SC_{y, yx}} \quad (2.33)$$

在急剧机动区,利用转弯角速率公式(2.6)可以求得最大转弯速率 $\dot{\psi}_{s, \max}$ 与高度、速度的关系曲线。从图 2.16(a)可见,该机在中空可与最大转弯速率对应的速度进行水平转弯,其对应的过载大、 Ma 数小,表明其机动性好,在近距离战斗上有优势。

2.5 飞机的敏捷性

2.5.1 敏捷性概念

敏捷性概念的提出主要是由于出现了全方位离轴发射的近距离格斗空空导弹,改变了传统的尾追攻击方式,空战特点将由“占位”转至取得“指向”,如图 2.17 所示。飞机抢先对准攻击敌机的重要性变得越来越重要。因此可以认为敏捷性只是航空技术发展到目前阶段的必然结果,是飞机固有的一种属性。

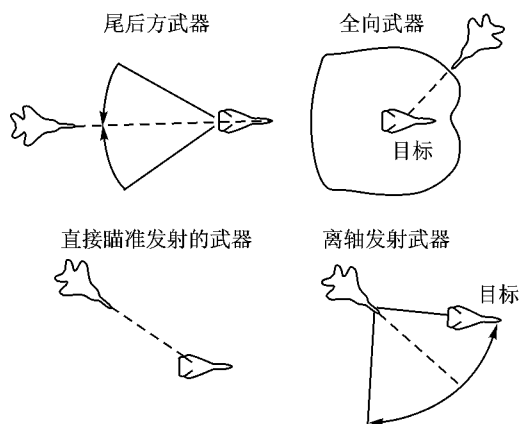


图 2.17 导弹全方位、离轴发射概念

敏捷性定义,实际上包含两层意思。其一,飞机无论在超视距作战还是近距离格斗,要求飞行轨迹快速变化,从一个机动动作转为另一个动作;其二,在捕获目标后,要求飞机姿态尽快变化,以形成导弹发射条件,使飞机的机动平面(即机动飞行中飞机质心运动轨迹所在平面。在无侧滑条件下,机动飞行平面就是飞机的对称平面)与瞄准平面(由飞机速度矢量和飞机质心、目标连线即瞄准线构成的平面)重合,并满足导弹导引规律要求,如图 2.18 所示。故有人又定义敏捷性为飞机转动机动平面和改变机动飞行状态的能力。

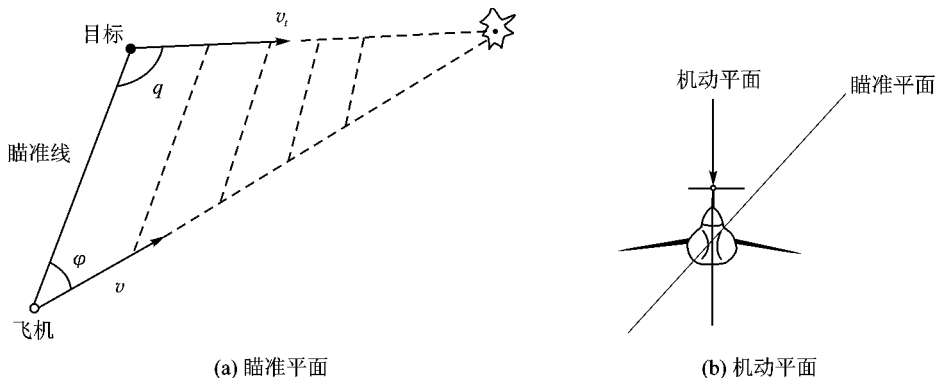


图 2.18 瞄准平面与机动平面

可见,飞机敏捷性与机动性、操纵性密切相关,但又不是机动性和操纵性所能概括的。敏捷性更注重体现飞机运动的瞬态性能,与空战效果联系更紧密、更加直接。

严格讲,敏捷性不仅是飞机本体的特性,还应包括航空电子设备、武器系统和驾驶员操纵特性等因素。下面要介绍的仅是飞机的敏捷性,目前比较一致的看法是将它定义为飞机在空中迅速、精确地改变机动飞行状态的能力。

2.5.2 敏捷性分类

飞机敏捷性从其含义来看可以用两个属性来描述,即状态变化和时间。它表明为达到某预期状态所需要的时间、单位时间内状态变化的多少和机动能力改变量的大小等。因此按时间尺度和飞机运动形式来分较为合理。

1. 按时间尺度

按时间尺度可将敏捷性大致分成三类:瞬态敏捷性、功能敏捷性和敏捷性潜力。

瞬态敏捷性反映机动状态转换的快速性,表示飞机产生可控角运动,单位剩余功率最大、最小值之间快速转换的能力,用时间量度一般为 $1\sim 5\text{ s}$ 的量级。

功能敏捷性反映飞机空战中各飞行阶段转换的快慢,表示飞机航向或绕速度矢量快速旋转的变化能力,重点为飞机大迎角转弯中的能量损失和卸到零过载后的能量恢复能力,用时间量度一般为大于 5 s 的量级。

敏捷性潜力是与时间没有关系的敏捷性,主要是用飞机的气动、构形等参数来体现飞机的敏捷性。

瞬态敏捷性和功能敏捷性的含义还可以从图 2.19 上示意出来。图中纵轴代表飞行状态,横轴代表时间。从 t_0 开始飞机状态加速变化,到 t_1 时达到稳态的状态变化率, t_2 以后飞机状态开始减速变化,到 t_3 时飞机达到所期望的状态,状态变化率为零。瞬态敏捷性即对应状态变化加速段 $t_0\sim t_1$ 和状态变化减速段 $t_2\sim t_3$;而功能敏捷性则表示飞机所获得的最终状态能力,用 $t_0\sim t_3$ 段总时间度量。

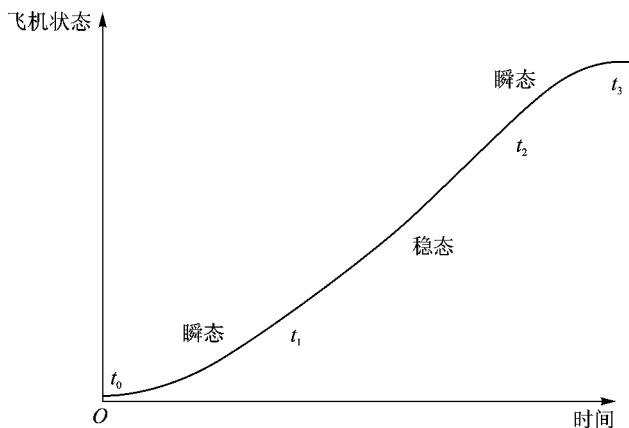


图 2.19 瞬态和功能敏捷性含义

2. 按飞机运动形式

按飞机运动形式可将敏捷性分为轴向敏捷性、纵向(俯仰)敏捷性和滚转(横向)敏捷性。

根据目前建议的各类敏捷性尺度,按上述分类法可归纳在表 2.1 中。

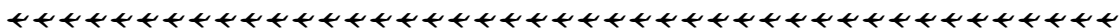


表 2.1 敏捷性尺度分类

类 别	瞬时敏捷性(1~5 s)	功能敏捷性(>5 s)	敏捷性潜力
横向	$t_{RC, 90}$ (扭转敏捷性)	反向滚转参数	横向敏捷性准则
纵向	$t_{maxg} \cdot t_{unload}$	指向裕度	俯仰敏捷性准则
轴向	功率剧增参数 功率消散参数	空战周期时间 动态速度转弯 相对能量状态	敏捷性潜力参数

2.5.3 瞬态敏捷性尺度

1. 横向敏捷性

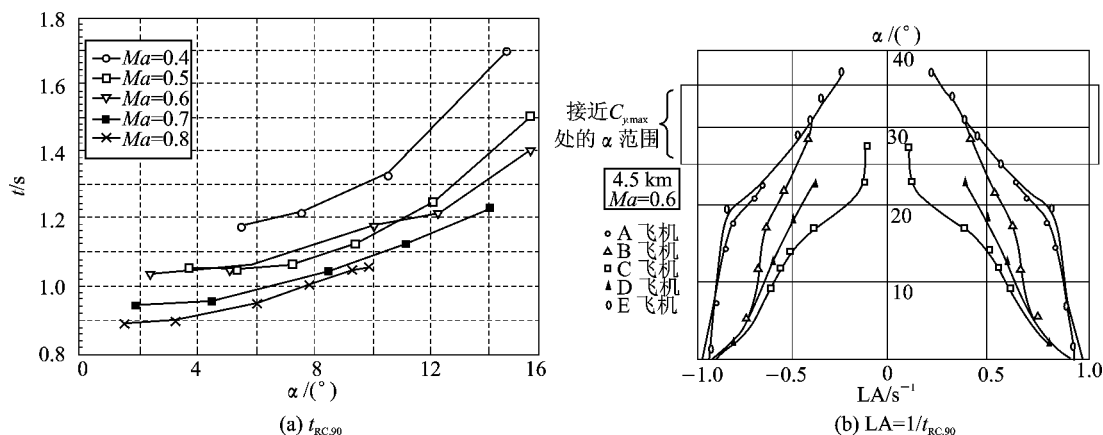
横向敏捷性主要反映飞机在保持迎角(过载)条件下,实现快速滚转的能力,以达到指向射击的目标。下面是衡量这类敏捷性的尺度。

$t_{RC, 90}$:以飞机滚转且截获 90° 所需时间来表示;

LA:以 $t_{RC, 90}$ 的倒数来表示,谓之横向敏捷性尺度, $LA = \frac{1}{t_{RC, 90}}$;

TA:用飞机转弯速率除以 $t_{RC, 90}$ 来衡量飞机带过载情况下的滚转性能,谓之扭转敏捷性尺度。它反映飞机转弯能力和滚转能力的协调性, $TA = \frac{\text{转弯速率}}{t_{RC, 90}}$ 。

图 2.20 为一些战斗机的横向敏捷性尺度。由图可见,随着迎角增大, $t_{RC, 90}$ 增加, LA 值迅速减小。这说明飞机在大迎角区横向敏捷性差,表明此时飞机的滚转运动变化能力差。

图 2.20 横向敏捷性随 H, v 和 α 变化曲线

2. 纵向(俯仰)敏捷性

纵向(俯仰)敏捷性是反映飞机迅速获得过载(迎角)和减小过载(迎角)的能力。下面是衡量这类敏捷性的尺度。

$t_{\max g}$ 和 t_{unload} : 分别表示加载到最大过载所需时间和从最大过载卸到零所需时间;

$\dot{n}_{y, \max, +}$ 和 $\dot{n}_{y, \max, -}$: 分别表示正和负的最大过载速率;

$\omega_{z, \max, +}$ 和 $\omega_{z, \max, -}$: 分别表示以平尾的最大权限作上俯和下俯机动中的最大俯仰速率。

显然 $t_{\max g}$ 反映了飞机改变姿态快慢的能力, 即机头指向快慢的能力; t_{unload} 则反映飞机恢复姿态快慢的能力和恢复能量的能力。这是在空战中反映机头能否快速指向并首先击中敌机的一种度量。图 2.21 为某机加载和卸载所需时间曲线。由图可见, 对于不同飞行状态, 飞机的加载和卸载时间有很大变化。

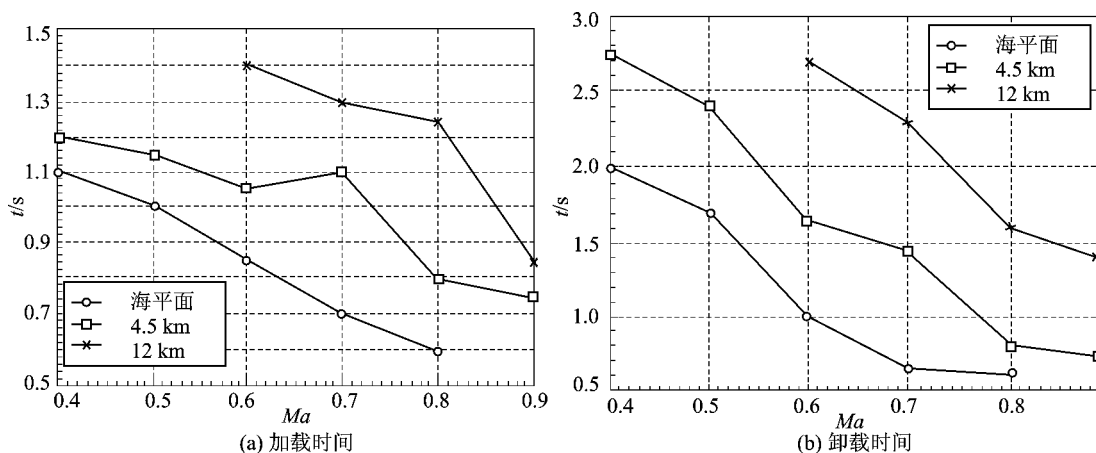


图 2.21 飞机加载和卸载时间随 H, v 变化曲线

3. 轴向敏捷性

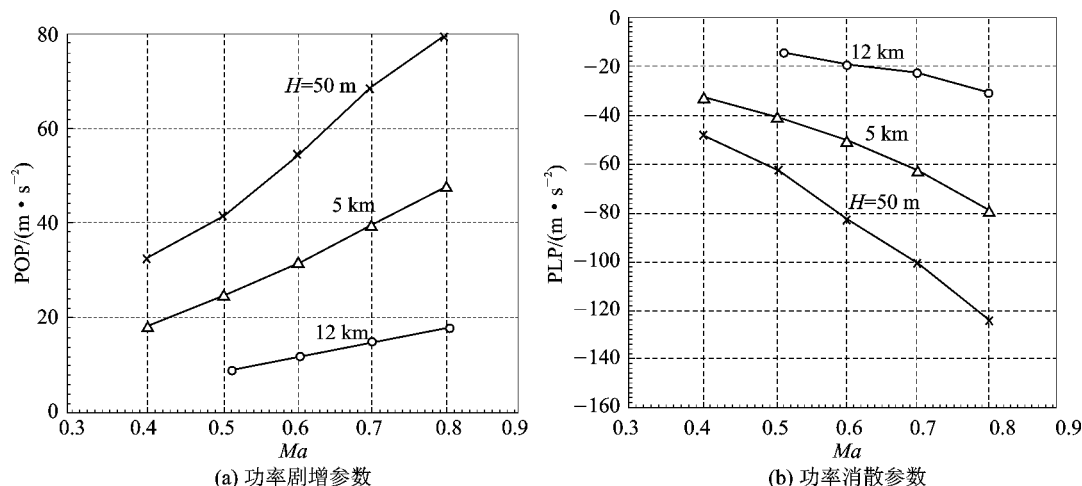
轴向敏捷性是反映在飞机状态转换过程中, 发动机推力增强的快慢和减速装置收放过程中阻力瞬态变化的能力。它通常用两个沿着速度方向单位剩余功率变化率来衡量。

功率剧增参数 POP: 表示单位剩余功率从最小推力/最大阻力状态到最大推力/最小阻力状态的增量与完成此过程所需时间比, 即

$$\text{POP} = \frac{(\text{SEP})_{\max} - (\text{SEP})_{\min}}{\Delta t} \quad (2.34)$$

功率消散参数 PLP: 表示从最大 SEP 状态转换为最小 SEP 状态的过程。其表达式类似于 POP。

很明显, 这两个参数实质是体现了飞机加速度和减速度变化的能力, 反映水平攻击敌机时, 能量积聚幅度; 回避敌机时, 能量损失幅度。同时这两个参数也反映出在一次攻击后, 飞机恢复能量的快慢程度。图 2.22 为某机的功率剧增参数和功率消散参数变化曲线。

图 2.22 功率剧增参数和功率消散参数随 H, v 变化曲线

2.5.4 功能敏捷性尺度

1. 轴 向

常用典型的空战阶段来衡量,如图 2.23 所示。整个空战可以分成若干阶段。

接敌段(1→2):飞机从某初始飞行速度迅速加载到最大过载。

占位段(2→3→4):保持最大过载作减速盘旋,直到最大升力系数处(3点),故其转弯速率最大,对应的飞行速度 v_c 谓之角点速度;随后继续保持最大升力系数减速盘旋,过载也相应减小;最后达到攻击所需的转弯角(4点)。

退出段(4→5):开始卸载到 $1g$,转弯速度迅速减小。

恢复段(5→1):平飞加速至原初始飞行速度。

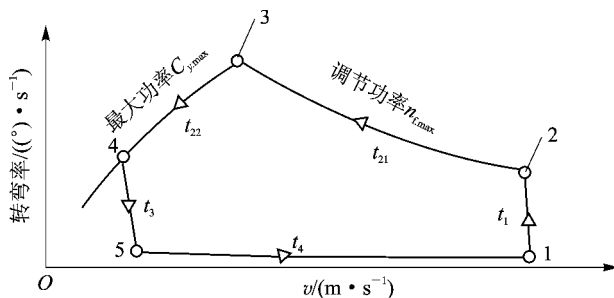


图 2.23 空战周期时间概念

上述表明,这一典型空战过程中综合了飞机的瞬态敏捷性和能量机动性。其中有两个持续飞行阶段,即能量损失的占位转弯段(2→3→4)和能量增长的恢复段(5→1),故将该空战阶段归纳为轴向功能敏捷性。下面是具体衡量尺度。

空战周期时间 CCT:即图 2.23 中各飞行段时间 t_1, t_{21}, t_{22}, t_3 和 t_4 的总和作为敏捷性尺度。显然,空战周期越短越好,表明飞机能尽快准备好下一次攻击的能力。

动态速度转弯图 DST:该尺度着重分析图 2.23 中占位段和恢复段能量转换的情况。用

两组曲线来表示,如图 2.24 所示。其中图 2.24(a)表示 2→3→4 段上各点转弯角速度随减速度变化曲线。可见为了达到 $16^{\circ}/\text{s} \sim 20^{\circ}/\text{s}$ 的转弯速率,飞机的减速度(能量消耗)可达 15~30 节/秒。图 2.24(b)表示 5→1 段上各点加速度与对应的速度曲线。可见为了恢复转弯所消耗能量,该机所提供的加速度大约为 10 节/秒。由此可粗略估计从 200 节加速到 500 节所需时间约 30 s。1 节约为 1.85 km/h。

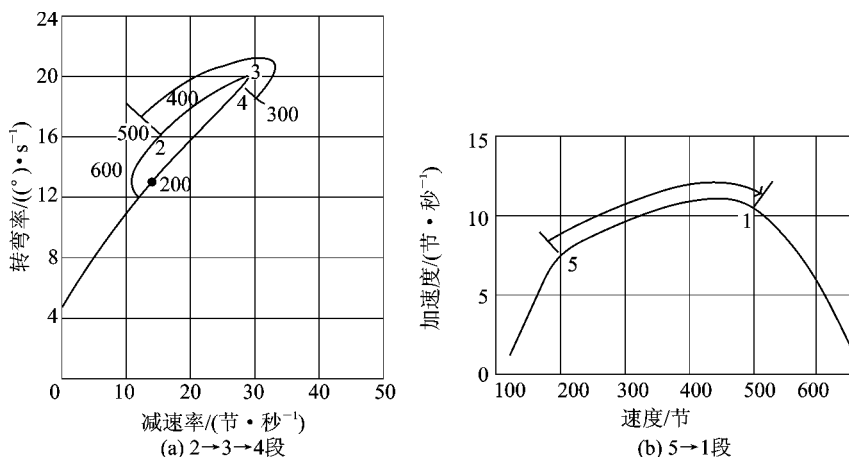


图 2.24 动态速度转变图

相对能量状态 RES:是指飞机完成 180° 水平转弯过程中(2→3→4 段)的速度 v 与角点速度 v_c (即转弯速率最大处的速度,图 2.23 中的 3 点)之比,如图 2.25 所示。为了保证飞机空中具有高转弯速率的多次攻击能力,通常要求转弯速度在角点速度附近,即 v/v_c 接近 1,否则能量损失太大,恢复能量时间长,不易再次进入进攻。图中可见该机在转弯到 90° 时,仍能保持角点速度,这对再次空战是有利的。

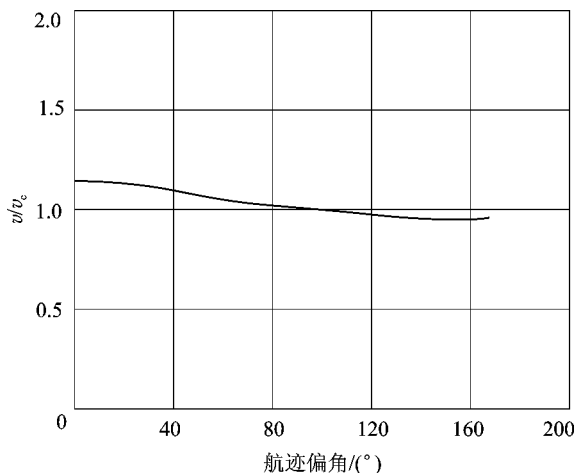


图 2.25 相对能量状态图

2. 纵 向

常用指向裕度作为衡量尺度,如图 2.26 所示。

指向裕度 PM: 是指两机同时开始作同样过载的水平转弯或垂直拉升机动时, 当其中一机已指向对方的瞬间, 对方机头与瞄准线之间的夹角。这表示当一机已开火时, 对方机还需要转动多少角度才能指向该机。指向裕度反映了飞机先于发射的能力, 是实战中赢得空战优势的重要指标。

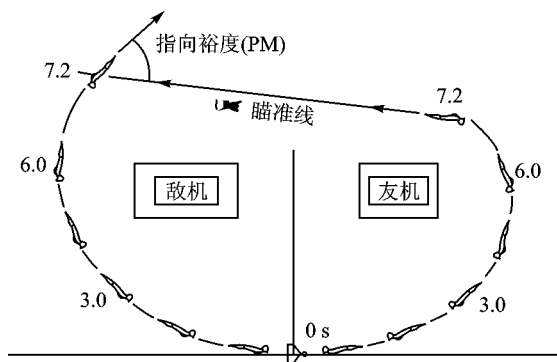


图 2.26 指向裕度的定义

3. 横 向

常用反向滚转敏捷性参数作为尺度。

反向滚转敏捷性参数 TY ; 其中 T 表示以固定过载作某个方向转弯 (如倾斜角为 90° 右转弯) 转换到相反方向转弯 (如倾斜角为负 90° 左转弯) 所需时间; Y 表示完成上述过程的驾驶杆横向位移, 则 T 和 Y 的乘积值越小, 表示敏捷性越好。

2.5.5 敏捷性潜力

前已指出该敏捷性与时间尺度无关, 而是用气动、构形参数来表达敏捷性潜力的大小。常用各轴向的敏捷性准则来表示。

1. 横向敏捷性准则

用操纵面偏转引起的滚转力矩导数与绕 Ox 轴的惯性矩之比来表示, 即

$$m_{\dot{x}}^{\delta} q S l / I_x$$

显然, 此值 (绝对值) 越大越好。

2. 纵向敏捷性准则

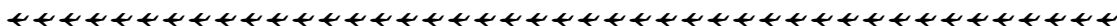
类似地用操纵面偏转引起的俯仰力矩导数与绕 Oz 轴惯性矩之比表示, 即

$$m_{\dot{z}}^{\delta} q S b_{\Delta} / I_z$$

3. 轴向敏捷性潜力

常用飞机的推重比除以翼载来表示。

很明显, 在计算上述介绍的敏捷性尺度时, 由于涉及到状态动态变化过程, 飞机的运动必须作为刚体运动处理, 既考虑质心移动, 又考虑飞机绕质心转动。而计算飞机机动性指标时, 常把飞机作为一质点处理。



2.6 过失速机动

目前空战的特点,通常先在视距外用远程或中程空空导弹进行攻击。攻击失效后很快就转入视距内,即近距作战。这就要求飞机具有高转弯率和高加减速能力,也就是前面说的要求飞机具有高的敏捷性。大量模拟空战结果表明,采用过失速技术是非常有效的措施。

过失速机动是指飞机在超过失速迎角之后,仍能按照驾驶员指令完成战术机动。此时飞机飞行速度低,迎角大,气动舵面操纵效率下降甚至失效,采用推力矢量控制技术可以满足过失速机动操纵要求,使飞行包线向过失速区大大扩展。如再引入直接力控制模式,就可以将飞机的姿态运动和轨迹运动解耦,增加飞机机头瞄准能力,或减速以获得高转弯率,或用以逃避敌方的攻击,空战效能就能大大提高。例如对具有过失速机动能力的 X-31A 进行近距空战评估飞行试验。它在与 F/A-18 的 66 次交锋中,初始双方处于均等态势, X-31A 通过实施过失速机动获得了 64 次胜利, X-31A 获得交换比为 1:32。即使空战开始时 X-31A 处于防守态势,大多数情况下胜利者仍是 X-31A。由此可见,过失速机动技术、推力矢量控制技术和主动控制技术等都是提高敏捷性的有效措施。

图 2.27 是一些采用过失速机动技术效果的示例。

图 2.27(a)表示过失速机动的有效时机。两架飞机进行常规转弯尾追攻击时很难取得优势。具有过失速机动能力的飞机在 A 点位置就获得瞄准敌机的机会。如没有及时抓住,飞机飞至 A' 点再采用过失速机动也就没有效果,且速度损失很大,不利于进一步作战。

图 2.27(b)为过失速机动与常规机动的比较。一架常规飞机和一架具有过失速机动能力的飞机,从相同的初始状态出发,常规飞机拉到极限使用过载后,航迹上弯;而具有过失速机动能力的飞机以 $\dot{\alpha}=50^\circ/\text{s}$ 机动,飞机很快达到 90° 迎角,其航迹高度变化不大。从图上可见,在 $t=2\text{ s}$ 位置到 $t=8\text{ s}$ 位置内,常规飞机始终落在具有过失速机动能力飞机的导弹或火炮攻击包线之内,总计达 6 s 之久。这种“位于火力包线内的时间”可视为过失速机动占有空战优势的一种标志。

图 2.27(c)表示不同迎角变化率对过失速机动的影响。两架具有过失速机动能力的飞机,以不同 $\dot{\alpha}$ 作过失速机动,具有较高 $\dot{\alpha}$ 的飞机将占优势。从图中可见,两机的 $\dot{\alpha}$ 仅差 $20^\circ/\text{s}$ 时,较高 $\dot{\alpha}$ 飞机具有的“位于火力包线内的时间”仅 2 s。如果将 $\dot{\alpha}$ 差值增加到 $40^\circ/\text{s}$,则“位于火力包线内的时间”可增加到 10 s。

图 2.27(d)表示采用过失速机动逃避追击的实例。当过失速飞机在常规飞机的前方,这时过失速机动的显著减速作用能甩开常规飞机的追击,让其冲到前面,改变了交战双方的位置,便于进一步攻击。

目前见到的过失速机动动作,如尾冲、眼镜蛇机动,这类机动通过驾驶员操纵可以完全利用飞机本体动力学特性来实现;另一类为 Herbst 机动,该类机动则是利用飞机动力学特性结合飞控系统来实现的。下面分别简单介绍其运动机理。

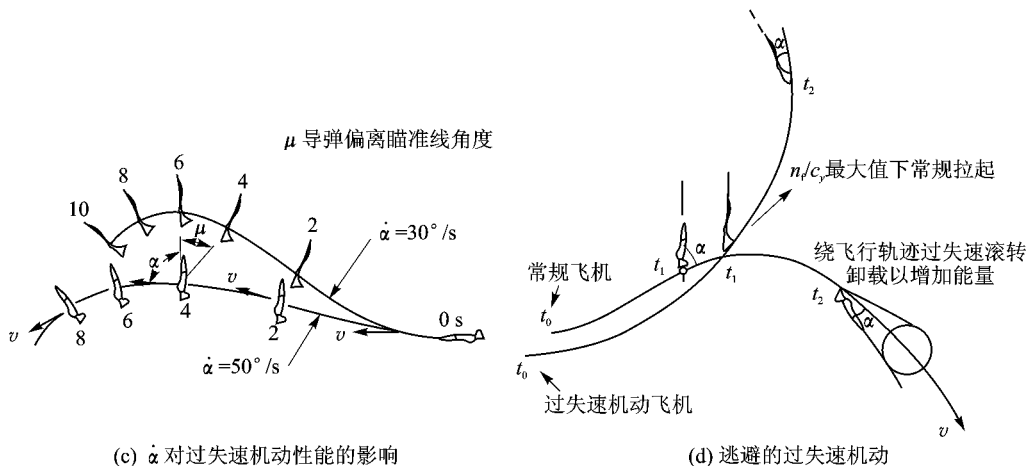
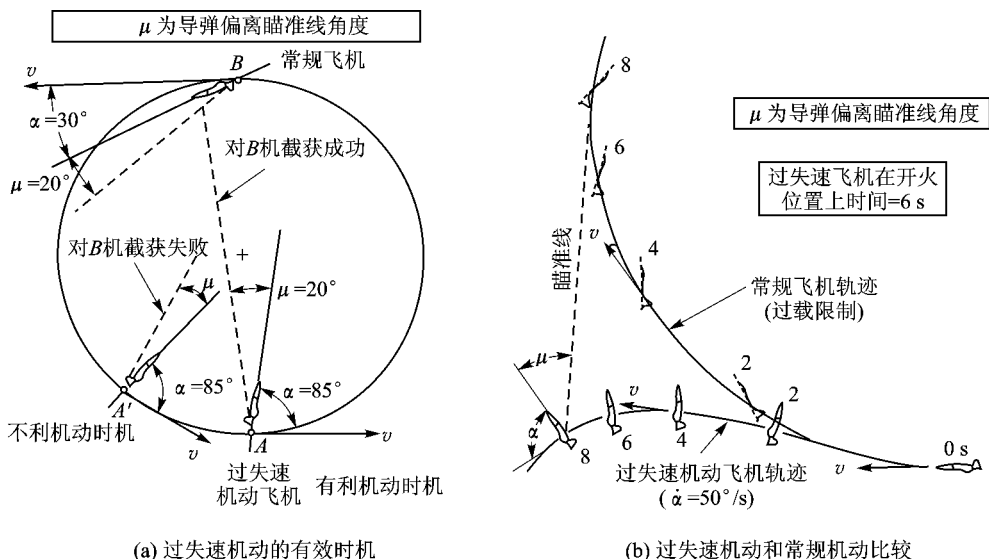


图 2.27 过失速机动技术的效果

2.6.1 尾冲和眼镜蛇机动

这两种典型的机动飞行过程如图 2.28 所示。尾冲机动时,飞机开始控制在小迎角下接近垂直爬升,飞机俯仰姿态基本保持不变,飞行高度增加,速度不断减小;在轨迹倾角接近 90° 时,飞机垂直速度为零,随即竖直下落,速度矢量急剧变化,迎角达到失速迎角,进入过失速状态;然后飞机开始自动低头,迎角迅速减小;进入小迎角区后,驾驶员操纵退出机动。

而眼镜蛇机动时,飞机在进入平飞后,驾驶员急速拉杆到底,飞机抬头,随后迎角迅速增大,速度减小;当超过失速迎角后,进入过失速区,飞机开始自动低头,迎角减小,再推杆操纵,退出机动。整个机动过程中飞机高度变化不大。

粗看起来这两种机动外观很不一样,但它们有共同点:飞机达到同样的过失速迎角,同时能量急剧损失,在 $2\sim 3$ s 后,下俯力矩的作用使飞机迅速恢复到小迎角状态。因此将这两种机动归纳成一类机动作。其运动机理可从飞机气动力特性得到解释。图 2.29 为某现代飞

机的纵向气动特性曲线,飞机采用了放宽静稳定性技术。从图中可见,在低速小迎角状态下迅速拉杆,飞机可得到很大的上仰力矩。眼镜蛇机动的迎角急剧增加,开始是利用此气动特性,随后是利用俯仰转动动能使迎角继续增加。从图中还可看到在迎角超过失速迎角达到最大值后,由于气动中心后移,飞机具有很大的低头力矩。尾冲和眼镜蛇机动能自动低头,就是该力矩的作用,飞机很快恢复到小迎角飞行。

从图 2.29 上还可以看到,过失速机动完成动作的时间很短,仅仅几秒钟,而飞机运动参数变化较大,换句话说,其运动变化速率较大,因此作用在飞机上的气动力应是非线性、非定常的。旋涡的生成、分离、破碎以及气动力和力矩随 α 变化会产生滞环,如图 2.30 所示。运动参数变化率的大小将影响滞环的大小。正是这种非定常气动力,对完成过失速机动产生了关键影响。

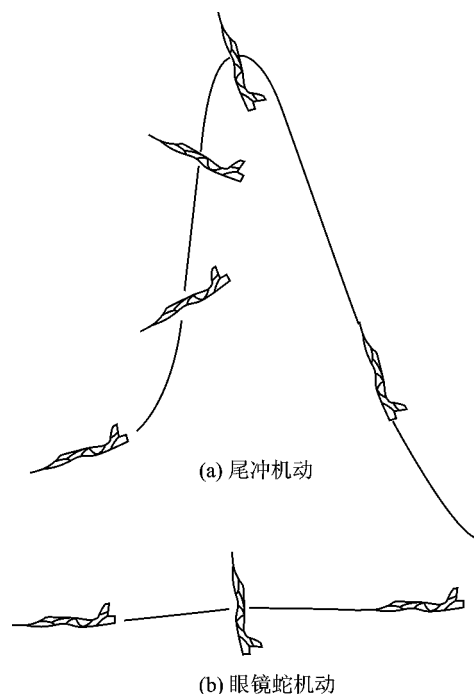


图 2.28 尾冲、眼镜蛇机动

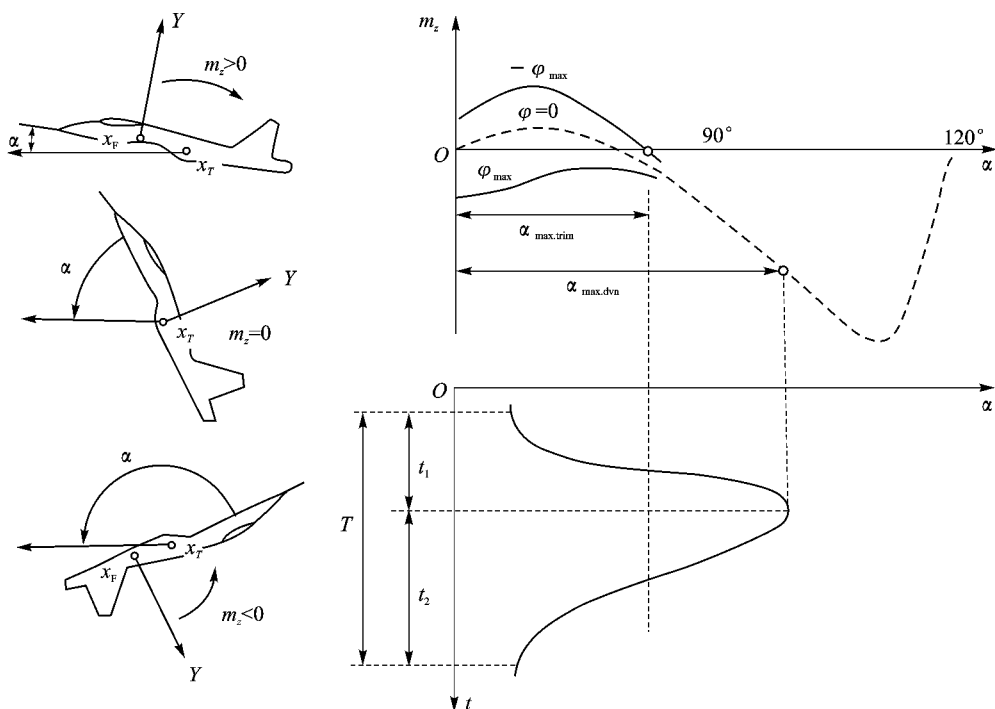


图 2.29 尾冲、眼镜蛇机动迎角变化机理

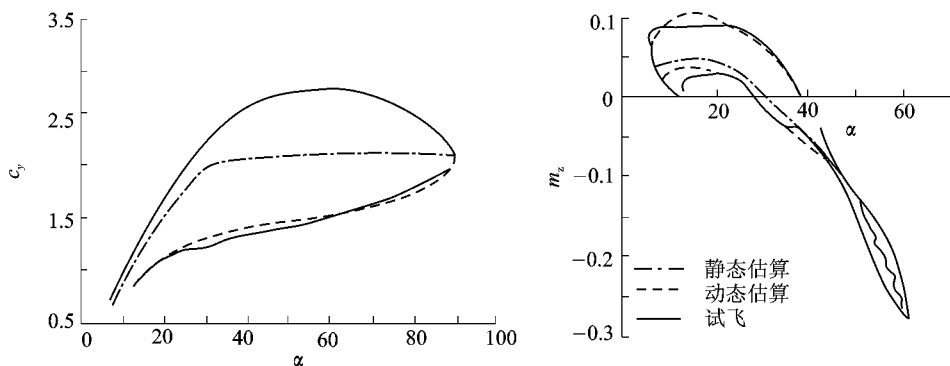
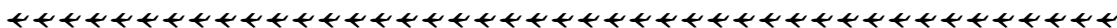


图 2.30 某机试飞得到的纵向气动滞环

这类过失速机动,虽然利用非定常气动力可以在短时间内增加最大升力,提高机动性,但其效果也是有限的。一则快速俯仰旋转引起的附加升力相当有限,如无因次减缩频率为 1 的旋转平板,其产生的气动力可达到 3 倍的最大静态升力。缩减频率为 1 相当于平板旋转速度为 $1\ 200^\circ/\text{s}$,而战斗机的最大俯仰角速度大约为 $50^\circ/\text{s}$,约为 4% 的旋转平板角速度,按线性变化考虑,其气动力只比最大静态气动力大 10%。再则,为了避免飞机出现偏离,飞机在最大迎角处维持时间很短(1~3 s),且在恢复过程中非定常效应反而较静态气动力小,飞机转弯速率减小,可导致机动性变差。因此利用该类过失速机动来提高机动性,对于驾驶员的飞行技术和时机掌握要求都非常高。

这里还应指出,大迎角下机动过程中机头不对称涡还会造成横航向力矩滞环,这会影响尾冲、眼镜蛇机动的完成。为此必须进行头部修形,或采用推力矢量控制以消除这种不利影响。

2.6.2 Herbst 机动

这个以德国人 W. B. Herbst 名字命名的机动,能在空战中获得战术优势,是非常有代表性的机动。其机动过程如图 2.31 所示。

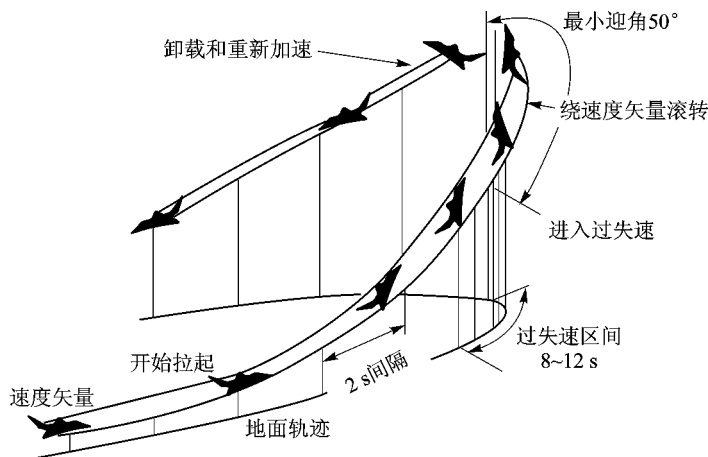
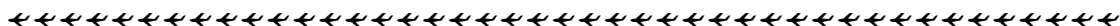


图 2.31 Herbst 机动



飞机从高速进入,急拉杆至迎角超过失速迎角($\alpha=70^\circ$),并伴随速度骤减;随后在过失速状态下进行绕速度矢量滚转,力图以最小半径、最快速度改变机头指向 180° ;再推杆卸载和利用重力下滑加速,最后返回小迎角飞行。

显然该机动的最大特点是其转弯半径较常规机动显著减小,从而能使飞机迅速占据有利位置或迅速将机身指向目标,获得抢先开火的机会,在空战中占有明显优势。攻击完后,飞机恢复到原始速度/能量状态较快,具备了准备再次进攻或躲避敌进攻的能力。

实现这类过失速机动,关键是飞机要有较大的上俯加速度和如何防止飞机在大迎角下的航向偏离。美国 X-31A 机采用俯仰和偏航方向推力矢量控制和引入防偏离装置,解决了这个关键问题。当然,Herbst 机动也存在问题,飞机在机动中由于短时间呈现一种“悬挂”或“停滞”状态,在多机空战时,容易受到其他敌机的攻击。因此驾驶员必须谨慎地决定是否作 Herbst 机动。

第 3 章 飞机的纵向稳定性和操纵性

前面两章讨论了飞机的飞行性能,从本章开始将转到飞行力学中的另一类问题,即飞机的稳定性和操纵性。所谓稳定性,简言之是指飞机在受到外界瞬时扰动作用后,自动地恢复其原来平衡状态的能力。而操纵性则是指飞机在驾驶员操纵下,从一种飞行状态过渡到另一种飞行状态的能力。显然,飞机的平衡飞行状态是研究稳定性和操纵性的前提。有关实现各种平衡飞行所需的舵面或杆力操纵,将放在操纵性中介绍。

讨论飞机稳定性和操纵性时,除了要考虑飞机质心运动外,还要考虑飞机绕质心的转动,飞机应视作质点系——刚体或弹性体来处理。根据飞机结构刚度和飞行动压的不同,有时允许将飞机看成是刚性的,必要时作一些静气动弹性修正;有时则要按弹性飞机考虑。这里仅讨论刚性飞机的稳定性和操纵性。

从力学角度看,飞机的稳定性和操纵性的实质即是研究作用于飞机上的外力和力矩与其运动之间的关系。为此在具体讨论飞机纵向稳定性和操纵性时,首先介绍作用在飞机上的外力矩,再引出描述刚性飞机运动的数学模型,在此基础上转入对飞机本体的纵向稳定性和操纵性、飞机加飞控系统的纵向稳定性和操纵性的讨论。

3.1 作用在飞机上的外力矩

作用在飞机上的外力和外力矩如图 1.1 所示。其中外力情况在第 1 章已讨论过,下面仅介绍外力矩的情况。从图上可见,为便于分析研究飞机绕质心的运动,常把气动力矩、推力力矩矢量投影在飞机机体轴系^{*}上,即相对于绕三个体轴的旋转力矩,分别表示为 M_x 、 M_y 和 M_z ,其矢量方向与坐标轴系方向一致时为正。

3.1.1 俯仰力矩 M_z

俯仰力矩又称纵向力矩,它将使飞机绕 Oz 轴作抬头或低头转动。通常俯仰力矩为一些状态变量和操纵变量的函数,表示为

$$M_z = f(Ma, \alpha, \varphi, \omega_z, \dot{\alpha}, \delta_{pz})$$

式中 φ 为全动平尾偏角, δ_{pz} 为推力矢量偏角。当这些变量较小时,俯仰力矩可用近似线性关系表示,即

$$M_z = M_{z_0} + M_z^\alpha \alpha + M_z^{\omega_z} \omega_z + M_z^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + M_z^\varphi \varphi + M_z^{\delta_{pz}} \delta_{pz} \quad (3.1)$$

式中零升力矩 M_{z_0} 及其各力矩导数均取决于 Ma 和飞机外形等。

当然,飞机作大机动飞行时,一些横侧运动参数如 β 、 δ_x 、 ω_x 等对俯仰力矩也要影响,这必须视具体情况来定。

* 机体轴系原点取飞机质心 O 。轴 x_t 平行于机身轴线或平行于翼平均气动弦,指向前方。轴 y 位于飞机对称面内,垂直于轴 x_t ,指向上方。轴 z_t 垂直飞机对称平面,指向右方。轴系与飞机机体固连在一起。

1. 静稳定力矩

迎角 α 引起的那部分俯仰力矩称为纵向静稳定力矩,写成一般形式为

$$\Delta M_{z_1} = M_z^a(\alpha - \alpha_0) = qSb_A m_z^a \cdot (\alpha - \alpha_0) \quad (3.2)$$

$$m_z^a = C_y^a(\bar{x}_G - \bar{x}_F) \quad (3.3)$$

式中 α_0 为零升迎角, b_A 为机翼平均气动弦, $\bar{x}_F = \frac{x_F}{b_A}$ 为飞机焦点(迎角变化产生的气动力作用点)的相对位置, $\bar{x}_G = \frac{x_G}{b_A}$ 为飞机质心的相对位置。

全机的 m_z 仅随 α 变化的曲线可由风洞吹风得出,也可以计算估出。在线性变化范围内曲线如图 3.1 所示。由图可见,当飞机迎角处于 $\alpha = \alpha_*$ 时, $m_z = 0$, 即飞机的纵向力矩 $M_z = qSb_A m_z = 0$ 处于平衡状态。但对于图 3.1(a) 的情况,若飞机受外界瞬时扰动,迎角突然增加 $\Delta\alpha$, 则飞机将产生负的力矩增量 $\Delta M_z < 0$ 。在该力矩作用下,飞机低头,具有恢复到原来平衡状态迎角 α_* 的趋势。换句话说,在 $\alpha = \alpha_*$ 处的飞机平衡状态是静稳定的。对于图 3.1(b) 的情况,同样瞬时扰动 $\Delta\alpha$ 下,产生的力矩 $\Delta M_z > 0$, 正好与上述情况相反,运动趋势将使飞机更加偏离其原来的平衡迎角 α_* , 此时飞机在 $\alpha = \alpha_*$ 处的平衡状态是静不稳定的。图 3.1(c) 的情况比较特殊,同样瞬时扰动 $\Delta\alpha$ 下,不产生附加力矩,飞机仍处于平衡状态,此时称 $\alpha = \alpha_*$ 处的平衡状态是中立稳定的。

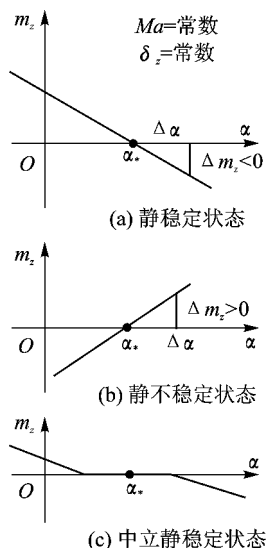


图 3.1 纵向力矩系数随迎角的变化曲线

由上述分析可知,飞机是否具有纵向静稳定性与力矩系数曲线在平衡点处的斜率有关,故可以用力矩系数导数 m_z^a 作为飞机纵向静稳定性判据。考虑到在给定 Ma 数下,导数可表示为

$$\frac{\partial m_z}{\partial \alpha} = \frac{\partial m_z}{\partial C_y} \frac{\partial C_y}{\partial \alpha}$$

在线性变化范围内 $\partial C_y / \partial \alpha$ 总是大于零,因此飞机的纵向静稳定性又可用导数 $m_{z_y}^a$ 表示,即

$$\begin{cases} \frac{\partial m_z}{\partial \alpha} < 0 & \left(\frac{\partial m_z}{\partial C_y} < 0 \right) & \text{静稳定} \\ \frac{\partial m_z}{\partial \alpha} > 0 & \left(\frac{\partial m_z}{\partial C_y} > 0 \right) & \text{静不稳定} \\ \frac{\partial m_z}{\partial \alpha} = 0 & \left(\frac{\partial m_z}{\partial C_y} = 0 \right) & \text{中立静稳定} \end{cases} \quad (3.4)$$

由式(3.3)可知,飞机是否具有纵向静稳定性,仅仅取决于全机焦点和重心之间相互位置。当全机焦点位于重心之后, $\bar{x}_F > \bar{x}_G$, 则 $m_z^a < 0$ ($m_{z_y}^a < 0$), 飞机纵向静稳定;当 $\bar{x}_F < \bar{x}_G$ 时, 则 $m_z^a > 0$ ($m_{z_y}^a > 0$), 飞机纵向静不稳定;当 $\bar{x}_F = \bar{x}_G$ 时, 则 $m_z^a = 0$ ($m_{z_y}^a = 0$), 飞机将是中立静稳定的。

需要指出的是这种纵向静稳定性是假定飞机速度保持不变得出的。扰动引起的迎角变化会使飞机过载 $n_y = Y/G$ 也发生变化。如果 $m_z^a < 0$, 则意味着飞机具有恢复原来过载的趋势;

反之若 $m_z^a > 0$, 则飞机受扰后将具有更加偏离原来过载的趋势。因此这种纵向静稳定性称为定速静稳定性, 或称按过载的纵向静稳定性。

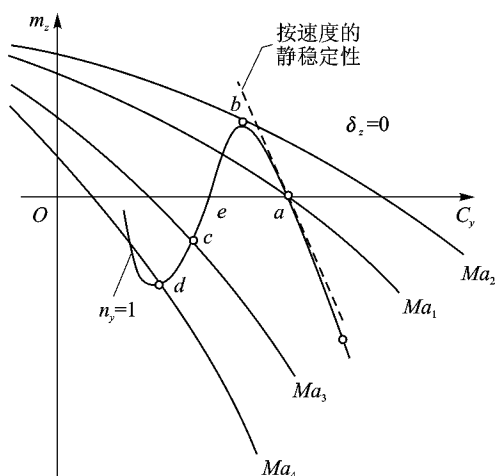


图 3.2 飞机定载纵向力矩系数随迎角变化曲线

实际飞行过程中, 扰动引起迎角变化, 飞行速度亦会发生变化, 因此研究定速下的纵向静稳定性是不够的。还有一种是在过载 $n_y=1$ 条件下的纵向静稳定性, 此时飞机作定常直线飞行, 处于平衡状态, 在受到外界瞬时扰动作用后, 不仅迎角变化, 飞行速度也会发生变化, 因此作用在飞机的纵向力矩系数应是迎角 α 和马赫数 Ma 的函数, 即 $m_z = f(\alpha, Ma)$ 。满足 $n_y=1$ 条件下的纵向力矩的曲线称为定载纵向力矩曲线, 如图 3.2 所示。

定载下的飞机纵向静稳定性同样可以用纵向力矩系数对迎角的导数来表示, 但必须采用全导数形式, 通过对纵向力矩系数函

数求导和满足 $n_y=1$ 的条件, 可得

$$\left(\frac{dm_z}{d\alpha} \right)_{n_y=1} = m_z^a - m_z^{Ma} \frac{Ma C_y^a}{2C_y + Ma C_y^{Ma}} = C_y (\bar{x}_G - \bar{x}_{F, dz}) \quad (3.5)$$

式中飞机定载焦点相对位置 $\bar{x}_{F, dz} = \bar{x}_F + \frac{m_z^{Ma} Ma}{2C_y + Ma C_y^{Ma}}$ 。显然, 如不计压缩性影响, 则

$$\bar{x}_{F, dz} = \bar{x}_F, \quad \left(\frac{dm_z}{d\alpha} \right)_{n_y=1} = m_z^a$$

相应地有

$$\left(\frac{dm_z}{dC_y} \right)_{n_y=1} = m_z^{C_y} \left(1 + \frac{C_y^{Ma} \cdot Ma}{2C_y} \right) - m_z^{Ma} \frac{Ma}{2C_y} = \left(1 + \frac{C_y^{Ma} \cdot Ma}{2C_y} \right) (\bar{x}_G - \bar{x}_{F, dz}) \quad (3.6)$$

若 $\left(\frac{dm_z}{d\alpha} \right)_{n_y=1} < 0$, 则飞机在受扰动后, 将有自动恢复到原来平衡状态速度的趋势, 如

图 3.2 中 a 点; 反之, $\left(\frac{dm_z}{d\alpha} \right)_{n_y=1} > 0$, 则有偏离原来平衡状态速度的趋势, 如图 3.2 中 e 点。故

这类纵向静稳定性, 称为定载静稳定性, 或称按速度纵向静稳定性。

这就是为什么把迎角产生的纵向力矩称之为静稳定力矩的原因。

2. 阻尼力矩

仅由俯仰角速度 ω_z 引起的纵向力矩称为纵向阻尼力矩。其表示式为

$$\Delta M_{z_2} = M_{z_z}^{\omega_z} \cdot \omega_z = qS \frac{b_A^2}{v} m_{z_z}^{\omega_z} \cdot \omega_z \quad (3.7)$$

式中 $m_{z_z}^{\omega_z} = \partial m_z / \partial \bar{\omega}_z$, $\bar{\omega}_z = \omega_z b_A / v$ 。

当飞机绕 Oz 轴以正 ω_z 旋转时, 位于飞机质心之前的各点产生向下附加流速度, 使有效迎角减小; 而质心之后各点产生的向上附加流速度使有效迎角增加, 结果质心前后的附加升力形成的纵向力矩为负, 与 ω_z 方向相反, 起着阻碍飞机转动的作用, 故称为阻尼力矩。纵向阻尼

力矩系数导数 $m_{z\dot{\alpha}}^{\omega_z} < 0$, 见图 3.3。

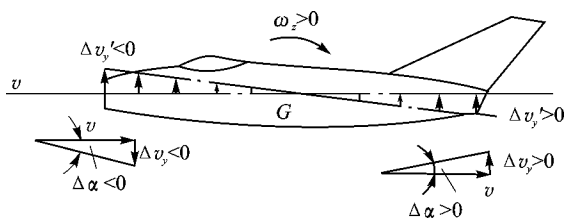


图 3.3 ω_z 引起的飞机各点附加流

气动导数 $m_{z\dot{\alpha}}^{\omega_z}$ 可以近似估算得出, 由于平尾离飞机质心较远, 是产生阻尼力矩的主要部件, 故可仅计算平尾贡献, 然后乘以 1.1~1.2 倍以考虑飞机其他部件影响。当然, 目前该导数也可通过风洞吹风试验求得。

3. 洗流时差力矩

飞机作非定常运动时, 运动参数是时间的函数, 其绕流情况与定常运动显然不同, 此时的气动力不仅取决于该时刻的运动参数, 而且也取决于整个运动的历史过程, 因此精确地确定非定常气动力是非常复杂的。在工程上处理一般飞行力学问题时, 常采用所谓准定假设, 即认为作用于飞机上的气动力和力矩完全由当时、当地的运动参数确定。按这种方法处理, 迎角变化即 $\dot{\alpha}$ 引起在平尾处的洗流时差效果应予以考虑, 否则误差较大, 必须给予修正。

所谓洗流时差是指当迎角 α 变化时, 翼身组合体自由涡的变化要经过 τ 时刻后才能影响平尾区的绕流条件。时差 τ 取决于尾臂长度 L_{pw} 和飞行速度, 即

$$\tau = \frac{L_{pw}}{\sqrt{k_q}v}$$

式中 k_q 为受翼身组合体影响的速度阻滞系数。

因此平尾处的实际下洗角将与 τ 时差前的迎角相对应。在 $\dot{\alpha} > 0$ 的情况下, 这个下洗角将比定常飞行时的下洗角小, 这相当于平尾增加一个附加迎角, 产生向上的附加升力, 形成的附加力矩使飞机低头, 以抵制 α 增长。 $\dot{\alpha} < 0$ 的情况刚好相反, 下洗延迟产生的附加力矩使飞机抬头, 以抵制 α 减小。总之 $\dot{\alpha}$ 引起的附加力矩相当于阻尼力矩作用, 见图 3.4。当 $\dot{\alpha}$ 变化不大时, 仍然可以按线性处理, 表示为

$$\Delta M_{z_3} = M_{z\dot{\alpha}} \dot{\alpha} = qS \frac{b_A^2}{v} m_{z\dot{\alpha}}^{\bar{\alpha}} \dot{\alpha} \quad (3.8)$$

式中 $m_{z\dot{\alpha}}^{\bar{\alpha}} = \partial m_z / \partial \bar{\alpha}$, $\bar{\alpha} = \dot{\alpha} b_A / v$ 。

显然, 气动导数 $m_{z\dot{\alpha}}^{\bar{\alpha}} < 0$, 亦可以估算得出。但吹风实验时, 往往 $m_{z\dot{\alpha}}^{\bar{\alpha}}$ 和 $m_{z\dot{\alpha}}^{\omega_z}$ 合在一起, 不易单独求得。

4. 操纵力矩

操纵力矩有两类, 一类是由升降舵或全动平尾产生的(见图 3.5)。按规定舵面偏角下偏为正($\varphi > 0$), 尾面上产生向上附加升力, 形成低头力矩, 使 α 减小; 相反, 舵面偏角上偏为负($\varphi < 0$), 将使飞机抬头, 迎角增大。因此升降舵或全动平尾产生的纵向操纵力矩为

$$\Delta M_{z_4} = M_{z\varphi} \varphi = qS b_A m_{z\varphi}^{\varphi} \cdot \varphi \quad (3.9)$$

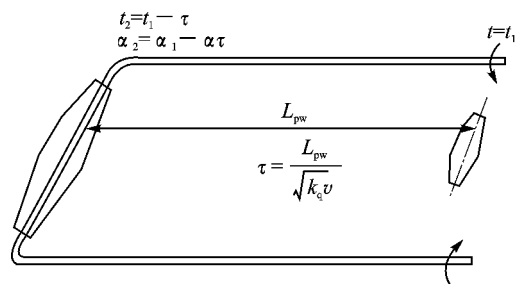
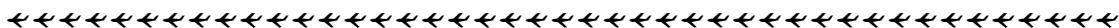


图 3.4 洗流时差概念

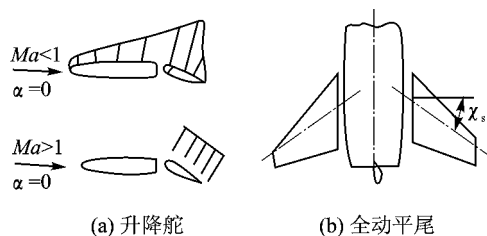


图 3.5 升降舵和全动平尾

显然舵面偏转产生的操纵力矩系数导数 $m_z^e < 0$ 。这可以通过估算或吹风实验得出。

另一类操纵力矩由推力矢量偏转引起。目前采用的推力矢量喷管如图 3.6 所示。有二元收敛-扩散喷管和轴对称喷管。当喷管上、下偏转时,产生俯仰力矩,改变飞机的迎角。类似地规定喷管下偏为正($\delta_{pz} > 0$),产生低头操纵力矩($M_z < 0$),其线性表达式为

$$\Delta M_{z_5} = M_{z_p}^0 \delta_{pz} = q S b_A m_{z_p}^0 \cdot \delta_{pz} \quad (3.10)$$

式中导数 $m_{z_p}^0$ 应为负值。

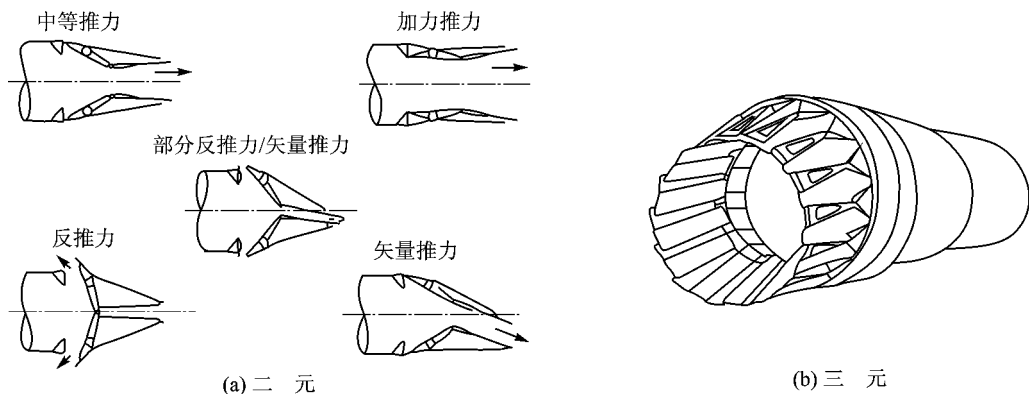


图 3.6 推力矢量喷管

3.1.2 偏航力矩 M_y 和滚转力矩 M_x

由于飞机的滚转运动和偏航运动耦合紧密,故放在一起介绍。考虑到在前面的飞行性能中,未涉及侧力 Z 特性,而在后面讨论飞机稳定性和操纵性时会遇到,故在此一起简要介绍。

偏航力矩将使飞机绕 O_y 轴向左或向右偏航转动,一般与下列运动参数有关

$$M_y = f(Ma, \beta, \delta_x, \delta_y, \omega_x, \omega_y, \delta_{py})$$

当这些变量较小时,偏航力矩可用近似线性关系表示为

$$M_y = M_{y\beta}^0 \beta + M_{y\omega_x}^0 \omega_x + M_{y\omega_y}^0 \omega_y + M_{y\delta_x}^0 \delta_x + M_{y\delta_y}^0 \delta_y + M_{y\delta_{py}}^0 \delta_{py} \quad (3.11)$$

式中各项力矩导数主要取决于 Ma 数和飞机的外形等,大机动飞行时还与飞行迎角 α 有关。

滚转力矩将使飞机绕 O_x 轴向左或向右滚转运动,一般与下列运动参数有关,即

$$M_x = f(Ma, \beta, \delta_x, \delta_y, \omega_x, \omega_y)$$

当这些变量变化不大时,滚转力矩可用近似线性关系表示为

$$M_x = M_x^\beta \beta + M_x^{\omega_x} \omega_x + M_x^{\omega_y} \omega_y + M_x^{\delta_x} \delta_x + M_x^{\delta_y} \delta_y \quad (3.12)$$

式中各项力矩导数与 Ma 数和飞机外形有关,某些导数还与迎角有关。当然,飞机作大机动飞行时,所有导数均与 α 有关。

而侧力 Z 一般为下列参数的函数,即

$$Z = f(Ma, \beta, \delta_y)$$

其近似线性关系为

$$Z = Z^\beta \beta + Z^{\delta_y} \delta_y$$

1. 静稳定力矩

侧滑角引起的飞机横航向力矩分别称为偏航静稳定力矩和滚转静稳定力矩。相应的力矩系数曲线 $m_x \sim \beta$ 和 $m_y \sim \beta$ 如图 3.7 所示。原点处 $\beta=0, m_x=0, m_y=0$, 飞机处于横航向平衡状态。

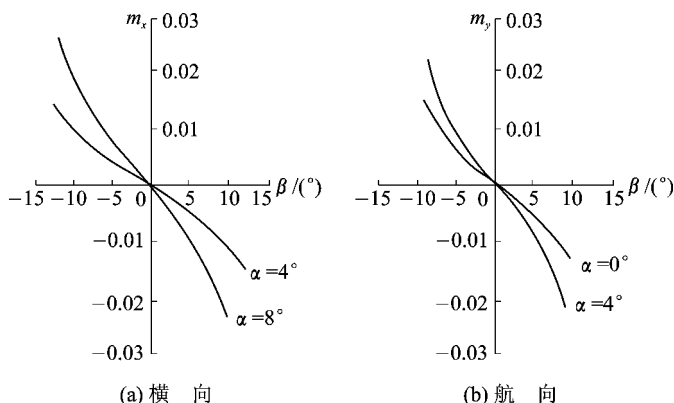


图 3.7 横航向力矩系数随侧滑角变化曲线

偏航静稳定力矩可表示为

$$\Delta M_{y_1} = M_y^\beta \cdot \beta = qSlm_y^\beta \beta \quad (3.13)$$

式中 l 为翼展。

再由图 3.8 可见,对于图中实线表示的 $m_y \sim \beta$ 曲线,当飞机受到非对称干扰形成正侧滑角时,产生的偏航力矩将使飞机机头右偏,减小侧滑角 β ,具有恢复到原来平衡状态 $\beta=0$ 趋势。这时通常称飞机处在原飞行状态是航向静稳定的。对于图中虚线表示的 $m_y \sim \beta$ 曲线,同样干扰也形成正侧滑角,飞机产生的偏航力矩将使侧滑角 β 继续加大,此时称飞机在原飞行状态是航向静不稳定的。

很明显,飞机是否具有航向静稳定取决于偏航力矩系数曲线在平衡状态处的斜率,为此可用 m_y^β 作为航向静稳定判据。 $m_y^\beta < 0$, 航向是静稳定的; $m_y^\beta > 0$, 则航向是静不稳定的。必须说明,航向静稳定的实质是飞机能自动改变原来航向以消除侧滑角 $\Delta\beta$,其作用就如风标,故又称为风标稳定性,但飞机不具有保持航向的特性。

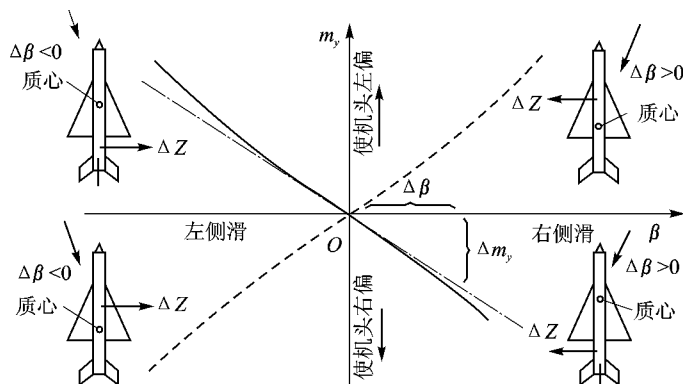
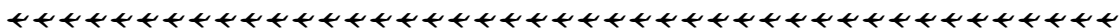


图 3.8 航向静稳定概念

滚转静稳定力矩可表示为

$$\Delta M_{x_1} = M_x^\beta \beta = q S l m_x^\beta \beta \quad (3.14)$$

当飞机受到不对称气流作用时,使飞机向左倾斜一个角度($\gamma < 0$),如图 3.9 所示。重力分量 $G \sin \gamma$ 使飞机向左侧滑($\beta < 0$),由此而产生的滚转力矩 $M_x > 0$ (见图 3.7),使飞机向右滚转,有消除 γ 角的趋势。这时常称飞机在原来平衡飞行状态是横向静稳定的。因此,同样的可用滚转系数力矩曲线在平衡状态处的斜率 m_x^β 作为横向静稳定判据。 $m_x^\beta < 0$, 横向是静稳定的; $m_x^\beta > 0$, 则横向是静不稳定的。但必须说明,飞机受扰动而产生倾斜后,是通过侧滑产生的滚转力矩使飞机向原飞行状态滚转,这种横向恢复趋势是间接的,与纵向和航向静稳定性有所差别。具有纵向和航向静稳定性的飞机,在受到干扰后有直接恢复到原飞行状态的能力。

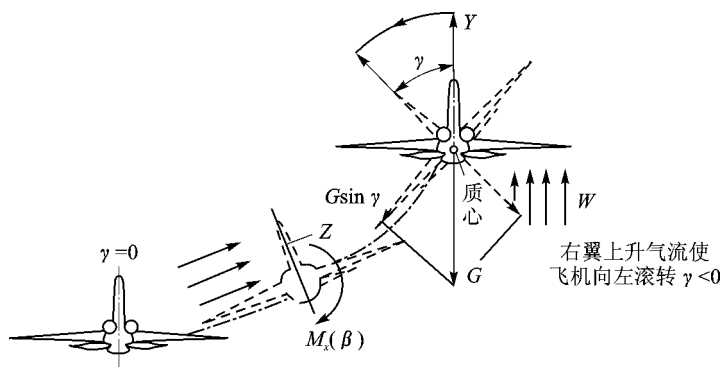


图 3.9 横向静稳定概念

横向和航向静稳定性统称为横航向静稳定性。特别强调一点,横航向静稳定性与纵向静稳定性一样,是指飞机受瞬时扰动后的最初瞬间飞机运动的趋势。至于飞机能否最终恢复到原来的平衡状态则是动稳定性问题,将在第 10 章中介绍。

产生横航向静稳定力矩的部件有机翼、机身和尾翼。但飞机航向静稳定力矩主要由垂尾提供,横向静稳定力矩则主要由机翼提供。这些导数 m_x^β , m_y^β 可以估算,也可由吹风实验测得。

侧滑时也会产生侧力,可表示为

$$\Delta Z_1 = Z^\beta \beta = q S C_z^\beta \beta$$

它主要由垂尾提供。

2. 阻尼力矩

由滚转角速度 ω_x 引起的横向力矩称为横向阻尼力矩,也称滚转阻尼力矩。其表示式为

$$\Delta M_{x_2} = M_{x_2}^{\omega_x} \omega_x = qS \frac{l^2}{2v} m_{x_2}^{\omega_x} \cdot \omega_x \quad (3.15)$$

式中 $m_{x_2}^{\omega_x} = \partial m_{x_2} / \partial \bar{\omega}_x$, $\bar{\omega}_x = \omega_x l / 2v$ 。

当飞机绕 Ox 轴以正 ω_x 旋转时($\omega_x > 0$),则沿机翼、平尾和立尾展向会出现线性变化的附加流速分布,如图 3.10 所示。附加速度的主要作用是改变翼面上局部气流的方向,而对来流速度大小影响很小,可以忽略。机翼上的附加气流方向,右翼向上,使迎角增加;左翼向下,使迎角减小,结果左右翼产生的附加升力形成绕 Ox 轴的负滚转力矩($M_x < 0$),与 ω_x 方向相反,阻止飞机滚转运动,因此称为横向阻尼力矩。显然力矩系数导数 $m_{x_2}^{\omega_x} < 0$ 。

同时,滚转引起左右机翼的迎角不同,会使左右翼的阻力不同和机翼上升力倾斜方向不同,而形成的偏航力矩两者的效果刚好相反,如图 3.11 所示。因此 M_y 可能正也可能负。加上立尾的作用,其附加气流形成正侧滑角($\beta > 0$),产生负的偏航力矩。故滚转引起的偏航力矩应是这两部分之和,可表示为

$$\Delta M_{y_2} = M_{y_2}^{\omega_x} \omega_x = qS \frac{l^2}{2v} m_{y_2}^{\omega_x} \omega_x \quad (3.16)$$

一般情况下,对于超声速飞机由于升力矢量始终垂直翼面,则交叉导数 $m_{y_2}^{\omega_x} = \partial m_{y_2} / \partial \bar{\omega}_x < 0$ 。

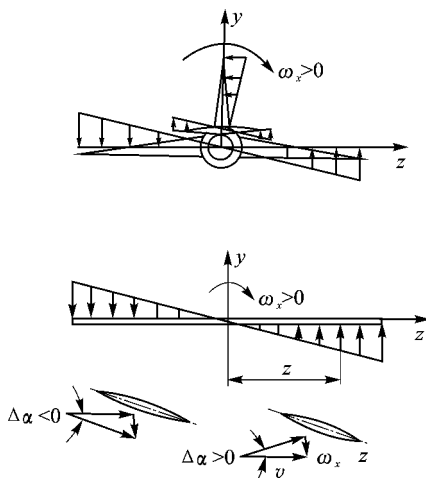


图 3.10 ω_x 引起的飞机各点附加流

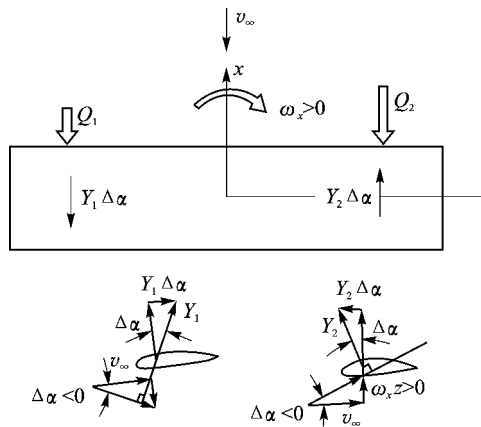


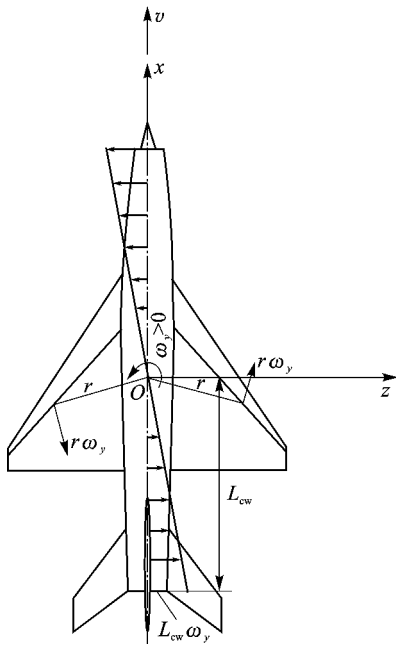
图 3.11 ω_x 引起的偏航力矩

由偏航角速度 ω_y 引起的偏航力矩,称为偏向阻尼力矩,可表示为

$$\Delta M_{y_3} = M_{y_3}^{\omega_y} \omega_y = qS \frac{l^2}{2v} m_{y_3}^{\omega_y} \omega_y \quad (3.17)$$

式中 $m_{y_3}^{\omega_y} = \partial m_{y_3} / \partial \bar{\omega}_y$, $\bar{\omega}_y = \omega_y l / 2v$ 。

当飞机绕 Oy 轴以正 ω_y 旋转时,机翼和立尾部件上出现了附加流速度分布,造成左右机翼相对气流速度不同,产生的阻力左右不对称,右翼阻力大于左翼阻力,因而形成负的偏航力矩,阻止飞机绕 Oy 轴旋转;同时,立尾上附加流速形成正侧滑角,也产生负的偏航力矩。因此偏航阻尼力矩主要由这两部分组成,如图 3.12 所示。

图 3.12 ω_y 引起的飞机各点附加流

同时,左右翼速度流不对称,产生的升力也不同,右翼升力大于左翼升力,加上立尾的附加侧力,都会形成负的滚转力矩,可表示为

$$\Delta M_{x_3} = M_{x_3}^{\omega_y} \omega_y = qS \frac{l^2}{2v} m_{x_3}^{\omega_y} \omega_y \quad (3.18)$$

式中交叉导数 $m_{x_3}^{\omega_y} = \partial m_{x_3} / \partial \omega_y < 0$ 。

3. 操纵力矩

由副翼偏转引起的横向力矩称为滚转操纵力矩。按规定,右副翼下偏,左副翼上偏时,副翼偏角为正($\delta_x > 0$)。此时副翼偏转使机翼展向的环量分布发生变化,右翼升力增加,左翼升力减小,形成负的滚转力矩($M_x < 0$),如图 3.13 所示,可表示为

$$\Delta M_{x_4} = M_{x_4}^{\delta_x} \delta_x = qSlm_{x_4}^{\delta_x} \delta_x \quad (3.19)$$

显然,副翼操纵导数 $m_{x_4}^{\delta_x} < 0$,可以通过估算或吹风实验得出。

副翼偏转同时会引起左右两翼阻力的差异, $\delta_x > 0$ 时,右翼阻力大于左翼阻力,形成负的偏航力矩($M_y < 0$),故可表示为

$$\Delta M_{y_4} = M_{y_4}^{\delta_x} \delta_x = qSlm_{y_4}^{\delta_x} \delta_x \quad (3.20)$$

显然,副翼操纵引起的偏航力矩导数 $m_{y_4}^{\delta_x} < 0$ 。

该偏航力矩的作用使飞机产生左侧滑($\beta < 0$),再通过横向静稳定作用 $M_{\beta}^{\beta} > 0$,使飞机向右滚转,这一作用降低了副翼操纵效能,对飞机的滚转操纵是不利的(见图 3.13)。此时的 $m_{y_4}^{\delta_x}$ 称副翼操纵的不利偏航导数。为了消除这一副作用,常采用差动副翼,即一边副翼的上偏角大于另一边副翼的下偏角,用加大型阻去平衡增大的升致阻力,使副翼的偏航力矩为零($m_{y_4}^{\delta_x} = 0$),甚至变成有利偏航($m_{y_4}^{\delta_x} > 0$);也可采用安装在机翼上表面的扰流片,在副翼上偏的那一边,扰流片自动打开,增加阻力,达到差动副翼同样的效果。

偏航操纵力矩有两类。一类是由方向舵偏转产生的偏航力矩。按规定方向舵右偏为正($\delta_y > 0$),尾面上附加侧力,形成负的偏航力矩($M_y < 0$),此时

$$\Delta Z_z = Z_z^{\delta_y} \delta_y = qSC_z^{\delta_y} \delta_y$$

$$\Delta M_{y_5} = M_{y_5}^{\delta_y} \delta_y = qSlm_{y_5}^{\delta_y} \delta_y \quad (3.21)$$

显然,偏航操纵导数 $m_{y_5}^{\delta_y} < 0$,可以通过估算和吹风实验得出,见图 3.14 所示。

同样由于方向舵偏转产生的侧力,离 Ox 轴有一距离,故还会产生一负的滚转力矩($M_x < 0$),则

$$\Delta M_{x_5} = M_{x_5}^{\delta_y} \delta_y = qSlm_{x_5}^{\delta_y} \delta_y \quad (3.22)$$

该导数 $m_{x_5}^{\delta_y} < 0$ 。

另一类偏航操纵力矩,是由推力矢量偏转引起的。同样规定喷管右偏为正($\delta_{py} > 0$),产生的偏航操纵力矩将为负的($M_y < 0$),其线性表达式为

$$\Delta M_{y_6} = M_{y_6}^{\delta_{py}} \delta_{py} = qSlm_{y_6}^{\delta_{py}} \delta_{py} \quad (3.23)$$

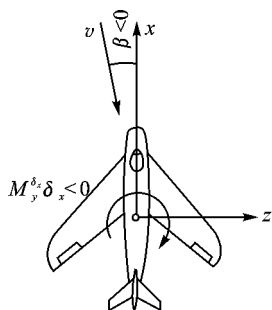
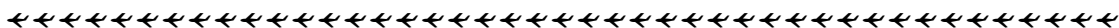


图 3.13 副翼偏转产生的横航向力矩

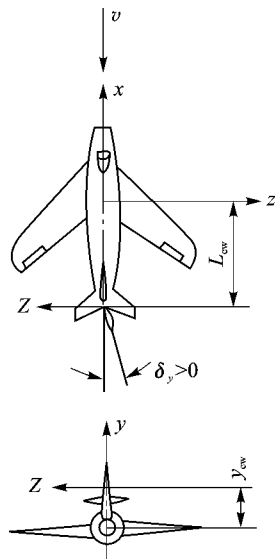
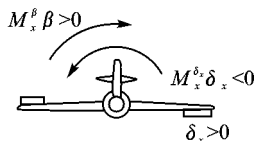


图 3.14 方向舵偏转产生的横航向力矩

式中 $m_{y\beta}^{\delta}$ 应为负值。

3.1.3 铰链力矩

作用在舵面上的气动力对重心之矩都包括在气动力矩内。由于舵面气动力的作用点一般均不通过转轴,气动力对舵面转轴的力矩称为铰链力矩。铰链力矩大小直接影响驾驶员所施杆力大小或与助力器的功率多少有关,因此亦是人们非常关心的。

升降舵铰链力矩类似气动力矩,可表示为

$$M_{jz} = k_q q S_z b_z m_{jz} \quad (3.24)$$

式中 k_q 为平尾处速度阻滞系数; S_z 和 b_z 分别为转轴后升降舵面面积及相应的平均几何弦长; $m_{jz} = m_{jz_0} + m_{jz\alpha}^a + m_{jz\delta}^{\delta}$, 其中 m_{jz_0} 为舵面不对称引起的铰链力矩系数(见图 3.15)。

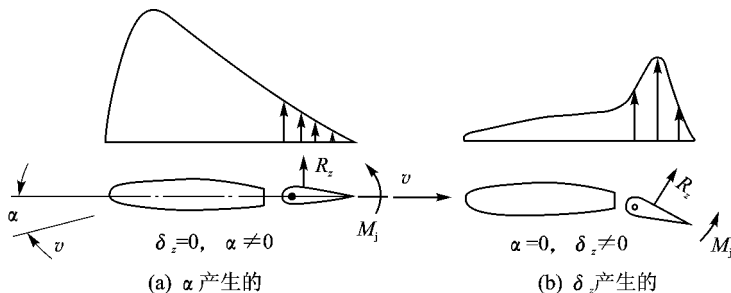
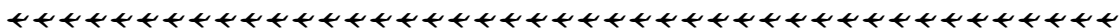


图 3.15 舵面的铰链力矩

对于方向舵铰链力矩,则为

$$M_{jy} = k_q q S_y b_y m_{jy} \quad (3.25)$$

式中 k_q 为立尾处速度阻滞系数; S_y 和 b_y 分别为转轴后方向舵舵面面积及相应的平均几何弦长; $m_{jy} = m_{jy\beta}^{\beta} + m_{jy\delta}^{\delta}$ 。



对于副翼铰链力矩,由于差动副翼的左右副翼偏转不同,故

$$\begin{aligned} M_{jx_1} &= qS_x b_x m_{jx_1}, & m_{jx_1} &= m_{jx_0} + m_{jx}^a \alpha - m_{jx}^{\delta} \delta_{x_1} \\ M_{jx_2} &= qS_x b_x m_{jx_2}, & m_{jx_2} &= m_{jx_0} + m_{jx}^a \alpha + m_{jx}^{\delta} \delta_{x_2} \end{aligned} \quad (3.26)$$

式中 m_{jx_0} 为副翼不对称引起的铰链力矩; S_x 和 b_x 分别为转轴后副翼面积和相应的平均几何弦长; 下标“1”表示右副翼, 下标“2”表示左副翼。

3.2 刚性飞机的运动方程

飞机在空中的运动有 6 个自由度, 相应的有 6 个动力学方程, 其中 3 个方程描述飞机质心运动, 另 3 个方程则描述飞机绕质心的转动。根据力学基本定理, 可导出飞机动力学方程。然后, 按飞机相对地面参考轴系的位置和姿态变化, 建立飞机的运动学方程。

在研究飞机稳定性和操纵性时, 通常在飞机基准运动(即平衡飞行状态)基础上, 利用小扰动法对这些方程进行线性化, 并在给定的某些条件下将飞机纵横运动分开, 分别得出纵向和横侧向运动方程组。

在建立这些飞机运动方程前, 为突出主要问题, 了解飞机运动本质, 作了一些假设: ① 忽略地球的曲率和自转的影响, 认为地球是一平面大地, 这对于 Ma 小于 3 和飞行高度小于 30 km 的飞机是可以的; ② 不计飞机上活动部件的影响; ③ 认为大气是静止的标准大气等。这些因素可以在了解飞机基本运动特性之后, 再作进一步探索。

3.2.1 飞机的动力学方程

1. 质心动力学方程

应用动量定理, 飞机质心动力学方程为

$$m \frac{d\mathbf{v}}{dt} = \mathbf{F} \quad (3.27)$$

式中 m 为飞机质量, $\frac{d\mathbf{v}}{dt}$ 为质心加速度, \mathbf{F} 为合外力。如将质心加速度用在动坐标系上表示, 则上述方程可表示为

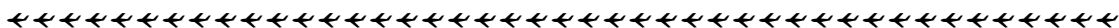
$$m \left(\frac{\partial \mathbf{v}}{\partial t} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{v} \right) = \mathbf{F} \quad (3.28)$$

式中 $\boldsymbol{\omega}$ 为动坐标系的转动角速度; $\partial \mathbf{v} / \partial t$ 是观察者在动坐标系中所看到的质心加速度; $\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{v}$ 是由于 $\boldsymbol{\omega}$ 存在, 速度 \mathbf{v} 相对于动坐标系的方向发生变化而产生的加速度。而 $d\mathbf{v} / dt$ 则为观察者在地面坐标系(即惯性坐标系)上所看到的质心加速度。

将上述方程投影到动坐标系上, 得标量表示的质心动力学方程为

$$\begin{cases} m \left(\frac{dv_x}{dt} + v_z \omega_y - v_y \omega_z \right) = F_x \\ m \left(\frac{dv_y}{dt} + v_x \omega_z - v_z \omega_x \right) = F_y \\ m \left(\frac{dv_z}{dt} + v_y \omega_x - v_x \omega_y \right) = F_z \end{cases} \quad (3.29)$$

上述方程组适用于任何一种动坐标系。如选用航迹坐标系, 方程的具体形式为



$$\begin{cases} m \frac{dv}{dt} = P \cos(\alpha + \varphi_p) \cos \beta - Q - mg \sin \theta \\ mv \frac{d\theta}{dt} = P [\cos(\alpha + \varphi_p) \sin \beta \sin \gamma_s + \sin(\alpha + \varphi_p) \cos \gamma_s] + Y \cos \gamma_s - Z \sin \gamma_s - mg \cos \theta \\ -mv \cos \theta \frac{d\psi_s}{dt} = P [-\cos(\alpha + \varphi_p) \sin \beta \cos \gamma_s + \sin(\alpha + \varphi_p) \sin \gamma_s] + Y \sin \gamma_s + Z \cos \gamma_s \end{cases} \quad (3.30)$$

式中 φ_p 为发动机安装角。如果飞机保持无侧滑飞行,且认为推力矢量沿着飞行速度的方向,则上述方程即可简化成研究飞机飞行性能的基本运动方程(1.1)。

2. 绕质心转动动力学方程

应用动量矩定理,飞机绕质心转动的动力学方程为

$$\frac{dh}{dt} = M \quad (3.31)$$

式中 h 为飞机对质心的动量矩; M 为作用于飞机合外力矩。同样地如将动量矩变化率用在动坐标上表示,则上述方程可表示为

$$\frac{\delta h}{\delta t} + \omega \times h = M \quad (3.32)$$

式中 ω 为动坐标系的转动角速度。

再将方程投影至动坐标系上,则为

$$\begin{cases} \frac{dh_x}{dt} + (h_z \omega_y - h_y \omega_z) = M_x \\ \frac{dh_y}{dt} + (h_x \omega_z - h_z \omega_x) = M_y \\ \frac{dh_z}{dt} + (h_y \omega_x - h_x \omega_y) = M_z \end{cases} \quad (3.33)$$

上述方程组适用于任何一种动坐标系。如选取机体轴系,则方程的具体形式如下:

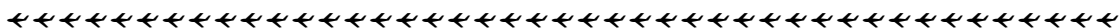
$$\begin{cases} I_x \frac{d\omega_x}{dt} + \omega_y \omega_z (I_z - I_y) + \left(\omega_x \omega_z - \frac{d\omega_y}{dt} \right) I_{xy} = M_x \\ I_y \frac{d\omega_y}{dt} + \omega_x \omega_z (I_x - I_z) - \left(\omega_y \omega_z + \frac{d\omega_x}{dt} \right) I_{xy} = M_y \\ I_z \frac{d\omega_z}{dt} + \omega_x \omega_y (I_y - I_x) + (\omega_y^2 - \omega_z^2) I_{xy} = M_z \end{cases} \quad (3.34)$$

3.2.2 飞机的运动学方程

动力学方程仅是描述飞机质心运动速度变化规律和飞机姿态的转动角速度变化规律。飞机相对地面轴系的位置变化规律和姿态变化规律,可通过建立飞机运动学方程来描述。

1. 质心运动学方程

如采用的是在航迹轴系投影的动力学方程(3.30),则飞机质心运动速度变化规律是用 v , θ , ψ_s 三个量来描述的,前一个参数表示速度大小,后两个参数表示速度方向。于是相对地面坐标系的质心运动学方程可按航迹轴系和地面轴系相互关系得出,即



$$\begin{cases} \frac{dx_d}{dt} = v \cos \theta \cos \phi_s \\ \frac{dy_d}{dt} = v \sin \theta \\ \frac{dz_d}{dt} = -v \cos \theta \sin \phi_s \end{cases} \quad (3.35)$$

如采用的是在机体轴系投影的动力学方程式(3.29),则质心运动速度是用 v_x, v_y, v_z 来描述。质心运动学方程可按机体轴系和地面轴系相互关系得出,详见参考资料。

2. 绕质心转动运动学方程

由式(3.34)可见,飞机转动角速度变化是用 $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ 三个量来描述的,故描述飞机姿态变化的运动学方程可直接从机体轴系和地面轴系相对位置变化关系得出,即

$$\begin{cases} \frac{d\gamma}{dt} = \omega_x - \tan \vartheta (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) \\ \frac{d\phi}{dt} = \frac{1}{\cos \vartheta} (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) \\ \frac{d\vartheta}{dt} = \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma \end{cases} \quad (3.36)$$

式中 ϑ 为俯仰角, ϕ 为偏航角, γ 为滚转角。

3.2.3 运动方程组讨论

1. 机体-机体系运动方程组

质心运动和绕质心转动运动都在机体轴上投影的方程组,简称为机体-机体方程组。通过对运动方程及其作用外力、外力矩的分析,方程组由 12 个一阶微分方程组成,未知数计有 $(v_x, v_y, v_z), (\omega_x, \omega_y, \omega_z), (\vartheta, \phi, \gamma), (x_d, y_d, z_d)$ 和 $(\delta_x, \delta_y, \delta_z, \delta_{py}, \delta_{pz}, n)$ 共 18 个。最后一组参数为操纵机构运动参数,其中 n 为发动机转速,用以控制发动机推力大小。可见未知数多于方程个数,要求解这组方程必须给出 6 个附加关系式。这些关系式可根据研究的具体飞行力学问题给出。

2. 航迹-机体系运动方程组

这组方程其质心运动在航迹轴系上投影,而绕质心转动运动在机体轴系上投影,故称为航迹-机体方程组。方程组也由 12 个一阶微分方程组成,未知数计有 $(v, \theta, \phi_s), (\omega_x, \omega_y, \omega_z), (\vartheta, \phi, \gamma), (x_d, y_d, z_d), (\alpha, \beta, \gamma_s)$ 和 $(\delta_x, \delta_y, \delta_z, \delta_{py}, \delta_{pz}, n)$ 共 21 个。比机体-机体系方程组又多了 3 个,其原因正是由于引入两套坐标轴系造成的,故可用两套坐标系之间相对几何关系导出 3 个补充关系式。其余 6 个关系式同样按具体研究的飞行力学问题给出。

3. 飞行力学的几类问题

(1) 飞机本体的稳定性和操纵性

研究飞机本体的稳定性时,所有操纵机构的位置保持不变,即控制参数 δ_x, δ_y 等均保持常值。未知数的个数与方程的个数相等,此时仅研究瞬时扰动下飞机能否保持原有平衡状态的运动特性。

研究飞机本体的操纵性时,所有操纵机构在给定变化规律下动作,即控制参数 $\delta_x(t), \delta_y(t)$ 等为已知情况,未知数的个数与方程的个数也相等,此时则研究在这些操纵规律作用下飞机从一个平衡状态转至另一平衡状态的运动过程。其中包括确定实现各种平衡状态所需的

舵面或杆力操纵量。

一般情况下,在研究飞机稳定性和操纵性时选取若干典型平衡飞行状态,在此基础上利用小扰动法将非线性运动方程进行线性化,再略去一些次要因素,将可得到纵、横向运动能分开的小扰动线性化方程组。

(2) 带自动器飞机的系统稳定性和操纵性

当飞机上装有飞控系统时,操纵机构的运动参数与飞机运动参数有关,此时的操纵机构运动规律通常称为自动器调节规律。飞机的运动将由描述自动器动力学方程和飞机运动方程联立求解。前面的飞机运动方程组可表示成矢量形式,即

$$\frac{dx}{dt} = F(x, \delta) \quad (3.37)$$

式中状态变量 $x = [v_x, v_y, v_z, \omega_x, \omega_y, \omega_z, \psi, \vartheta, \gamma, x_d, y_d, z_d]^T$, 控制矢量 $\delta = [\delta_x, \delta_y, \delta_z, \delta_{py}, \delta_{pz}, n]^T$ 。

自动器运动方程组可写成

$$\frac{d\delta}{dt} = G\left(x, \frac{dx}{dt}, \delta, s\right) \quad (3.38)$$

式中 $s = [X_x, X_y, X_z, X_p, \dots]^T$ 为操纵指令矢量,如驾驶杆和脚踏位移、油门杆位移等,应是给定的。

从飞行力学角度研究带自动器飞机运动特性时,为了认识自动器对飞机动力学带来的影响和效果,有时常将自动器方程简化,略去其系统惯性、阻尼和非线性等因素影响,于是自动器方程组可用一组代数方程代替,即

$$\delta = G\left(x, \frac{dx}{dt}, s\right) \quad (3.39)$$

联立求解式(3.37)和式(3.38)或式(3.39),就可研究干扰信号和指令信号输入下的动态特性,即系统的稳定性和操纵性。

(3) 飞行力学逆问题

所谓飞行力学逆问题是指给定飞机某些运动参数变化规律,求出其所需的操纵机构运动参数变化规律。这类问题在飞行力学优化问题中时常遇到,如实现最优轨迹或最佳机动来设计舵面的控制规律。

3.3 飞机纵向运动稳定性

3.3.1 纵向小扰动运动方程

在研究飞机本体运动的稳定性和操纵性时,常采用线性化小扰动运动方程。在满足下列条件下,扰动运动可将纵、横向运动分开单独进行研究。

① 小扰动。认为飞机受扰后的运动相对于未扰动运动是一个小量,即所有状态变量 $\Delta v = v - v_*$ 等均为小量。

② 飞机有一个纵向对称平面(气动外形和质量分布均对称),且略去飞机内部转动部件的影响。

③ 未扰动运动为对称定常直线飞行,即飞机仅在与铅垂平面相重合的纵向对称平面内作等速直线飞行。

这些简化假设对于大多数飞机是客观存在的。至于认为飞机的未扰运动是对称定直飞行

状态的假设,主要考虑该飞行状态是各类飞机经常使用的,因而是最具有代表性的状态。对于非定常未扰动运动,可采用局部线性化方法处理,认为在某短时间间隔内近似处于定常直线飞行状态,即所谓“系数冻结法”处理。实践表明,这样的处理方法在工程上是可行的。

于是飞机纵向小扰动运动方程为

$$\begin{cases} \left(\frac{d}{dt} - \bar{X}_c^v \right) \Delta v + (\bar{X}_c^a - g \cos \theta_*) \Delta \alpha + g \cos \theta_* \Delta \vartheta = \bar{X}_{z^*}^{\delta_z} \Delta \delta_z \\ -\bar{Y}_c^v \Delta v - \left(\frac{d}{dt} + \bar{Y}_c^a - \frac{g}{v_*} \sin \theta_* \right) \Delta \alpha + \left(\frac{d}{dt} - \frac{g}{v_*} \sin \theta_* \right) \Delta \vartheta = \bar{Y}_{z^*}^{\delta_z} \Delta \delta_z \\ -\bar{M}_{z^*}^v \Delta v - \left(\bar{M}_{z^*}^a \frac{d}{dt} + \bar{M}_{z^*}^a \right) \Delta \alpha + \left(\frac{d^2}{dt^2} - \frac{d}{dt} \bar{M}_{z^*}^{a_z} \right) \Delta \vartheta = \bar{M}_{z^*}^{\delta_z} \Delta \delta_z \end{cases} \quad (3.40)$$

式中

$$\bar{X}_c^v = \frac{1}{m} (P^v \cos \alpha_* - Q^v), \quad \bar{X}_c^a = \frac{1}{m} (P \sin \alpha_* + Q^v), \quad \bar{X}_{z^*}^{\delta_z} = -Q^{\delta_z} / m$$

$$\bar{Y}_c^v = \frac{1}{mv_*} (P^v \sin \alpha_* + Y^v), \quad \bar{Y}_c^a = \frac{1}{mv_*} (P \cos \alpha_* + Y^a), \quad \bar{Y}_{z^*}^{\delta_z} = Y^{\delta_z} / mv_*$$

$$\bar{M}_{z^*}^v = M_{z^*}^v / I_z, \quad \bar{M}_{z^*}^a = M_{z^*}^a / I_z, \quad \bar{M}_{z^*}^{a_z} = M_{z^*}^{a_z} / I_z, \quad \bar{M}_{z^*}^{\delta_z} = M_{z^*}^{\delta_z} / I_z$$

讨论飞机的运动稳定性时,令 $\Delta \delta_z = 0$ 。

3.3.2 典型运动模式

1. 模态概念

从方程组(3.40)中看到,方程组中的系数仅与未扰动运动的参数有关。当未扰动运动为对称定直飞行时,则方程为常系数微分方程组。如果只要定性了解飞机是否具有纵向动稳定性,根据微分方程理论,由给定的方程组(3.40)可以写出其特征行列式,展开后并令其等于零,即得微分方程组的特征方程。数学上已经证明,通过特征方程各系数可以判别运动的稳定性。这称为“稳定性判据”。在飞行力学中广泛使用的稳定性判据是罗斯-霍尔维茨判据。对于纵向扰动运动,其特征方程是四阶的,即

$$F(\lambda) = a_0 \lambda^4 + a_1 \lambda^3 + a_2 \lambda^2 + a_3 \lambda + a_4 = 0$$

根据罗斯-霍尔维茨判据,飞机存在动稳定性的充分必要条件是:在 $a_0 > 0$ 条件下,应满足

$$\begin{cases} \text{特征方程系数} & a_1, a_2, a_3, a_4 > 0 \\ \text{判别式} & R = a_1 a_2 a_3 - a_1^2 a_4 - a_3^2 > 0 \end{cases} \quad (3.41)$$

从式(3.40)可知,式(3.41)中各特征方程系数取决于飞机构形、气动导数以及基准飞行状态的参数,换句话说,飞机的动稳定性完全由飞机本身构性、气动参数以及基准飞行状态所决定,而与飞机所受到的外界初始扰动无关。

进一步定性了解飞机的纵向运动稳定性,则要给出初始扰动条件,求解微分方程(3.40)。其解的形式为 $\Delta v = A e^{\lambda t}$, $\Delta \alpha = B e^{\lambda t}$, $\Delta \vartheta = C e^{\lambda t}$ 。其中 λ 为特征根, A, B, C 为待定常数,由初始条件来确定。

飞机的纵向运动方程是四阶的,故有四个特征根。每一个特征根代表着一种飞机的基本运动。若特征根 λ 为实根,且小于零,飞机的纵向运动参数的变化形式如下:

$$\Delta v = A e^{\lambda t}$$

则运动将是非周期衰减的。若特征根 λ 为实根而大于零,则运动将是非周期发散的,如

图 3.16(b),(d) 所示。若特征根 λ 为复根, 将是成对出现的, $\lambda_{1,2} = n \pm i\omega$, 此时飞机运动参数的变化式如下:

$$\Delta v = A_1 e^{\lambda_1 t} + A_2 e^{\lambda_2 t} = A e^{-nt} \sin(\omega t + \varphi_A)$$

则运动将是振荡的。若其特征根实部 $n < 0$, 则振荡收敛; 若 $n > 0$, 则振荡发散, 如图 3.16(a), (c) 所示。

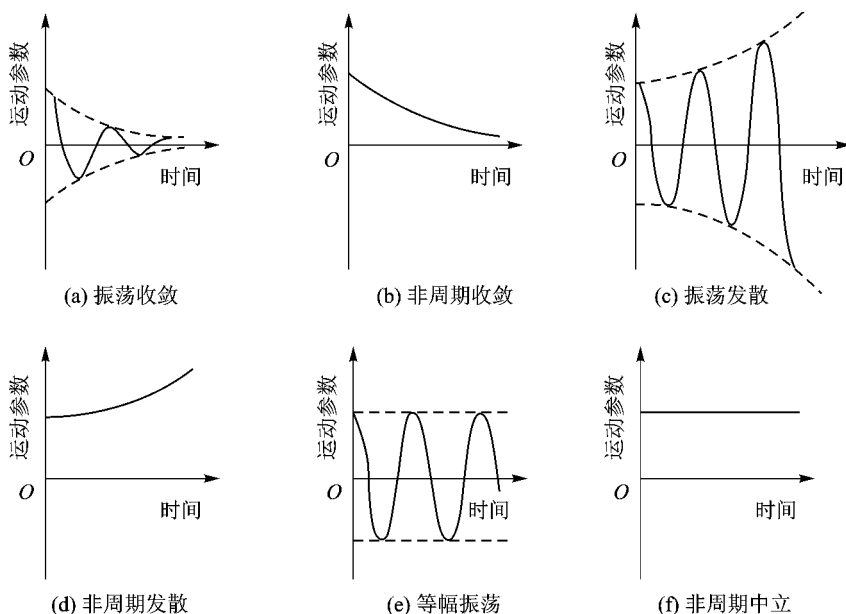


图 3.16 运动的几种典型模式

对于上述的不同特征根所对应的飞机基本运动, 称之为运动模态。由此可知飞机扰动运动将是由若干个运动模态组成的。对于每个模态特性, 这里引出一些相应指标。

半衰期 $T_{1/2}$ 是指运动参数幅值减小至一半所需的时间, 单位为 s。

$$T_{1/2} = -\frac{0.693}{\lambda} \quad (\text{对应实根}) \quad (3.42a)$$

$$T_{1/2} = -\frac{0.693}{n} \quad (\text{对应复根})$$

倍扩期 T_2 是指运动参数幅值增大一倍所需的时间, 单位为 s。

$$T_2 = \frac{0.693}{\lambda} \quad (\text{对应实根}) \quad (3.42b)$$

$$T_2 = \frac{0.693}{n} \quad (\text{对应复根})$$

对于振荡模态还引入周期 T , 是指运动参数变化的周期, 可以反映出运动反应快慢程度。

$$T = \frac{2\pi}{\omega} \quad (3.43)$$

每一个模态在每个运动参数(即每个自由度)中所起的作用不同, 通常可用特征矢量来表示。当特征根为复根时, 其特征矢量为

$$\boldsymbol{Q} = [Q_v, Q_\alpha, Q_\delta]^T = \left[\frac{A}{C} e^{i(\varphi_A - \varphi_C)}; \frac{B}{C} e^{i(\varphi_B - \varphi_C)}; 1 \right]^T \quad (3.44)$$

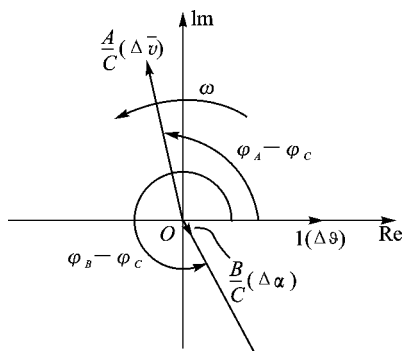


图 3.17 模态矢量图

其中每个元素均为复数,表示在复平面上则如图 3.17 所示,称之模态矢量图。

从图 3.17 上可以看出同一个模态在各个运动参数中的反应大小和相位先后,从而可进一步认识飞机的运动特性。

2. 典型模态

对于飞机纵向扰动运动,可以通过实例计算来认识其一般规律。下面为某机在 $H=15\,000\text{ m}$ 高空以 $Ma=1.5$ 作定直平飞,试分析受瞬时扰动后的稳定性。通过计算可得特征根为

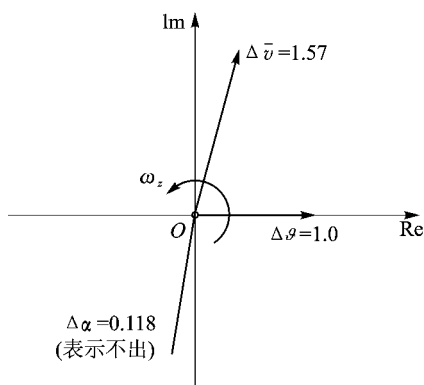
$$\lambda_{1,2} = -3.158 \pm 30.66i, \quad \lambda_{3,4} = 0.0095 \pm 0.0968i$$

特征矢量为

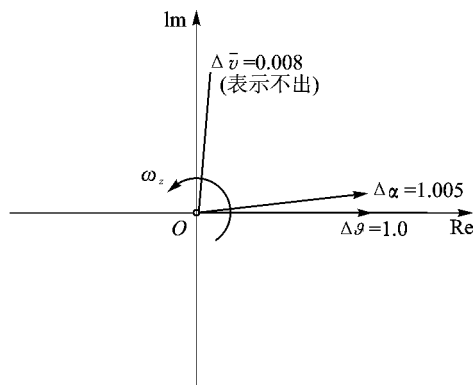
$$\Delta v : \Delta \alpha : \Delta \vartheta = 0.00804e^{\pm 85.6^\circ i} : 1.005e^{\pm 4^\circ i} : 1 \quad (\text{对应 } \lambda_{1,2})$$

$$\Delta v : \Delta \alpha : \Delta \vartheta = 1.57e^{\pm 81.94^\circ i} : 0.1179e^{\pm 262^\circ i} : 1 \quad (\text{对应 } \lambda_{3,4})$$

其相应的模态矢量如图 3.18 所示。



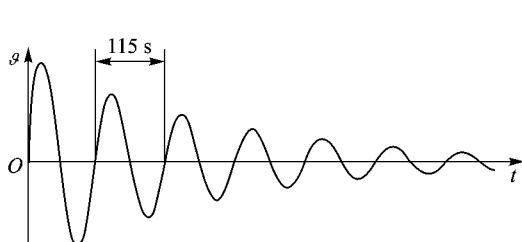
(a) 长周期



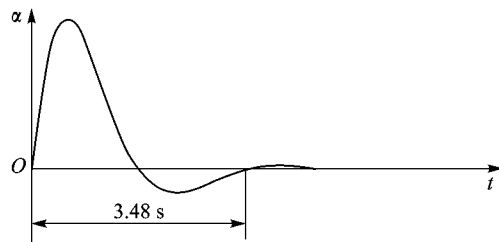
(b) 短周期

图 3.18 纵向长、短周期模态矢量图

模态的时域瞬态如图 3.19 所示。



(a) 长周期



(b) 短周期

图 3.19 纵向长、短周期模态的时域瞬态

从上述的计算结果可以得出飞机纵向动稳定性的一般规律。

① 两种典型的运动模态。飞机纵向运动的特征根由两对复根组成,故相应地存在两种典型的振荡运动模态。对应大值复根的是周期短、衰减快的运动,称为短周期模态;对应小值复根的是长周期、慢发散(或慢收敛)的运动,称为长周期模态。飞机在受外界瞬时干扰后,各个运动参数随时间的变化都是由这两种典型模态的运动叠加而成。如长周期模态是慢发散的,则飞机在该飞行状态飞行将是不稳定的。

② 运动模态在各运动参数中的反应。由图 3.18 可知,短周期模态的主要运动变量是迎角和俯仰角,速度的变化幅值几乎可以忽略;而长周期模态的主要运动变量是速度和俯仰角,迎角变化的幅值较小。所以两种模态大致都可近似为两个自由度的运动。

③ 两个运动阶段。在外界干扰消失后的最初阶段,主要表现为短周期运动变化规律;扰动运动的后一阶段,则主要表现为长周期运动变化规律。这种规律对于常规飞机带有普遍性。

造成飞机纵向扰动运动具有上述特点的机理,是由飞机构形和气动特性决定的。一般形式的飞机通常具有较大的纵向静稳定性。相对而言,飞机绕 Oz 轴的惯矩显得不大,因而受扰动后产生的恢复力矩 $M_z^e \Delta\alpha$ 较大,产生较大的绕 Oz 轴角加速度 $\Delta\ddot{\theta}$,使迎角 α 和俯仰角 ϑ 迅速变化。同时由于飞机还具有较大的气动阻尼 $M_z^{\omega_z}$,从而使迎角和俯仰角变化很快衰减,往往在几秒钟内振荡就基本消失。在该过程中,速度还来不及有明显变化。所以可以认为短周期模态主要反映受扰后纵向力矩重新趋于平衡的过程。

当然,对于某些近代飞机由于外形演变和飞行范围扩大,在某些情况下短周期模态可能有显著变化,有时甚至蜕变成两个非周期模态,从而失去了典型的短周期模态特性。这些情况下还要作简略介绍。

飞机受扰后,除了因力矩不平衡而出现角加速度外,力的平衡也同时受到破坏,飞机出现线加速度运动,使飞行速度和飞行轨迹发生变化。这种运动在力矩接近重新平衡后,一般要维持相当长的时间,这是由于不平衡力相对飞机质量而言通常是小量,因而线加速度不大,飞机在受扰开始阶段反应不明显。随着时间的增加,线速度变化逐渐增加,使升力相应改变;当升力渐渐增加时,飞机将出现不大的向上法向加速度 a_n ,航迹便和缓地上弯,使 $\Delta\dot{\theta} > 0$ 。此时重力在轨迹切线方向上的分量使速度减小,随之升力减小,当升力减少到小于重力在升力方向的分量时, $\Delta\dot{\theta} < 0$,航迹转向下弯,如图 3.20 所示。如此反复即形成速度和俯仰角(近似等于轨迹倾角)的长周期振荡。这一振荡的阻尼与导数 $\partial(P-Q)/\partial v$ 有关(详见 3.3.4 节),但其数值较小,故长周期模态收敛很慢,有时还可能是慢发散的。所以可以认为长周期模态主要反映受扰后力的重新恢复平衡过程或进一步破坏过程。由于此时飞行轨迹将时升时降,故长周期模态又称为沉浮模态。

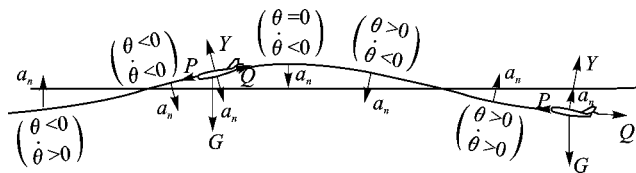
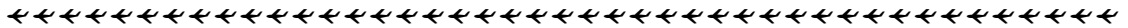


图 3.20 长周期模态运动轨迹



3.3.3 短周期模态分析

短周期运动阶段速度变化很小,可近似认为飞行速度保持常值,于是可将运动方程中切向力方程除去,其余方程中令 $\Delta v=0$,并引入 $\frac{d\Delta\vartheta}{dt}=\omega_z$,假设未扰运动 $\theta_*=0$,则短周期扰动运动方程可简化为

$$\begin{cases} \frac{d\Delta\alpha}{dt} + \bar{Y}_c^a \Delta\alpha - \omega_z = 0 \\ -\bar{M}_z^a \frac{d\Delta\alpha}{dt} - \bar{M}_z^a \Delta\alpha + \frac{d\omega_z}{dt} - \bar{M}_{z^{\omega_z}}^a \omega_z = 0 \end{cases} \quad (3.45)$$

求得特征方程式为

$$\lambda^2 + a_1\lambda + a_2 = 0$$

相应的特征根为

$$\lambda_{1,2} = n \pm i\omega = -\frac{a_1}{2} \pm \frac{\sqrt{4a_2 - a_1^2}}{2}i$$

式中 $a_1 = \bar{Y}_c^a - \bar{M}_{z^{\omega_z}}^a - \bar{M}_z^a$, $a_2 = -\bar{M}_z^a - \bar{Y}_c^a \bar{M}_{z^{\omega_z}}^a$ 。

1. 短周期模态稳定边界

按稳定性判别准则,短周期运动稳定条件应为特征方程的系数 a_1 和 a_2 必须大于零。分析特征方程系数公式可知,对于常规飞机来说, $\bar{Y}_c^a > 0$, $\bar{M}_z^a < 0$, $\bar{M}_{z^{\omega_z}}^a < 0$,故系数 a_1 始终大于零,是满足条件的。因此 a_2 是否大于零成为短周期模态稳定的惟一条件,即

$$-\bar{M}_z^a - \bar{Y}_c^a \bar{M}_{z^{\omega_z}}^a > 0 \quad \text{或} \quad \bar{M}_z^a < -\bar{Y}_c^a \bar{M}_{z^{\omega_z}}^a \quad (3.46)$$

上述条件表明,如果飞机具有静稳定性, $\bar{M}_z^a < 0$,那么条件满足,飞机的短周期运动是稳定的;如果飞机不具有静稳定性, $\bar{M}_z^a > 0$,只要满足条件式(3.46),飞机的运动仍可是稳定的。这说明轻微的静不稳定可以是动稳定的。

进一步来分析式(3.46)表示的短周期模态稳定条件,可将气动力导数用无因次的系数来表示,则化成

$$C_{y_c}^a \left(-m_{z^{\omega_z}}^c - \frac{m_{z^{\omega_z}}^a}{\mu_1} \right) > 0 \quad \text{或} \quad C_{y_c}^a (\bar{x}_{jd} - \bar{x}_G) > 0 \quad (3.47)$$

式中 $\mu_1 = 2m/\rho S b_A$ 为飞机相对密度系数, $\bar{x}_{jd} = \bar{x}_F - \frac{m_{z^{\omega_z}}^a}{\mu_1}$ 为飞机的握杆机动点位置。

由上式可见,当 $\bar{x}_G < \bar{x}_{jd}$ 即飞机质心位于握杆机动点之前,飞机纵向短周期运动是稳定的;反之 $\bar{x}_G > \bar{x}_{jd}$,即飞机质心位于握杆机动点之后,纵向短周期运动变为不稳定的。因此飞机的握杆机动点成为短周期运动稳定的边界。但必须指出,此时的飞机运动不再是振荡运动,而是非周期快运动,故该条件称为飞机纵向快运动稳定的边界更贴切些。

如果仍要保持飞机具有稳定的振荡模态,由上述特征方程式可导出相应的条件。为简便起见,考虑到 $\bar{M}_{z^{\omega_z}}^a$ 和 \bar{M}_z^a 起同样的阻尼作用,可将其合并为 $\bar{M}_{z^{\omega_z}}^a$,于是振荡稳定条件为

$$\bar{M}_z^a < -\frac{(\bar{Y}_c^a + \bar{M}_{z^{\omega_z}}^a)^2}{4} \quad (3.48)$$

该条件表明,此时飞机必须具有一定大小的静稳定性。

2. 短周期模态周期和半衰期

相应的短周期模态的周期和半衰期由特征方程分别得出

$$T = \frac{2\pi}{\omega} = \frac{4\pi}{\sqrt{-4\bar{M}_z^a - (\bar{Y}_c^a + \bar{M}_z^{w_z})^2}}$$

$$T_{1/2} = -\frac{0.693}{n} = \frac{2 \times 0.693}{\bar{Y}_c^a - \bar{M}_z^{w_z}}$$

短周期振荡模态反应快慢的特性,从周期公式可见,与 $\bar{M}_z^a = M_z^a/I_z$ 有很大关系。静稳定力矩愈大,纵向惯性矩愈小,飞机反应愈快,周期愈短;短周期振荡模态衰减特性,从半衰期公式可见与 $\bar{M}_z^{w_z} = M_z^{w_z}/I_z$ 有很大关系,阻尼力矩愈大,衰减愈快。这一切证实了上述分析结果。

3.3.4 长周期模态分析

1. 长周期模态稳定边界

飞机的长周期运动是一种慢运动,对应的特征根是一个小复根;在某些飞行状态下,也有蜕变成两个小实根的情况。根据特征方程根与系数的关系,当其常值项为零时,表示有一个零值根,则飞机的运动处于稳定边界状态。通过完整的纵向小扰动运动方程组(3.40),求得特征方程的常数项,并令其等于零,即可导出长周期模态稳定边界。

$$a_4 = \left(\bar{Y}_c^a g \cos \theta_* - \bar{X}_c^a \frac{g}{v_*} \sin \theta_* \right) \bar{M}_z^v - \left(\bar{Y}_c^v g \cos \theta_* + \bar{X}_c^v \frac{g}{v_*} \sin \theta_* \right) \bar{M}_z^a = 0 \quad (3.49)$$

假定飞机的未扰动运动 $\theta_* = 0$,则上述条件可简化为

$$g(\bar{Y}_c^a \bar{M}_z^v - \bar{Y}_c^v \bar{M}_z^a) = 0$$

将式中的气动力导数用因次的系数表示,可转化为

$$-(C_y^{M_z} Ma + 2C_y) C_y \frac{\mu_1}{\bar{\gamma}_z^2} \left(m_z^a - \frac{C_y^v Ma}{C_y^{M_z} Ma + 2C_y} m_z^{M_z} \right) = 0$$

式中 $\bar{\gamma}_z^2 = I_z / mb_A^2$, 为 Oz 轴无因次惯性半径。

显然,飞机长周期运动稳定条件,必须为

$$\bar{Y}_c^a \bar{M}_z^v - \bar{Y}_c^v \bar{M}_z^a > 0 \quad \text{或} \quad m_z^a - \frac{C_y^v Ma}{C_y^{M_z} Ma + 2C_y} m_z^{M_z} < 0 \quad (3.50)$$

式(3.50)正是 3.1.1 节中导得的飞机定载静稳定性 $\left. \frac{dm_z}{d\alpha} \right|_{n_y=1}$ 的公式。由此可以认为飞机具有

定载静稳定性是长周期模态运动的稳定条件。同样应该指出,此时的运动已为非周期的慢运动,故该条件称为飞机纵向慢运动稳定条件更贴切些。

2. 长周期模态周期和半衰期

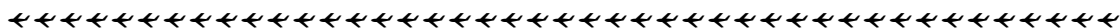
根据长周期模态特征矢量的特点,长周期阶段期间力矩已基本平衡,迎角变化很小,故可近似将运动方程中的力矩方程除去,其余方程中令 $\Delta\alpha = 0$,并假设 $\theta_* = 0$,则得长周期扰动运动简化方程

$$\begin{cases} \frac{d\Delta v}{dt} - \bar{X}_c^v \Delta v + g \Delta \vartheta = 0 \\ -\bar{Y}_c^v \Delta v + \frac{d\Delta \vartheta}{dt} = 0 \end{cases} \quad (3.51)$$

求得的特征方程为

$$\lambda^2 + c_1 \lambda + c_2 = 0$$

式中



$$c_1 = -\bar{X}_c^v, \quad c_2 = g\bar{Y}_c^v$$

相应的长周期模态振荡周期和半衰期分别为

$$T = \frac{2\pi}{\omega} = \frac{4\pi}{\sqrt{4g\bar{Y}_c^v - (\bar{X}_c^v)^2}}$$

$$T_{1/2} = -\frac{0.693}{n} = -\frac{2 \times 0.693}{\bar{X}_c^v}$$

很明显,长周期振荡模态反应特性从周期公式可见,主要是由升力和重力综合作用的结果。其衰减特性与 $\bar{X}_c^v = (P^v \cos \alpha_* - Q^v)/m$ 有关,由于推力和阻力作用刚好相反,因此长周期模态可能收敛,也可能发散,但变化程度都较慢。

对长短周期模态的近似分析,虽然忽略了一些次要因素,所得结果有一定局限性,但能反映出纵向模态特性与飞机构形、气动参数和基准飞行状态之间的关系。这为修改飞机设计提供了依据,以满足飞机品质规范的要求。

3.3.5 现代飞机纵向模态特点

现代飞机的特点一是飞行包线范围扩大,纵向气动导数随 Ma 变化较大,如图 3.21 所示;

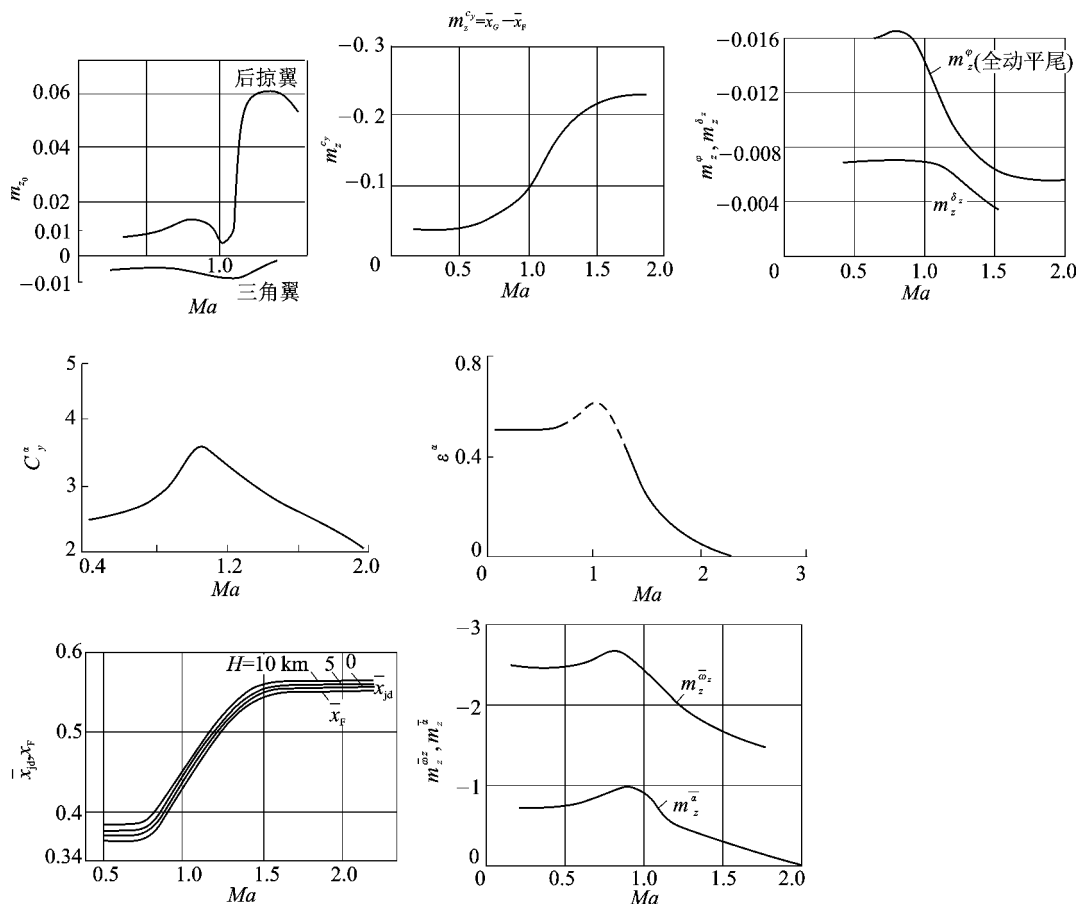


图 3.21 纵向气动特性随 Ma 数的变化

二是飞机机动性高且能在失速迎角附近飞行,故许多飞行状态处于大迎角情况下,气动特性呈非线性变化,如图 3.22 所示。另外,飞行轨迹倾角有时也较大。这些飞行条件和飞行状态的改变,会给飞机纵向模态特性带来不少变化。下面分别讨论未扰动运动参数速度 v_* 、迎角 α_* 和轨迹倾角 θ_* 对纵向模态特性的影响,特别是短周期模态特性的影响。

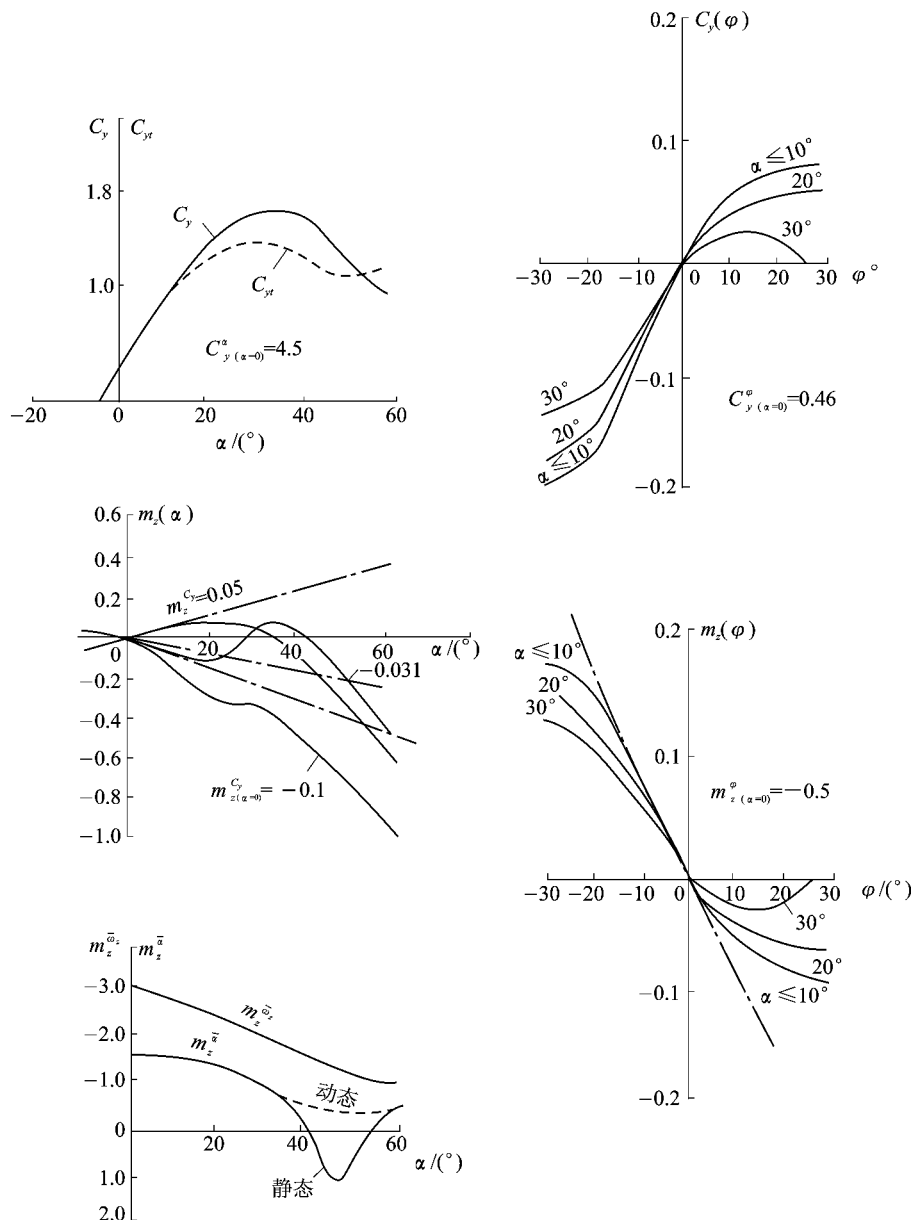
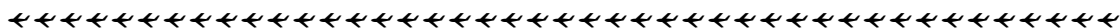


图 3.22 纵向气动特性随 α 的变化

1. 飞行速度影响

由图 3.21 可见,在亚、跨声速区,随着 Ma 数增加,各纵向气动导数绝对值大致均增加,尤其是 $m_z^a = m_z^{C_y} C_y^a$ 增加较显著。在超声速区,各导数反而随 Ma 数增加而有所降低。这些变化都将影响纵向动稳定性。



对于短周期模态,由于纵向静稳定性力矩随着 Ma 数增加,短周期模态周期将缩短,飞机反应加快;进入跨声速区后,由于气动导数 $|m_z^{a_z}|$ 的增加,故纵向阻尼力矩随 Ma 数增加而增加,半衰期有所下降,衰减加快。但进入超声速区后,纵向阻尼力矩则由于 $|m_z^{a_z}|$ 随 Ma 数增加而有所减小,故半衰期下降缓慢,衰减增加减缓。图 3.23 为某机短周期模态特性随 Ma 数变化曲线。

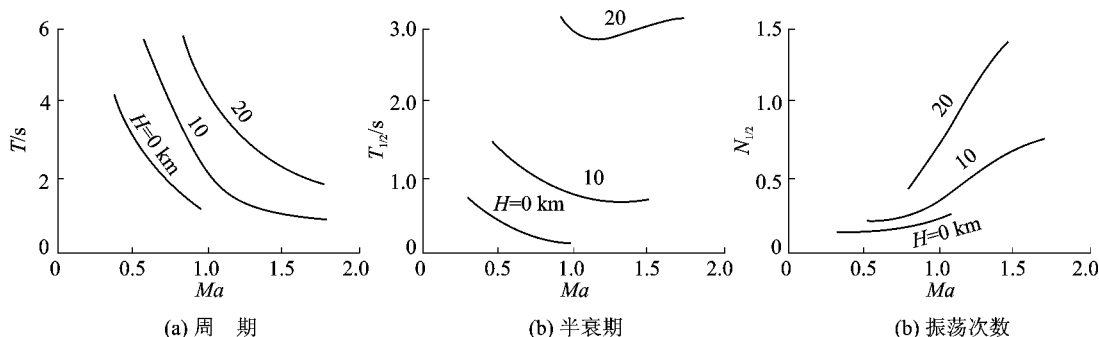


图 3.23 某机短周期模态特性随 Ma 数变化曲线

图中也画出不同飞行高度的短周期模态特性变化。从图上可以得出结论:飞机在高空高速飞行时,短周期模态特性变得更差。

对于长周期模态,从近似的周期公式中可以看出,随着 Ma 数增加,长周期模态周期将增加。另外,气动导数 $m_z^{M_z}$ 变化,从式(3.50)可见,在某个 Ma 数下,如进入跨声速区,则会出现不稳定现象。

2. 飞行迎角影响

从图 3.22 可见,随着 α 增加,气动力参数非线性现象严重,静稳定导数 $|m_z^a|$ 下降,甚至出现变号成为静不稳定的;纵向阻尼导数 $|m_z^{a_z}|$, $|m_z^{\dot{a}}|$ 也减小,因此可以预言,飞机纵向短周期模态恶化,甚至出现非周期不稳定模态。由式(3.3)可知,纵向静稳定性与飞机的质心和焦点相对位置有关,即

$$m_z^a = C_y(\bar{x}_G - \bar{x}_F)$$

质心在焦点之前,飞机纵向是静稳定的,两者离得愈远,静稳定性程度愈大,为此用 K_n 表示静稳定裕度,即

$$K_n = \bar{x}_F - \bar{x}_G$$

因此讨论 K_n 变化对短周期模态特性影响,也就相当于研究 m_z^a 或质心 \bar{x}_G 变化对短周期模态的影响。

图 3.24 为飞机纵向模态特征根随 K_n 变化的根轨迹。可见,随着 K_n 减小,短周期阻尼 n 基本保持不变,但频率 ω 不断减小至 A 点时频率为零,运动失去振荡性质之后蜕变为两个实根,为非周期模态。长周期模态的变化情况与短周期相类似,当 K_n 减小至 D 点,运动也蜕变为两个实根,其中有一根随后将为发散的实根。但注意,短周期和长周期蜕变为实根的点(A 点和 D 点)不是对应同一个 K_n 值,长周期蜕变点早,其对应 K_n 为较大的正值;而对应短周期蜕变点的 K_n 为较小的负值。

K_n 值进一步减小,根轨迹变化情况十分有意思,此时短周期的一实根分支与长周期的一实根分支在 G 点相接,之后耦合为一个新的振荡模态,称为“第三振荡模态”,其振荡周期和阻

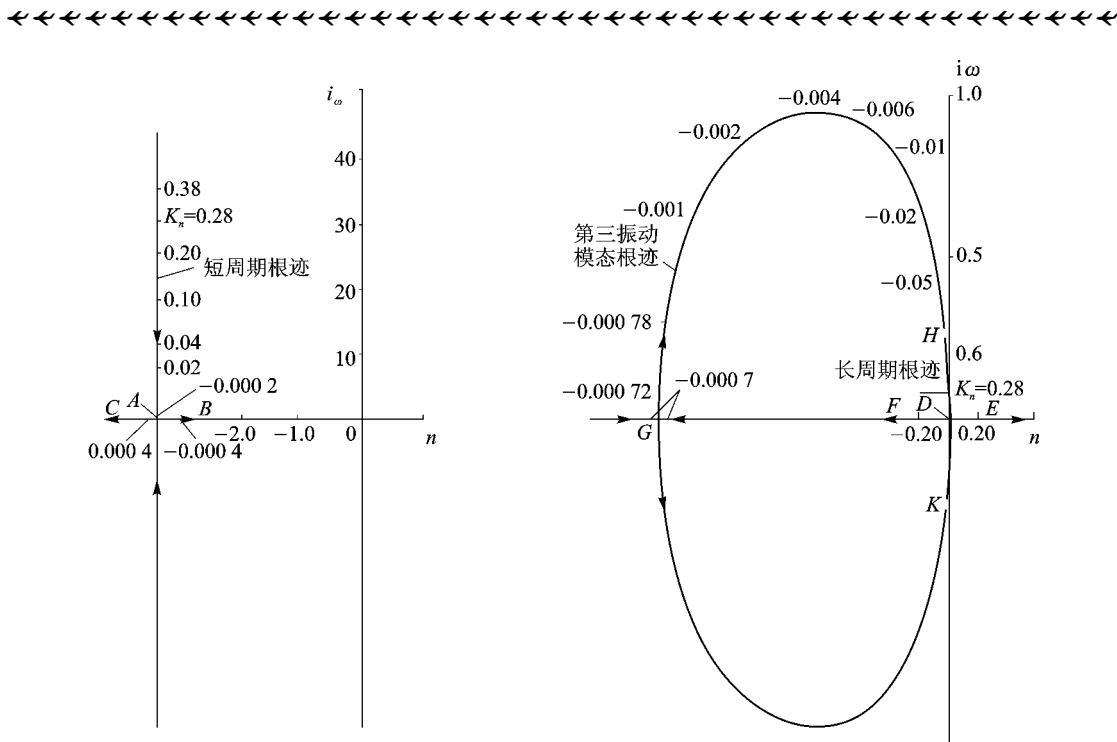


图 3.24 长、短周期模态随质心位置变化的根轨迹

尼介于长、短周期模态之间。从图 3.24 上可见,此时的 K_n 早已变为负值,飞机处于静不稳定状态,表明长、短周期模态已开始耦合。

3. 轨迹倾角影响

飞机作定直爬升或下滑时 $\theta_* \neq 0$, 此时的模态特性通过计算表明,对于短周期模态几乎不受影响,很明显这是因为飞机纵向力矩特性与 θ_* 无关的结果。而对于长周期模态则影响较为敏感。

图 3.25 为长周期模态特性随 θ_* 的变化曲线。在 $-20^\circ \leq \theta_* \leq 20^\circ$ 范围内,周期随 θ_* 变化不大,但阻尼随 θ_* 的增加却很快下降,

一直到 $\theta_* > 10.8^\circ$ 时模态变成不稳定。因此可以认为飞机爬升时长周期模态特性将会变差,而下滑时则变好。如飞机以 20° 爬升,其倍幅时间可达 289 s。

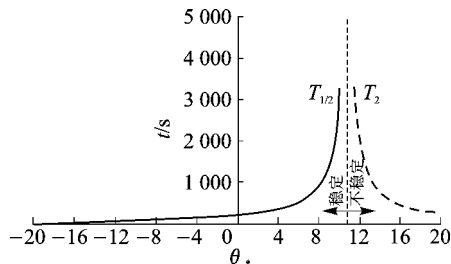
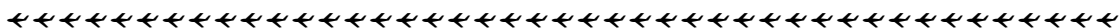


图 3.25 长、短周期模态随质心位置变化的根轨迹

3.3.6 纵向轨迹稳定性

若飞机具有良好的长、短周期模态特性,那么其飞行高度是否具有稳定性?即飞机在原飞行高度飞行时,受到瞬态干扰后能否继续保持在原高度飞行?这一问题的实质就是纵向轨迹稳定性。纵向轨迹稳定性对于某些飞行状态(如保持高度不变等)是非常重要的。下面按两种情况讨论。



1. 不计及 $\frac{d\rho}{dH}$ 的影响

考虑到扰动引起的高度变化相对于飞机的原飞行高度是很小的,因此可近似地忽略扰动高度变化引起的密度变化,即 $\frac{d\rho}{dH}$ 对力和力矩的影响。于是飞机纵向小扰动动力学方程与飞行高度变量 ΔH 无关。扰动运动中的高度变化,可单独由下列运动学方程求得,即

$$\begin{cases} \frac{d\Delta H}{dt} = \sin \theta_* \Delta v + v_* \cos \theta_* \Delta \theta \\ \Delta \theta = \Delta \vartheta - \Delta \alpha \end{cases} \quad (3.52)$$

式中 $\Delta \alpha(t)$, $\Delta \vartheta(t)$, $\Delta v(t)$ 的变化规律在给定扰动条件下可直接由方程组(3.40)求得,在此基础上,由方程组(3.52)可得

$$\Delta H(t) = \int_0^t [\sin \theta_* \Delta v(t) + v_* \cos \theta_* \Delta \vartheta(t) - v_* \cos \theta_* \Delta \alpha(t)] dt \quad (3.53)$$

若飞机纵向扰动运动(姿态运动)是稳定的,当 t 趋于无穷大时,所有运动参数回到原来的飞行状态,其扰动偏量 $\Delta \alpha$ 等最终均趋于零,即

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \Delta \alpha(t), \quad \Delta \vartheta(t), \quad \Delta v(t) = 0$$

从式(3.53)可知,当 t 趋于无穷大时,飞行高度的变化 ΔH 将是姿态运动参数 $\Delta \alpha$ 等响应曲线下的面积,乘以前面相应的系数,最终趋于常值,即

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \Delta H(t) = C$$

可见,飞机受扰后飞行高度将偏离原高度一个距离,不可能回到原飞行高度上去。

2. 计及 $\frac{d\rho}{dH}$ 影响

对于一些对飞行高度有精确要求的飞行状态,如保持飞行高度的侦察飞行等,此时 $\frac{d\rho}{dH}$ 对力和力矩影响在小扰动动力学方程中应计入。飞行高度的变化 ΔH 将与飞机姿态扰动运动密切相关,故扰动运动引起的高度变化不能单独求得,必须将方程(3.40)和方程(3.52)联立求解。

通过类似的分析,得出的系统特征根值为两对复根和一个很小的实根。其复根分别代表飞机的长周期和短周期模态,而小实根通常是小于零,表明非周期模态是衰减的。用 3.3.2 节所举实例,计算对应小实根的特征矢量为

$$\begin{aligned} \Delta v : \Delta \alpha : \Delta \omega_z : \Delta \vartheta : \Delta H = & -0.129 \times 10^{-1} : 0.153 \times 10^{-6} : \\ & -0.877 \times 10^{-10} : 0.284 \times 10^{-5} : 1 \end{aligned}$$

可见,小实根主要反映飞行高度的变化,故小实根模态称之为高度模态。显然如果飞机的长、短周期模态是稳定的,则飞行高度也将是稳定的。受扰动后,飞机最终能回到原飞行高度上来。但由于小实根根值太小,飞机要恢复到原飞行高度上,飞行的时间会很长。故要实现精确的高度飞行,仍需要进行控制。

飞行高度模态具有稳定性的原由,从物理上来理解会很简单。飞机受扰后,飞行高度增加,由于密度随之减少,作用在飞机上的升力也将减少,低于飞机重力就要开始下降;反之,飞行高度降低,飞机上的升力将会增加,高于飞机重力就要上升。经过较长过程,最终飞机回到原飞行高度上来。

由此可见,无论是否计及 $d\rho/dH$ 影响,在飞机受到干扰后,为能够迅速回到原来飞行高度

上飞行,保持飞行高度稳定性,必须要进行控制。

3.4 飞机纵向操纵性

下面开始研究飞机的纵向操纵运动,具体地说就是讨论给定操纵规律下飞机的纵向反应。通常这部分内容分成两部分:一部分研究操纵运动的稳态特性,称为静操纵性;另一部分则研究整个动态的反应,称为动操纵性。

3.4.1 纵向静操纵性

静操纵性是研究操纵运动时的稳态特性,即讨论飞机实现各种平衡状态最终所需的操纵机构偏转角、相应的杆位移和杆力的大小。常见的纵向定常状态(平衡状态)有定直平飞和定常拉升运动。

因此,在讨论纵向静操纵性时,只需将运动方程各变量导数取为零,并考虑到操纵过程中速度变化缓慢,不计其影响,认为飞机可用推力和阻力始终保持平衡。故可除去切向力平衡方程,余下的只是纵向力矩和法向力平衡方程,由这些方程可求得不同飞行状态下所需的舵偏角和杆力。

1. 定常运动所需舵偏角

(1) 定直水平飞行状态

平衡方程用气动力系数表示为

$$\begin{aligned} m_{z_0} + m_{z\alpha}^a + m_{z\delta_z}^{\delta_z} &= 0 \\ C_{yp} &= C_{y\alpha}^a + C_{y\delta_z}^{\delta_z} = C_G \end{aligned} \quad (3.54)$$

式中重力系数 $C_G = G/qS$, C_{yp} 为定直平飞时的升力系数。

从中可求得定常直线水平飞行所需的升降舵偏角

$$\delta_z = -\frac{m_{z_0} + m_{z\alpha}^a \cdot C_{yp}}{m_{z\delta_z}^{\delta_z} (1 + m_{z\alpha}^a / \bar{L}_{pw})} \quad (3.55)$$

式中 L_{pw} 为平尾尾臂长度, $\bar{L}_{pw} = L_{pw}/b_A$ 。若可以略去舵面产生的升力,即 $C_{y\delta_z}^{\delta_z}$ 所占比重不大,则上式分母可简化为 $m_{z\delta_z}^{\delta_z}$ 。式(3.55)反映出平衡舵偏角与平飞升力系数 C_{yp} 的关系。画出 $\delta_z = f(C_{yp})$ 的关系曲线,称为舵偏角平衡曲线,如图 3.26 所示。

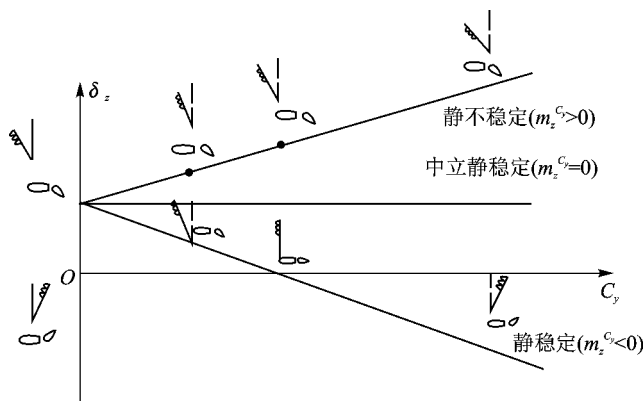
因此,改变单位 C_{yp} 所需舵偏角,可对式(3.55)求导得出

$$\frac{\partial \delta_z}{\partial C_{yp}} = -\frac{m_{z\alpha}^a}{m_{z\delta_z}^{\delta_z} (1 + m_{z\alpha}^a / \bar{L}_{pw})} \quad (3.56)$$

该导数常作为飞机纵向静操纵性指标之一。式中 $m_{z\alpha}^a / \bar{L}_{pw} = (\bar{x}_G - \bar{x}_F) / \bar{L}_{pw} < 1$, $m_{z\delta_z}^{\delta_z} < 0$, 则 $\frac{\partial \delta_z}{\partial C_{yp}}$ 的符号与 $m_{z\alpha}^a$ 符号一致。静稳定飞机 $m_{z\alpha}^a < 0$, 故 $\frac{\partial \delta_z}{\partial C_{yp}} < 0$; 静不稳定飞机 $m_{z\alpha}^a > 0$, 则 $\frac{\partial \delta_z}{\partial C_{yp}} > 0$ 。

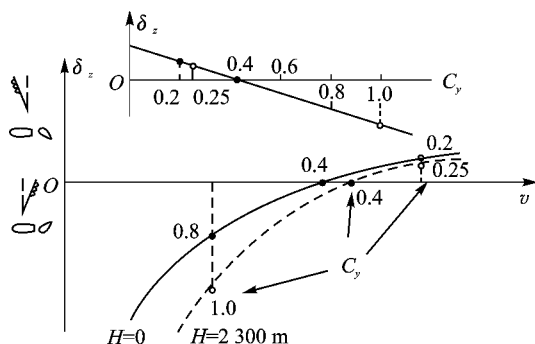
按平飞条件, $Y = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_{yp} = G$, 上述平衡舵偏角可表示为另一形式:

$$\delta_z = -\frac{m_{z_0} + m_{z\alpha}^a \frac{2G}{\rho S v^2}}{m_{z\delta_z}^{\delta_z} (1 + m_{z\alpha}^a / \bar{L}_{pw})} \quad (3.57)$$

图 3.26 升降舵偏角平衡曲线 $\delta_z = f(C_y)$

由上式可画出 $\delta_z = f(v)$ 关系曲线, 亦称为舵偏角平衡曲线, 如图 3.27 所示。改变单位平飞速度所需的舵偏角, 亦可从公式求导得出

$$\frac{\partial \delta_z}{\partial v} = \frac{m_{z^{C_y}} \frac{4G}{\rho S v^3}}{m_{z^{\delta_z}} (1 + m_{z^{C_y}} / \bar{L}_{pw})} \quad (3.58)$$

图 3.27 升降舵偏角平衡曲线 $\delta_z = f(v)$

该导数也作为飞机纵向静操纵性指标之一。显然, $\frac{\partial \delta_z}{\partial v}$ 的符号与 $m_{z^{C_y}}$ 符号刚好相反。静稳定飞机 $m_{z^{C_y}} < 0$, 则 $\frac{\partial \delta_z}{\partial v} > 0$; 静不稳定飞机 $m_{z^{C_y}} > 0$, 则 $\frac{\partial \delta_z}{\partial v} < 0$ 。

从上面的讨论中, 可清楚地看到飞机静稳定性和静操纵性之间的关系。对于静稳定飞机 $\bar{x}_F > \bar{x}_G$, $m_{z^{C_y}} < 0$, 当飞机从小迎角定直平飞转入大迎角定直平飞

时, $\Delta C_{yp} > 0$, 需要舵偏角 $\Delta \delta_z < 0$, 即在原小迎角平飞舵偏角基础上向上偏转, 驾驶员需要拉杆操纵。当飞机从小速度定直平飞转入大速度定直平飞时, $\Delta v > 0$, 需要舵偏角 $\Delta \delta_z > 0$, 即在原基础上向下偏转, 驾驶员需要推杆操纵。这种操纵情况, 符合驾驶员操纵习惯, 故称为正常操纵。

若飞机静不稳定, 则刚好相反, 增大迎角需要推杆, 加大速度需要拉杆, 此时的操纵情况称为反常操纵。由此可见, 静稳定性是实现飞机正常操纵的必要条件, 并且为了满足静操纵性 $\frac{\partial \delta_z}{\partial C_{yp}}$ 和 $\frac{\partial \delta_z}{\partial v}$ 的要求, 操纵不宜过灵或过笨, 故在飞行品质规范中对飞机静稳定性有一定的要求。

如计及 Ma 影响, 式(3.55)或(3.57)中的 m_{z_0} , $m_{z^{C_y}}$, $m_{z^{\delta_z}}$ 均是 Ma 数的函数, 此时得出的平衡曲线, 如图 3.28 所示。可见, 在 Ma 数超过 0.8 后, 出现一个勺形, $\frac{\partial \delta_z}{\partial v} < 0$, 说明在跨声速出现反操纵现象。其原因正是定载纵向力矩曲线(见图 3.2)变化造成的, 在跨声速区出现按速

度的静不稳定 $\frac{dm_z}{dC_y} > 0$ 。飞机静操纵性指标可类似地得到

$$\frac{d\delta_z}{dv} = \frac{\left. \frac{dm}{dC_y} \right|_{n_y=1} \frac{4G}{\rho S v^3}}{m_z^{\delta_z} \left(1 + \frac{\bar{x}_G - \bar{x}_F}{L_{pw}} \right)} \quad (3.59)$$

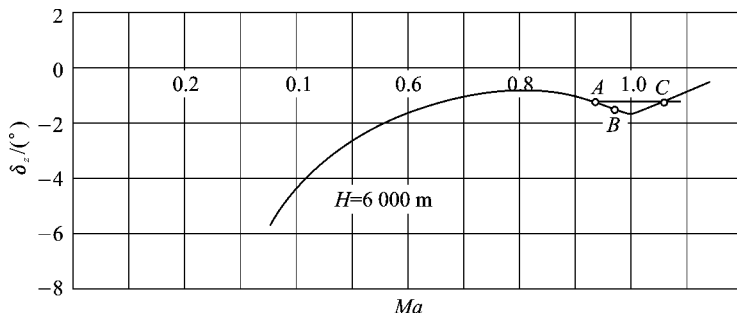


图 3.28 计及 Ma 数影响的升降舵偏角平衡曲线 $\delta_z = f(Ma)$

飞机进入跨声速反操纵区,由于按速度的静不稳定而引起下俯现象,称为飞机的“自动俯冲”现象。该现象从图 3.28 上可得到解释。假定驾驶员在 A 点定直平飞,对应的平衡舵偏角为 $\delta_{z,A}$,由于外界扰动引起速度变化到 B 点,此时驾驶员未动杆,舵面仍处在 $\delta_{z,A}$ 处,而 B 处所需平衡舵偏角应比 A 处的上偏更大些,才能保持平衡,实际结果偏小,即舵面产生的平衡抬头力矩不够,造成作用在飞机上有不平衡的低头力矩,使飞机进入俯冲,速度增加,直到 C 点为止。此时飞机又处于平衡状态,因为 $\delta_{z,C} = \delta_{z,A}$ 。

显然,飞机的“自动俯冲”现象对飞行安全和飞机操纵带来不利影响。在设计飞机时,应采取适当措施,选取合理的气动布局,以尽量减小其严重程度,满足飞行品质要求。对于现代飞机,则采用 Ma 配平系统,以避免出现“自动俯冲”现象。

(2) 定常拉升飞行状态

定常拉升运动是指飞机在铅垂平面以等速 v 、等迎角 α 和某俯仰角速度 ω_z 作曲线运动,简言之,飞机在铅垂平面内作等速圆周运动。显然这是一种理想运动,实际飞行过程中,仅仅在进入俯冲或从俯冲拉起阶段比较接近。尽管如此,定常拉升运动仍然作为衡量飞机机动性的典型动作。图 3.29 为飞机定常拉升运动示意图。

定常拉升运动与定直平飞相比,有两个特点:其一,实现拉升运动必须有法向力,故作用于飞机上的升力应大于重力, $Y = n_y G$ ($n_y > 1$);其二,为实现定常拉升运

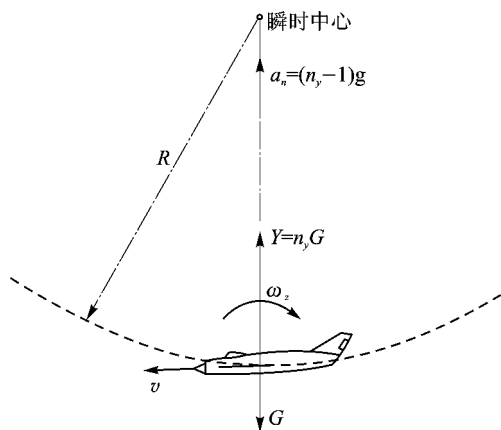


图 3.29 飞机定常拉升运动示意图

动,则要求法向力为常值,在近似认为飞机推力始终等于阻力和不计高度变化引起密度变化条件下,要求飞行迎角保持不变。因此要求飞机机体纵轴随飞行速度矢量变化的同时旋转,即飞

机圆周运动角速度应等于俯仰角速度 ω_z 。

研究定常拉升运动时,考虑到飞机通常是由定直飞行状态转入的,因此确定实现定常拉升运动所需舵面舵角,可在定直平飞运动基础上建立其相对增加量的平衡方程,即

$$\begin{cases} m_z^a \Delta\alpha + m_z^{\omega_z} \omega_z + m_z^{\delta_z} \Delta\delta_z = 0 \\ C_y^a \Delta\alpha + C_y^{\omega_z} \omega_z + C_y^{\delta_z} \Delta\delta_z = \Delta C_y \end{cases} \quad (3.60)$$

式中 $\Delta\alpha, \Delta\delta_z$ 均为定常拉升运动相对定直平飞的增加量。

从运动角度看,拉升运动实际上可认为飞机在铅垂面内转弯,由第 2 章可知,其转弯轨迹形状与法向过载有关。法向过载愈大,转弯半径愈小。转弯角速度 ω 和法向力 ΔY 与 n_y 的关系可用下面的公式表示,即

$$\omega = \omega_z = \frac{g}{v_*} \Delta n_y$$

$$\Delta C_y = C_{yp} \Delta n_y$$

式中 $\Delta n_y = n_y - 1$ 。将这些关系式代入式(3.60),即可求得改变单位过载所需的舵偏角,通常称为每 g 舵偏角,即

$$\delta_{z^y}^n = - \frac{(m_{z^y}^C + m_{z^y}^{\omega_z} / \mu) C_{yp}}{m_{z^y}^{\delta_z} (1 + m_{z^y}^C / L_{pw})} \quad (3.61)$$

该导数常作为拉升运动静操纵性指标之一。

式(3.61)分子中的括号部分有特殊含义,可将其改写如下:

$$m_{z^y}^C + m_{z^y}^{\omega_z} / \mu = \bar{x}_G - (\bar{x}_F - m_{z^y}^{\omega_z} / \mu) = \bar{x}_G - \bar{x}_{jd}$$

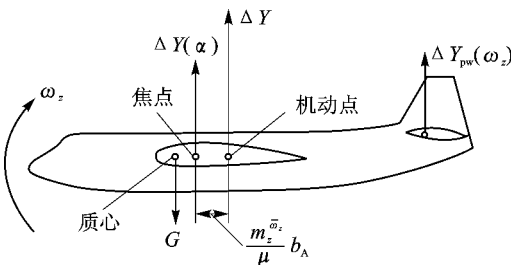


图 3.30 握杆机动点位置的确定

式中 $\bar{x}_{jd} = \bar{x}_F - m_{z^y}^{\omega_z} / \mu$ 称为飞机握杆机动点,其物理含义如图 3.30 所示,表示定常拉升运动时附加迎角 $\Delta\alpha$ 和 ω_z 共同产生的升力增量作用点。一般情况机动点位置位于全机焦点之后,即 $\bar{x}_{jd} > \bar{x}_F$ 。由于机动点位置与 $\mu = 2m / \rho S b_A$ 有关,故 \bar{x}_{jd} 不仅与飞行 Ma 数有关,还与飞行高度有关。

于是,静操纵性指标式(3.61)又可用机动点位置来表示为

$$\delta_{z^y}^n = - \frac{C_{yp} (\bar{x}_G - \bar{x}_{jd})}{m_{z^y}^{\delta_z} (1 + m_{z^y}^C / L_{pw})} \quad (3.62)$$

很明显,若 $\bar{x}_G < \bar{x}_{jd}$,则 $\delta_{z^y}^n < 0$,表明为获得正 Δn_y (轨迹向上弯曲),需要向上偏转舵面 ($\Delta\delta_z$ 为负值),亦即向后拉杆,这种操纵符合驾驶员习惯,为正常操纵;反之 $\bar{x}_G > \bar{x}_{jd}$,则 $\delta_{z^y}^n > 0$ 。同样要获得正 Δn_y ,驾驶员需要向前推杆 ($\Delta\delta_z$),此时为反操纵。可见,实现定常拉升,重心位置必须位于机动点前面。

当飞机的重心刚好位于握杆机动点处, $\bar{x}_G = \bar{x}_{jd}$,则 $\delta_{z^y}^n = 0$,表明飞机实现任何 n_y 下的定常拉升运动均不需要附加的舵偏角。从 3.3 节的分析可知,在该重心位置,飞机纵向短周期模态已变为两个实根,且其中有一个零值根。此时飞机在原平衡状态受扰后,稳态时迎角 α 、俯仰角速度 ω_z 和飞行速度 v 将保持常值,即飞机进入定常拉升运动。故将飞机握杆机动点位置 \bar{x}_{jd} 作为纵向短周期运动的稳定边界。

图 3.31 为 $\delta_{zy}^{\omega_y}$ 随 Ma, H 变化曲线。随着 H 增加, $\delta_{zy}^{\omega_y}$ 增加, 表明拉单位过载所需舵偏角增加, 静操纵性变差; v 的增加, $\delta_{zy}^{\omega_y}$ 的变化既取决于动压 q 的变化, 还与气动导数受 Ma 数影响有关。

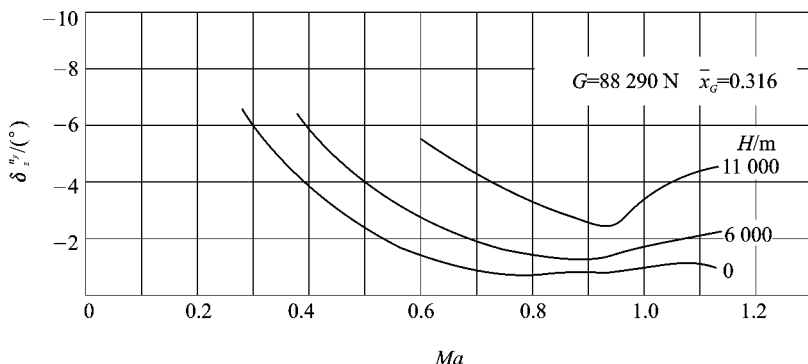


图 3.31 $\delta_{zy}^{\omega_y}$ 随 Ma, H 变化曲线

2. 定常运动所需杆力

用定常直线和定常拉升运动所需 δ_z 的大小来衡量飞机静操纵性, 往往驾驶员不能直接感觉到。在实现这些定常运动时, 实际感到的是相应的杆力和杆位移的大小, 因此用这些量来衡量静操纵更切实际。

升降舵操纵系统一般由驾驶杆、传动机构和舵面三部分组成。其作用原理如图 3.32 所示。

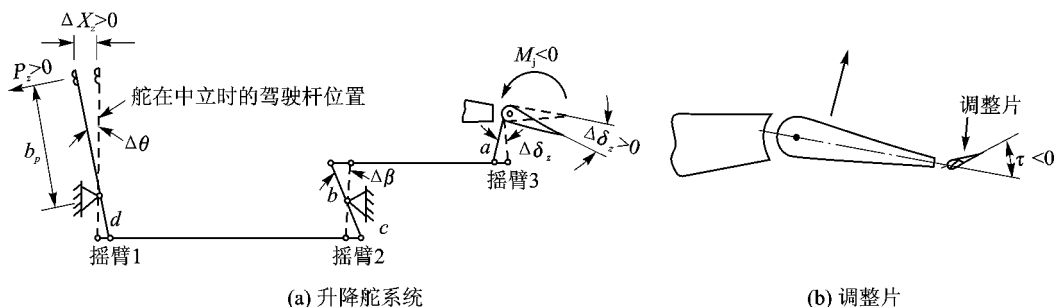


图 3.32 升降舵操纵系统原理图

当驾驶杆处于中立位置时, 升降舵偏角 $\delta_z = 0$, 驾驶杆向前移动, 舵面后缘向下偏转; 而驾驶杆向后移动, 则舵面后缘向上偏转。通常杆力 P_z 向前(推力)、杆位移 X_z 向前, 其符号规定为正, 相应的舵面向下偏转亦为正; 反之, 则均为负。

对于杆位移平衡曲线 $X_z = f(v)$ 和 $X_z = f(n_y)$, 从图 3.32(a) 的升降舵操纵原理图上可见, 杆位移和升降舵偏角关系仅是一个传动比, 因此杆位移平衡曲线与升降舵偏角平衡曲线形状非常类似。相应的静操纵性指标可表示为

$$X_z^v = \delta_z^v / K_z, \quad X_z^{n_y} = \delta_z^{n_y} / K_z \quad (3.63)$$

式中 K_z 为升降舵操纵系统的传动比。

对于杆力平衡曲线 $P_z = f(v)$ 和 $P_z = f(n_y)$, 其与舵偏角关系则较复杂。从图 3.32(a) 上可以看出, 当飞机处于某定常飞行状态时, 舵面处的迎角 α 和舵偏角 δ_z 将产生气动力, 形成相

应铰链力矩会使舵面自动回中。为了保持定常飞行状态所需的 α 和 δ_z , 驾驶员必须施加杆力 P_z 来保持操纵系统处于平衡。于是对平衡舵面操纵系统, 采用虚位移原理, 即系统上所有外力之虚功之和为零, 求得定常运动所需杆力大小。

作用在升降舵操纵系统的外力, 有驾驶杆力 P_z 和铰链力矩 M_{jz} , 其虚功之和为

$$P_z \Delta X_z + M_{jz} \Delta \delta_z = 0$$

则

$$P_z = - \frac{\Delta \delta_z}{\Delta X_z} M_{jz} = - K_z k_q S_z b_z m_{jz} \quad (3.64)$$

(1) 定常直线水平状态

设飞机原定直平飞时, 舵面铰链力矩由杆力平衡。在长时间飞行时, 为减轻驾驶员疲劳, 可通过操纵升降舵后缘的辅助面, 称之调整片, 使杆力减小甚至到零, 其工作原理如图 3.32 (b) 所示。也就是让调整片向舵面偏转反方向偏转, 使舵面偏转产生的铰链力矩与调整片产生的铰链力矩大小相等, 方向相反, 总的铰链力矩为零, 这样杆力也就等于零。

下面在原定直平飞状态杆力配平 $P_z = 0$ 基础上, 讨论实现不同迎角定直平飞时所需的附加杆力。根据不同迎角的平衡条件, 计算相对原状态的平衡迎角和平衡舵偏角的增量以及相应的铰链力矩, 然后代入式 (3.64), 即可得到不同迎角定直平飞时的附加杆力, 为

$$\Delta P_z = P_z^X m_{zs}^{C_y} \left(1 - \frac{C_y^*}{C_y} \right) \quad (3.65)$$

式中 C_y^* 为原定直平飞状态的升力系数; $P_z^X = K_z k_q \frac{G}{S} S_z b_z \frac{m_{jz}^{\delta_z}}{m_{jz}^{\delta_z^*}}$ 为相当于飞机质心后移 b_A 仍保持原平衡飞行状态所需的杆力。

$$m_{zs}^{C_y} = m_{zs}^{C_y} - \frac{m_{zs}^{\delta_z} m_{jz}^a}{m_{jz}^{\delta_z} C_{ys}^a} (1 - \epsilon^a) = \bar{x}_G - \bar{x}_{Fs}$$

$$\bar{x}_{Fs} = \bar{x}_F + \frac{m_{zs}^{\delta_z} m_{jz}^a}{m_{jz}^{\delta_z} C_{ys}^a} (1 - \epsilon^a)$$

式中 $m_{zs}^{C_y}, C_{ys}^a, \bar{x}_{Fs}$ 分别为驾驶员松杆时的气动导数和焦点位置。

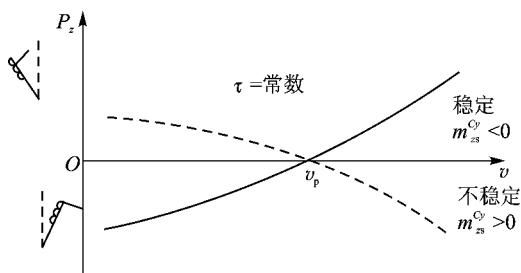


图 3.33 驾驶杆力平衡曲线

根据平飞条件, 上述的附加杆力公式又可表示为另一种形式, 即不同飞行速度定直平飞时的附加杆力, 为

$$\Delta P_z = P_z^X m_{zs}^{C_y} \left(1 - \frac{v^2}{v_*^2} \right) \quad (3.66)$$

式中 v_* 为原定直平飞状态的飞行速度。绘成平衡曲线 $P_z = f(v)$ 如图 3.33 所示。

改变单位迎角或单位飞行速度所需的杆力的大小, 即是杆力配平处 ($P_z = 0$)

斜率。它通常也作为飞机静操纵性指标, 由式 (3.65)、式 (3.66) 求导得出

$$P_z^{C_y} |_* = P_z^X m_{zs}^{C_y} \frac{C_y^*}{C_y} \Big|_* = \frac{P_z^X}{C_y^*} (\bar{x}_G - \bar{x}_{Fs})$$

$$P_z^v |_* = - \frac{2 P_z^* m_{zs}^{C_y}}{v_*} = - \frac{P_z^X}{v_*} (\bar{x}_G - \bar{x}_{Fs}) \quad (3.67)$$

按正常操纵,飞机由小迎角平飞转入大迎角平飞,升力系数 $\Delta C_y > 0$,需要驾驶员拉杆,即 $\Delta P_z < 0$,故 $P_z^{C_y} < 0$,由式(3.67)可见,应 $\bar{x}_G < \bar{x}_{Fs}$ 。飞机由小速度平飞转入大速度平飞,飞行速度 $\Delta v > 0$,需要驾驶员推杆,即 $\Delta P_z > 0$,故 $P_z^v > 0$,由式(3.67)可见,也应 $\bar{x}_G < \bar{x}_{Fs}$ 。

由此可见,舵偏角静操纵性指标 $\delta_{z^y}^{C_y}$ 和 $\delta_{z^y}^v$ 与杆力静操纵性指标 $P_z^{C_y}$ 和 P_z^v 的符号是一致的,表明杆力和杆位移动作是协调的。实现不同迎角或不同速度定直平飞的正常操纵,飞机质心位置必须在松杆焦点的前面, $\bar{x}_G < \bar{x}_{Fs}$ 。

计及 Ma 数影响,杆力平衡曲线由于同样的原因,在跨声速区会出现勺形,如图 3.34 所示。

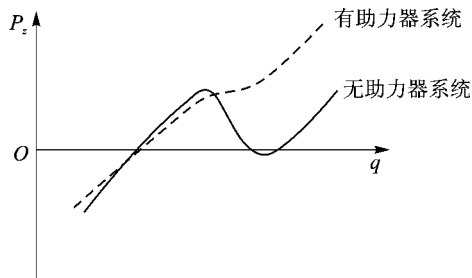


图 3.34 计及 Ma 数影响的驾驶杆力平衡曲线

(2) 定常拉升运动状态

拉升运动时的杆力特性可用类似于确定定直平飞时杆力的方法求得。首先按照实现不同 n_y 拉升运动计算出相对原定直平飞增加的迎角和舵偏角附加量,随后计算出相应的铰链力矩附加量,再代入式(3.64),即可得到不同 n_y 时的附加杆力。对杆力公式求导,得到改变单位 n_y 所需的杆力大小,通常称为每 g 杆力的公式为

$$P_{z^y}^n = P_z^X \left(m_{z\delta}^{C_y} + \frac{m_{z\delta}^{\omega_z}}{\mu} \right) = P_z^X (\bar{x}_G - \bar{x}_{jd, s}) \quad (3.68)$$

式中 $\bar{x}_{jd, s} = \bar{x}_{Fs} - \frac{m_{z\delta}^{\omega_z}}{\mu}$, 称松杆机动点; $m_{z\delta}^{\omega_z}$ 为驾驶员松杆时的纵向阻尼力矩系数导数。

$P_{z^y}^n$ 也常作为飞机静操纵性指标之一。按正常操纵习惯,驾驶员拉过载时 $\Delta n_y > 0$,要求 $\Delta P_z < 0$,因此静操纵性指标应 $P_{z^y}^n < 0$ 。由式(3.68)可见,此时飞机质心位置必须在松杆机动点之前,即 $\bar{x}_G < \bar{x}_{jd, s}$ 。相反,若 $P_{z^y}^n > 0$,则将反操纵。与舵面静操纵性指标对比, $P_{z^y}^n$ 的方向与 $\delta_{z^y}^{C_y}$ 方向是一致的。

3.4.2 助力操纵系统

现代高速飞机为了提高纵向操纵效率,大都采用全动平尾,使操纵面面积增加,因而驾驶杆力显著增大;另外飞行速度与飞行高度范围也在扩大,使得杆力、杆位移特性随飞行状态变化很大,同时在跨声速区出现反操纵现象。这一切给飞行操纵带来困难。为改善飞机的操纵性,操纵系统中采用了助力器装置等。此时驾驶员不直接操纵舵面,而操纵助力器,再由助力器操纵舵面。助力器系统结构简图如图 3.35 所示。

整个系统由力臂调节器、载荷机构、调整片效应机构和液压助力器等部件组成。下面对各部件功能简述如下:

1. 力臂调节器

用来调节力臂长度使传动比 K_z 改变的机构,称力臂调节器。 K_z 增大,产生同样舵偏角所需的杆位移则减小;反之, K_z 减小,则所需杆位移增大。传动比 K_z 的大小与力臂调节器的工作臂长度 h_1 (见图 3.35)成正比。而 h_1 的大小又可根据速压和飞行高度自动调节,这样传动比 K_z 也随之发生变化。

现代高速飞机一般在高空低速作机动飞行时所需的杆位移比低空高速时要大得多,通过

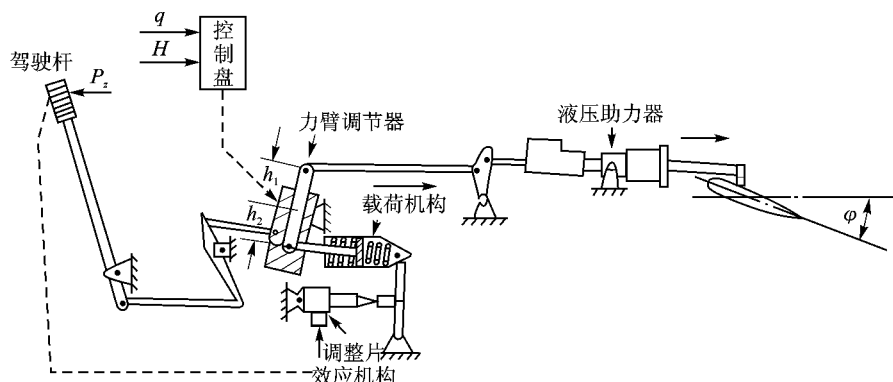


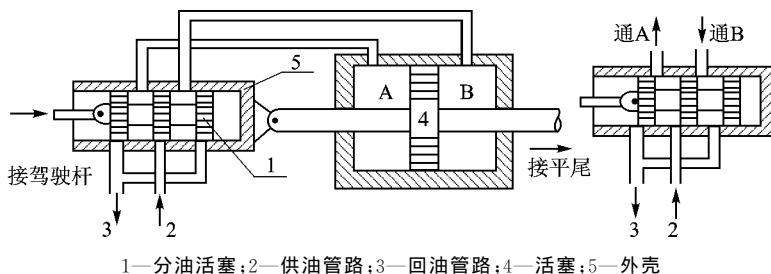
图 3.35 助力操纵系统结构简图

力臂调节器的调节自动改变传动比,前者采用大力臂增加传动比,后者采用小力臂减小传动比,使得飞机在不同高度和速度下作同样过载机动时,飞行所需的杆位移差不多,因而操纵性得到改善。

2. 助力器

助力器的功用主要是带动全动平尾偏转,其工作原理如图 3.36 所示。当驾驶杆处于中立位置时,与驾驶杆相连的分油活塞 1 也在中立位置,供油管路 2 和回油管路 3 均被堵死,平尾偏角为零,见图 3.36。如果驾驶员向前推驾驶杆,分油活塞 1 则向右移动,高压油进入 A 腔,推动活塞 4 也向右移动,因而带动平尾向下偏转。与此同时,活塞 4 还带动分油活塞的外壳 5 也向右移动。当活塞 4 的移动量等于分油活塞 1 的移动量时,供油管路和回油管路又重新被堵死,于是平尾处于新的平衡位置上。

从上述工作原理可知,平尾上的铰链力矩完全被活塞 4 两边的液压差所平衡,而不会传到驾驶杆上去,故把这种助力器称为无回力或不可逆助力器。驾驶员只需要用很小的杆力去推动分油活塞及克服传动机构的摩擦力。



1—分油活塞;2—供油管路;3—回油管路;4—活塞;5—外壳

图 3.36 液压助力器原理图

3. 载荷机构

由于采用无回力助力器驾驶杆力太小,且与飞行状态关系不大,因此驾驶员无法以杆力的大小来感觉飞行状态的变化和掌握操纵量,这同样不满足对操纵性要求。



图 3.37 弹簧载荷机构

为了使驾驶员能够感受到适当的杆力,在助力操纵系统中设置人感元件,模拟人工载荷的装置,即弹簧载荷机构,如图 3.37 所示。当驾驶杆前后移动时,弹簧受到压缩,

因此弹簧反力使驾驶员能够感受到一个与杆位移成正比的杆力。

此时的力特性可表示为

$$P_z = \frac{dP_z}{dX_z} X_z \quad (3.69)$$

式中 $X_z = \delta_z / K_z$ 。

该式与无助力器系统杆力公式(3.64)相比有明显的不同。有助力器系统的杆力主要取决于杆位移。同样对式(3.69)求导,求得每 g 杆力特性为

$$P_{z_y}^n = \frac{dP_z}{dX_z} X_{z_y}^n = \frac{dP_z}{dX_z} \delta_{z_y}^n / K_z \quad (3.70)$$

由上式可知,此时的杆力特性不仅与每 g 舵偏角 $\delta_{z_y}^n$ 有关,还与人感元件的杆力杆位移梯度 $\frac{dP_z}{dX_z}$ 和操纵系统传动比 K_z 有关。对于现代高速飞机,尽管 $\delta_{z_y}^n$ 随飞行条件变化较大,但通过力臂调节器随飞行状态自动调节工作臂 h_1 ,可使传动比改变;同时载荷臂 h_2 也相应变化(见图 3.35),可使杆力杆位移梯度发生变化。最终可以使 $P_{z_y}^n$ 随飞行条件变化减小,改善了飞机的静操纵性。

静操纵性指标 P_z^v 也可得到类似的效果。图 3.34 中虚线即是有助力操纵系统的情况,其随跨声速出现的勺形很微。

4. 调整片效应机构

对于不带助力器的飞机,可以采用调整片来减小杆力,甚至减小到零而作松杆飞行。对于装有助力器的飞机,杆力是由载荷机构提供的,因此远距离飞行时要想卸除杆力,必须设法解除载荷机构中弹簧的压缩状态。人们把这种装置称为调整片效应机构。其工作原理如图 3.38 所示。

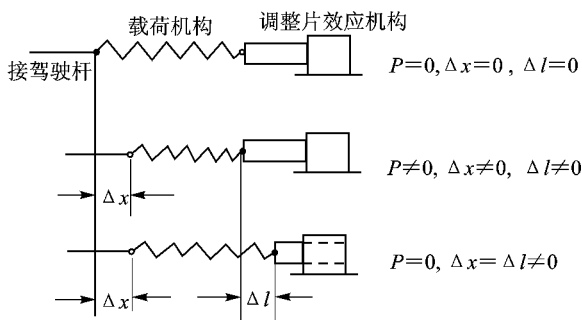


图 3.38 调整片效应机构原理图

设驾驶员用力向后拉杆,这时载荷机构的弹簧被压缩了 ΔX 。如果驾驶员接着按动驾驶杆手柄上的专用电钮,则调整片效应机构将带动载荷机构向右移动一段距离 Δl 。当 $\Delta l = \Delta X$ 时弹簧恢复到中立状态,于是驾驶杆在新的位置上杆力变为零,起到了与气动调整片相同的作用。

3.4.3 纵向动操纵性

动操纵性指的是在舵面或杆力输入下飞机的整个反应过程。不难想像,如果飞机的这种反应过快,运动参数变化过大,则容易导致飞行事故;如果反应过慢,运动参数变化太小,则可

能无法实现某些操纵。因此,在飞行品质规范中规定了有关操纵性要求。

本章讨论飞机动操纵性时,只限于小操纵量的情况,即相当于“小扰动”情况,因此此时运动仍可采用飞机的线性动力学方程组描述。由于其输出与输入信息成正比,故其输入量的大小可任意,并常常以阶跃输入的飞机反应来评价操纵性的好坏。至于大操纵量下飞机的操纵反应,将在第 5 章中介绍。

研究飞机纵向动操纵性的实质,即是在给定 $\Delta\delta_z$ 偏转规律基础上来求出微分方程组(3.40)的解。工程上通常先在零初始条件下,将方程组进行拉普拉斯变换,建立相应输入与输出关系的传递函数;在给定输入形式后,即求得频域内的拉普拉斯形式的解;再对其进行拉氏反变换,就得到飞机在时域内的响应了。

下面仅以人们最关心的飞机快运动操纵性予以说明。

1. 短周期近似传递函数

略去舵面偏转产生的升力,即 $Y^{\delta_z}=0$ 后,飞机短周期阶段运动方程由(3.40)简化为

$$\begin{cases} \frac{d\Delta\alpha}{dt} + \bar{Y}_c^a \Delta\alpha - \omega_z = 0 \\ -\bar{M}_z^a \frac{d\Delta\alpha}{dt} - \bar{M}_z^a \Delta\alpha + \frac{d\omega_z}{dt} - \bar{M}_z^{\omega_z} \omega_z = \bar{M}_z^{\delta_z} \Delta\delta_z \end{cases}$$

零初始条件下,将上式进行拉氏变换得

$$\begin{bmatrix} (s + \bar{Y}_c^a) & -1 \\ -(\bar{M}_z^a s + \bar{M}_z^a) & s - \bar{M}_z^{\omega_z} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\alpha \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ \bar{M}_z^{\delta_z} \end{bmatrix} \Delta\delta_z$$

求解上式,即可得出各类传递函数

$$G_{\delta_z}^a(s) = \frac{\Delta\alpha(s)}{\Delta\delta_z(s)} = \frac{\bar{M}_z^{\delta_z}}{s^2 + a_1 s + a_2} \quad (3.71)$$

$$G_{\delta_z}^{\omega_z}(s) = \frac{\omega_z(s)}{\Delta\delta_z(s)} = \frac{\bar{M}_z^{\delta_z}(s + \bar{Y}_c^a)}{s^2 + a_1 s + a_2} \quad (3.72)$$

通过过载与迎角关系式 $\Delta n_y = \frac{\Delta Y}{G} = \frac{v_*}{g} \bar{Y}_c^a \Delta\alpha$, 可求得

$$G_{\delta_z}^{n_y}(s) = \frac{\Delta n_y(s)}{\Delta\delta_z(s)} = \frac{v_*}{g} \frac{\bar{M}_z^{\delta_z} \bar{Y}_c^a}{s^2 + a_1 s + a_2} \quad (3.73)$$

式中 a_1 和 a_2 为短周期模态特征方程式的系数。

2. 舵面阶跃响应

舵面阶跃输入下($\Delta\delta_z(s) = 1/s$),其法向过载响应为

$$\Delta n_y(s) = G_{\delta_z}^{n_y}(s) \Delta\delta_z(s) = \frac{v_*}{g} \frac{\bar{M}_z^{\delta_z} \bar{Y}_c^a}{s^2 + a_1 s + a_2} \frac{1}{s}$$

对上式进行拉氏反变换得

$$\Delta n_y(t) = -\frac{v_*}{g} \frac{\bar{M}_z^{\delta_z} \bar{Y}_c^a}{\bar{M}_z^a + \bar{Y}_c^a \bar{M}_z^{\omega_z}} \left[1 - \frac{1}{\sqrt{1 - \xi_{sp}^2}} e^{-\xi_{sp} \omega_{sp} t} \sin(\omega_{sp} \sqrt{1 - \xi_{sp}^2} t + \varphi) \right]$$

式中 $\varphi = \arctan \frac{\sqrt{1 - \xi_{sp}^2}}{\xi_{sp}}$ 。绘得曲线如图 3.39 所示。

(1) 稳态特性

$$\Delta n_{ys} = \lim_{t \rightarrow \infty} \Delta n_y(t) = \lim_{s \rightarrow 0} s \Delta n_y(s) = -\frac{v_*}{g} \frac{\bar{M}_z^{\delta_z} \bar{Y}_c^a}{\bar{M}_z^a + \bar{Y}_c^a \bar{M}_z^{\omega_z}}$$

如将式中的气动导数用因次系数表示,则可表示为

$$\Delta n_{ys} = - \frac{m_{z^{\delta_z}}}{(m_{z^y}^c + m_{z^y}^{a_z} / \mu_1)} \frac{1}{C_y}$$

上式与式(3.61)比较,在不计舵面偏转产生的升力条件下

$$\Delta n_{ys} = \frac{1}{\delta_{z^y}^a} \quad (3.74)$$

这结果正是开始介绍飞机纵向操纵性所说的,飞机操纵运动的稳态特性,即是静操纵性。对于静操纵性的要求在 3.4.1 节中已经介绍。

(2) 动态特性

飞机操纵运动的动态特性的好坏,也可采用控制理论中的一些指标来表示,常用的有:

超调量。它是过载变化过程中最大过载量 $\Delta n_{y, \max}$ 和稳态过载量 Δn_{ys} 之差与 Δn_{ys} 的比值,即

$$\sigma = \frac{\Delta n_{y, \max} - \Delta n_{ys}}{\Delta n_{ys}} \quad (3.75)$$

超调量不允许过大。因为对一般飞机来说,由于结构强度和驾驶员的生理原因,对最大允许过载都有一定限制。如果飞机在操纵时超调量过大,为保证不超过允许的最大过载,由式(3.75)可知,此时的稳态过载将要减小,从而影响了飞机机动性。超调量也不允许等于零。按驾驶员操纵习惯,要求飞机在操纵过程中超过稳态值,否则驾驶员会认为飞机操纵太迟钝,而进行过度操纵造成不良影响。

上升时间 t_r 。它是指舵面偏转后飞机过载量首次达到稳态值的时间。通常以达到 90% 稳态值所需时间来表示 t_r , 见图 3.39。该指标反映飞机操纵运动的快速性。

调整时间 t_p 。它是指舵面偏转后过载量的相对偏差 $\Delta = \frac{\Delta n_y - \Delta n_{ys}}{\Delta n_{ys}}$ 达到 5% 所需的时间, 见图 3.39。该指标反映飞机操纵运动的衰减特性。

以上的操纵指标均与短周期模态特性 ζ_{sp}, ω_{sp} 以及纵向操纵效能 $M_{z^{\delta_z}}^{\delta_z}$ 有关。在飞机飞行品质规范中有相应的指标给予规定。

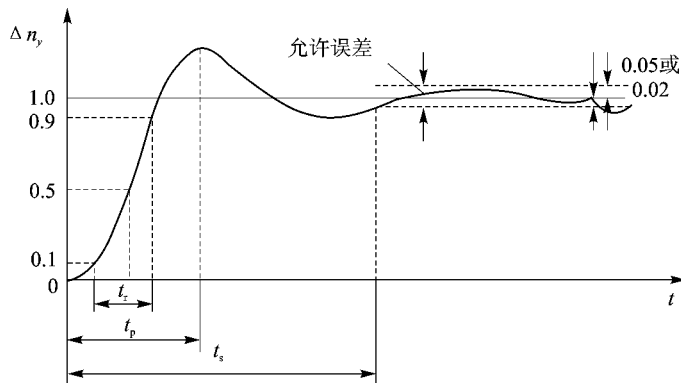
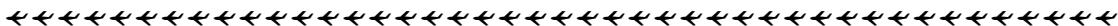


图 3.39 升降舵阶段输入($\delta_z = 1$)的 n_y 响应曲线



3.5 带自动器飞机的纵向稳定性和操纵性

现代飞机飞行速度和高度范围显著扩大,要在所有飞行包线范围内都获得良好的稳定性和操纵性很难做到。如飞机的质心位置,若保证亚声速飞行时有好的稳定性,则超声速飞行时静稳定性过大,飞机的机动性、操纵性变坏。又如采用先进的气动布局,可使 $C_{y, \max}$ 大大增加,但由于大迎角下纵向静稳定性和航向静稳定性变差,甚至出现静不稳定,升力的潜能得不到充分利用等。这都表明单独改变飞机的构形已无法满足飞机动力学特性要求。故在 20 世纪 70 年代后期出现了随控布局飞机,采用主动控制技术,在飞机的顶层设计阶段,将飞控系统与飞机气动布局、构形设计和动力装置综合考虑,以满足新机的性能要求。

目前飞机中引入的飞控系统大致分成三类:一类是用来改善飞机的稳定性和操纵性;另一类是用来代替驾驶员部分功能的自动驾驶仪;还有一类用来改变飞机运动特性的主动控制系统。这些飞控系统习惯上都可称为自动器。下面将介绍前两类的纵向自动器,后一类的自动器将在第 5 章中介绍。

引入自动器可改善飞机稳定性和操纵性的实质,即是在飞行过程中通过自动器使舵面相应地偏转,产生的操纵力矩用来弥补飞机本身某些气动力矩的不足,从而改变飞机运动特性。具体的作用结合下面的系统再述。

3.5.1 纵向阻尼器系统

纵向阻尼器原理图如图 3.40 所示。驾驶员操纵飞机的同时,通过角速度传感器感应 ω_z 信号,再经过放大器,反馈给舵机,驱动助力器偏转舵面。因此,此时的舵面偏转规律在忽略自动器的动态特性情况下,可理想简化为

$$\delta_z = \delta_{zc} + K_z^{\omega_z} \omega_z \quad (3.76)$$

式中 $\delta_{zc} = K_z X_z$ 为驾驶员指令操纵, $K_z^{\omega_z} \omega_z$ 则为纵向阻尼器系统反馈信号。

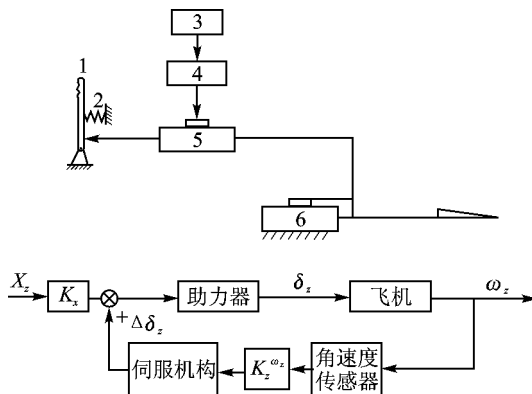


图 3.40 纵向阻尼器系统结构原理图

1. 反馈信号 $K_z^{\omega_z} \omega_z$ 的作用

反馈信号使舵面偏转 $\Delta\delta_z = K_z^{\omega_z} \omega_z$, 其产生的纵向操纵力矩可表示为

$$\Delta M_z = M_z^{\delta_z} \Delta\delta_z = M_z^{\delta_z} K_z^{\omega_z} \omega_z = \Delta M_z^{\omega_z}$$

式中 $\Delta M_{z\omega_z}^{\omega_z} = M_{z\omega_z}^{\delta_z} K_{z\omega_z}^{\omega_z}$ 。一般情况下 $M_{z\omega_z}^{\delta_z} < 0, K_{z\omega_z}^{\omega_z} > 0$, 故 $\Delta M_{z\omega_z}^{\omega_z} < 0$ 。就是说, ω_z 反馈信号使舵面偏转产生的操纵力矩起纵向阻尼力矩作用。此时飞机的纵向阻尼将由两部分组成, 即飞机本体的和自动器引出的。

$$M_{z\omega_z}^{\omega_z'} = M_{z\omega_z}^{\omega_z} + \Delta M_{z\omega_z}^{\omega_z} = M_{z\omega_z}^{\omega_z} + K_{z\omega_z}^{\omega_z} M_{z\omega_z}^{\delta_z}$$

由短周期模态半衰期公式可知

$$T_{1/2} = \frac{2 \times 0.693}{Y_c - \bar{M}_{z\omega_z}^{\omega_z'}}$$

衰减特性将变好, 改善了短周期模态阻尼特性。

引入反馈信号对长周期模态影响, 通过绘出随 $K_{z\omega_z}^{\omega_z}$ 变化的系统闭环根轨迹可见, 如图 3.41(b) 所示。反馈增益系数 $K_{z\omega_z}^{\omega_z}$ 增加, 短周期模态根值向右移动, 衰减增加。但过大的反馈亦不好, 短周期模态将蜕变为实根, 而对长周期模态影响很小。

由于现代飞机的飞行速度和高度变化很大, 故飞机本体阻尼力矩系数导数也随之变化较大。如果设计的阻尼器反馈增益系数 $K_{z\omega_z}^{\omega_z}$ 为一常数, 那么有可能在某个飞行范围内满足飞行品质要求, 而在另一些状态下出现阻尼过大或阻尼不足的现象。为此, 使 $K_{z\omega_z}^{\omega_z}$ 也随着飞行状态改变, 即可解决这个矛盾。例如前苏联米格 21 飞机上的自动器, 其 $K_{z\omega_z}^{\omega_z}$ 随飞行高度 H 和动压 q 变化, 变化规律随同力臂调节器的变化规律, 如图 3.41(c) 所示。高度增加时, 力臂调节器由小臂变换成大臂, 反馈系数 $K_{z\omega_z}^{\omega_z}$ 增加; 速度增加时, 力臂调节器由大臂换成小臂, 反馈系数 $K_{z\omega_z}^{\omega_z}$ 减小, 从而保证不同飞行状态下飞行, 飞机都具有合适的纵向阻尼特性。

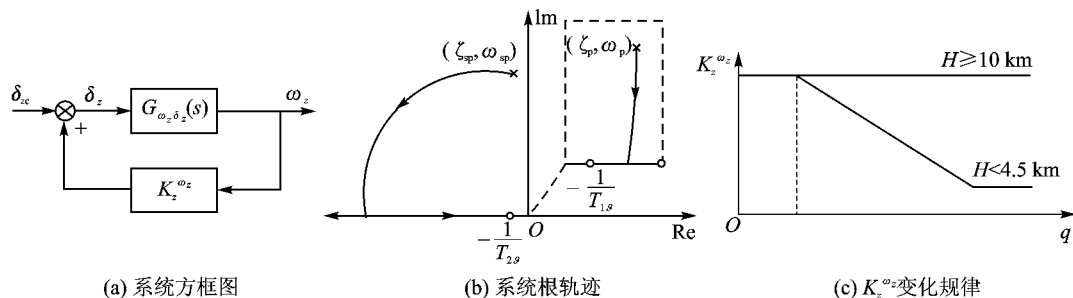


图 3.41 纵向阻尼器系统的根轨迹

2. 对静操纵性影响

考虑到飞机的运动学关系 $\omega_z \approx \frac{g}{v_*} \Delta n_y$, 舵面偏转规律式(3.76)可写成

$$\delta_z = \delta_{zc} + K_{z\omega_z}^{\omega_z} \omega_z = K_z X_z + K_{z\omega_z}^{\omega_z} \frac{g}{v_*} \Delta n_y$$

上式对 Δn_y 求导, 得每 g 杆位移为

$$X_{z n_y} = \frac{1}{K_z} \delta_{z n_y} - \frac{K_{z\omega_z}^{\omega_z}}{K_z} \frac{g}{v_*}$$

在正常操纵下, $\delta_{z n_y} < 0$, 因此与没有纵向阻尼器相比, 每 g 杆位移增加量为

$$\Delta X_{z n_y} = -\frac{K_{z\omega_z}^{\omega_z}}{K_z} \frac{g}{v_*} < 0$$

换句话说, 引入了纵向阻尼器系统后, 同样拉单位过载, 要求杆位移量增加, 飞机的纵向静操纵性变差。

为了解决纵向阻尼器引入带来的飞机纵向稳定性和静操纵性效果的矛盾,改善静操纵特性,在不改变原有的从杆到舵面的机械传动装置基础上,在角速度传感器后面接入清洗网络,其传递函数为 $\frac{\tau s}{\tau s + 1}$,如图 3.42 所示。

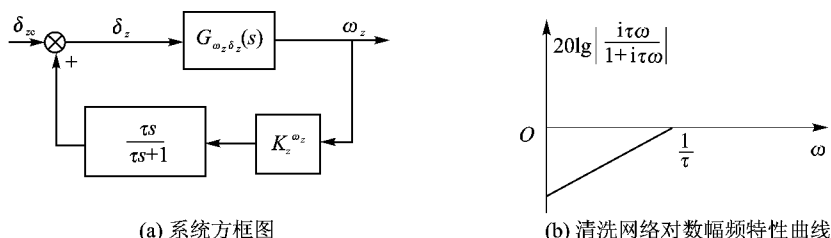


图 3.42 阻尼器系统中清洗网络的作用

清洗网络的实质是一高通滤波器。从图上看到反馈回路中的传递函数为

$$G(s) = \frac{\delta_z(s)}{\omega_z(s)} = \frac{\tau s}{\tau s + 1} K_z^{\omega_z}$$

稳态时 $\omega_z = \text{常数}$, 舵偏角为

$$\delta_{z,s} = \lim_{t \rightarrow \infty} \delta_z(t) = \lim_{s \rightarrow 0} s \delta_z(s) = \lim_{s \rightarrow 0} s G(s) \omega_z(s) = 0$$

这样就达到了预期目的,基本上保持无纵向阻尼器情况下的稳态值。引入清洗网络对于系统动态特性的影响,只要时间常数 τ 值选取不要过小,则影响不会太大。

3.5.2 纵向增稳系统

现代飞机为了提高机动性,常采用放宽静稳定措施,飞机本体的纵向静稳定不足甚至是静不稳定的。此种情况下为了得到满意的飞行品质,一般在纵向阻尼器基础上,再引入 α 或 n_y 反馈信号。图 3.43 为引入 ω_z 和 n_y 的纵向增稳系统原理图。

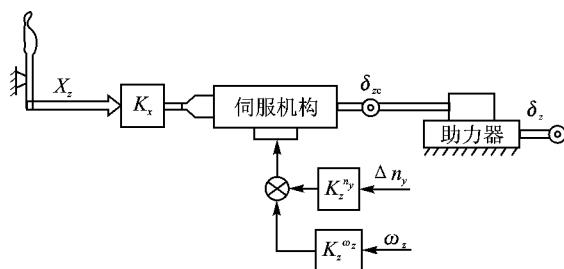


图 3.43 纵向增稳系统原理图

这时驾驶员在操纵飞机的同时,迎角传感器(或过载传感器)感受信号 α (或 n_y),经放大与角速度传感器感受的信号 ω_z 综合后,反馈给舵机驱动助力器偏转舵面。理想的舵面偏转规律可表示为

$$\delta_z = \delta_{zc} + K_z^{\omega_z} \omega_z + K_z^{\alpha} \alpha \quad (3.77)$$

式中 $\delta_{zc} = K_z X_z$, $K_z^{\omega_z} \omega_z$ 反馈信号的作用已述过,不再重复。

1. 反馈信号 $K_z^a \alpha$ 的作用

这部分的反馈信号使舵面偏转 $\Delta \delta_z = K_z^a \alpha$, 其产生的纵向操纵力矩可表示为

$$\Delta M_z = M_z^{\delta_z} \Delta \delta_z = M_z^{\delta_z} K_z^a \alpha = \Delta M_z^a$$

式中 $\Delta M_z^a = M_z^{\delta_z} K_z^a$ 。一般情况下, $M_z^{\delta_z} < 0$, $K_z^a > 0$, 故 $\Delta M_z^a < 0$ 。就是说, α 反馈信号使舵面偏转产生的操纵力矩起纵向静稳定力矩作用。于是飞机的纵向静稳定力矩由飞机本体的和自动器引出的两部分组成, 即

$$M_z' = M_z^a + \Delta M_z^a = M_z^a + M_z^{\delta_z} K_z^a$$

由前面导出的短周期模态周期公式可知

$$T = \frac{4\pi}{\sqrt{4\overline{M_z'} - (\overline{Y_c^a} - \overline{M_z^{\omega_z}})}}$$

周期将减小, 改善了短周期模态的反应特性。

图 3.44(a) 给出了随反馈增益 K_z^a 变化的系统闭环根轨迹, 可见其短周期频率增加很快, 而对长周期模态影响很小。

2. 反馈信号 $K_z^{n_y} n_y$ 的作用

3.4.3 节中已述 $\Delta n_y = v_* \overline{Y_c^a} \Delta \alpha / g$, 故反馈信号 $K_z^{n_y} n_y$ 的作用应与 $K_z^a \alpha$ 类同。图 3.44(b) 绘出的是随反馈增益 $K_z^{n_y}$ 变化的系统闭环根轨迹。与迎角反馈的根轨迹相对比, 短周期根轨迹变化趋势是接近的, 而长周期根轨迹变化趋势不同, 但由于影响都很小, 问题不大。考虑到一般迎角信号不易精确测得, 而过载信号较易测得, 因此常见的纵向增稳系统采用 ω_z 和 n_y 的反馈作用。

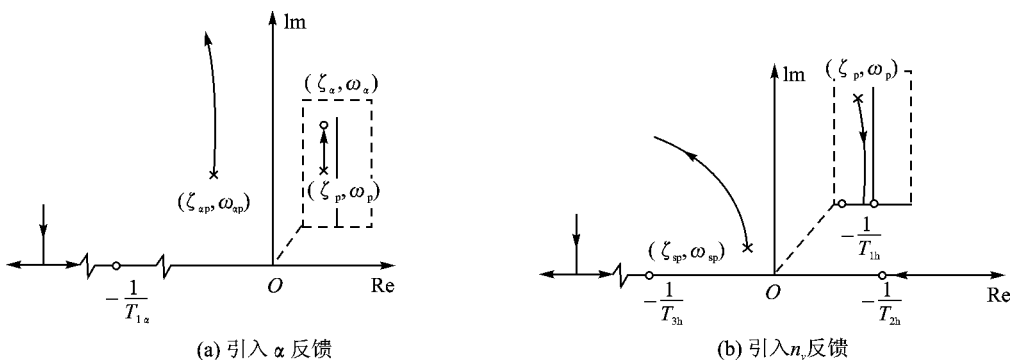


图 3.44 引入反馈信号 α 和 n_y 的系统根轨迹

3. 对静操纵性的影响

运用运动学关系, 将舵偏角规律式(3.77)改写成

$$\delta_z = \delta_{zc} + K_z^{\omega_z} \omega_z + K_z^{n_y} n_y = K_z X_z + K_z^{\omega_z} \frac{g}{v_*} \Delta n_y + K_z^{n_y} \Delta n_y$$

上式对 Δn_y 求导, 得每 g 杆位移为

$$X_z^{n_y} = \frac{1}{K_z} \delta_z^{n_y} - \frac{1}{K_z} \left(K_z^{\omega_z} \frac{g}{v_*} + K_z^{n_y} \right)$$

很明显, 引入纵向增稳系统后, 每 g 杆位移增加量为

$$\Delta X_z^{n_y} = -\frac{1}{K_z} \left(K_z^{\omega_z} \frac{g}{v_*} + K_z^{n_y} \right)$$

与仅引入纵向阻尼系统相比,飞机的纵向静操纵性更差。解决办法之一是可在角速度传感器和过载传感器后面均引入清洗网络。

3.5.3 纵向控制增稳系统

无论是阻尼器还是增稳系统,在改善飞机短周期运动稳定性的同时,其静操纵性有所下降。为了不使静操纵性变得太差,只有限制反馈增益系数,飞机稳定性改善也就受到限制。基于上述原因,为解决矛盾,提出在增稳系统基础上引入前馈信号,形成所谓控制增稳系统。这个前馈信号可以与杆位移或杆力成比例。下面分别给予介绍。

1. 杆位移传感器

此时的控制增稳系统是通过杆位移传感器输出一个与杆位移成比例的前馈信号,其结构原理图如图 3.45 所示。

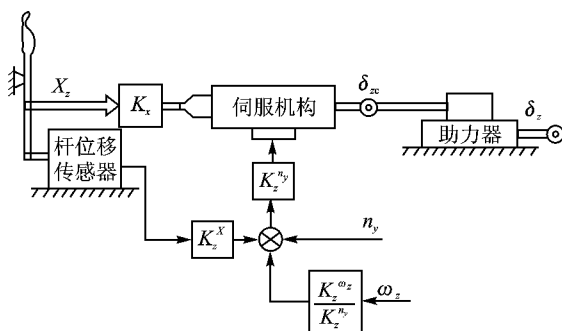


图 3.45 纵向控制增稳系统原理图

理想的舵面偏转规律可表示为

$$\delta_z = \delta_{zc} + K_z^X X_z + K_z^{\omega_z} \omega_z + K_z^{n_y} \Delta n_y \quad (3.78)$$

式中 $\delta_{zc} = K_z X_z$ 。用类似的方法,可求得每 g 杆位移的附加增量,为讨论方便起见,取绝对值表示,即

$$|\Delta X_z^{n_y}| = \left| X_z^{n_y} - \frac{\delta_z^{n_y}}{K_z} \right| = \frac{K_z^{n_y} + \frac{g}{v_*} K_z^{\omega_z}}{K_z + K_z^X K_z^{n_y}} - \frac{|\delta_z^{n_y}|}{K_z} \frac{1}{1 + K_z^X / K_z K_z^{n_y}}$$

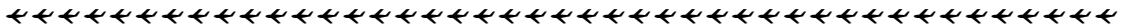
从上式可以看出前馈信号 $K_z^X K_z^{n_y}$ 的作用。与增稳系统相比,公式中前一项分母中增加了 $K_z^X K_z^{n_y}$ 项,后一项为正值数。故 $\Delta X_z^{n_y}$ 可大大减小,改善了飞机静操纵性。

但该系统对于指令输入有静差,为了精确控制,还可引入积分反馈信号,这时的舵面偏转规律可表示为

$$\delta_z = \delta_{zc} + K_z^{\omega_z} \omega_z + K_z^{n_y} \Delta n_y + K_f \int (\Delta n_y + K_z^X \Delta X_z) dt \quad (3.79)$$

式中 $\Delta n_y = n_y - 1$; $\Delta X_z = X_z - X_{z,t}$, $X_{z,t}$ 为原平衡状态 ($n_y = 1$) 杆位移。

当飞机受到干扰或驾驶员操纵不慎,必然会引起力矩不平衡,出现 Δn_y , ΔX_z 偏差,由于积分反馈信号作用,直到 $\Delta n_y = 0$ ($n_y \rightarrow 1$) 和 $\Delta X_z = 0$ ($X_z \rightarrow X_{z,t}$),舵面偏转将不再增长,处于常值位置。显然此时的杆位移 X_z 与舵偏角将不——对应。稳态时飞机仍处于原状态, $n_y = 1$, $X_z = X_{z,t}$, 因此 $X_z^{n_y}$ 不变,即飞机具有自动配平状态的能力。



2. 杆力传感器

对于静不稳定飞机,由于操纵反常,因此控制增稳系统中引入与杆力成比例的前馈信号更好一些,将图 3.45 中杆位移传感器换成杆力传感器即可。理想舵面偏转规律也可有两种形式,仅比例调节规律为

$$\delta_z = \delta_{zc} + K_z^P P_z + K_z^{\omega_z} \omega_z + K_z^{n_y} \Delta n_y \quad (3.80)$$

式中 $\delta_{zc} = K_z P_z$ 。比例加积分调节规律为

$$\delta_z = \delta_{zc} + K_z^{\omega_z} \omega_z + K_z^{n_y} \Delta n_y + K_z^I \int (\Delta n_y + K_z^P \Delta P_z) dt \quad (3.81)$$

式中 $\Delta n_y = n_y - 1$; $\Delta P_z = P_z - P_{z,t}$, $P_{z,t}$ 为原状态配平杆力,一般通过调整片调至零。

同样的原因,干扰或不慎操纵引起 Δn_y 和 ΔP_z 的变化,积分反馈信号作用使舵面一直偏转;直到 $\Delta n_y = 0$, $\Delta P_z = 0$,此时 δ_z 在一个新的位置,而杆力 P_z 和过载 n_y 在原状态。因此 $P_z^{n_y}$ 将不变,杆力 P_z 与舵偏角 δ_z 不再对应。

3.5.4 高度稳定系统

3.5.1 节至 3.5.3 节介绍的三个系统是属于改善飞机稳定性和操纵性的一类自动器。下面介绍的高度稳定系统则属于自动驾驶仪类的自动器。

按飞机的运动特性,飞行高度在瞬态干扰作用下要稳定下来是很缓慢的,必须予以控制。对于常规飞机,飞行高度的控制一般是通过俯仰姿态控制实现的。具体的控制方案有两个。

1. 俯仰角调节方案

该调节方案的飞行高度稳定系统结构原理图如图 3.46(a)所示。内层为姿态控制回路,外层为高度控制回路。此时理想的舵面偏转规律可表示为

$$\delta_z = -K_z^{\vartheta} (\vartheta_c - \vartheta) + K_z^{\omega_z} \omega_z \quad (3.82)$$

式中第一项保证飞机俯仰角 ϑ 按指令俯仰角 ϑ_c 变化;第二项则增加纵向阻尼,保证控制过程有好的动态特性。其中俯仰角指令信号将由高度误差信号来确定,即

$$\vartheta_c = R_H(s)(H_c - H)$$

式中 $R_H(s) = K_z^H + K_z^{\dot{H}} s + K_z/s$, H_c 为指令高度。

实现这样的控制,需有角速度陀螺、垂直陀螺和高度传感器,分别感应 ω_z , ϑ 和 H ,再通过放大、综合,输入舵机驱动助力器偏转升降舵来完成。

2. 过载调节方案

过载调节方案的飞行高度稳定系统结构原理图见图 3.46(b)。此时内层为过载控制回路,外层为高度控制回路。理想舵面偏转规律可表示为

$$\delta_z = -K_z^{n_y} (n_{yc} - n_y) + K_z^{\omega_z} \omega_z \quad (3.83)$$

式中第一项保证飞机过载 n_y 按指令过载 n_{yc} 变化,第二项则是改善控制动态过程。其中过载指令信号将由高度误差信号来定,即

$$n_{yc} = R_H(s)(H_c - H)$$

式中 $R_H(s) = K_z^H + K_z^{\dot{H}} s$, H_c 为指令高度。

实现这样的控制,需用角速度陀螺、法向过载传感器和高度传感器分别感应 ω_z , n_y 和 H ,再通过舵机偏转升降舵来完成。

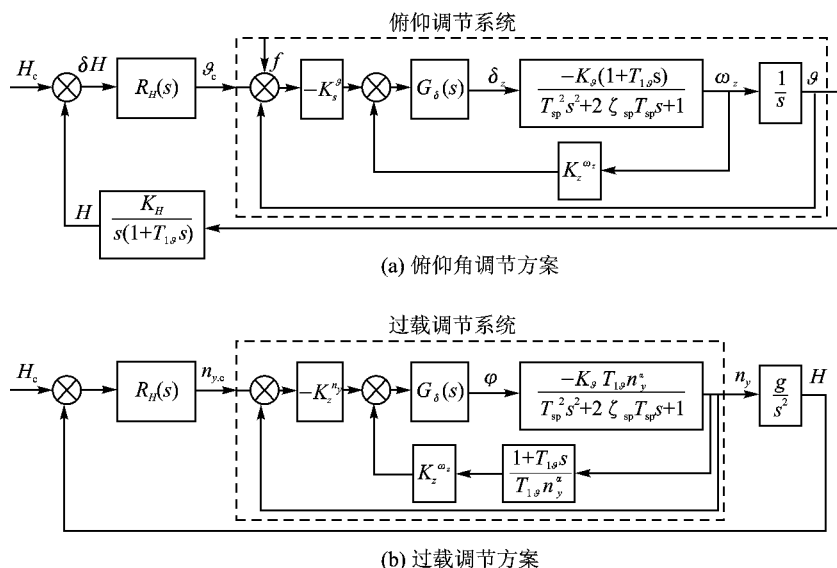
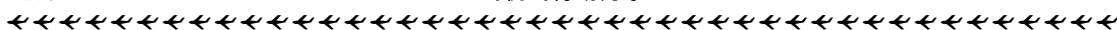


图 3.46 飞行高度稳定系统结构原理图

3.5.5 实际自动器动态特性的影响

前面讨论自动器对飞机动态特性影响时认为自动器是理想的,不计自动器本身惯性、阻尼等,用一放大环节代替,且认为飞机是刚性的。但实际自动器中各元件的动态特性、非线性特性和飞机的弹性变形等均会引起飞机动力学特性变化。对于现代电传操纵飞机,这些影响有时会很严重。

1. 弹性变形影响

结构弹性变形对飞机动力学特性的影响主要在两个方面:一方面通过变形直接影响气动力;另一方面则通过自动器中传感器所感应信号的改变而影响气动力。下面仅讨论后一种情况。

工程上结构弹性变形通常用正则模态来描述,飞机上各点垂直位移表示为

$$y(x, t) = \sum_{k=1}^n f_k(x) q_k(t) \quad (3.84)$$

式中 $f_k(x)$ 是模态形状函数; $q_k(t)$ 为模态位移大小,用广义坐标形式表示,可以是位移,也可以是转角。

这些弹性模态可以从飞机的动态响应中显示出来。图 3.47 为典型弹性飞机的俯仰角速度、过载和迎角对升降舵的频率特性曲线。可见,俯仰角速度和过载的响应在 $\omega=1$ Hz 和 $\omega=6\sim 8$ Hz 处出现峰值,表明飞机在该频率处有较大反应。而迎角的响应仅在 $\omega=1$ Hz 处有较大峰值。按常规判断, $\omega=1$ Hz 处对应着飞机纵向短周期模态,而 $\omega=6\sim 8$ Hz 处则对应着几个低阶弹性模态。

各类传感器是安装在飞机机身上的,感受的信号将受到弹性变形的影响。对于角速传感器,其测得信号应为

$$\omega_z^* = \omega_z - \sum_{k=1}^n \frac{\partial f_k(x)}{\partial x} \bigg|_{x=x_0} \cdot \dot{q}_k(t)$$

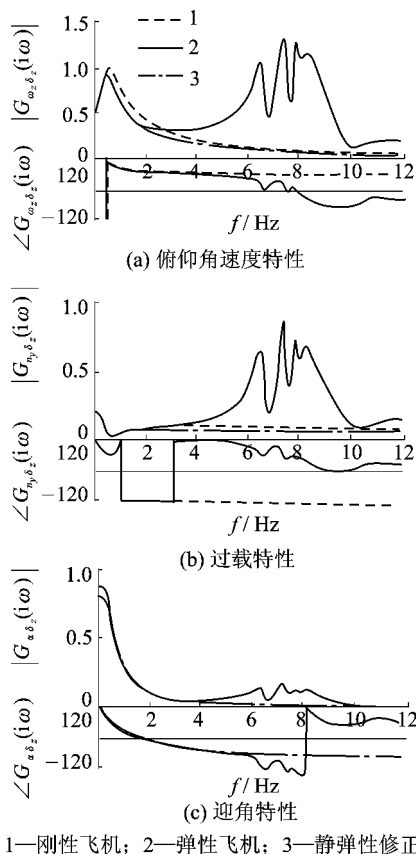


图 3.47 典型弹性飞机的频率特性曲线

式中 $\left. \frac{\partial f_k(x)}{\partial x} \right|_{x=x_*}$ 为第 k 阶弹性模态在 $x=x_*$ 处的斜率, 或可理解为机身由于弹性变形产生的相对 Ox 轴的偏转角度。

显然, 只有当传感器安装在 $\frac{\partial f_k}{\partial x}=0$ 处, 感应 ω_z 信号才不受弹性变形的影响。

对于过载传感器, 其测得信号应为

$$\Delta n_y^* = \frac{1}{g} [\ddot{y}_G + l_{1*} \dot{\omega}_z + \sum_{k=1}^n f_k(x_*) \ddot{q}_k(t)]$$

式中: \ddot{y}_G 为飞机质心处的法向加速度, l_{1*} 为过载传感器安装处离飞机质心的距离, $f_k(x_*)$ 为过载传感器安装处飞机弹性模态振型的函数值。

很明显, 式中第二项, 可以在重心前后对称处安装两个过载传感器来消除。而最后一项, 只有安装在 $f_k(x)=0$ 处的传感器, 感受的 n_y 信号不受弹性变形影响。

对于迎角传感器, 其测得信号应为

$$\alpha^* = \alpha - \frac{l_{2*} \omega_z}{v_*} - \sum_{k=1}^n \left[\left. \frac{\partial f_k(x)}{\partial x} \right|_{x=x_*} \cdot q_k(t) + \frac{f_k(x_*)}{v_*} \dot{q}_k(t) \right]$$

式中 α 为按基准线 (Ox 轴) 测得的迎角, l_{2*} 为迎角传感器安装位置到飞机质心的距离。

但从图 3.47(c) 上看到, 迎角对弹性飞机的几个低阶模态固有频率处的反应幅值都较小,

故其影响较小。

为了减小结构弹性振荡对传感器测量值的影响,目前常采用的方法是在舵机环节前放置结构滤波器,将弹性模态频段范围的输入信号阻滞掉。如结构滤波器的传递函数为

$$G(s) = \frac{s^2 + 2\xi_1\omega_{n_1}s + \omega_{n_1}^2}{s^2 + 2\xi_2\omega_{n_2}s + \omega_{n_2}^2} \cdot \frac{1}{s+a}$$

若 $\xi_1 < \xi_2$, $\omega_{n_1} < \omega_{n_2}$, 且 ω_{n_1} 和 ω_{n_2} 很接近, 那么频率特性曲线在 $\omega_{n_1} \sim \omega_{n_2}$ 之间形成凹陷, 输入信号在该频段内大大削弱。

2. 自动器元件相滞后影响

实际自动器中各元件,如传感器、舵机和助力器等,均为一阶或二阶环节,其固有频率一般高于飞机短周期模态频率,因此其系统开环频率特性反映在较高频段内。这些元件总的效果造成高频段相位滞后,且在 $\omega = \omega_{180^\circ}$ 处相频曲线斜率变陡,结果会使系统的稳定性对驾驶员操纵不慎过于敏感。

为了保证飞机有满意的飞行品质,目前将自动器元件的相位滞后用时间延迟 τ 来表示,整个控制系统近似地用一延迟环节 $e^{-\tau s}$ 表示,并在规范中对 τ 作了相应的规定。

另外,对现代飞机飞控系统采用电传操纵后,在控制过程中,由于要进行信号的模/数转换和数/模转换,考虑到信号接收、处理、计算和转换所用时间,又增加了系统的时间延迟。这部分的时间延迟应包括在 τ 中。正是由于这个原因,采用电传操纵严重地影响飞机的稳定性和操纵性,容易引起人-机闭环不稳定。

3. 舵机速率、位置限制影响

当受到舵机转动速率和舵面最大偏角的限制,驾驶员过大地操纵时,舵机的输入信号有可能进入非线性饱和区。图 3.48(a)为舵机速率限制框图。

这种非线性环节工程上可用描述函数表示,其相应的频率特性曲线如图 3.48(b)所示。可见当进入饱和区后,相角出现滞后,幅值有所减少。

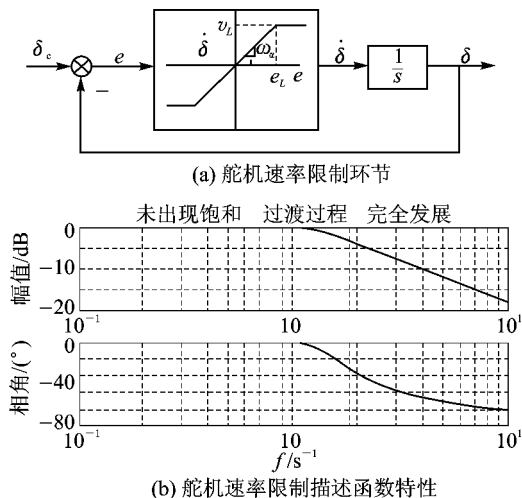


图 3.48 舵机速率限制框图以及描述函数频率特性

在驾驶员操纵飞机时,当操纵过大时,一旦进入舵机的非线性饱和区,会引起相角突然减小,相当于突然产生了严重的时间延迟,从而引起飞机运动突然的变化,造成飞行品质陡降,甚

至发生驾驶员诱发振荡,危及飞行安全。为避免这种现象发生,目前根据含有非线性饱和元件的系统开环频率特性,以出现相角突跃的频率作为相应的预测条件。详细内容可参考有关文献。

3.6 飞机纵向飞行品质

驾驶员能否顺利地、精确地完成规定飞行任务的评价称为飞行品质。为了客观地评价飞行品质,通常由专门的试飞员来确定。根据他们的感觉对于不同类型飞机、不同飞行任务提出不同等级的飞行品质要求,并制定规范。

飞行品质规范的内容常包括:飞机作为线性系统的静、动态动力学特性;作为非线性系统处理的大迎角、大机动动力学特性;还有飞机在大气紊流中的响应等。

随着航空技术的发展,飞机的运动特性变化很大,飞行品质规范要求也随时给予修正。目前美国军用飞机飞行品质规范为1987年颁布的MIL—STD—1797。

下面仅介绍飞机纵向短周期运动的飞行品质部分。在规范中提出了许多种指标,供飞机设计者和使用者选用。

3.6.1 等效系统指标

现代飞机一般均带有自动器。如何来评价这类飞机的纵向短周期模态特性?飞行实践表明,驾驶员仍然可以按无自动器飞机的特性来评价。其原因从图3.49(a)可知,理论分析求得的杆力阶跃输入下的带自动器飞机时域响应(图中实线表示)与无自动器飞机时域响应(图中虚线所示)相比,其曲线形状类同,但有一时间延迟。于是就提出采用一个等效的低阶飞机动力学系统模型来代替带自动器飞机的高阶动力学系统,再根据低阶模型的特性提出相应的指标。

根据图3.49(a)的响应特性,等效低阶系统的数学模型取无自动器飞机的二阶短周期传递函数,再增加一个延迟环节,如

$$\frac{\dot{\vartheta}(s)}{P_z(s)} = \frac{K_\vartheta(s + 1/T_{\vartheta_2})}{s^2 + 2\xi_{sp}\omega_{sp}s + \omega_{sp}^2} \cdot e^{-\tau_\vartheta s}$$

$$\frac{n_y(s)}{P_z(s)} = \frac{K_n}{s^2 + 2\xi_{sp}\omega_{sp}s + \omega_{sp}^2} \cdot e^{-\tau_n s}$$

式中延迟环节正是考虑了自动器各元件高频段的相滞后影响。

这些等效低阶系统模型的参数,可用上述模型来拟配带自动器飞机的高阶系统动态响应求得,即采用优化的方法,在频域内建立目标函数,使其值最小。

$$J = \sum_{i=1}^{20} [|G_H(i\omega_i)| - |G_L(i\omega_i, x)|]^2 + W \sum_{i=1}^{20} [\angle G_H(i\omega_i) - \angle G_L(i\omega_i, x)]^2 \rightarrow \min$$

式中 $|G_H(i\omega_i)|$ 和 $|G_L(i\omega_i, x)|$ 分别为高阶系统和低阶系统在某频率点 i 上的幅频特性; $\angle G_H(i\omega_i)$ 和 $\angle G_L(i\omega_i, x)$ 分别为高阶系统和低阶系统在某频率点 i 上的相频特性; W 为加权因子,表示相位偏差与幅值偏差的相对重要性; x 为待定的等效低阶模型参数,包括 $K_\vartheta, \xi_{sp}, \omega_{sp}, T_{\vartheta_2}, K_n, \tau_\vartheta, \tau_n$ 。

拟配的结果如图3.49(b)所示,并规定其高低阶系统的幅、相频率特性曲线差应在规定范

围内。针对拟配结果,规范中提出了两组评价指标。

(1) CAP, ξ_{sp} , τ

$$CAP = \frac{\omega_{sp}^2}{(n_y/\alpha)_{t \rightarrow \infty}} = \frac{(\ddot{y}/P_z)_{t \rightarrow 0}}{(n_y/P_z)_{t \rightarrow \infty}}$$

式中 CAP 谓之操纵期望参数,反映驾驶员操纵的初始反应与最终(稳态)反应的比,用来表示短周期模态反应特性; ξ_{sp} 为短周期模态的相对衰减系数,用来表示短周期模态阻尼特性; τ 取 τ_{θ} 和 τ_n 的较大值,用来表示响应的延迟特性。

对于指标 CAP 和 ξ_{sp} 的要求,在 A 种飞行阶段应满足图 3.49(c)中的规定,而对于 τ 的要求,规范中亦有相应的规定。这里应该强调一下,指标中 ω_{sp} 和 ξ_{sp} 应是拟配得到的等效系统短周期模态参数,不是飞机本体的短周期模态参数。故为了区别,在飞行品质规范中 ω_{sp} 和 ξ_{sp} 称为等效短周期频率和相对衰减系数。

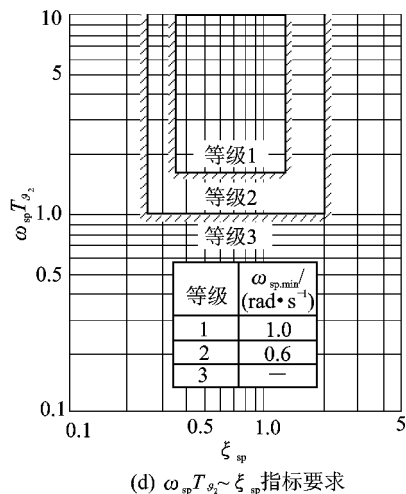
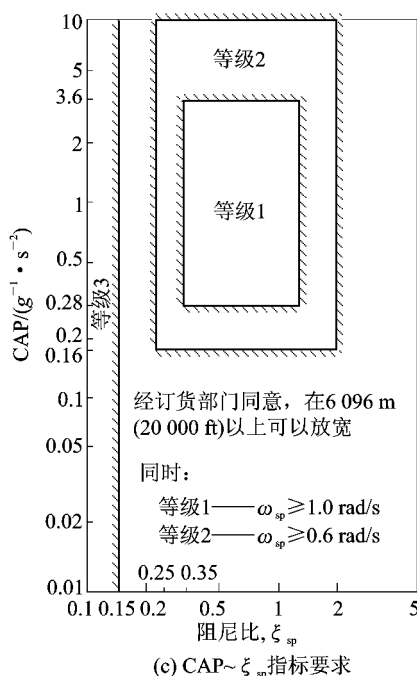
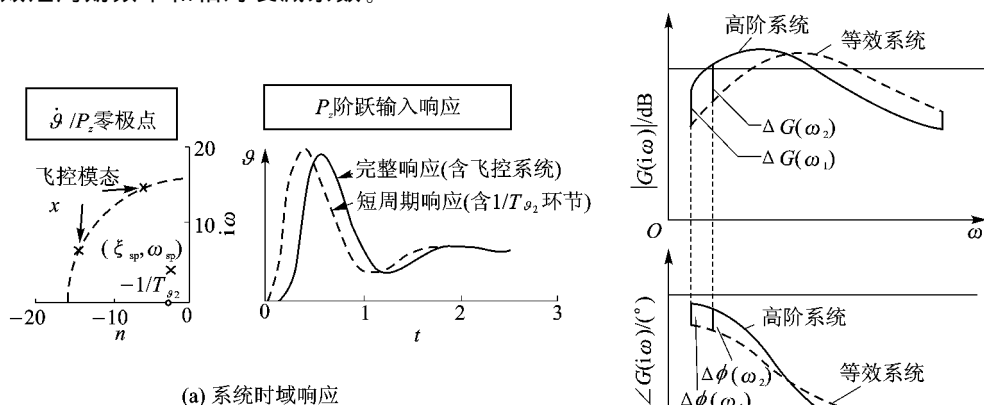


图 3.49 纵向等效评价准则

当驾驶员操纵飞机时的姿态响应和轨迹响应之间的关系不协调,如采用直接力操纵飞机时,则建议采用另一组的评价指标。

$$(2) \omega_{sp} T_{\vartheta_2}, \xi_{sp}, \tau$$

从输出为俯仰角速度的等效系统模型可见,飞机纵向短周期运动响应与分子、分母环节的截止频率 $1/T_{\vartheta_2}$ 和 ω_{sp} 的相对位置有关,因此用 $\omega_{sp} T_{\vartheta_2}$ 来表示短周期模态反应特性是合理的。通过推导可以得出

$$CAP = \frac{g}{v_*} \omega_{sp}^2 T_{\vartheta_2}$$

说明 CAP 和 $\omega_{sp} T_{\vartheta_2}$ 是同一类型的指标。至于 ξ_{sp} 和 τ 指标的含义与第一组的相同。对于 $\omega_{sp} T_{\vartheta_2}$ 和 ξ_{sp} 指标,按规范要求同样在 A 种飞行阶段应满足图 3.49(d) 中的规定。 τ 的要求与第一组的相同。

3.6.2 带宽准则

带宽准则是按系统开环频率特性来评价品质的方法。系统将由驾驶员和飞机(含自动器)环节组成。驾驶员环节模型取

$$Y_p(s) = K_p e^{-\tau s}$$

飞机动力学模型取等效系统模型或直接取带自动器飞机的动力学模型。纵向带宽准则如图 3.50 所示。图 3.50(a) 为人-机系统数学模型。

带宽准则将根据系统的开环频率特性曲线,以保证系统有一定的稳定裕量和驾驶员操纵偏差对系统特性变化不敏感而提出。

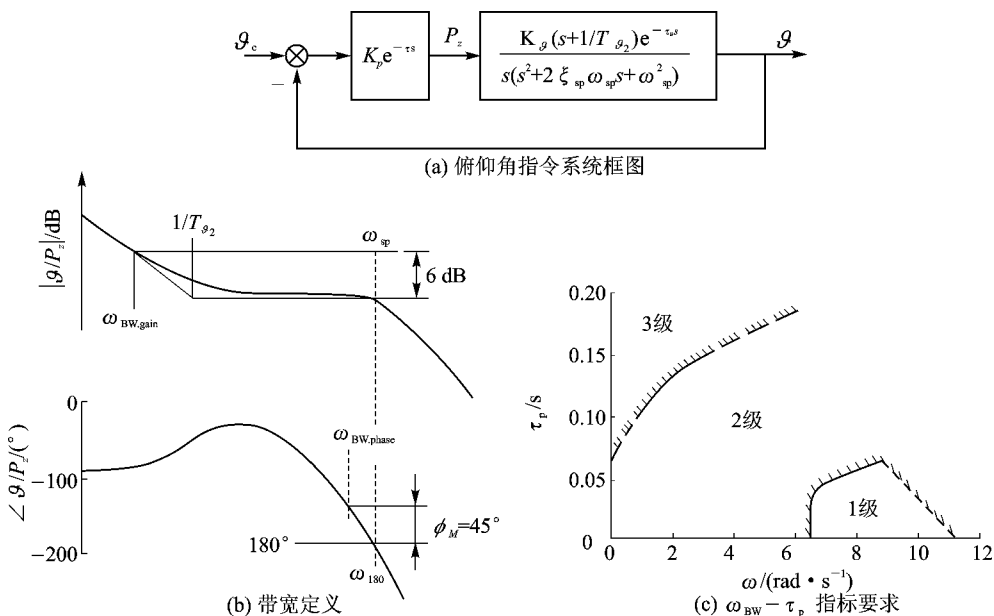
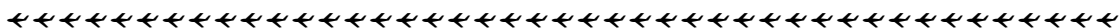


图 3.50 纵向带宽准则



1. 带宽 ω_{BW}

带宽 ω_{BW} 取 $\omega_{BW, gain}$ 和 $\omega_{BW, phase}$ 的较小者。其中 $\omega_{BW, gain}$ 称增益带宽, 定义为 6 dB 增益裕量处对应的频率值, 即 $20\lg|KG(i\omega)|_{\omega=180} + 6$ dB 处的频率; $\omega_{BW, phase}$ 称相角带宽, 定义为 45° 相角裕量处对应的频率值, 即 $\angle KG(i\omega)|_{\omega=180} - 45^\circ$ 处的频率。

ω_{BW} 的确定如图 3.50(b) 所示。该指标用来表示短周期动态响应特性。

2. 延迟时间 τ_p

τ_p 可定义为

$$\tau_p = -\frac{(180^\circ + \phi_{2\omega_{180}})}{57.3 \times 2\omega_{180}}$$

式中 ω_{180} 为对应 -180° 相角的频率; $\phi_{2\omega_{180}}$ 为对应 $2\omega_{180}$ 处的相角, 该指标用来表示响应的延迟特性。

对于 ω_{BW} 和 τ_p 指标, 按规范要求, 在 A 种飞行阶段应满足图 3.50(c) 中的规定。

3.6.3 闭环准则

闭环准则是按系统闭环频率特性来评价品质的方法。这是一个良好的闭环俯仰跟踪准则。人-机系统结构原理图如图 3.51(a) 所示。

驾驶员模型是 McRuer 提出的, 将驾驶员视为系统中的校正网络。其形式为

$$Y_p(s) = K_p e^{-\tau s} \frac{T_1 s + 1}{T_2 s + 1}$$

式中 K_p 为驾驶员增益, 反映驾驶员操纵量大小; τ 为驾驶员反应时间延迟, 由驾驶员神经和肌肉反应滞后造成; T_1, T_2 分别为驾驶员操纵超前、滞后补偿时间常数。

飞机动力学模型取等效系统模型或直接取带自动器飞机动力学模型。根据系统闭环频率响应特性曲线 (如图 3.51(b)), 可提出以下指标来评价。

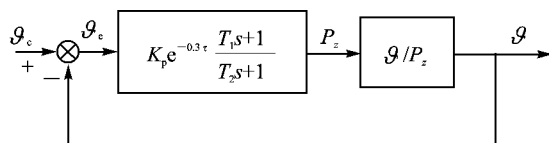
① 带宽 ω_{BW} 。定义为系统闭环相角特性曲线与 -90° 线相交处频率。对于不同飞行阶段其要求是不同的。如机动飞行时取 $\omega_{BW} = 3.5$ rad/s, 着陆飞行时取 $\omega_{BW} = 2.5$ rad/s 等。该指标反映系统的快速性。

② 下沉量 Δ 。定义在 $\omega < \omega_{BW}$ 频段内, 0 dB 线下的最大偏量, 一般应大于 -3 dB。该指标反映了系统的跟随性。

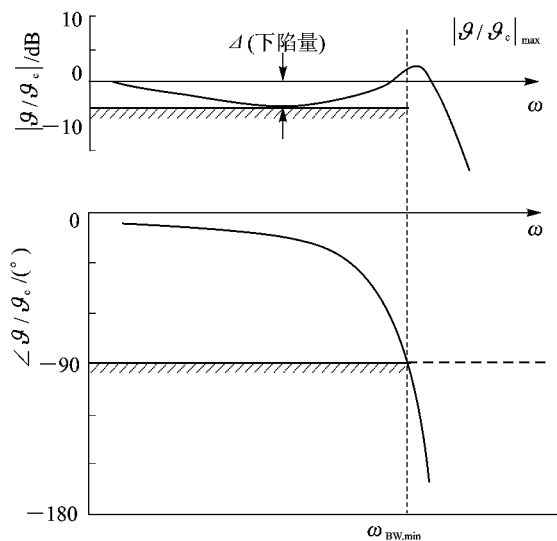
③ 谐振峰值 $\left| \frac{\partial}{\partial_c} \right|_{\max}$ 。该指标反映了系统的阻尼性。

④ 补偿相位 $\angle \phi = \angle \frac{T_1 s + 1}{T_2 s + 1} \Big|_{\omega = \omega_{BW}}$ 。它是驾驶员在带宽 ω_{BW} 处的操纵相位, 应满足驾驶员操纵习惯。

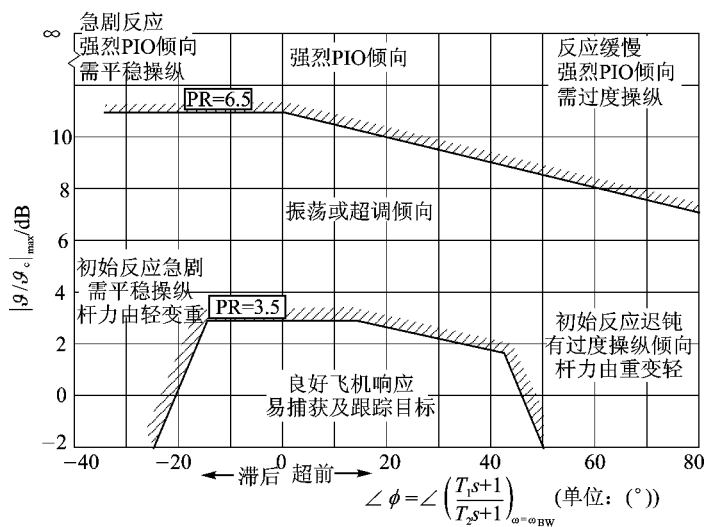
飞行品质规范中的闭环准则为在满足带宽 ω_{BW} 和下沉量 Δ 要求的条件下, 按谐振峰值和补偿相位角 $\angle \phi$ 的大小来评价, 如图 3.51(c) 所示。



(a) 人—机系统框图



(b) 系统闭环频率响应



(c) 闭环准则

图 3.51 纵向闭环 (Neal-Smith) 准则

第 4 章 飞机的横航向稳定性和操纵性

研究飞机横航向稳定性和操纵性的条件及方法与处理纵向问题相类似。飞机原处在定常水平直线飞行状态,当受到横航向瞬态干扰,如遇到侧风、不对称垂直阵风等时,飞机有无回到原来飞行状态的能力,即是飞机的横航向稳定性问题。研究副翼或方向舵输入下的飞机动态响应,以及实现各种平衡状态所需舵偏角和操纵力,即是飞机的横航向操纵性问题。

飞机的横航向运动有三个自由度,即滚转、偏航和侧滑运动,由于气动力的作用,运动之间彼此紧密耦合,因此与纵向扰动运动相比要复杂一些。

4.1 飞机横航向运动稳定性

4.1.1 横航向小扰动运动方程

在满足纵横向扰动运动分开独立进行研究的前提下,考虑到基准运动的横航向参数 β_* , ω_{x*} , ω_{y*} , γ_* 等均为零,故横航向扰动偏量等于全量,即 $\Delta\beta=\beta$, $\Delta\omega_x=\omega_x$ 等。再通过一些变换,可得在稳定轴系^{*}上的飞机横航向小扰动方程组,即

$$\begin{cases} \frac{d\beta}{dt} = \bar{Z}^\beta \beta + \omega_y + \frac{g}{v_*} \gamma + \bar{Z}^{\delta_y} \delta_y \\ \frac{d\omega_x}{dt} = \bar{M}_x^\beta \beta + \bar{M}_x^{\omega_x} \omega_x + \bar{M}_x^{\omega_y} \omega_y + \bar{M}_x^{\delta_x} \delta_x + \bar{M}_x^{\delta_y} \delta_y \\ \frac{d\omega_y}{dt} = \bar{M}_y^\beta \beta + \bar{M}_y^{\omega_x} \omega_x + \bar{M}_y^{\omega_y} \omega_y + \bar{M}_y^{\delta_x} \delta_x + \bar{M}_y^{\delta_y} \delta_y \\ \frac{d\gamma}{dt} = \omega_x \\ \frac{d\psi}{dt} = \frac{1}{\cos \vartheta_*} \omega_y \end{cases} \quad (4.1)$$

式中

$$\begin{aligned} \bar{Z}^\beta &= (Z^\beta - Q)/mv_*, & \bar{Z}^{\delta_y} &= Z^{\delta_y}/mv_* \\ \bar{M}_x^i &= \left(M_x^i + \frac{I_{xy}}{I_y} M_y^i \right) / I_x \Lambda \\ \bar{M}_y^i &= \left(M_y^i + \frac{I_{xy}}{I_x} M_x^i \right) / I_y \Lambda \end{aligned} \quad (i = \beta, \omega_x, \omega_y, \delta_x, \delta_y), \quad \Lambda = 1 - \frac{I_{xy}^2}{I_x I_y}$$

研究稳定性时,令 $\delta_x = \delta_y = 0$; 研究操纵性时,给定 δ_x 和 δ_y 变化规律。方程(4.1)中的第五式左端变量 ψ 均不出现在其他方程中,故为非耦合方程,可单独求解。

* 稳定轴系的原点取飞机质心, Ox_s 沿飞机基准运动速度 v_* 在对称面内投影的方向; Oy_s 位于对称面内垂直于 Ox_s , 向上为正; Oz_s 符号按右手准则确定。该轴系固连在机体上,故为一特殊机体轴系。其与机体轴系 $Ox_t y_t z_t$ 的关系,仅 Ox_s 与 Ox_t 之间相差一基准运动状态的迎角 α_* 。

4.1.2 典型的运动模态

除去了式(4.1)中第五方程,横航向小扰动运动方程是四阶,故有四个特征根。这里类似于纵向情况,仍然通过实例计算来认识飞机横侧向扰动运动一般规律。按第3章同一实例,计算的结果如下:

特征根为

$$\lambda_1 = -1.592, \quad \lambda_{2,3} = -0.101 \pm 0.929i, \quad \lambda_4 = -0.00656$$

对应 λ_1 的特征矢量为

$$\beta : \omega_x : \omega_y = -0.0136 : 1 : -0.0291$$

$$\beta : \gamma : \psi = 0.00159 : 1 : -0.0291$$

对应 $\lambda_{2,3}$ 的特征矢量为

$$\beta : \omega_x : \omega_y = 0.1776e^{\pm 213^\circ i} : 0.0181e^{\pm 7.18^\circ i} : 0.0115e^{\pm 130^\circ i}$$

$$\beta : \gamma : \psi = 0.1776e^{\pm 213^\circ i} : 0.263e^{\pm 269^\circ i} : 0.168e^{\pm 34^\circ i}$$

其模态矢量图如图4.1所示。

对应 λ_4 的特征矢量为

$$\beta : \omega_x : \omega_y = 1 : -0.052 : 0.35$$

$$\beta : \gamma : \psi = -0.00138 : -0.1505 : 1$$

由上述的计算结果,可以得出飞机横航向动稳定性的一般规律。

1. 三种典型的运动模态

(1) 滚转收敛模态

对应于大实根 λ_1 ,是一种快衰减的非周期运动模态,以后用 λ_R 表示。对于该模态从对应的特征矢量反映出来,三个产生气动力矩的参数比($\beta, \omega_x, \omega_y$)中, ω_x 参数影响最大;三个姿态角参数比(β, γ, ψ)中, γ 参数影响最大。由此可见,该模态主要在滚转自由度(γ, ω_x)反应,故命名为滚转收敛模态。

(2) 螺旋模态

对应于小实根 λ_4 ,是一种慢衰减(也可能慢发散)的非周期运动模态,以后用 λ_s 表示。从模态的特征矢量来看,三个产生气动力矩的参数比中, β 参数影响最大;但从姿态角参数的比来说, ψ 参数影响最大, γ 参数次之, β 参数很小。因此该模态为带一些滚转的偏航运动。当 $\lambda_s > 0$ 时,模态的运动轨迹似螺旋下降,故命名为螺旋模态。

(3) 荷兰滚模态

对应于一对复根 $\lambda_{2,3}$,是一种衰减的振荡运动模态,以后用 λ_d 表示。同样由特征矢量图可见,三个自由度均有反应,且几乎是同一量级,偏航运动超前滚转运动,侧滑运动刚好与偏航运动相位相反。飞机将一面来回滚转,一面左右偏航,同时带有侧滑,其轨迹与滑冰中的“荷兰滚”花样动作颇为相似,故命名为荷兰滚模态。

因此,飞机在受到侧向扰动后,横航向扰动运动的特点将由这三个典型模态运动叠加而

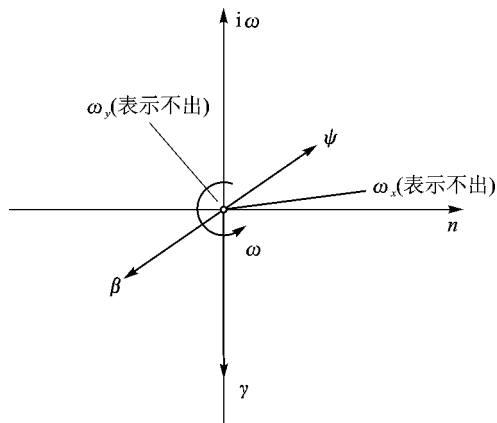


图4.1 荷兰滚模态的矢量图

成。由于三个模态的根值大小不同,一般来说,飞机的滚转转动惯量 I_x 相对较小,受扰后容易产生滚转运动;另一方面滚转阻尼 $M_{x^r}^{\omega_x}$ 较大,滚转运动很快衰减。这样飞机扰动运动开始阶段为迅速衰减的滚转运动。在滚转阻尼运动基本结束后,荷兰滚模态将起主要作用,形成飞机滚摆且侧滑的振荡运动。到了扰动运动后期,滚转和荷兰滚模态运动基本结束,只剩下螺旋模态起作用。由于偏航转动惯量 I_y 较大,横航向静稳定力矩较小,偏航阻尼力矩亦不大,故运动将单调缓慢地变化。

滚转运动和荷兰滚运动属于快运动,因驾驶员不易控制,故不仅要求稳定,且需要保证较好的阻尼。至于螺旋运动则属于慢运动,因驾驶员易于控制,只要发散不太快,一般是允许的。

2. 模态的简化分析

(1) 螺旋模态

螺旋模态稳定边界,因是小根,可由 $\lambda_s = 0$ 条件确定。根据特征方程系数与根的关系,边界条件转为特征方程常数项 b_4 等于零,即

$$b_4 = \frac{g}{v_*} (\bar{M}_x^\beta \bar{M}_{y^y}^{\omega_y} - \bar{M}_y^\beta \bar{M}_{x^y}^{\omega_x}) = 0$$

故螺旋模态稳定条件为

$$\bar{M}_x^\beta \bar{M}_{y^y}^{\omega_y} - \bar{M}_y^\beta \bar{M}_{x^y}^{\omega_x} > 0 \quad \text{或} \quad \frac{\bar{M}_x^\beta}{\bar{M}_y^\beta} > \frac{\bar{M}_{x^y}^{\omega_x}}{\bar{M}_{y^y}^{\omega_y}} \quad (4.2)$$

从上式看出,一般情况下上述气动力矩均小于零。因此 \bar{M}_x^β 和 $\bar{M}_{y^y}^{\omega_y}$ 是有利于螺旋稳定的因素;而 \bar{M}_y^β 和 $\bar{M}_{x^y}^{\omega_x}$ 是不利于螺旋稳定的因素。同时可见,飞机虽具有横航向静稳定性,但螺旋模态不一定稳定。

(2) 滚转收敛模态

按滚转收敛模态特性,近似取滚转自由度方程,且令 $\beta = \omega_y = 0$ 得

$$\frac{d\omega_x}{dt} - \bar{M}_{x^r}^{\omega_x} \omega_x = 0$$

故得滚转收敛模态近似根值为

$$\lambda_R = \bar{M}_{x^r}^{\omega_x} < 0 \quad (4.3)$$

很明显,一般情况 $\bar{M}_{x^r}^{\omega_x} = \frac{M_{x^r}^{\omega_x}}{I_x}$,其阻尼导数小于零且值比较大,而 I_x 相对较小,因此滚转收敛模态衰减很快。

但这种近似处理对有些飞行状态误差较大。另一种近似方法考虑到滚转和螺旋模态中侧滑角 β 影响不大,则可近似认为侧滑始终处于平衡状态,在此条件下可得飞机横航向特征方程为

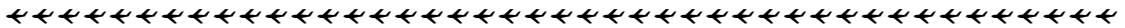
$$c_2 s^2 + c_1 s + c_0 = 0$$

式中 $c_2 = \bar{M}_y^\beta$, $c_1 = \bar{M}_x^\beta \left(\bar{M}_{y^y}^{\omega_y} + \frac{g}{v_*} \right) - \bar{M}_y^\beta \bar{M}_{x^y}^{\omega_x}$, $c_0 = \frac{g}{v_*} (\bar{M}_y^\beta \bar{M}_{x^y}^{\omega_x} - \bar{M}_x^\beta \bar{M}_{y^y}^{\omega_y})$ 。

由近似特征方程可得螺旋模态稳定条件 $\frac{c_0}{c_2} > 0$,将系数公式代入后为

$$\bar{M}_{x^y}^{\omega_x} - \frac{\bar{M}_x^\beta}{\bar{M}_y^\beta} \bar{M}_{y^y}^{\omega_y} > 0$$

两边乘以 $\bar{M}_y^\beta < 0$,则上式变为



$$\overline{M}_x^\beta \overline{M}_{yy}^{\omega_y} - \overline{M}_y^\beta \overline{M}_{xx}^{\omega_x} > 0$$

与式(4.2)是一致的。由特征方程前两项,可近似求出滚转收敛模态根值为

$$\lambda_R = -\frac{c_1}{c_2} = \overline{M}_{xx}^{\omega_x} - \frac{\overline{M}_x^\beta}{\overline{M}_y^\beta} \left(\overline{M}_{yy}^{\omega_y} + \frac{g}{v_*} \right) \quad (4.4)$$

与式(4.3)相比,可以看到横航向静稳定性对滚转收敛模态的影响。

现代飞机有时常出现滚转-螺旋模态耦合现象。由近似特征方程也可得到其耦合条件为

$$\left[\frac{\overline{M}_x^\beta}{\overline{M}_y^\beta} \left(\overline{M}_{yy}^{\omega_y} + \frac{g}{v_*} \right) - \overline{M}_{xx}^{\omega_x} \right]^2 < \frac{g}{v_*} \left(\overline{M}_{xx}^{\omega_x} - \frac{\overline{M}_x^\beta}{\overline{M}_y^\beta} \overline{M}_{yy}^{\omega_y} \right) \quad (4.5)$$

该耦合模态的振动频率和阻尼均比荷兰滚模态要小,类似于纵向运动中的长周期模态。

(3) 荷兰滚模态

荷兰滚模态比较复杂,它涉及到三个自由度均有反应。这里仅在 λ_R 和 λ_s 的近似公式基础上,再按完整的横航特征方程根和系数关系,近似得出

$$\begin{cases} \omega_d^2 \approx -\overline{M}_y^\beta \\ 2\xi_d \omega_d \approx -(\overline{Z}^\beta + \overline{M}_{yy}^{\omega_y}) - \frac{\overline{M}_x^\beta}{\overline{M}_y^\beta} \left(\overline{M}_{yy}^{\omega_y} + \frac{g}{v_*} \right) \end{cases} \quad (4.6)$$

可见荷兰滚模态的反应特性主要与航向静稳定性 \overline{M}_y^β 有关。若 $\overline{M}_y^\beta > 0$,则荷兰滚将不稳定。其阻尼特性则主要取决于偏航阻尼力矩导数 $\overline{M}_{yy}^{\omega_y}$ 。

造成该模态左右滚摆,并伴有侧滑响应的物理原因,主要是横航向气动交叉力矩 $\overline{M}_{xy}^{\omega_x}$ 和 $\overline{M}_{yx}^{\omega_y}$ 作用的结果。若 $\overline{M}_{xx}^{\omega_x} = \overline{M}_{yy}^{\omega_y} = 0$,则飞机在受到任意扰动引起侧滑角 $\beta > 0$ 后,立即产生横航向恢复力矩 $\overline{M}_x^\beta \beta < 0$ 和 $\overline{M}_y^\beta \beta < 0$,使飞机有回到原平衡状态的趋势。在恢复过程中,横航向阻尼力矩 $\overline{M}_{xx}^{\omega_x} \omega_x > 0$ 和 $\overline{M}_{yy}^{\omega_y} \omega_y > 0$ 起着阻滞飞机运动的作用,最终在这些力矩作用下飞机趋于原平衡状态,运动是稳定的。这种结果类似纵向短周期扰动运动中静稳定力矩 $\overline{M}_z^c \alpha$ 和阻尼力矩 $\overline{M}_{zz}^{\omega_z} \omega_z$ 作用的效果。

实际飞行情况下, $\overline{M}_{xx}^{\omega_x} \neq 0, \overline{M}_{yy}^{\omega_y} \neq 0$,飞机横航向扰动运动过程中同时产生横航向交叉力矩 $\overline{M}_{xy}^{\omega_x} \omega_y > 0$ 和 $\overline{M}_{yx}^{\omega_y} \omega_x > 0$,其作用效果往往与横航向静稳定力矩的效果相反,故造成运动的复杂化,甚至出现荷兰滚模态不稳定。

4.1.3 现代飞机横航向模态特点

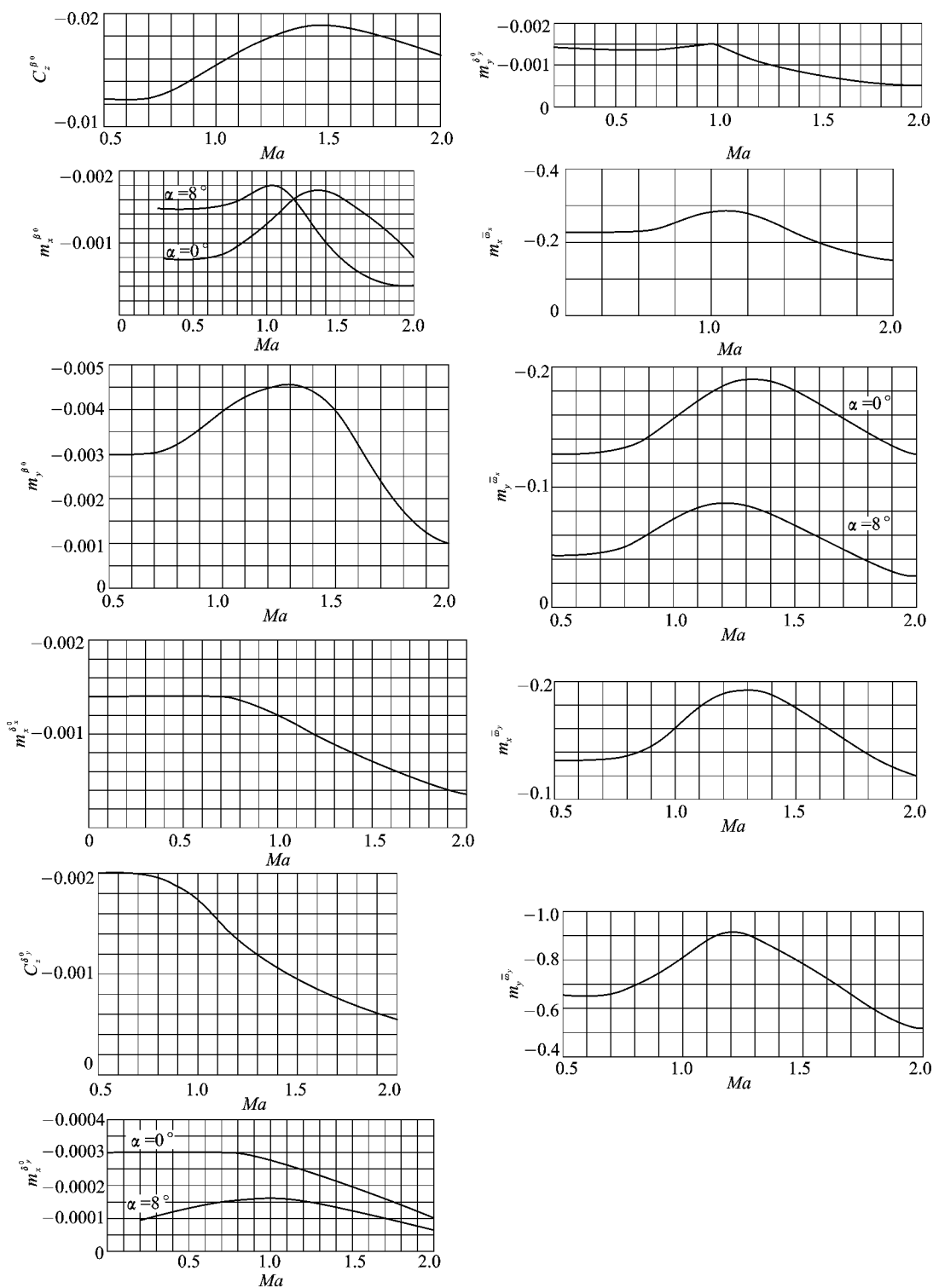
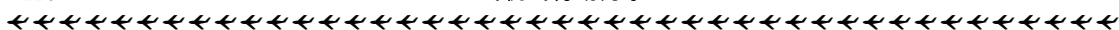
图4.2为横航向气动特性随 Ma_* 数变化曲线,可见飞机进入超声速后气动导数将减小。图4.3为横航向气动特性随 α_* 变化曲线,可见飞机进入大迎角飞行时,气动阻尼导数减小,甚至出现反阻尼,静稳定力矩导数同样减小, m_y^β 甚至出现反号。

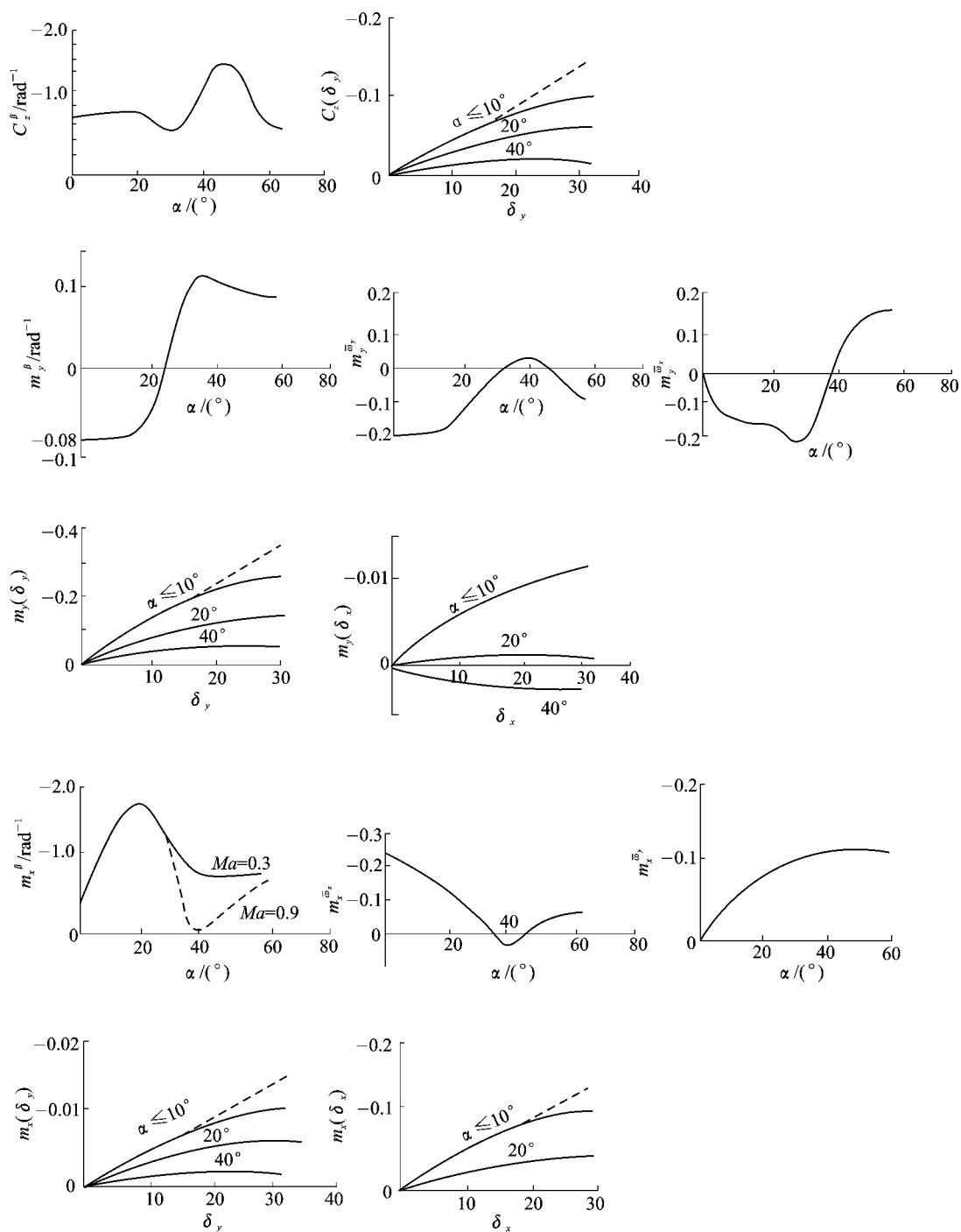
鉴于气动特性的变化,现代飞机横航向模态有如下特点:滚转收敛模态因阻尼导数 $\overline{m}_{xx}^{\omega_x}$ 变小而变差;螺旋模态因航向静稳定性 \overline{m}_y^β 降低而稳定性变好,但容易出现滚转与螺旋模态耦合。

荷兰滚模态特性因气动导数 $\overline{m}_y^\beta, \overline{m}_{yy}^{\omega_y}$ 改变而变坏。下面将分别讨论 Ma_*, α_* 和 θ_* 变化带来的影响。

1. 飞行速度影响

从图4.2可见,阻尼力矩系数导数 $\overline{m}_{xx}^{\omega_x}, \overline{m}_{yy}^{\omega_y}$ 在亚声速区随 Ma_* 数增加而增加,在超声速区则随 Ma_* 数增加而减小,而阻尼力矩由式(3.15)和式(3.17)可见,还随 v_* 增加而增加。因此总的效果是,在亚声速区,滚转收敛模态和荷兰滚模态的阻尼特性随 v_* 增加变好;在超声速

图 4.2 横航向气动特性随 Ma 数的变化

图 4.3 横航向气动特性随 α 的变化

区,则其阻尼特性改善变缓甚至出现变坏。对于荷兰滚模态周期,主要是超声速时航向静稳定性下降太多,但从力矩公式(3.13)可知,还与 v_*^2 成正比,故总的效果变化不大。

螺旋模态特性主要与 m_x^β/m_y^β 比例有关。过小的横向静稳定 m_x^β 及过大的航向静稳定 m_y^β ,容易引起不稳定。从气动曲线上看,在亚声速区随 v_* 增加 $|m_y^\beta|$ 增加; $|m_x^\beta|$ 则随 v_* 增加而增加,同时随平飞迎角 α 减小而减小,总的效果使模态的阻尼特性变坏。进入超声速则相反, $|m_y^\beta|$ 随 v_* 增加而减小, $|m_x^\beta|$ 则随 v_* 增加和 α 减小而增加,螺旋模态阻尼特性变好。

图 4.4 为某机在高亚声速区飞行时的模态阻尼特性和反应特性随 v 变化曲线,是用半衰期 $T_{1/2}$ 和周期 T 指标来表示的。其变化规律与分析结果完全一致。

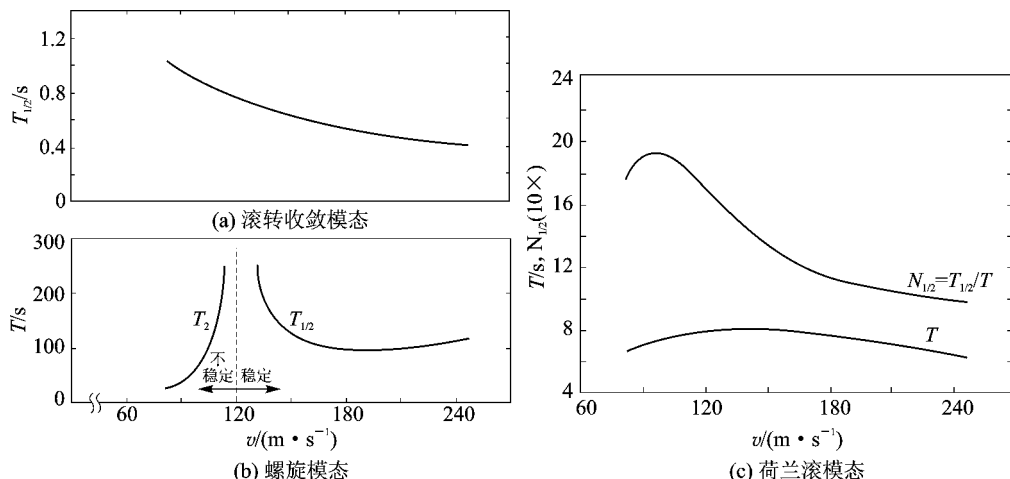


图 4.4 某机横航向模态特性随 v 的变化

2. 迎角影响

大迎角飞行时,一般飞行速度比较低。从图 4.3 可见,阻尼导数在 α_* 接近 35° 时出现变号, $m_{xx}^{\omega_x} > 0, m_{yy}^{\omega_y} > 0$;交叉导数 $m_{xy}^{\omega_x}$ 也将变号。静稳定导数在 α_* 接近 22° 时,航向静稳定性变号, $m_y^\beta > 0$,横向静稳定性 m_x^β 大大降低。

显然,滚转收敛模态和荷兰滚模态阻尼特性将随迎角增加而变坏,荷兰滚模态的反应特性变慢甚至不稳定。

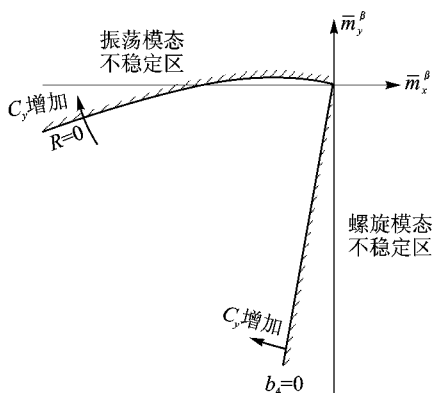


图 4.5 横航向扰动运动稳定边界示意图

下面详细分析气动导数 m_x^β 和 m_y^β 的剧烈变化对螺旋模态和荷兰滚模态的影响。常用的一种方法是,以 m_x^β 和 m_y^β 作为变量,找出螺旋和荷兰滚模态稳定边界,并绘制出相应的稳定边界图如图 4.5 所示。

螺旋模态稳定边界可由特征方程常数项 b_4 等于零得出,即

$$M_x^\beta = \frac{M_{xy}^{\omega_y}}{M_{yy}^{\omega_y}} M_y^\beta \quad \text{或} \quad M_x^\beta = f_1(M_y^\beta)$$

该条件在稳定边界图上为过原点的一条直线,如图 4.5 所示。直线左边 $b_4 > 0$,螺旋模态稳定;直

线右边 $b_4 < 0$, 螺旋模态不稳定。

按罗斯-霍尔维茨判别准则, 其余子判别式 $R=0$, 表明特征方程中存有一纯虚根, 为振荡模态的稳定边界, 可表示为

$$R = b_1 b_2 b_3 - b_1^2 b_4 - b_3^2 = 0$$

式中 $b_1, b_2 \dots$ 均为特征方程系数。

将这些系数公式代入后, 得出

$$M_x^\beta = f_2(M_y^\beta)$$

画在稳定边界图上为一条二次曲线。曲线左面 $R < 0$, 振荡模态不稳定; 曲线右面 $R > 0$, 振荡模态稳定。

从图 4.5 上可表明: ①横航向静稳定性导数应按一定比例, 位于两条曲线所围范围内, 飞机横航向才能是动稳定的。②过大的 $|m_x^\beta|$ 和过小的 $|m_y^\beta|$, 将接近或超出 $R=0$ 边界, 飞机容易出现振荡不稳定, 或者是荷兰滚不稳定, 或者是滚转螺旋耦合不稳定; 相反, 过小的 $|m_x^\beta|$ 和过大的 $|m_y^\beta|$, 将接近或超出 $b_4=0$ 边界, 飞机易出现螺旋不稳定。③边界的形状、稳定区的大小, 将随不同飞机、不同飞行状态而变。④由于机翼上反角 ψ 主要影响 m_x^β , 而垂尾面积 S_{cw} 主要影响 m_y^β , 故该边界图有时也作为气动布局时初步选参 ψ, S_{cw} 之用。

3. 轨迹倾角影响

不同轨迹倾角 θ_* 下定直飞行, 其横航向模态特性变化通过计算表明, 同样原因由于 θ_* 主要通过重力来影响横航向扰动运动, 故对慢运动影响显著, 较敏感, 对快运动影响不大。

图 4.6 为某机横航向模态特性随 θ_* 变化曲线。荷兰滚模态阻尼和反应特性变化很小, 故 $N_{1/2} = \frac{T_{1/2}}{T}$ 变化不大; 对螺旋模态的影响, 随 θ_* 增加是不利的, 本例在 $\theta_* = 6.5^\circ$ 后出现不稳定, 即爬升飞行时螺旋模态特性变差。

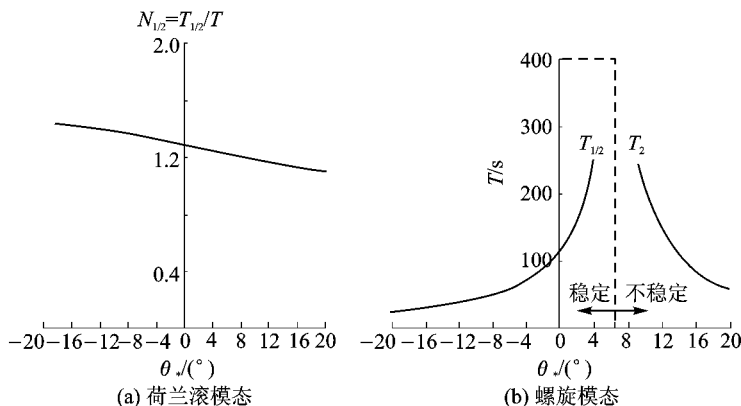
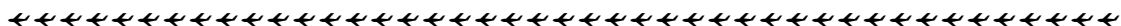


图 4.6 某机荷兰滚和螺旋模态特性随轨迹倾角 θ 变化

4.1.4 飞机横航向轨迹稳定性

类似于纵向, 对于飞机具有良好的横航向模态特性, 其飞行航迹受干扰能否保持不变, 即飞机是否具有横航向轨迹稳定性, 这对某些飞行状态是很重要的。为此下面讨论横航向轨迹稳定性, 其中主要是研究侧向轨迹的稳定性, 讨论飞机在原飞行航迹上飞行时, 受到瞬态干扰



后,能否继续保持在原航迹上飞行。在讨论航迹稳定性之前,先讨论飞机的航向稳定性。

1. 航向稳定性

扰动运动过程中,飞机航向的变化可通过轨迹偏角 ϕ_s 来表示。从几何关系方程式可知

$$\phi_s(t) = \phi(t) - \frac{\beta(t) - \sin \alpha_* \gamma(t)}{\cos \vartheta_*} \quad (4.7)$$

式中偏航角 ϕ 的变化从前面的方程(4.1)可知

$$\phi(t) = \int_0^t \frac{1}{\cos \vartheta_*} \omega_y(t) dt \quad (4.8)$$

若飞机横航向姿态运动是稳定的,则 t 趋于无穷大时,所有运动参数均回到原飞行状态,其扰动量趋于零,即

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \beta(t), \gamma(t), \omega_y(t) = 0$$

此时的偏航角 ϕ 的变化从式(4.8)可知, t 趋于无穷大时, ϕ 的值将是 ω_y 响应曲线下的面积乘以 $\frac{1}{\cos \vartheta_*}$,最终趋于常值,即

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \phi(t) = C$$

对于稳态时的轨迹偏角由式(4.7)可知, t 趋于无穷大时,也将趋于常值,即

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \phi(t) = \lim_{t \rightarrow \infty} \phi_s(t) = C$$

这就表明,飞机的航向是中立稳定的,受扰后飞机不会恢复到原航向上,而偏离一个常值。

2. 侧向航迹稳定性

由飞机的横航向运动学方程可知,侧向航迹的变化规律为

$$z(t) = - \int_0^t v_* \phi_s(t) dt \quad (4.9)$$

很明显,如飞机横航向姿态是稳定的,则 $\lim_{t \rightarrow \infty} \phi_s(t) = C$ 。此时侧向航迹变化由式(4.9)可得

$$\lim_{t \rightarrow \infty} z(t) = \infty$$

即飞机的侧向航迹在受扰后将是不稳定的,将从原来的航迹偏离出去。

4.2 飞机横航向操纵性

类似于纵向操纵运动,横航向操纵也分两部分:研究实现横航向定常运动所需的舵偏角和杆力特性,属于静操纵性部分;讨论给定舵面偏角下飞机的整个动态响应,则属于动操纵部分。

4.2.1 横航向静操纵性

对常规飞机,横航向静操纵性通常选用实现定常侧滑直线飞行和定常盘旋飞行状态时所需的舵偏角和杆力大小来评价。

1. 定常侧滑直线飞行

指飞机带侧滑的定常直线飞行,如图 4.7 所示。一般来说,侧滑角存在则阻力增加,故希望飞机作无侧滑飞行。但在某些特殊情况下,如有侧风下的起落,多发飞机一侧停车,会引起不对称动力等,为保证机头对准跑道或平衡不对称力矩,要求飞机作带侧滑的定直飞行。此时作用在飞机上的横侧力和力矩处于平衡状态,如图 4.7(c)所示,可表示为

$$\begin{cases} Z^\beta \beta + Z^\delta_y \delta_y + Y \sin \gamma = 0 \\ M^\beta_{xy} \beta + M^\delta_{yx} \delta_x + M^\delta_{yy} \delta_y + M_{yp} = 0 \\ M^\beta_{xx} \beta + M^\delta_{xx} \delta_x + M^\delta_{xy} \delta_y = 0 \end{cases} \quad (4.10)$$

式中 $M_{yp} = z_p P$, 为不对称动力偏航力矩。

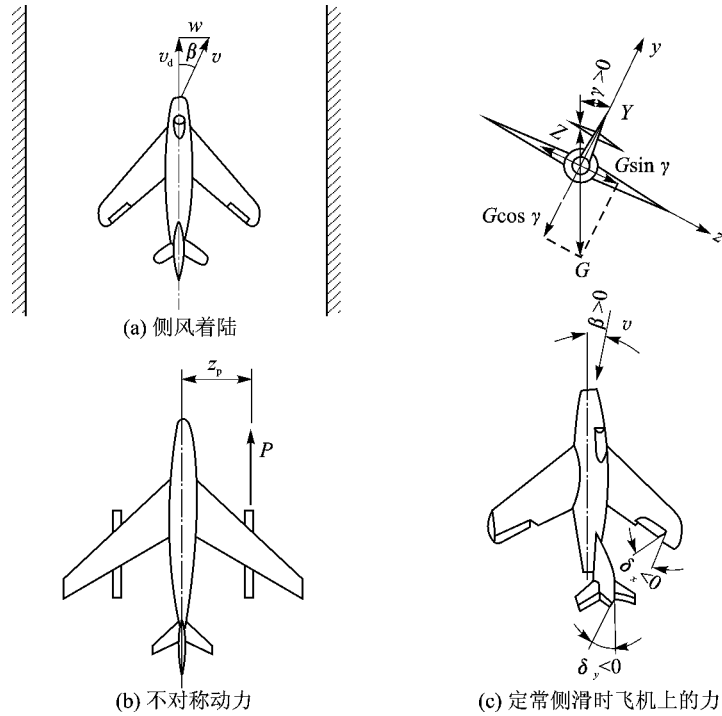


图 4.7 定常侧滑飞行状态

(1) 侧风降落时

令 $M_{yp} = 0$ 。为了简便假设 $\sin \gamma \approx \gamma$, $M^\delta_{yx} = 0$ 。则通过上述方程组, 将气动力用无因次系数表示后, 可得侧风降落时所需舵偏角为

$$\begin{cases} \delta_x \approx -\frac{m^\beta_x}{m^{\delta_x}_x} \left(1 - \frac{m^\delta_{xy} m^\beta_y}{m^\beta_x m^{\delta_y}_y} \right) \beta \\ \delta_y = -\frac{m^\beta_y}{m^{\delta_y}_y} \beta \end{cases} \quad (4.11)$$

相应的飞机倾斜角为

$$\gamma = -\frac{C_z^\beta}{C_y} \left(1 - \frac{C_{zy}^\delta m^\beta_y}{C_z^\beta m^{\delta_y}_y} \right) \beta$$

上式对 β 求导, 得到横航向静操纵性指标, 即单位侧滑角 (相应侧风速度) 所需舵偏角

$$\begin{cases} \delta_x^\beta \approx -\frac{1}{m^{\delta_x}_x} \left(m^\beta_x - \frac{m^\delta_{xy} m^\beta_y}{m^{\delta_y}_y} \right) \\ \delta_y^\beta = -\frac{m^\beta_y}{m^{\delta_y}_y} \end{cases} \quad (4.12)$$

和相应的 $\gamma^\beta = -\frac{1}{C_y} \left(C_z^\beta - \frac{C_{zy}^\delta m^\beta_y}{m^{\delta_y}_y} \right)$ 。该式反映了对侧力特性的要求, 规定为 $\gamma^\beta > 0$, 通常在飞行

实践中能够满足。

按驾驶员操纵习惯,要求 $\delta_x^\beta < 0$ 和 $\delta_y^\beta < 0$,即在带右侧滑($\beta > 0$)飞行时,用蹬左舵($\delta_y < 0$)产生的航向操纵力矩($M_{y\delta_y}^\beta > 0$)来平衡航向静稳定力矩($M_y^\beta \beta < 0$);用右压杆($\delta_x < 0$)产生的横向操纵力矩($M_{x\delta_x}^\beta > 0$)来平衡横向静稳定力矩($M_x^\beta \beta < 0$)。

要满足上述条件,由于 $m_{x^\beta}^\beta < 0$ 和 $m_{y^\beta}^\beta < 0$,则按式(4.12),飞机必须满足

$$m_y^\beta < 0, \quad m_x^\beta < \frac{m_{x^\beta}^\beta m_y^\beta}{m_{y^\beta}^\beta} \quad (4.13)$$

上式反映了飞机定常侧滑飞行时横航向静操纵性和静稳定性关系。

(2) 不对称动力时

在其他相同条件假设下,由式(4.10)也可求得相应的所需舵偏角

$$\begin{cases} \delta_x = \frac{m_{x^\beta}^\beta m_{yp}}{m_{x^\beta}^\beta m_{y^\beta}^\beta} - \frac{1}{m_{x^\beta}^\beta} \left(m_x^\beta - \frac{m_{x^\beta}^\beta m_y^\beta}{m_{y^\beta}^\beta} \right) \beta \\ \delta_y = -\frac{m_{yp}}{m_{y^\beta}^\beta} - \frac{m_y^\beta}{m_{y^\beta}^\beta} \beta \\ \gamma = \frac{C_{z^\beta}^\beta m_{yp}}{C_y m_{y^\beta}^\beta} - \frac{1}{C_y} \left(C_z^\beta - C_{z^\beta}^\beta \frac{m_y^\beta}{m_{y^\beta}^\beta} \right) \beta \end{cases} \quad (4.14)$$

从上式可见,不对称动力情况下的横侧平衡和操纵与侧风着陆情况有所不同。侧风着陆时,飞行速度和侧风速度确定后, β 就确定了,求得的舵偏角 δ_x, δ_y 是惟一的。而非对称动力情况,给定 m_{yp} 后,式(4.14)中有四个变量 $\delta_x, \delta_y, \gamma$ 和 β ,因此存在无穷多组解。给定任一变量便能解出其余三个变量。故飞机可以带侧滑无倾斜飞行,也可以无侧滑但有倾斜飞行。

当飞机实现不同侧滑角 β 定常直线飞行时,方向舵偏角将是不同的。若使侧滑角 $\beta = 0$,则舵偏角 $\delta_y = -m_{yp}/m_{y^\beta}^\beta$ 较大;若使舵偏角 $\delta_y = 0$,则侧滑角 $\beta = -m_{yp}/m_y^\beta$ 较大,阻力也就大。选取多大的侧滑角飞行,往往采取折衷的方案,方向舵偏角和侧滑角都不宜太大。让飞机向工作发动机的一侧侧滑,侧滑产生的恢复力矩 $M_y^\beta \beta$ 将可抵消一部分不对称力矩 M_{yp} ,即可达到预期目标。

2. 正常盘旋

正常盘旋在 2.3 节曾作为衡量飞机水平方向机动性的典型飞行状态,当时是将飞机作为一个质点处理的。换句话说进行这样机动时,作用在飞机上的力矩始终处于平衡状态。为了保持平衡,舵面需要偏转多大,即实现不同角速度定常盘旋所需的舵偏角,是人们十分关心的,这也是飞机横航向静操纵性内容。

通常飞机是在定直平飞状态进入正常盘旋的,与定直平飞状态相比,有一个垂直于地面的角速度 Ω ;为了保持飞行高度,必须 $n_y > 1$,见图 4.8。

对于常规飞机,盘旋角速度的大小取决于过载,而此时过载取决于飞机倾斜,可表示为

$$\Omega = \frac{g\sqrt{n_y - 1}}{v}, \quad n_y = \frac{1}{\cos \gamma} \quad (4.15)$$

于是当进行右盘旋时, Ω 在稳定轴系上的分量为

$$\begin{cases} \omega_x = 0 \\ \omega_y = -\Omega \cos \gamma \\ \omega_z = \Omega \cos \gamma \end{cases}$$

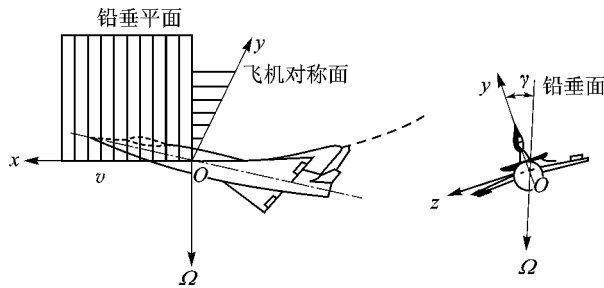


图 4.8 飞机右正常盘旋飞行状态

实现定常盘旋时附加迎角与过载的关系为

$$\Delta\alpha = \frac{C_{yp}}{C_y}(n_y - 1) \quad (4.16)$$

因此相对定直平飞增加附加力矩用系数表示应为

$$\begin{cases} \Delta m_x = m_{x^{\omega_x}}^{\omega_x} + m_{x^{\omega_y}}^{\omega_y} \\ \Delta m_y = m_{y^{\omega_x}}^{\omega_x} + m_{y^{\omega_y}}^{\omega_y} \\ \Delta m_z = m_{z^{\omega_z}}^{\omega_z} + m_z^a \frac{C_{yp}}{C_y}(n_y - 1) \end{cases} \quad (4.17)$$

再按力矩平衡条件

$$\begin{cases} \Delta m_x + m_{x^{\delta_x}}^{\delta_x} \Delta\delta_x + m_{x^{\delta_y}}^{\delta_y} \Delta\delta_y = 0 \\ \Delta m_y + m_{y^{\delta_x}}^{\delta_x} \Delta\delta_x + m_{y^{\delta_y}}^{\delta_y} \Delta\delta_y = 0 \\ \Delta m_z + m_{z^{\delta_z}}^{\delta_z} \Delta\delta_z = 0 \end{cases} \quad (4.18)$$

将式(4.15)~(4.17)代入上式,并略去 $m_{x^{\delta_x}}^{\delta_x}$ 项后,可求得正常盘旋所需舵偏角

$$\begin{cases} \Delta\delta_x = \frac{1}{m_{x^{\delta_x}}^{\delta_x}} \left(m_{x^{\omega_y}}^{\omega_y} - \frac{m_{y^{\omega_y}}^{\omega_y} m_{x^{\delta_y}}^{\delta_y}}{m_{y^{\delta_y}}^{\delta_y}} \frac{gl\sqrt{n_y^2 - 1}}{2v^2 n_y} \right) \\ \Delta\delta_y = \frac{m_{y^{\omega_y}}^{\omega_y}}{m_{y^{\delta_y}}^{\delta_y}} \frac{gl\sqrt{n_y^2 - 1}}{2v^2 n_y} \\ \Delta\delta_z = -\frac{C_{yp}(n_y - 1)}{m_{z^{\delta_z}}^{\delta_z}} \left(\frac{m_z^a}{C_y} + \frac{m_{z^{\omega_z}}^{\omega_z}}{\mu_1} \frac{n_y + 1}{n_y} \right) \end{cases} \quad (4.19)$$

一般情况下,上述式中的气动导数都为负值,飞机右正常盘旋时 $\omega_y < 0$, $\Delta\delta_x$, $\Delta\delta_y$ 均为正值,即要求驾驶员左压杆,蹬右舵;而 $\Delta\delta_z$ 为负值,即要求驾驶员拉杆。

但必须指出,进入正常盘旋时的副翼操纵与上述的保持正常盘旋操纵是不相同的。要使飞机进入右盘旋,驾驶员应杆舵一致地右压杆、右蹬舵,同时适当地后拉杆以产生所需的 Ω 。当飞机接近右正常盘旋时,驾驶员应适当地向左回杆,改成左压杆,以保持要求的 $\omega_x = 0$ 。

3. 横航向定常运动杆力

同样的原因,对于横航静操纵性的好坏,驾驶员对操纵所需侧向杆力和脚踏力的大小更感直接、更敏感。侧向杆力和脚踏力是分别用来克服、平衡副翼和方向舵面上的铰链力矩。副翼操纵系统简图如图 4.9 所示。由于左右副翼相反偏转,且考虑是差动的,即传动比不同,因此其驾驶杆侧力为

$$P_x = K_{x_1} M_{jx_1} - K_{x_2} M_{jx_2} \quad (4.20)$$

式中 K_{x_1} 和 K_{x_2} 分别为左右副翼的传动比。

$$M_{jx_1} = S_x b_x q (m_{jx_0} + m_{jx}^a \alpha - m_{jx}^{\delta_x} \delta_x)$$

$$M_{jx_2} = S_x b_x q (m_{jx_0} + m_{jx}^a \alpha + m_{jx}^{\delta_x} \delta_x)$$

而方向舵操纵系统简图如图 4.10 所示。其脚蹬力公式类似于升降舵系统的杆力公式

$$P_y = -K_y M_{jy} \quad (4.21)$$

式中 K_y 为方向舵操纵系统传动比, $M_{jy} = K_y k_q S_y b_y \left[m_{jy}^{\delta_y} \delta_y + m_{jy}^{\beta} \left(1 - \frac{\partial \sigma}{\partial \beta} \right) \beta \right]$ 。

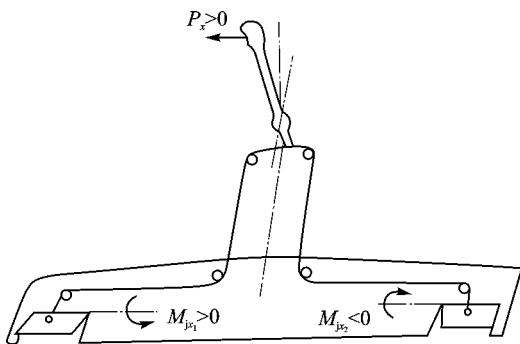


图 4.9 副翼操纵系统原理简图

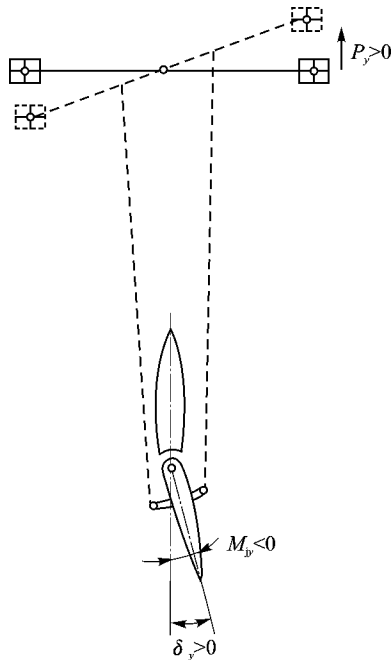


图 4.10 方向舵操纵系统原理简图

对于定常侧滑直线飞行所需侧向杆力和脚蹬力,只要将相应的所需舵偏角公式(4.11)或式(4.14)代入,最后即得到

$$P_x = f(\beta) \quad \text{和} \quad P_y = f(\beta)$$

对于正常盘旋所需侧向杆力和脚蹬力,也只要将相应的所需舵偏角公式(4.19)代入,即得

$$P_x = f(n_y) \quad \text{和} \quad P_y = f(n_y)$$

4.2.2 横航向动操纵性

从静操纵性中已看到,为实现某个定常飞行,往往需要副翼和方向舵同时作用。因此单独研究一个舵面输入的响应情况不多。但对于副翼阶跃输入下的短时间反应还是有兴趣的,因能体现出飞机机动性要求,且其短期响应除滚转运动外,偏航和侧滑运动较小,故可近似处理。另外,在试飞或模拟时为了激发荷兰滚模态,检验评价飞行品质,曾采用单独方向舵阶跃输入的响应。下面仅讨论副翼阶跃输入下的动操纵性。

1. 单自由度情况

研究短时间的快运动响应,可略去偏航和侧滑运动,只讨论滚转运动,其相应的运动方程

由式(4.1)简化得出

$$\begin{cases} \frac{d\omega_x}{dt} - \bar{M}_{x^x}^{\omega_x} \omega_x = \bar{M}_{x^x}^{\delta_x} \delta_x \\ \frac{d\gamma}{dt} = \omega_x \end{cases} \quad (4.22)$$

对上式进行拉氏变换,就可求得输入 δ_x , 输出 ω_x, γ 的传递函数

$$\begin{aligned} G_{\delta_x}^{\omega_x}(s) &= \frac{\omega_x(s)}{\delta_x(s)} = \frac{\bar{M}_{x^x}^{\delta_x}}{s - \bar{M}_{x^x}^{\omega_x}} = \frac{K_{\omega_x}}{T_R s + 1} \\ G_{\delta_x}^{\gamma}(s) &= \frac{\gamma(s)}{\delta_x(s)} = \frac{1}{s} G_{\delta_x}^{\omega_x}(s) \end{aligned} \quad (4.23)$$

式中 $T_R = -\frac{1}{\bar{M}_{x^x}^{\omega_x}} = -\frac{1}{\lambda_R}$, 称为滚转收敛模态时间常数; $K_{\omega_x} = \frac{\bar{M}_{x^x}^{\delta_x}}{\bar{M}_{x^x}^{\omega_x}}$ 。

副翼阶跃输入(右压杆形成 $\delta_x(s) = -1/s$)响应为

$$\omega_x(s) = G_{\delta_x}^{\omega_x}(s) \delta_x(s) = \frac{-\bar{M}_{x^x}^{\delta_x}}{s(s - \bar{M}_{x^x}^{\omega_x})}$$

对上式进行拉氏反变换,即得时域响应。其稳态响应为

$$\omega_{xs} = \lim_{t \rightarrow \infty} \omega_x(t) = \lim_{s \rightarrow 0} s \omega_x(s) = \frac{\bar{M}_{x^x}^{\delta_x}}{\bar{M}_{x^x}^{\omega_x}} \quad (4.24)$$

可见副翼操纵为滚转速率操纵,其操纵效能愈大,滚转阻尼导数愈小,副翼阶跃输入所能达到的稳态角速度愈大,表明飞机的横向静操纵性愈好。

其动态响应则为

$$\omega_x(t) = \frac{\bar{M}_{x^x}^{\delta_x}}{\bar{M}_{x^x}^{\omega_x}} (1 - e^{\bar{M}_{x^x}^{\omega_x} t}) = K_{\omega_x} [1 - e^{-(1/T_R)t}] \quad (4.25)$$

可见,时间常数 T_R 愈小,即滚转模态根值 $|\lambda_R|$ 愈大,飞机滚转角速度的反应愈快,趋近稳态角速度所需的时间也愈短。因此 T_R 的大小表征着飞机对副翼阶跃输入产生滚转反应的速度,是衡量滚转反应特性好坏的重要品质指标之一。

同样求得滚转角时域响应为

$$\gamma(t) = \frac{\bar{M}_{x^x}^{\delta_x}}{\bar{M}_{x^x}^{\omega_x}} \left[t + \frac{1}{\bar{M}_{x^x}^{\omega_x}} (1 - e^{\bar{M}_{x^x}^{\omega_x} t}) \right] \quad (4.26)$$

$\omega_x(t)$ 和 $\gamma(t)$ 响应曲线如图 4.11 中的虚线所示。

2. 三自由度情况

类似地可按完整的横航向小扰动方程组进行拉氏变换,建立相应的传递函数,在同样副翼阶跃输入下,其时域响应如图 4.11 中的实线所示。很明显三个运动模态同时显示出来,但短时间内的反应主要是滚转运动。

当然,横向操纵运动中出现过大的侧滑和偏航运动,可以想像无论是对于军用机还是民用

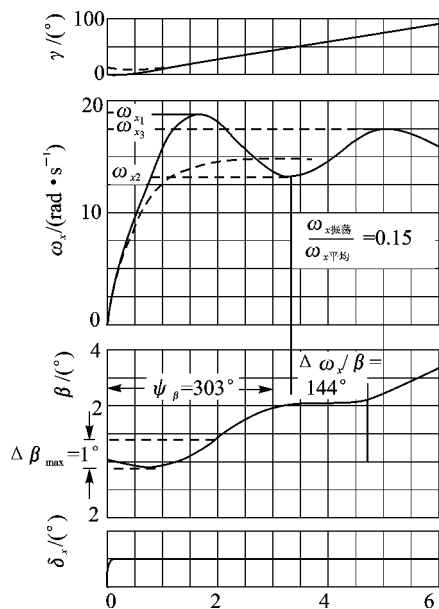


图 4.11 副翼阶跃输入的响应曲线

机都是不希望的。为此在飞行品质规范中严格限制了这些振荡的振幅。

4.3 带自动器飞机的横航向稳定性和操纵性

这里先介绍改善飞机横航向稳定性和操纵性类的自动器。这类自动器的实质,即是使副翼和方向舵偏转产生的操纵力矩来弥补飞机本体的不足,以增加阻尼力矩、恢复力矩等。具体情况结合系统介绍。

4.3.1 横向阻尼器系统

其原理工作图类似于纵向阻尼器系统。角速度传感器感应 ω_x , 通过放大反馈给舵机, 驱动助力器偏转副翼。当略去自动器的动态特性时, 系统将可简化为如图 4.12(a) 所示的框图。副翼偏转规律可表示为

$$\delta_x = \delta_{xc} + K_x^{\omega_x} \omega_x \quad (4.27)$$

式中 $\delta_{xc} = K_x X_x$ 为驾驶员指令信号, K_x 为副翼操纵系统传动比, X_x 为驾驶杆侧压杆位移; $K_x^{\omega_x} \omega_x$ 则为横向阻尼器反馈信号, 其使舵面偏转 $\Delta\delta_x = K_x^{\omega_x} \omega_x$ 产生的横向操纵力矩可表示为

$$\Delta M_x = M_x^{\delta_x} \Delta\delta_x = M_x^{\delta_x} K_x^{\omega_x} \omega_x = \Delta M_x^{\omega_x} \omega_x$$

式中 $\Delta M_x^{\omega_x} = M_x^{\delta_x} K_x^{\omega_x}$ 。一般情况下, $M_x^{\delta_x} < 0$, $K_x^{\omega_x} > 0$, 故 $\Delta M_x^{\omega_x} < 0$ 。这就是说, ω_x 反馈信号使舵面偏转产生的操纵力矩起横向阻尼力矩作用。此时飞机的横向阻尼力矩由两部分组成, 飞机本体的加上自动器引出的, 即

$$M_x^{\omega_x'} = M_x^{\omega_x} + \Delta M_x^{\omega_x} = M_x^{\omega_x} + M_x^{\delta_x} K_x^{\omega_x}$$

从 4.1.2 节中分析可知, 系统的横向阻尼力矩增加, 飞机的滚转收敛模态特性得到改善。

当然, 由于 $M_y^{\delta_x}$ 存在, 副翼的偏转亦会产生附加偏航力矩 $\Delta M_y = M_y^{\delta_x} \Delta\delta_x = M_y^{\delta_x} K_x^{\omega_x} \omega_x = \Delta M_y^{\omega_x} \omega_x$, 即交叉力矩导数 $M_y^{\omega_x}$ 也发生了变化, 但其相对 $M_x^{\omega_x}$ 来说影响要小得多。至于引入反馈信号 ω_x 后, 对飞机其他运动模态的影响, 从系统的闭环根迹图(见图 4.12(b))上可见, 随着反馈增益系数 $K_x^{\omega_x}$ 增加, 显然 λ_R 负向增加, 阻尼特性得到改善, 荷兰滚模态 λ_d 变化不大; 而螺旋模态 λ_s 向原点移动, 其衰减特性将变差。

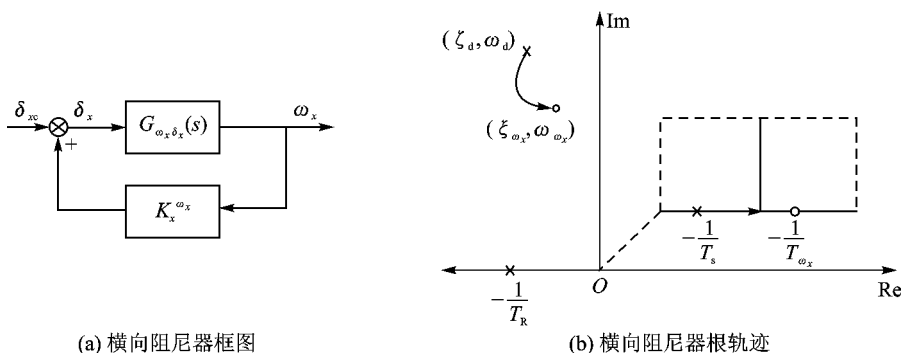


图 4.12 横向阻尼器系统及其根轨迹图

在同样的副翼阶跃输入($\delta_x = -1$)下,横向阻尼器的引入对操纵运动的影响仍以单自由简化方程来分析。按系统框图可建立输入 δ_{xc} 和输出 ω_x 的闭环传递函数

$$\Phi_{\delta_{xc}}^{\omega_x}(s) = \frac{\omega_x(s)}{\delta_{xc}(s)} = \frac{G_{\delta_x}^{\omega_x}(s)}{1 - K_{x^x}^{\omega_x} G_{\delta_x}^{\omega_x}(s)} \quad (4.28)$$

将 $G_{\delta_x}^{\omega_x}(s)$ 的表达式(式(4.23))代入,可得副翼阶跃输入下的稳态响应为

$$\omega_{xs} = \frac{\bar{M}_x^{\delta_x}}{\bar{M}_x^{\omega_x} + K_{x^x}^{\omega_x} \bar{M}_x^{\delta_x}}$$

与无横向阻尼器情况式(4.24)相比,稳态值减小,飞机的滚转静操纵性变差。为了改善可采取类似纵向阻尼器的办法,在角速度传感器后面引入清洗网络。

副翼阶跃输入下的动态响应为

$$\omega_x(t) = \frac{\bar{M}_x^{\delta_x}}{\bar{M}_x^{\omega_x} + K_{x^x}^{\omega_x} \bar{M}_x^{\delta_x}} [1 - e^{-(\bar{M}_x^{\omega_x} + K_{x^x}^{\omega_x} \bar{M}_x^{\delta_x})t}]$$

与无横向阻尼器情况式(4.25)相比,其滚转收敛模态时间常数改变为

$$T'_R = -\frac{1}{\bar{M}_x^{\omega_x} + K_{x^x}^{\omega_x} \bar{M}_x^{\delta_x}}$$

与飞机本体的 T_R 相比,由于增加了 $K_{x^x}^{\omega_x} \bar{M}_x^{\delta_x}$ 项,时间常数 T'_R 将减小,表明飞机滚转角速度的反应更快,飞行品质提高。其响应曲线如图 4.13 中虚线所示。

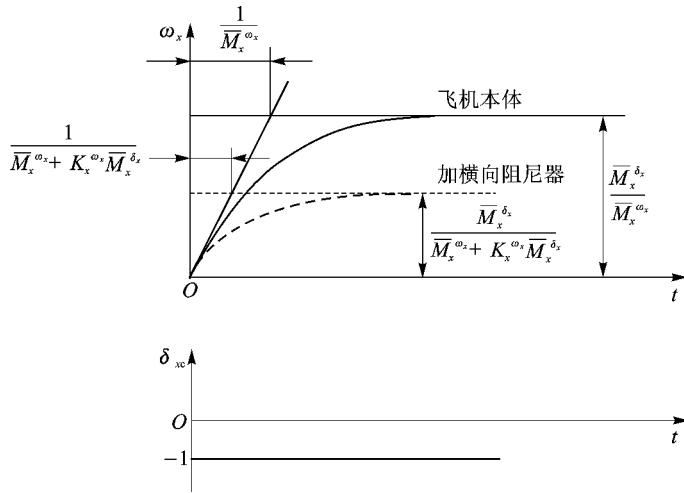


图 4.13 副翼阶跃响应下飞机单自由滚转运动响应曲线

同样,为了保证在不同飞行条件飞机具有相近的滚转操纵特性,增益反馈系数应是调参的,为 $K_{x^x}^{\omega_x} = f(v, H)$ 。

4.3.2 倾斜角控制系统

顾名思义倾斜角控制系统是用来控制飞机在空中倾斜角的自动器。其工作原理由垂直陀螺感应 γ 信号,通过放大反馈给舵机,再驱动助力器偏转副翼来实现。同样在略去自动器动态特性后,系统可简化,如图 4.14(a)所示。

由图可见,副翼偏转规律为

$$\delta_x = \delta_{xc} + K_x^{\gamma} \gamma \quad (4.29)$$

式中 δ_{xc} 为驾驶员指令操纵, 其控制量应与指令信号 γ_c 成正比; $K_x^\gamma \gamma$ 为反馈信号, 其使舵面偏转 $\Delta\delta_x = K_x^\gamma \gamma$ 产生的横向操纵力矩可表示为

$$\Delta M_x = M_{x^f}^\delta \Delta\delta_x = M_{x^f}^\delta K_x^\gamma \gamma = M_x^\gamma \gamma$$

式中 $M_x^\gamma = M_{x^f}^\delta K_x^\gamma$ 。一般情况下 $M_{x^f}^\delta < 0, K_x^\gamma > 0$, 故 $M_x^\gamma < 0$ 。此时当扰动出现 $\gamma > 0$, 则 $\Delta M_x = M_x^\gamma \gamma < 0$, 立即使倾斜角 γ 减小, 起着恢复力矩的作用。可见 γ 反馈信号使舵面偏转产生的操纵力矩起着横向静稳定力矩的作用。导数 M_x^γ 可以用来衡量横向静稳定性的大小。

对于导数 M_x^γ , 飞机本体是不存在的。飞机本体在受到扰动 $\gamma > 0$ 后, 将形成侧滑 $\beta > 0$, 然后产生恢复力矩 $M_{x^f}^\beta \beta < 0$, 使倾斜角 γ 减小。故 M_x^β 在前面称横向静稳定导数。比较导数 M_x^γ 和 $M_{x^f}^\beta$ 的作用, 很明显在同样扰动 $\gamma > 0$ 出现后, 前者具有直接恢复 γ 的作用; 后者则是间接的, 要通过侧滑角 β , 才具有恢复 γ 的作用。如果在飞行中采用协调操纵 $\beta \approx 0$, 那么, γ 出现将无法恢复。

由于 $M_{y^f}^\delta$ 存在, 副翼偏转亦会产生偏航方向力矩 $\Delta M_y = M_{y^f}^\delta \Delta\delta_x = M_{y^f}^\delta K_x^\gamma \gamma = M_y^\gamma \gamma$ 。该力矩导数 M_y^γ 飞机本体也是不存在的, 其作用相对 M_x^γ 来说影响要小。

反馈信号 $K_x^\gamma \gamma$ 的引入, 导致飞机出现了两个新的气动导数

$$M_x^\gamma = K_x^\gamma M_{x^f}^\delta, \quad M_y^\gamma = K_x^\gamma M_{y^f}^\delta$$

势必会引起飞机横侧向动态特性较大变化。

1. 改变副翼操纵特性

由图 4.14(a) 上可以求得系统闭环传递函数

$$\Phi_{\delta_{xc}}^\gamma(s) = G_{\delta_{xc}}^\gamma(s) = \frac{G_{\delta_x}^\gamma(s)}{1 - K_x^\gamma G_{\delta_x}^\gamma(s)}$$

相应的系统开环传递函数, 亦即飞机本体传递函数为

$$G_{\delta_{xc}}^\gamma(s) = G_{\delta_x}^\gamma(s) = \frac{\gamma(s)}{\delta_{xc}(s)}$$

将 $G_{\delta_x}^\gamma(s)$ 的具体形式式(4.23)代入上述两式, 在同样副翼阶跃输入下, 其稳态响应分别为

$$\text{闭环系统} \quad \gamma_s = \lim_{s \rightarrow 0} s\gamma(s) = \lim_{s \rightarrow 0} s\Phi_{\delta_{xc}}^\gamma(s)\delta_{xc}(s) = -\frac{1}{K_x^\gamma} = C$$

$$\text{开环系统} \quad \gamma_s = \lim_{s \rightarrow 0} s\gamma(s) = \lim_{s \rightarrow 0} sG_{\delta_{xc}}^\gamma(s)\delta_{xc}(s) = \infty$$

可见, 副翼操纵特性由原来的角速度操纵变成角操纵。倾斜角 γ 与副翼偏角 δ_x 一一对应。

2. 模态特性影响

系统根轨迹图是在采用单自由度简化的飞机传递函数后得出的。随着反馈增益 K_x^γ 的增加, 滚转收敛模态根值右移, 阻尼变差; 螺旋模态根值左移, 特性变好, 并在某个 K_x^γ 值下出现耦合, 其临界值为

$$K_{x, cr}^\gamma = -\frac{(\bar{M}_{x^f}^{\omega_x})^2}{4\bar{M}_{x^f}^{\delta_x}}$$

很明显, 气动阻尼导数 $|\bar{M}_{x^f}^{\omega_x}|$ 愈小, 临界 K_x^γ 值也就愈小, 表明容易出现滚转-螺旋耦合现象。现代飞机由于其构形特点, 故在高空飞行时容易出现耦合。

为了避免耦合早出现, 通常在倾斜控制系统中同时引入 ω_x 反馈信号, 其系统简图如图 4.14(b) 所示。副翼偏转规律为

$$\delta_x = \delta_{xc} + K_{x^f}^{\omega_x} \omega_x + K_x^\gamma \gamma \quad (4.30)$$

此时的反馈信号 $K_x^{\omega_x} \omega_x$ 将可增加横向阻尼,改善滚转收敛模态特性。其相应的系统根轨迹变化取决于两个反馈信号的比值, $K_x^{\gamma} / K_x^{\omega_x}$ 值较大,滚转和螺旋模态先耦合后分开; $K_x^{\gamma} / K_x^{\omega_x}$ 值较小,则两模态不再耦合。显然后面的效果较好。

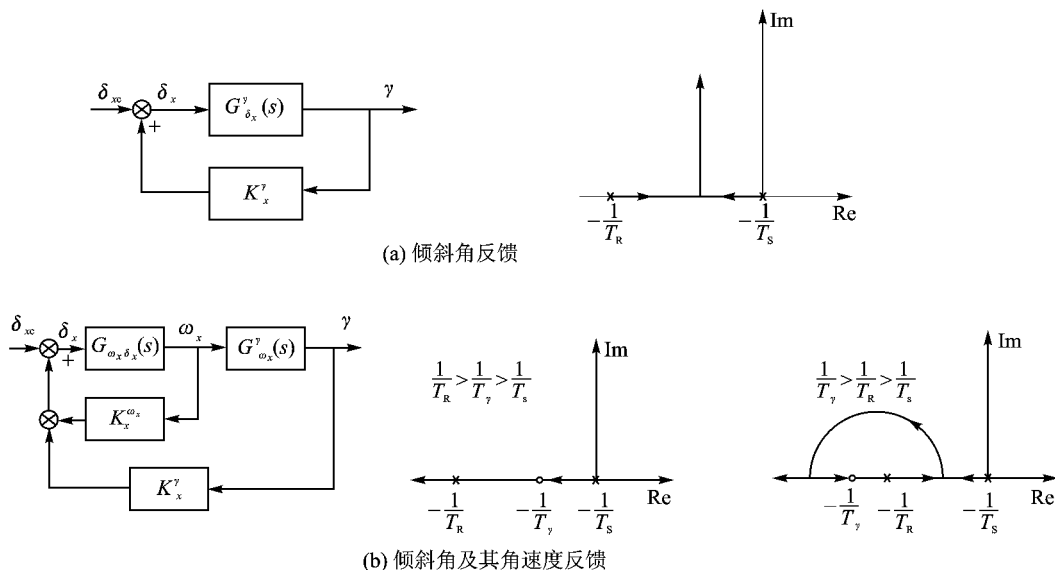


图 4.14 倾斜角控制系统及其根轨迹图

4.3.3 偏航阻尼器系统

偏航阻尼器系统工作原理类似于纵向阻尼器,只是速率陀螺感应 ω_y 信号,然后通过放大反馈给舵机,驱动助力器偏转方向舵。根据速率陀螺输出轴放置位置不同,偏航阻尼器可分成两类。

1. 体轴偏航阻尼器

此时速率陀螺输出轴安置在机体轴 Oy_t 方向上。系统在同样不计自动器动态特性下的简化结构如图 4.15 所示。相应的方向舵偏转规律为

$$\delta_y = \delta_{yc} + K_y^{\omega_y} \omega_y \quad (4.31)$$

式中 $\delta_{yc} = K_y X_y$ 为驾驶员指令信号, K_y 为方向舵操纵系统传动比, X_y 为驾驶员脚踏位移; $K_y^{\omega_y} \omega_y$ 为偏航阻尼器反馈信号,其相应的舵面偏转 $\Delta \delta_y = K_y^{\omega_y} \omega_y$ 产生的偏航操纵力矩可表示为

$$\Delta M_y = M_y^{\delta_y} \Delta \delta_y = M_y^{\delta_y} K_y^{\omega_y} \omega_y = \Delta M_y^{\omega_y}$$

式中 $\Delta M_y^{\omega_y} = M_y^{\delta_y} K_y^{\omega_y}$ 。一般情况下, $M_y^{\delta_y} < 0$, $K_y^{\omega_y} > 0$, 故 $\Delta M_y^{\omega_y} < 0$, 即 ω_y 反馈信号使舵面偏转产生的操纵力矩起偏航阻尼力矩作用。此时飞机的偏航阻尼力矩是由飞机本体和阻尼器引出的,即

$$M_y^{\omega_y'} = M_y^{\omega_y} + \Delta M_y^{\omega_y} = M_y^{\omega_y} + M_y^{\delta_y} K_y^{\omega_y}$$

从分析飞机本体的横航向模态特性可知,偏航阻尼力矩的增加对荷兰滚和螺旋模态特性是有利的。

当然,由于 $M_x^{\delta_y}$ 的存在,方向舵偏转亦会产生附加滚转力矩 $\Delta M_x = M_x^{\delta_y} \Delta \delta_y = M_x^{\delta_y} K_y^{\omega_y} \omega_y = \Delta M_x^{\omega_y}$, 即交叉力矩导数 $M_{x\gamma}^{\omega_y}$ 也发生了变化,其效果相对 $M_y^{\omega_y}$ 来说要小。

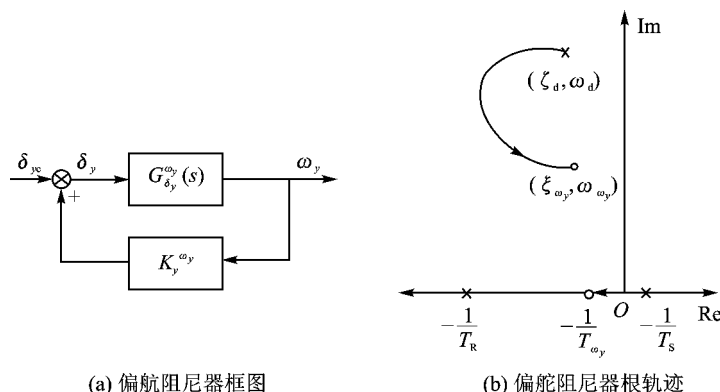
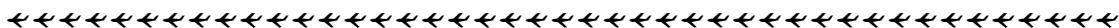


图 4.15 偏航阻尼器系统及其根轨迹图

引入偏航阻尼器对飞机横航向动态特性影响,从绘得的系统闭环根迹图看,在反馈增益 $K_{y^{\omega_y}}$ 一定范围内,效果很好,三个模态都不同程度地得到改善。但其稳态特性是不利的。如飞机进行定常左盘旋时,由于 $\omega_y > 0$ 存在,阻尼器将使方向舵偏转 $\Delta\delta_y = K_{y^{\omega_y}} \omega_y > 0$ (右偏转),这个偏角刚好与飞机实现左盘旋所需操纵 $\delta_y < 0$ 相反,结果会造成驾驶员错觉,认为操纵量不够,静操纵性差。为解决这个矛盾,可类似地在速率陀螺后面引入清洗网络,使阻尼器在低频区作用大大减小。

2. 稳定轴偏航阻尼器

这时速率陀螺输出轴安置在稳定轴系 O_{y_s} 方向上,感应偏航角速度为 ω_{ys} 。由于稳定轴系和机体轴系均固联在飞机机体上,根据两轴系之间相互关系可得稳定轴偏航角速率 ω_{ys} 表示式

$$\omega_{ys} = \omega_y \cos \alpha_* + \omega_x \sin \alpha_* \approx \omega_y + \omega_x \alpha_* = \dot{\beta}$$

可见 ω_{ys} 反馈信号的作用相当于 $\dot{\beta}$ 信号,从而直接阻尼飞机侧滑运动,来改善飞机横航向动态特性。目前已成为现代飞机上常采用的自动器。

4.3.4 偏航增稳系统

现代高速飞机本体的航向静稳定性 $|M_y^\beta|$ 往往较小,在大迎角下飞行时甚至 $M_y^\beta > 0$ 。不足的航向静稳定性会导致飞机荷兰滚模态变坏,或出现滚转和螺旋模态的耦合振荡。这些现象是不希望出现的。此时可引入反馈信号 β 反馈给舵机,来偏转方向舵,这时舵面偏转产生的操纵力矩为

$$\Delta M_y = M_y^{\delta_y} \Delta\delta_y = M_y^{\delta_y} K_y^\beta \beta = \Delta M_y^\beta \beta$$

式中 $\Delta M_y^\beta = M_y^{\delta_y} K_y^\beta$ 。一般情况下 $M_y^{\delta_y} < 0$, 反馈增益 $K_y^\beta > 0$, 故 $\Delta M_y^\beta < 0$ 。可见, β 反馈信号使舵面偏转产生的操纵力矩起航向静稳定力矩的作用,增加了飞机的航向静稳定。

当然,由于 $M_x^{\delta_y}$ 的存在, β 反馈信号的引入也会增加横向静稳定性,即 $\Delta M_x^\beta = M_x^{\delta_y} K_y^\beta$, 但比起航向来说影响要小。

这种偏航稳定系统的简图如图 4.16 所示。从其根轨迹图上可见,荷兰滚模态反应特性改变很大。如果在偏航阻尼器的基础上再引入 β 反馈,则方向舵偏转规律为

$$\delta_y = \delta_{yc} + K_y^\beta \beta + K_{y^{\omega_y}} \omega_y \quad \text{或} \quad \delta_y = \delta_{yc} + K_{y\beta}^\beta \beta + K_{y^{\omega_y}} \omega_{ys} \quad (4.32)$$

此时舵面偏转产生的力矩既增加了偏航阻尼力矩,又增加了航向静稳定力矩,势必使得荷兰滚模态特性满足品质要求。这种自动器称为偏航增稳系统。

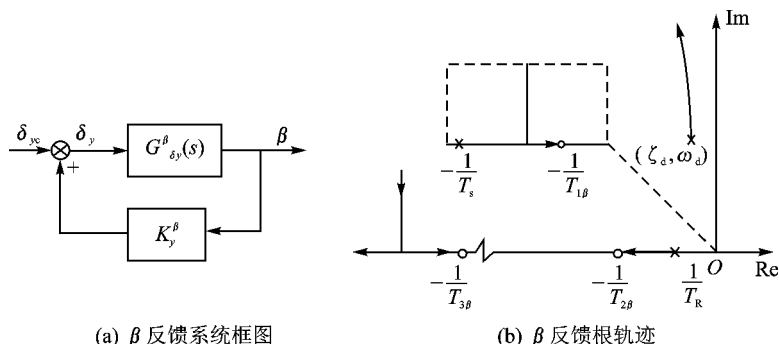


图 4.16 偏航稳定器系统及其根轨迹图

实际的偏航增稳系统,考虑到反馈信号 β 测得精度较差,而采用侧向过载信号 n_z 来替代。因为 n_z 和 β 有如下近似关系:

$$n_z = \frac{v_*}{g} \ddot{Z}^\beta \beta$$

故 n_z 信号有类似于 β 信号的作用。一般 n_z 的信号用过载传感器是很容易测得的。

4.3.5 副翼方向舵交联系统

该系统功能是在飞机机动飞行中让方向舵随副翼联动,以消除侧滑角,实现协调滚转,保证飞机绕 v 旋转,使飞机在空间任何方向上具有最大法向力,增加机动性。其方向舵偏转规律为

$$\delta_y = K_{\delta_x}(\alpha_*)\delta_x \quad (4.33)$$

式中放大系数 K_{δ_x} 可按飞机在短时间间隔内协调滚转运动来确定,使 $\dot{\beta}, \ddot{\beta} = 0$ 。

通过方程组(4.1)可先导出 δ_y 与 δ_x 之间的关系式,再利用上述的条件得出

$$K_{\delta_x}(\alpha_*) = \frac{\overline{M}_{y_x}^{\delta_x} + \tan \alpha_* \overline{M}_{x_x}^{\delta_x}}{\overline{M}_{y_y}^{\delta_y} + \tan \alpha_* \overline{M}_{x_y}^{\delta_y}} \quad (4.34)$$

由上式可见,放大系数 K_{δ_x} 与飞行迎角 α_* 密切相关。

4.3.6 飞行航线稳定系统

控制飞行航线,首先应控制航向,使其稳定,再控制侧向航迹。对于常规飞机,侧向航迹的控制亦是通过对姿态间接实现的。可以通过操纵副翼,改变倾斜姿态角 γ ,随后升力水平分量使侧向位移 z 改变;也可以通过操纵方向舵,改变偏航姿态角 ψ ,形成侧滑角 β ,产生侧力使侧向位移 z 改变。

因此飞行航线控制系统采用什么舵面来控制,引入什么反馈信号,可有多种形式。具体采用的系统应尽可能简单,可靠性好,效果好。下面仅介绍用副翼控制的航迹稳定系统,其系统简图如图 4.17 所示。

从图可见,理想的副翼偏转规律可表示为

$$\delta_x = -K_x^\gamma(\gamma_c - \gamma) + K_x^{\omega_x} \omega_x \quad (4.35)$$

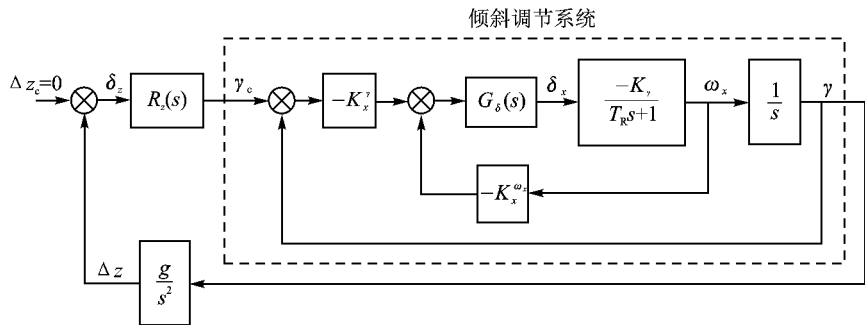


图 4.17 飞行航线稳定系统结构图

式中右边第一项保证飞机倾斜角 γ 按指令倾斜角 γ_c 变化；第二项则增加横向阻尼，以保证控制过程有好的动态特性。其中倾斜角指令信号将由侧向位移误差信号确定，即

$$\gamma_c = R_z(s)(z_c - z)$$

式中 $R_z(s) = K_x^z + K_x^z s$ ， z_c 为指令侧向位移。

显然， γ_c 指令实际上由两部分信号组成。一部分为 $K_x^z(\dot{z}_c - \dot{z})$ ，由运动学方程式(4.9)可知， $\dot{z} = -v_* \psi_s$ ，故该信号由航向误差信号组成；另一部分为 $K_x^z(z_c - z)$ ，为航线误差信号。由此可知，当出现航向误差和航线误差时，即形成指令 γ_c ，随后操纵飞机按指令 γ_c 倾斜，拉飞机回到原航线上。当飞机到原航向和航线上后， γ_c 指令趋于零，飞机将回到原来机翼水平状态。

实现这样的控制，需有角速度陀螺、垂直陀螺感应 ω_x 和 γ 信号；还应有感应侧向位移 z 的装置，随后通过放大、综合，反馈给舵机，驱动副翼来实现。

4.4 飞机的横航向飞行品质

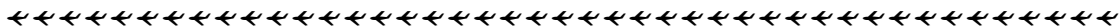
4.4.1 模态特性品质指标

现代飞机由于自动器的存在，其横航向模态特性应与飞机本体和飞控系统有关。评价这类飞机的模态特性时，根据其运动特点，目前较普遍地采用类似纵向的等效系统法，即用动力学特性接近的等效系统来代替实际的带自动器飞机高阶系统。其等效系统模型形式用飞机本体传递函数形式加上时间延迟环节为

$$\frac{\gamma(s)}{P_x(s)} = \frac{K_\gamma(s^2 + 2\xi_\gamma\omega_\gamma s + \omega_\gamma^2)}{\left(s + \frac{1}{T_R}\right)\left(s + \frac{1}{T_s}\right)(s^2 + 2\xi_d\omega_d s + \omega_d^2)} \cdot e^{-\tau_\gamma s}$$

$$\frac{\beta(s)}{P_y(s)} = \frac{(A_3 s^3 + A_2 s^2 + A_1 s + A_0)}{\left(s + \frac{1}{T_R}\right)\left(s + \frac{1}{T_s}\right)(s^2 + 2\xi_d\omega_d s + \omega_d^2)} \cdot e^{-\tau_\beta s}$$

式中 $T_R = -\frac{1}{\lambda_R}$ 为滚转收敛模态时间常数； $T_s = -\frac{1}{\lambda_s}$ 为螺旋模态时间常数； ξ_d 为荷兰滚模态阻尼比； ω_d 为荷兰滚无阻尼自振频率； τ_γ 和 τ_β 为延迟时间，是考虑自动器各元件高频段的相滞后影响。



模型中的参数 $x = [K_\gamma, \xi_\gamma, \omega_\gamma, T_R, T_s, \xi_d, \omega_d, \tau_\gamma, A_0, A_1, A_2, A_3, \tau_\beta]^T$, 可用类似纵向方法, 将上述模型来优化拟配飞机实际的横航向动态响应求得。针对拟配结果, 规范中提出以下评价指标:

对于荷兰滚模态, 按不同类型飞机, 不同飞行任务取 $\xi_d, \omega_d, \xi_d \omega_d$ 作为品质指标, 分别规定相应要求;

对于滚转收敛模态, 则取滚转收敛模态时间常数 T_R 作为品质指标, 并提出相应要求;

对于螺旋模态, 允许其慢发散, 故取倍扩期 $T_{2s} = \frac{0.693}{\lambda_s}$ 作为品质指标, 并规定相应要求;

如出现滚转和螺旋模态耦合情况, 规范中规定 $\xi_{R,s} \omega_{R,s}$ 应满足相应要求。

另外, 对于时间延迟也给出相应的规定。除了用等效系统方法来评价, 也有带宽准则等, 这里不再介绍, 需要时可参阅有关资料。

4.4.2 操纵特性品质指标

这里仅介绍对副翼阶跃输入下的响应要求。

1. 副翼操纵效率

副翼是飞机的主要操纵面, 用来产生快速滚转机动。规范中取 $\gamma_{i\text{要求}}$ 作为指标来评价滚转效果。

$\gamma_{i\text{要求}}$ 表示副翼阶跃输入后在规定要求时间内, 飞机所需滚转角度, 可从图 4.11 中的倾斜角响应上量得。例如对于歼击机在空战时的一级品质要求规定为 $\gamma_{1.3} = 90^\circ$, 即表示飞机空战时在 1.3 s 内应滚转 90° , 才满足一级飞行品质。

当然, 对于副翼输入量应有规定, 或全压杆或副翼全偏转。

2. 荷兰滚振荡限制

从图 4.11 中看到, 在副翼阶跃操纵时, 滚转角速度 ω_x 和侧滑角响应出现振荡现象, 这是驾驶员不希望的, 为此规范中将限制这些振荡。对于 ω_x , 当 $\xi_d \leq 0.2$ 时, 则

$$\frac{\omega_{x\text{振荡}}}{\omega_{x\text{平均}}} = \frac{\omega_{x_1} + \omega_{x_3} - 2\omega_{x_2}}{\omega_{x_1} + \omega_{x_3} + 2\omega_{x_2}} \quad (4.36)$$

对于 $\xi_d > 0.2$, 则

$$\frac{\omega_{x\text{振荡}}}{\omega_{x\text{平均}}} = \frac{\omega_{x_1} - \omega_{x_2}}{\omega_{x_1} + \omega_{x_2}} \quad (4.37)$$

式中 $\omega_{x_1}, \omega_{x_3}$ 为 ω_x 响应中的峰值; ω_{x_2} 为响应中的谷值 (见图 4.11)。

规范要求 $\omega_{x\text{振荡}}/\omega_{x\text{平均}}$ 值应满足图 4.18(a) 中规定。图中 ψ_β 为 β 响应中荷兰滚分量的相滞后。

对于 β , 则取指标 $\Delta\beta_{\max}/K$ 来限制振荡, 其值应满足图 4.18(b) 中规定。其中: $\Delta\beta_{\max}$ 取荷兰滚半个周期或 2 s (取大者) 内的值, 可从 β 响应图上取得; $K = \gamma_{i\text{指令}}/\gamma_{i\text{要求}}$, $\gamma_{i\text{要求}}$ 为副翼操纵效率指标要求, $\gamma_{i\text{指令}}$ 为同样时间内指令输入下飞机滚转的角度。可见 K 式的引入, 目的是便于试飞, 不对输入提出严格限制。

另外, 当副翼脉冲输入时, 倾斜角会有明显振荡, 规范中也提出了 $\frac{\gamma_{\text{振荡}}}{\gamma_{\text{平均}}} \sim \psi_\beta$ 的要求。

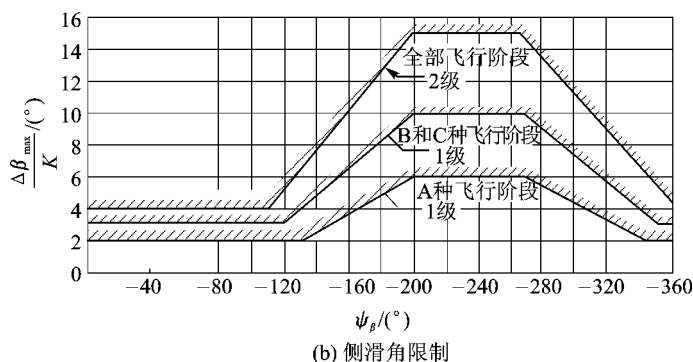
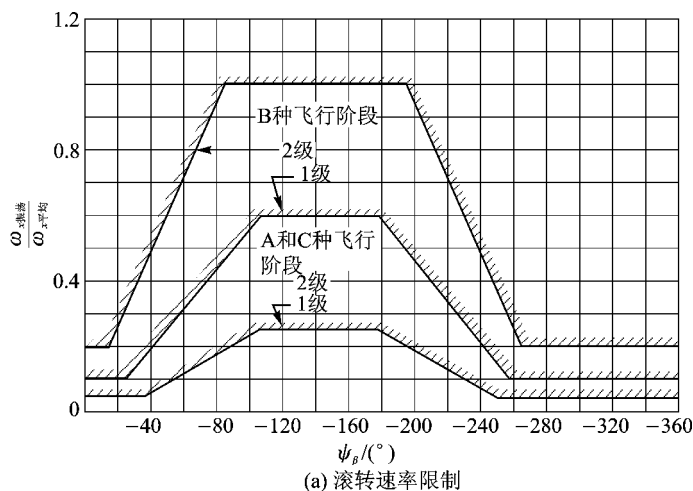


图 4.18 荷兰滚振荡幅值限制

3. 驾驶员处侧向加速度

现代飞机由于引入副翼方向舵交联系统,在副翼输入下,飞机将绕 v 旋转,此时驾驶员因远离重心而作圆周运动,驾驶员处会产生很大的侧向加速度。显然过大的侧向加速度,驾驶员是不能接受的,必须限制。品质规范中取 $n_{zp}/\omega_{r, \max}$ 作为评价指标,规定在副翼输入后 2.5 s 内的值应小于某值,其中 n_{zp} 为驾驶员处侧向过载。

第 5 章 飞机空间运动稳定性和操纵性

为提高空战效能,现代飞机要求具有过失速机动能力,飞机可能在基本飞行包线范围外飞行。此时飞机的运动相当复杂,处在大迎角、大旋转角速度 ω 情况下,各类纵横向运动的耦合因素将起作用。一般情况下研究这类运动就不能再把纵向和横航向运动分开进行了。如何保证飞机在空间运动时具有良好的稳定性和操纵性,是飞机设计中要解决的重要任务之一。

如果以飞机空间运动基本特性参数迎角 α 和旋转角速度 ω 来分,可划出基本飞行范围和临界飞行范围,如图 5.1 所示。飞机进入临界状态时,飞行失去稳定性或者操纵面失效。采用先进控制技术如推力矢量技术等,可改善其稳定性和操纵性,从而可使现代飞机的使用包线范围扩大,涵盖了一部分原来稳定性和操纵性较差的区域,如失速偏离出区域。但是过大的 α 和过大的 ω 仍可能导致飞机进入极限飞行状态。不同大小的 α 和 ω 配合,飞机会进入偏离、过失速旋转、尾旋或深度失速状态。

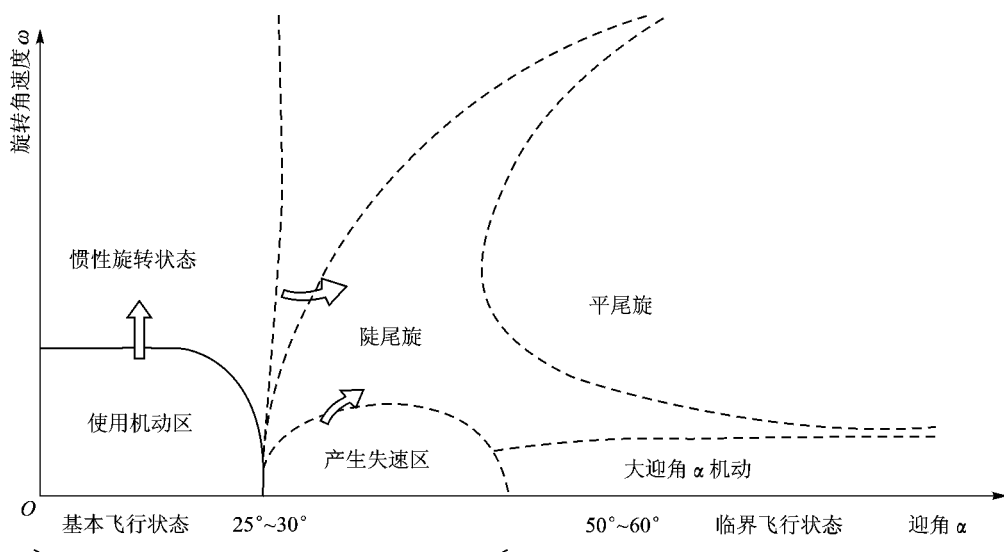


图 5.1 α, ω 参数平面内飞行状态分类

研究飞机在空间的动力学特性,可采用如下步骤:

- ① 首先可简化动力学数学模型,认识其运动机理,导出某些稳定性判据作为飞机设计准则,以防止飞机进入临界飞行范围;
- ② 设计自动器控制律,改善飞机处于临界飞行状态的稳定性和操纵性,或者让飞机退出临界飞行状态;
- ③ 取完整的动力学数学模型,应用微分方程定性、分歧理论,结合仿真对飞机进行全局稳定性分析,得出较真实的响应;
- ④ 通过实时模拟、试飞验证。



5.1 纵、横向运动耦合机理

引起纵、横向运动耦合的因素,主要有运动、惯性、陀螺和气动耦合等几种类型。下面分别介绍其耦合机理。

5.1.1 运动耦合

运动耦合存在于飞机具有滚转角速度的前提下。当偏转副翼时,如果飞机的纵、横向是中立静稳定的($m_z^a=0, m_y^a=0$),飞机开始绕 Ox 轴旋转,那么在 $\alpha \neq 0, v = \text{常值}$ 条件下,飞机的迎角和侧滑角周期性变化,其频率等于滚转角速度 ω_x ,如图 5.2 所示。如果飞机是静稳定的($m_z^a < 0, m_y^a < 0$),则俯仰和偏航方向的恢复力矩(M_z^a, M_y^a)使旋转轴偏离 Ox 轴。

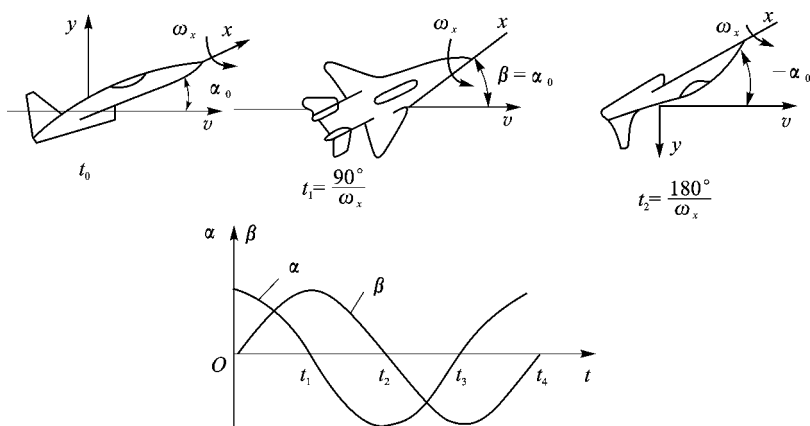


图 5.2 运动耦合机理图

下面进一步认识飞机绕 Ox 轴滚转下的运动,这里人为地取两种极端的情况。其一,认为飞机具有足够大的静裕度,即俯仰和偏航方向有大的无阻尼自振频率 ω_a, ω_β 和小的滚转角速度(即 $|\omega_x| \ll \min\{\omega_a, \omega_\beta\}$)的情况下,滚转过程中由于俯仰和偏航静稳定力矩作用,飞机最终将相对速度矢量以不变的迎角和侧滑角绕速度矢量旋转。其二,如果滚转角速率超过飞机的无阻尼自振频率($|\omega_x| \gg \max\{\omega_a, \omega_\beta\}$),则运动将有质的变化。此时飞机由于滚转角速度很大,气动恢复力矩对运动影响又很小,迎角和侧滑角来不及有显著的周期变化,飞机基本上绕其纵轴旋转。当 $|\omega_x| \rightarrow \infty$ 时,飞机像陀螺一样飞行。

5.1.2 惯性耦合

当飞机不绕惯性主轴之一旋转时,会产生俯仰和偏航惯性力矩。下面以俯仰运动为例来说明惯性耦合的物理现象。

将飞机的质量简化集中在 Ox 和 Oy 轴,它们绕 Oz 轴以角速度 ω 旋转,如图 5.3 所示。取 Ox 轴上单位质量为 dm 的 A 点,离重心距离为 x ,则旋转引起的惯性力为

$$dF^A = dm\omega^2 x \sin(\alpha - \alpha_\omega)$$

式中 α_ω 为旋转轴 Oz 与速度 v 之间的夹角。相应的绕 Oz 轴的惯性力矩则为

$$dM_T^A = dF^A x \cos(\alpha - \alpha_\omega) = \frac{1}{2} \omega^2 \sin 2(\alpha - \alpha_\omega) x^2 dm$$

整个 Ox 轴上质量绕 Oz 轴的惯性力矩可积分得出

$$M_T^{Ox} = \frac{1}{2} \sin 2(\alpha - \alpha_\omega) \omega^2 \int x^2 dm = \frac{1}{2} \sin 2(\alpha - \alpha_\omega) \omega^2 I_y$$

考虑到旋转角速度 ω 在 Ox 和 Oy 轴上投影

$$\omega_x = \omega \cos(\alpha - \alpha_\omega), \quad \omega_y = \omega \sin(\alpha - \alpha_\omega)$$

上式又可写成常见的表达式,即

$$M_T^{Ox} = I_y \omega_x \omega_y$$

对应 Oy 轴上质量绕 Oz 轴的惯性矩,类似地可表示为

$$M_T^{Oy} = -\frac{1}{2} \sin(\alpha - \alpha_\omega) \omega^2 I_x = -I_x \omega_x \omega_y$$

因此飞机总的俯仰惯性交感力矩为

$$M_{z,T} = M_T^{Ox} + M_T^{Oy} = (I_y - I_x) \omega_x \omega_y \quad (5.1)$$

类似地可写出飞机偏航惯性交感力矩为

$$M_{y,T} = (I_z - I_x) \omega_x \omega_z \quad (5.2)$$

从公式中可明显看出现代飞机构形的特点,即 I_x 远远小于 I_y 和 I_z 。在作大机动时,角速度 ω 会很大,故惯性耦合对飞机空间机动动力学特性有很大影响。当然,在小扰动条件下研究飞机运动稳定性和操纵性时,这些项被忽略了。

5.1.3 陀螺耦合

当飞机旋转轴与发动机转子的转轴不重合时,转子则像陀螺一样。为了平衡外力矩,转子开始沿正交方向进动,形成陀螺力矩

$$\mathbf{M}_p = J_p \boldsymbol{\omega}_p \times \boldsymbol{\omega} \quad (5.3)$$

式中 $\boldsymbol{\omega}$ 为飞机旋转角速度, $J_p \boldsymbol{\omega}_p$ 为发动机转子角动量(如米格 21 飞机,在发动机自转状态下,可达 $2550 \text{ kg} \cdot \text{m}^2/\text{s}$)。

对于向右旋转的发动机($\omega_p > 0$),陀螺力矩在体轴上的投影为

$$M_{x,p} = 0, \quad M_{y,p} = -J_p \omega_p \omega_z, \quad M_{z,p} = J_p \omega_p \omega_y \quad (5.4)$$

当飞机绕俯仰方向作机动飞行时($\omega_z \neq 0$),陀螺力矩将使飞机出现侧滑角;而当飞机绕偏航方向机动时($\omega_y \neq 0$),将会引起迎角变化,如图 5.4 所示。

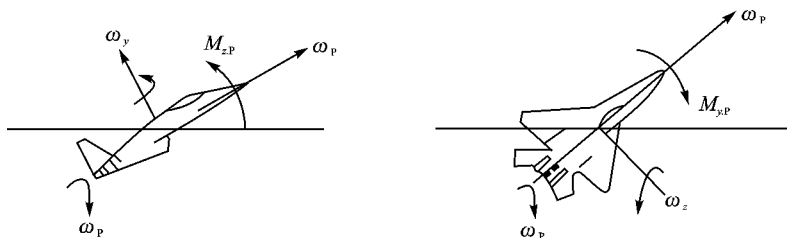


图 5.4 陀螺耦合机理图

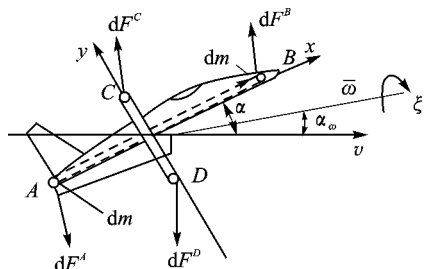


图 5.3 惯性耦合机理图

5.1.4 气动力耦合

纵向和横航向的气动力耦合,主要是迎角对横航向气动力的影响。一般情况下,侧滑角对纵向气动力(阻力除外)的影响不大。

图 5.5 为某现代高机动飞机的主要横航向气动特性。可见在小迎角($\alpha < 15^\circ$)下,除了 m_x^β , $m_{x^y}^{\bar{\omega}}$ 和 $m_{x^x}^{\bar{\omega}}$ 外,其余横航向气动力系数几乎与 α 无关。对于与迎角有关的气动力系数,有时可近似采用线性模型,如 $m_x^\beta = m_{x_0}^\beta + m_{x^a}^{\beta a} \alpha$ 的形式。在大迎角($\alpha > 15^\circ$)后,几乎所有气动力系数都具有鲜明的非线性特征。

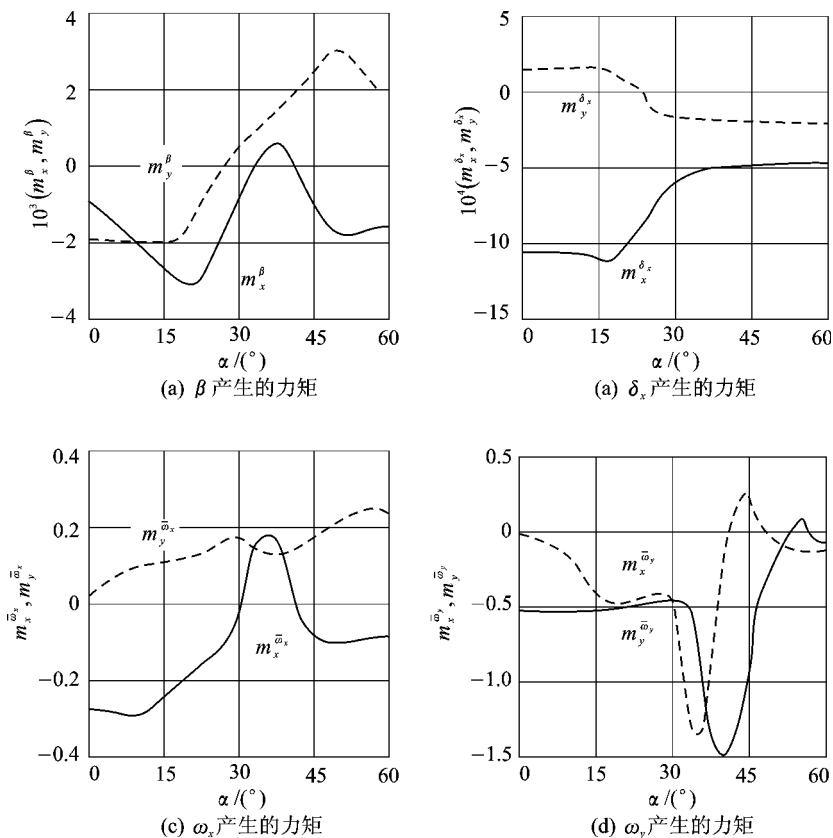
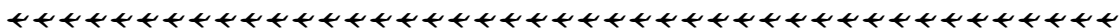


图 5.5 横航向主要气动导数随迎角变化

5.2 急滚动力学

现代飞机由于其惯矩分布特点($I_x \ll I_y, I_z$)和较大的横向气动稳定性,在急滚机动飞行时可能会丧失运动稳定和操纵性。

为阐明飞机急滚时的纵向和横航向运动交感作用的基本特点,假设:飞机的飞行速度固定不变,即 $v = \text{常数}$;飞机进行的是定常滚转机动, ω_x 作为给定的一个参数;考虑到急滚机动是快运动,故可略去气动力和重力作用的影响;开始讨论时不计飞机旋转引起的气动力矩。在上述简化假设条件下,研究急滚运动可用近似的线性方程组,其形式如下:



$$\begin{cases} \frac{d\alpha}{dt} = \omega_z - \beta\omega_{x_*} - \bar{Y}^a\alpha - \bar{Y}^{\delta_z}\delta_z \\ \frac{d\beta}{dt} = \omega_y - \alpha\omega_{x_*} - \bar{Z}^{\beta}\beta - \bar{Z}^{\delta_y}\delta_y \\ \frac{d\omega_y}{dt} = -B\omega_{x_*}\omega_z + \bar{M}_y^{\beta}\beta + \bar{M}_y^{\delta_y}\delta_y + \bar{M}_y^{\delta_x}\delta_x \\ \frac{d\omega_z}{dt} = -A\omega_{x_*}\omega_y + \bar{M}_z^a\alpha + \bar{M}_z^{\delta_z}\delta_z \end{cases} \quad (5.5)$$

式中 $A = (I_y - I_x)/I_z$, $B = (I_z - I_x)/I_y$ 。

由式(5.5)可得特征方程为

$$\begin{aligned} & a_4 s^4 + a_2 s^2 + a_0 = 0 \\ \text{式中} \quad & \begin{cases} a_4 = 1 \\ a_2 = -\bar{M}_z^a - \bar{M}_y^{\beta} + (1 + AB)\omega_{x_*}^2 \\ a_0 = (\bar{M}_z^a + A\omega_{x_*}^2)(\bar{M}_y^{\beta} + B\omega_{x_*}^2) \end{cases} \end{aligned} \quad (5.6)$$

5.2.1 轴对称飞行器

对于轴对称飞行器,由于是轴对称的,因而 $M_y^{\beta} = M_z^a$, $M_y^{\delta_y} = M_z^{\delta_z}$, $I_y = I_z$ (也即 $A = B$)。上述导出的特征方程的系数将简化为

$$\begin{cases} a_4 = 1 \\ a_2 = -2\bar{M}_z^a + (1 + A^2)\omega_{x_*}^2 \\ a_0 = (\bar{M}_z^a + A\omega_{x_*}^2)^2 \end{cases}$$

由特征方程可求得

$$\lambda^2 = \frac{-a_2 \pm \sqrt{a_2^2 - 4a_0a_4}}{2a_4} \quad (5.7)$$

当 $M_z^a > 0$ 时,飞行器是纵向静不稳定的。此时,系数 a_4 和 a_0 均为正值,而当 ω_{x_*} 增加时 a_2 可以从负号变为正号。特征根为稳定的惟一可能是 $\lambda^2 < 0$, 因为这时 λ 为虚数,对应于不衰减的陀螺运动。若 λ^2 为正值或为虚数,则至少有一个根具有正实部。因此飞行器要满足稳定的条件,就是 λ^2 为实数且小于零。于是由式(5.7)可得稳定的必要和充分条件是 $a_2^2 - 4a_0a_4 > 0$ 。将特征方程系数公式代入后,得出保持稳定所需的滚转角速度为

$$\omega_{x_*}^2 > \frac{4M_z^a I_z}{I_x^2} \quad (5.8)$$

当 $M_z^a < 0$ 时,飞行器处于纵向静稳定的状态。此时,系数 a_2 和 a_4 均恒为正值,而 a_0 可能由正值变到零。式(5.8)条件仍能满足,因为 M_z^a 现为负值,故自动器满足。 λ^2 为负值的条件是要求 a_0 为正。因此,在该情况下, ω_{x_*} 的要求应由 $a_0 > 0$ 得出,即

$$(\bar{M}_z^a + A\omega_{x_*}^2)^2 > 0 \quad (5.9)$$

可见,除了使式(5.9)左端等于零的 $\omega_{x_*}^2$ 值外,对任何 $\omega_{x_*}^2$ 值式(5.9)的条件均满足。因此有一个使系统具有中立稳定性的滚转角速度,也就是说,此时有一个零根。这一临界值为

$$|\omega_{x_*}| = \left(\frac{-M_z^a}{I_y - I_x} \right)^{1/2} \quad (5.10)$$

综上所述,可以看到,对于一个气动上静不稳定外形的飞行器,可以通过足够快地旋转来

达到稳定。无翼的导弹就是其中的一例。而一个气动上具有静稳定外形的飞行器,在某个临界滚转角速度时,将处于中立稳定状态。这些现象的出现均是由于俯仰和偏航惯性交感力矩作用的结果,谓之惯性效应。其实这些惯性效应可以看作高速转动引起的陀螺力矩。

5.2.2 面对称飞行器

对于大多数常规飞机,一般情况 M_z^a 和 M_y^a 均为负值,特征方程式系数 a_4 和 a_2 均大于零。按动力学系统稳定性准则,飞机能否实现定常滚转的条件必须为

$$a_0 > 0$$

根据 a_0 表达式(5.6),即要求

$$\begin{cases} \bar{M}_z^a + A\omega_{x*} > 0 \\ \bar{M}_y^a + B\omega_{x*} > 0 \end{cases} \quad \text{或} \quad \begin{cases} \bar{M}_z^a + A\omega_{x*} < 0 \\ \bar{M}_y^a + B\omega_{x*} < 0 \end{cases} \quad (5.11)$$

当系数 $a_0 = 0$ 时,系统处于稳定边界,此时的飞机滚转角速度 ω_x 称为临界滚转角速度 ω_{cr} 。其临界滚转角速度的表达式分别求得

$$\begin{aligned} \omega_{cr,1} &= \sqrt{-\frac{m_z^a q S b_A}{I_y - I_x}} = \omega_a \\ \omega_{cr,2} &= \sqrt{-\frac{m_y^a q S l}{I_z - I_x}} = \omega_\beta \end{aligned} \quad (5.12)$$

现将上述定常滚转稳定条件式(5.11)用临界滚转角速度来表示,则为

$$\begin{cases} \bar{\omega}_a^2 = \frac{\omega_a^2}{\omega_{x*}^2} < 1 \\ \bar{\omega}_\beta^2 = \frac{\omega_\beta^2}{\omega_{x*}^2} < 1 \end{cases} \quad \text{或} \quad \begin{cases} \bar{\omega}_a^2 = \frac{\omega_a^2}{\omega_{x*}^2} > 1 \\ \bar{\omega}_\beta^2 = \frac{\omega_\beta^2}{\omega_{x*}^2} > 1 \end{cases} \quad (5.13)$$

式中 $\bar{\omega}_a^2, \bar{\omega}_\beta^2$ 为临界滚转角速度与飞机定常滚转角速度的比值。当 ω_a 和 ω_β 均大于或小于 ω_{x*} 时,飞机定常滚转运动是稳定的。下面以 $\bar{\omega}_a^2$ 和 $\bar{\omega}_\beta^2$ 为纵、横坐标,画出定常滚转运动稳定边界图,如图 5.6(a)所示。由图可见,边界线将整个区分成四个区域,其中 I 区和 III 区为稳定区域, II 区为偏航发散区, IV 区为俯仰发散区。图 5.6(b)为计及气动阻尼的飞机急滚稳定边界图。

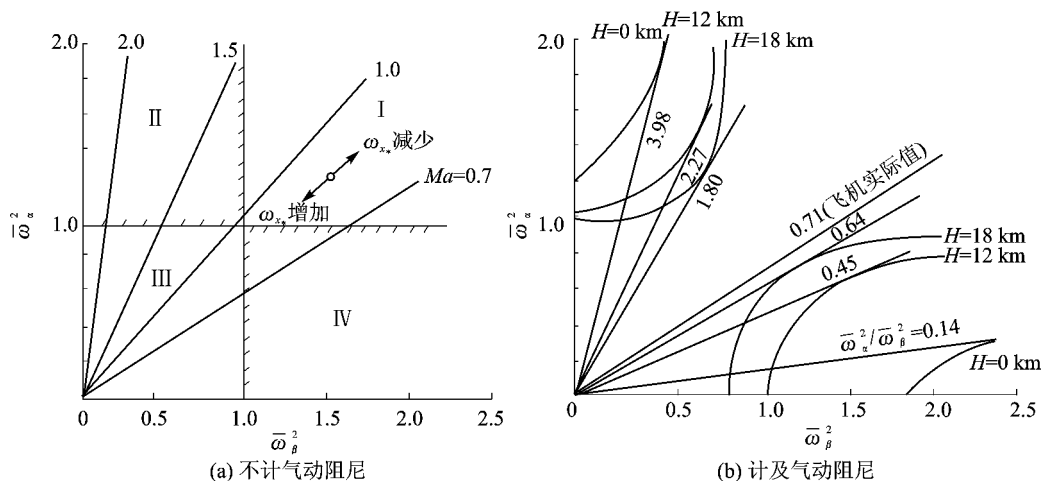


图 5.6 飞机急滚稳定边界图

下面再从物理上解释这些区域的特性。

I 区是稳定区。该区 $|m_z^a|$ 和 $|m_y^b|$ 的值较大,飞机在滚转运动中俯仰和偏航恢复力矩有保持原有迎角和侧滑角趋势;而 ω_{x_*} 较小,惯性交感力矩 $(I_y - I_x)\omega_{x_*}\omega_y$ 和 $(I_z - I_x)\omega_{x_*}\omega_z$ 欲使迎角和侧滑角增大趋势的作用相对较小,故滚转运动将是稳定的。迎角、侧滑角基本保持原状态,如图 5.7(a)所示。

III 区也是稳定区。该区 $|m_z^a|$ 和 $|m_y^b|$ 的值较小,相应的俯仰、偏航恢复力矩很小;而 ω_{x_*} 很大,惯性交感力矩相对恢复力矩极大,飞机在滚转运动中较小的恢复力矩尚来不及发挥作用,因此飞机近似绕主惯性轴旋转,迎角和侧滑角发生周期性交替变化。此时运动也是稳定的,如图 5.7(b)所示。

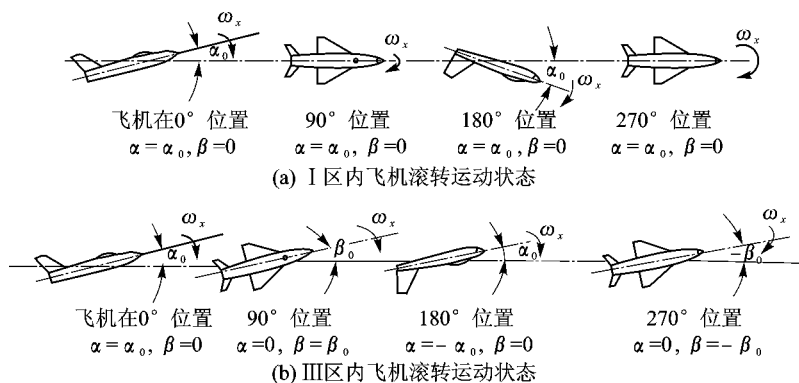


图 5.7 飞机的稳定滚转运动状态

II 区是偏航发散区。该区 $\omega_\beta < \omega_{x_*} < \omega_a$, 即 $|m_z^a|$ 值较大, $|m_y^b|$ 值较小。飞机在滚转运动中,俯仰恢复力矩较大,产生较大的俯仰角速度 ω_z ,使偏航惯性交感力矩 $(I_z - I_x)\omega_{x_*}\omega_z$ 随之增加,而偏航恢复力矩较小不足以平衡,故飞机将出现偏航发散。

IV 区是俯仰发散区。该区 $\omega_\beta > \omega_{x_*} > \omega_a$, 即 $|m_z^a|$ 值较小, $|m_y^b|$ 值较大,结果与 II 区刚好相反。飞机在滚转运动中产生的俯仰惯性交感力矩 $(I_y - I_x)\omega_{x_*}\omega_y$ 较大,俯仰恢复力矩无法予以平衡,故飞机出现俯仰发散。

对于给定飞机,在某基准飞行状态(例如 $Ma=0.7$)以不同滚转角速度飞行时,其稳定情况在稳定边界图上可用一条过原点的直线表示。直线的斜率为

$$\frac{\bar{\omega}_a^2}{\bar{\omega}_\beta^2} = \frac{\omega_a^2}{\omega_\beta^2} = \frac{m_z^a I_y b_A}{m_y^b I_z l}$$

可见随着 ω_{x_*} 增加, $\bar{\omega}_a^2$ 和 $\bar{\omega}_\beta^2$ 值同比例减小,稳定情况将沿直线向原点移动。当 $\omega_{x_*} = \omega_a$ 时,飞机进入俯仰发散区。

不同飞行状态下,仅仅导数 m_z^a 和 m_y^b 随 Ma 数而变。一般情况下,随 Ma 数增加, $|m_z^a|$ 的值相对 $|m_y^b|$ 增加较大,故直线斜率随 Ma 数增加而增加,飞机将由俯仰不稳逐渐变到偏航不稳。这正是现代高速飞机急滚运动的特点。由直线与稳定边界线的交点,可以找出每个飞行状态下的不稳定滚转速度范围 (ω_a, ω_β) 。对于亚声速飞行状态, $\omega_a < \omega_\beta$; 而对于超声速飞行状态, $\omega_a > \omega_\beta$ (见图 5.6(a))。

上述结果是在没有考虑阻尼力矩简化条件下得出的,因此要求过于苛刻。在方程(5.5)中计及阻尼力矩后,同样的方法,根据特征方程常数项 $a_0 > 0$ 条件,得出的急滚稳定边界图如

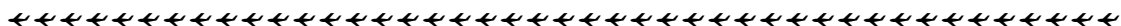


图 5.6(b) 所示。由图看出, II, IV 区不稳定区随着稳定边界的移动将要缩小。图中还画出了同一 Ma 数下, 不同飞行高度下的稳定边界, 由于阻尼力矩随高度减小而增加, 从而使得稳定区进一步增大。

5.3 偏离动力学

目前第三代飞机广泛采用近距耦合鸭翼-三角翼组合, 或者具有前缘边条翼布局, 以利用涡升力提高最大升力系数 $C_{y, \max}$ 。然而在达到 $C_{y, \max}$ 前, 由于气动力矩特性变化, 出现 $m_z^a > 0$ 或 $m_y^\beta > 0$, 结果会造成飞机偏离, 丧失稳定性或者飞机失控。常见的现象有:

- ① 上仰。是一种非指令的、突然的迎角增大现象。
- ② 机头侧偏。是一种非指令的偏航方向发散现象。
- ③ 机翼摇晃。是一种非指令的主要是滚转方向的振荡现象。
- ④ 深失速。是一种超过失速迎角, 而旋转角速度很小、下降率较高的失控状态。

如不进行控制, 这些现象最终可能发展到进入失速、尾旋的地步。

为了避免这些现象发生, 根据其运动机理, 从飞机设计实践中已得到一些预测判据, 从而可定出机动边界限制。在飞机设计初始阶段, 仅通过静态吹风数据得出的某些判据, 称为静态判据; 进一步有了动态吹风结果后, 通过全局稳定性得出的判据, 称为动态判据。随后介绍机翼摇晃现象。

5.3.1 偏离预测判据

1. 静态判据

(1) 偏航静稳定参数 $m_y^\beta(\alpha, \beta)$

高速飞机出现偏离而后进入尾旋的一个主要因素是大迎角下失去航向静稳定性, 造成方向自转。故可将 $m_y^\beta(\alpha, \beta) = 0$ 作为最简单的偏离边界。下面以某机为例, 用 α 表示纵坐标, β 表示横坐标, 偏离边界 $m_y^\beta(\alpha, \beta) = 0$ 绘成的曲线如图 5.8 所示。

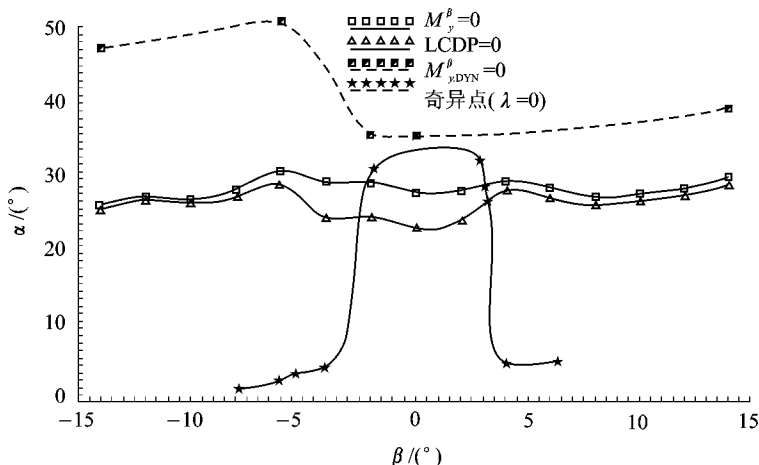


图 5.8 偏离敏感边界图

由图可见,此时在 $\beta = \pm 24^\circ$ 范围内,只要 $\alpha < 30^\circ$,则飞机具有航向静稳定性,不易出现偏离现象。

(2) 动态偏航静稳定参数 $m_{y, \text{DYN}}^\beta(\alpha, \beta)$

该参数又称为侧滑偏离参数,目前作为飞机偏离敏感性判据之一,定义为

$$m_{y, \text{DYN}}^\beta(\alpha, \beta) = m_y^\beta(\alpha, \beta) \cos \alpha + \frac{I_y}{I_x} m_x^\beta(\alpha, \beta) \sin \alpha \quad (5.14)$$

认为 $m_{y, \text{DYN}}^\beta < 0$ 将不会产生航向发散偏离。

该参数含义是将由侧滑角产生的滚转、偏航力矩投影在稳定轴系的 Oy_s 上(见图 5.9),并除以相应的惯性矩,即得侧滑角加速度表示式

$$\ddot{\beta} = \frac{m_{y_s}^\beta}{I_{y_s}} qSl\beta = \left(\frac{m_y^\beta}{I_y} \cos \alpha + \frac{m_x^\beta}{I_x} \sin \alpha \right) \beta qSl$$

略去不同坐标系惯性矩 I_{y_s} 和 I_y 的差别,上式可表示为

$$\ddot{\beta} = \left(\frac{m_y^\beta}{I_y} \cos \alpha + \frac{m_x^\beta}{I_x} \sin \alpha \right) qSl\beta = m_{y, \text{DYN}}^\beta \frac{qSl}{I_y} \beta$$

可见动态偏航静稳定性即是稳定轴系航向静稳定性。显然,当 $m_{y, \text{DYN}}^\beta < 0$ 时,正侧滑产生的 $\ddot{\beta} < 0$,即无航向发散的趋势。以同例画出该判据的边界曲线 $m_{y, \text{DYN}}^\beta(\alpha, \beta) = 0$,其形状如图 5.8 所示。与边界条件 $m_y^\beta(\alpha, \beta)$,相比,不出现偏离的允许迎角有少许增大。

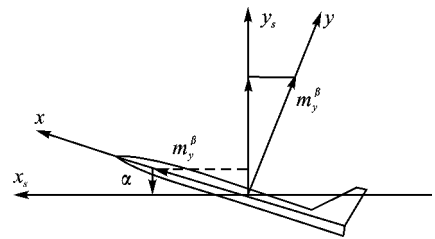


图 5.9 稳定轴系航向静稳定性 $m_{y, \text{DYN}}^\beta$ 推导

(3) 横向操纵偏离参数 LCDP

该参数目前也作为飞机偏离敏感性判据之一,主要预测副翼操纵滚转反效或不利偏航所产生的滚转力矩超过副翼操纵力矩的情况下引起的偏离现象。仅副翼操纵下的参数定义为

$$\text{AADP} = m_y^\beta(\alpha, \beta) - m_x^\beta(\alpha, \beta) \frac{m_{y_s}^{\delta_x}(\alpha, \beta)}{m_x^{\delta_x}(\alpha, \beta)} \quad (5.15)$$

式中右边第二项明显表示飞机存在侧滑条件下,副翼操纵引起的侧滑角的变化趋势。一般情况下,副翼操纵会产生滚转和偏航力矩。在副翼操纵效果极差的条件下,按横向静平衡条件,求得

$$\beta = - \frac{m_x^{\delta_x}(\alpha, \beta)}{m_y^{\delta_x}(\alpha, \beta)} \delta_x$$

而偏航方向力矩,考虑到上式后则为

$$\begin{aligned} m_y^\beta(\alpha, \beta) \beta qSl + m_y^{\delta_x}(\alpha, \beta) \delta_x qSl &= \left[m_y^\beta(\alpha, \beta) + \frac{m_y^{\delta_x}(\alpha, \beta) \delta_x}{\beta} \right] \beta qSl = \\ &= \left[m_y^\beta(\alpha, \beta) - m_x^\beta(\alpha, \beta) \frac{m_y^{\delta_x}(\alpha, \beta)}{m_x^{\delta_x}(\alpha, \beta)} \right] \beta qSl = \\ &= \text{AADP} \cdot \beta qSl \end{aligned}$$

可见, AADP 参数的实质是考虑副翼操纵下飞机产生的偏航力矩对 β 的导数。同样当 $\text{AADP} < 0$ 时,则 β 有减小趋势,偏航方向稳定。同例按该边界画成的曲线表示在图 5.8 上,结果显示 $\alpha < 28.5^\circ$,不会出现偏离现象。

对于现代飞机为提高机动性和减小侧滑角,采用副翼方向舵交联系统的情况,即 $\delta_y =$

$K_{\delta_x}(\alpha)\delta_x$, 此时的横向操纵偏离参数可写成

$$\text{LCDP} = m_y^\beta(\alpha, \beta) - m_x^\beta(\alpha, \beta) \left[\frac{m_y^{\delta_x}(\alpha, \beta) + K_{\delta_x}(\alpha)m_y^{\delta_y}(\alpha, \beta)}{m_x^{\delta_x}(\alpha, \beta) + K_{\delta_x}(\alpha)m_x^{\delta_y}(\alpha, \beta)} \right] \quad (5.16)$$

式中 $K_{\delta_x}(\alpha) = \delta_y / \delta_x$ 。

(4) Weissman 组合偏离判据

该判据是由 $m_{y, \text{DYN}}^\beta$ 和 LCDP 组成的偏离判据。纵坐标取 LCDP 指标, 横坐标取 $m_{y, \text{DYN}}^\beta$ 指标, 整个区域根据大量飞行试验和飞行模拟结果分成四个区域: A 区为无偏离区, B 区为轻度偏离区, C 区为中度偏离区, D 区为强烈偏离区, 如图 5.10 所示。

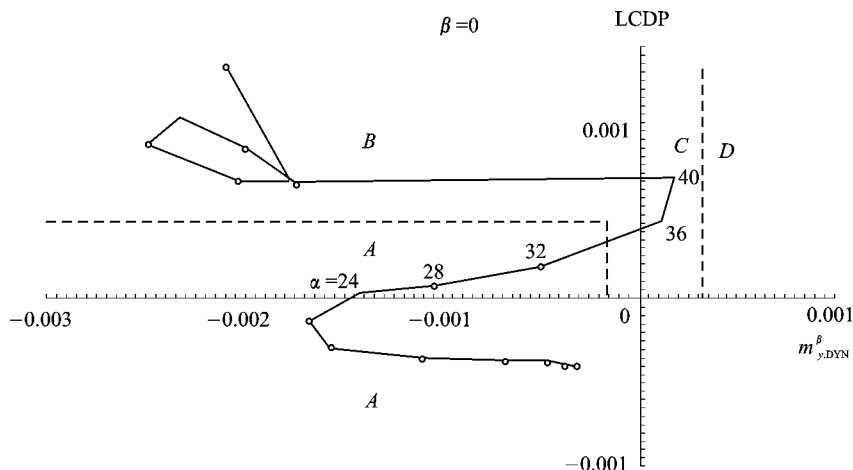


图 5.10 Weissman 组合偏离判据

同一实例, 在 $\beta=0^\circ$ 时, 计算不同迎角下的 LCDP 和 $m_{y, \text{DYN}}^\beta$ 的值, 绘出曲线表在图 5.10 上。从而可以判断, 飞机出现偏离时的迎角为 34° 。不同侧滑角, 曲线形状有所不同, 偏离迎角会有所差别, 如 $\beta=6^\circ$, 偏离迎角为 36° 。

(5) $(\beta+\delta)$ 轴稳定性指标

这是另一种 $m_{y, \text{DYN}}^\beta$ 和 LCDP 组成的偏离判据, 用来预测偏离迎角。首先定义两个角度

$$\begin{aligned} \alpha_{-\beta} &= \alpha + \arctan\left(\frac{m_y^\beta I_x}{m_x^\beta I_y}\right) \\ \alpha_\delta &= \alpha + \arctan\left(\frac{m_y^\delta I_x}{m_x^\delta I_y}\right) \end{aligned} \quad (5.17)$$

当 $\alpha_\delta = f_1(\alpha)$ 曲线在 $\alpha_{-\beta} = f_2(\alpha)$ 曲线之上或 $\alpha_{-\beta} < 0$ 时, 飞机将出现不稳定趋势, 如图 5.11 所示。下面来解释出现不稳定的条件。

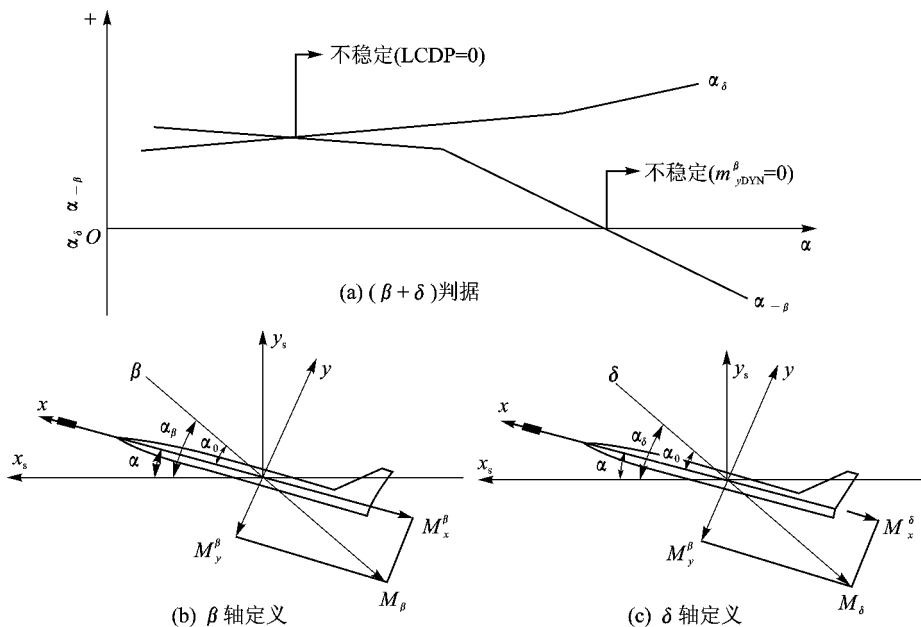
● $\alpha_{-\beta} < 0$ 边界

由图 5.11(b) 可见, 侧滑引起的飞机瞬态反应应由 M_{β}^β 和 M_y^β 力矩确定, 其合力矩方向称 β 轴。按图示几何关系, $\alpha_{-\beta}$ 即为 β 轴与 Ox_s 轴之间夹角, 即

$$\alpha_{-\beta} = \alpha + \alpha_0$$

式中 $\alpha_0 = \arctan\left(\frac{m_y^\beta J_x}{m_x^\beta J_y}\right)$ 。

显然, 当 $\alpha_{-\beta} < 0$ 时, 即

图 5.11 $(\beta + \delta)$ 轴偏离判据

$$\alpha + \alpha_0 = \alpha + \arctan\left(\frac{m_y^\beta I_x}{m_x^\beta I_y}\right) < 0$$

通常,飞机具有横航向静稳定性, $m_x^\beta < 0$ 和 $m_y^\beta < 0$, 于是上式可改写成

$$m_y^\beta \cos \alpha + m_x^\beta \frac{I_y}{I_x} \sin \alpha = m_{y,DYN}^\beta > 0$$

可见不稳定边界 $\alpha_{-\beta} < 0$ 对应着动态偏航静稳定判据 $m_{y,DYN}^\beta > 0$ 。

● $\alpha_\delta - \alpha_{-\beta} > 0$ 边界

α_δ 含义类似 $\alpha_{-\beta}$ 。由图 5.8(c) 可见, 舵偏角 δ (包含 δ_x 和 δ_y) 产生的飞机瞬态反应, 将由 M_y^δ 和 M_x^δ 力矩确定, 其合力矩方向称 δ 轴。 α_δ 即为 δ 轴与 Ox_s 轴之间的夹角。按图上几何关系可得

$$\alpha_\delta = \alpha + \alpha_0$$

式中 $\alpha_0 = \arctan\left(\frac{m_y^\delta I_x}{m_x^\delta I_y}\right)$ 。

于是

$$\alpha_\delta - \alpha_{-\beta} = \arctan\left(\frac{m_y^\delta I_x}{m_x^\delta I_y}\right) - \arctan\left(\frac{m_y^\beta I_x}{m_x^\beta I_y}\right) > 0$$

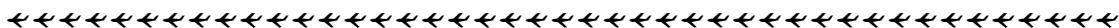
通常飞机具有横航向静稳定性, $m_x^\beta < 0$ 和 $m_y^\beta < 0$; 操纵导数 $m_x^\delta < 0$ 和 $m_y^\delta < 0$ 。上式又可改写成

$$m_y^\beta - m_x^\beta \frac{m_y^\delta}{m_x^\delta} = LCDP > 0$$

这表明不稳定边界 $\alpha_\delta - \alpha_{-\beta} > 0$ 对应着横向操纵偏离判据 $LCDP > 0$ 。

2. 动态判据

在取得飞机的动态吹风结果后, 可采用微分方程定性理论进行全局稳定性分析, 得出相应的偏离动态判据。



将 3.2 节中导出的机体-机体系飞机的非线性运动方程组写成一般形式:

$$\frac{dx}{dt} = f(x, \delta) \quad (5.18)$$

在忽略速度大小和重力对运动影响的情况下,方程为五阶非线性微方程。状态变量 $x = [\alpha, \beta, \omega_x, \omega_y, \omega_z]^T$ 。对于常规飞机,操纵变量 $\delta = [\delta_x, \delta_y, \delta_z]^T$ 。

首先求出平衡状态,令

$$f(x, \delta) = 0 \quad (5.19)$$

显然平衡状态将是 5×3 的空间曲线。在具体实用计算时,将轮换给定操纵变量 δ 中的两个,平衡状态仅随一个操纵变量变化,于是得到平衡曲线

$$x = f(\delta_i)$$

式中 δ_i 可以是 $\delta_x, \delta_y, \delta_z$ 中任何一个。

然后,判别各平衡状态的稳定性。按微分方程定性理论可以定义雅可比矩阵为

$$F = \frac{\partial f}{\partial x} = \left(\frac{\partial f_i}{\partial x_j} \right) \quad (i, j = 1, 2, \dots, 5) \quad (5.20)$$

将平衡状态值代入上式,当雅可比矩阵出现奇异时,这些平衡状态称为分歧点。其分歧点特性与雅可比矩阵秩 R 有关。当出现 $[n-R]=1$ 时,式中 n 为方程阶次,表示雅可比矩阵 F 特征值存在零值,平衡状态出现突跃,即飞机将会突然出现偏离现象。由此可以提出偏离判据。

通过实例计算分析,动态偏离判据仅以不同方向舵 δ_y 和升降舵 δ_z 值下,求得雅可比矩阵出现 $\lambda=0$ 特征值的平衡状态作为偏离状态。

以同一实例,按上面求得的偏离状态参数绘成一边界曲线,表示在图 5.8 上。可见侧滑角 β 仅在 $\pm 3^\circ$ 内,迎角 α 小于 32° ,飞机不会出现偏离现象。与其他偏离判据相比,侧滑角的影响明显显示。通过上述的分析判别,为飞机初步设计阶段确定机动边界限制提供了依据。

当然,该判据会有一定局限性。因其仅是按 δ_y 和 δ_z 操纵下的突跃偏离状态来定的,而不是按全部突跃偏离状态而定的,故在实际使用中还要通过飞行模拟验证。

5.3.2 机翼摇晃

机翼摇晃是一种主要以绕 Ox 轴滚转的极限环振荡运动,是一种不衰减的自激振荡。这种极限环振荡在各种飞机构形中都出现过,如美国的 F—15, F—16, X—29 和 X—31 等。机翼摇晃的主要能源是机翼本身。对于薄翼、小展弦比、大后掠机翼的飞机,在大迎角时是容易产生机翼摇晃的。然而,对于不是大后掠机翼的飞机构型,但机身细长、锥形前机身的飞机也显示出机翼摇晃。后一种的机翼摇晃称为机身诱导的机翼摇晃。还有薄翼、展弦比很小(通常小于 0.5)的锐缘矩形翼,由于侧缘涡的运动,也可能出现机翼摇晃。当然,目前感兴趣的只是前两种机翼摇晃的情况。

大迎角时滚转阻尼丧失是飞机构型易受机翼摇晃的因素,但不一定产生持续的机翼摇晃。图 5.12 表示 F—5 和 X—29 飞机在大迎角下滚转阻尼丧失的情况。很有趣的是这两架飞机的前机身类似,而机翼平面形状有根本的不同。但在大迎角下滚转阻尼都丧失了。

因此,产生持续的机翼摇晃运动必然还有一些其他气动方面的原因。至今看法比较一致的原因有:横侧向气动特性的非线性;滚转力矩随侧滑角/滚转角变化中的气动力滞迟;滚转阻尼的非线性变化,如小侧滑角/滚转角时出现负阻尼,大侧滑角/滚转角时出现正阻尼等。

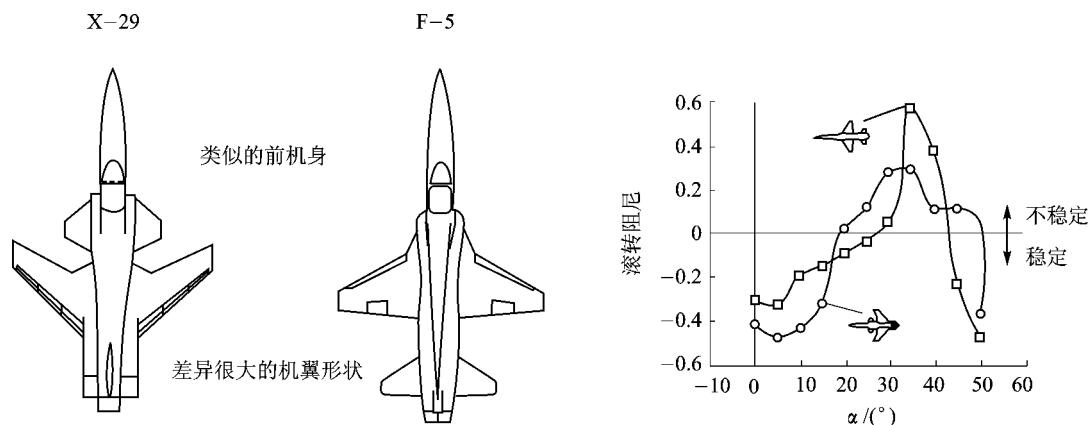


图 5.12 大迎角下滚转阻尼损失的示意图

现代战斗机的非线性气动特性,正是由于采用了大后掠、薄三角形机翼和长的、大细长比的前机身构形而带来了复杂的涡流场的结果。图 5.13 为某机的翼身组合体阻尼和交叉导数变化,其中包含了迎角变化 $\dot{\alpha}$ 和侧滑角变化 $\dot{\beta}$ 引起的部分。从图中可以看出,这些动导数随着迎角是如何剧烈地、突然地变化。当然这些导数使用时,只能反映气动力矩的局部线性变化。精确地估算这些力矩必须采用新的非线性数学模型。

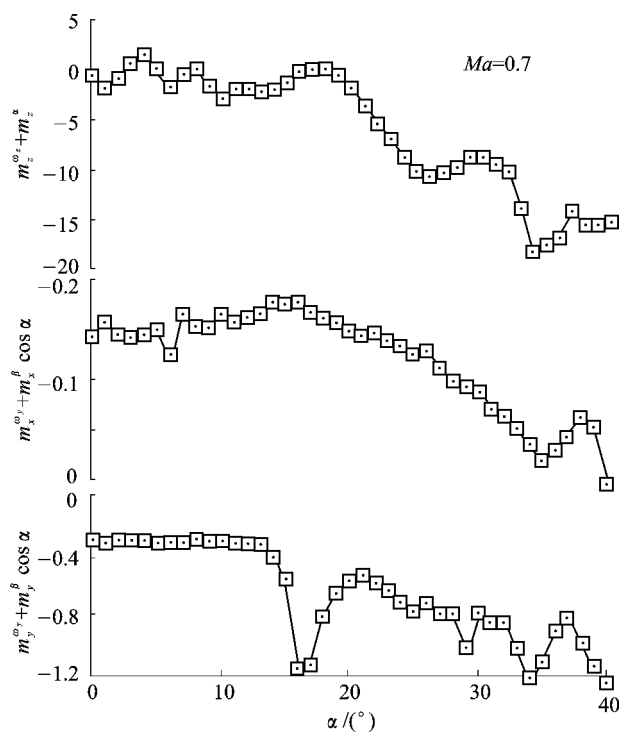
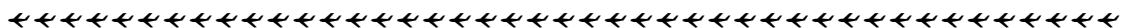


图 5.13 某机的翼身组合体阻尼导数变化曲线



另一个非线性气动力矩系数实例如图 5.14 所示。这是一架战斗机在小速度、大迎角下的特性。从图上可见,偏航阻尼导数出现突然变化,且在 $\alpha=60^\circ$ 处出现很大的负阻尼。而两个交叉导数也显示出突然变化和大的峰值。有趣的是这些峰值的出现与机翼后掠角、有无垂尾没有多大关系,而是前体涡造成的后果。

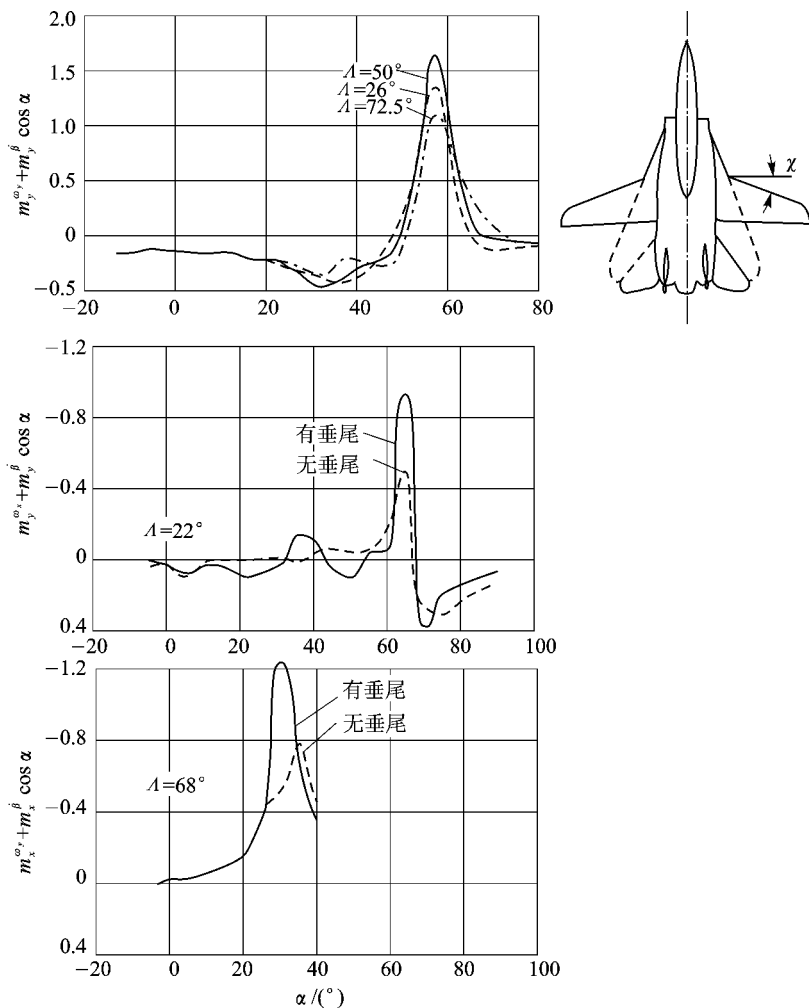


图 5.14 常规战斗机构型的阻尼导数变化曲线

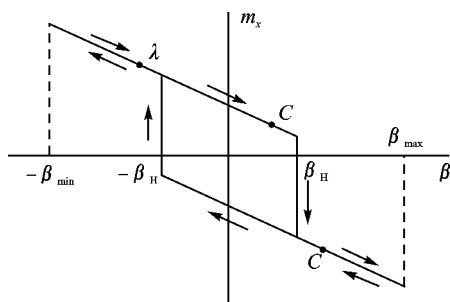


图 5.15 滚转力矩气动滞迟的示意图

气动力滞迟一般来说是由于流动时间延迟引起的。例如第 3 章中所介绍的洗流时差,结果会产生俯仰阻尼力矩。对于大后掠三角翼,一种可能引起的滚转力矩滞迟现象如图 5.15 所示。其流动是由于涡强度、涡位置和涡破碎点位置变化的时间延迟造成的。鉴于这种复杂的流动现象,用准定常方法来预测机翼摇晃是不行的。因为准定常方法认为飞机在动态过程中作用在其上的气动力和力矩,只与运动的瞬

态参数有关。当时间延迟效应比较小时,准定常方法还是有效的。

但时间延迟的效应取决于振荡运动的频率和幅值。这种由于气动力非线性和滞迟引起的机翼摇晃,只能采用复杂的非线性动力学模型进行数值分析和飞行模拟。若需详细了解机翼摇晃时的非线性气动力特性以及求解其动态过程,可参阅有关资料。

5.4 尾旋动力学

尾旋是大于临界迎角飞行时出现的一种惯性交感效应影响显著的现象。当飞机失速而不加操纵,或者大迎角下受到剧烈的侧风或垂直突风扰动时,飞机就可能发生急剧的滚转和偏航运动。伴随着滚转和偏航,飞机机头向下并围绕空中某一垂直轴以很小的半径沿很陡的螺旋轨迹急剧下降,这种现象称为尾旋。

根据尾旋运动的特征,如飞行方向(迎角的正负)、姿态角大小、旋转角速度和是否振荡等可以分成若干类型。美国军用规范将在尾旋前面用加修饰词来表示。其修饰词如表 5.1 所列。

表 5.1 修饰词

方向(α)	姿态(ϑ)	速率(ω)	振 荡
正的 倒飞的	非常陡的 陡的 平的	缓慢的 快速的 非常迅速的	均匀的 轻度振荡 振荡 显著振荡 剧烈振荡

每组修饰词对应的数字指标见有关文献。

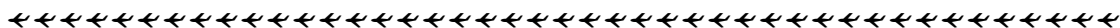
显然,尾旋运动是一种非常危险的飞行状态,故在飞机设计时就应考虑如何防止其进入。目前采用飞机非线性微分方程进行全局稳定性分析,可以初步预测飞机进入尾旋的 α 和 ω_y 的范围,随后采用限制措施;同时,在飞机设计时还应考虑飞机一旦进入尾旋,应采取什么措施改出。下面则着重从物理上简要介绍飞机进入和改出尾旋的运动机理以及形成尾旋后的特性。详细的尾旋运动知识参见有关文献。

整个尾旋运动可以分成进入阶段、定常阶段和改出阶段。

5.4.1 进入阶段

自转是飞机进入尾旋的根本原因。在无侧滑的情况下,飞机自转通常是由机翼引起的。在某些飞机上,尾翼和机身也可能产生大的自转力矩。原则上,绕任何一个物体出现非对称流动都会产生自转力矩,从而可能进入尾旋。

对于低速飞机而言,当迎角超过临界迎角 α_{cr} 时,飞机的横侧扰动如扰流不对称或不慎操纵引起正的 ω_x ,右翼迎角将大于左翼,但其升力反而小于左翼,见图 5.16。结果产生的横向力矩将加速飞机滚转,即滚转阻尼导数 $m_{\dot{x}}^{\omega_x}$ 变为正值。这种现象称为机翼自转。



从图 5.16 上可看到,这种机翼自转,开始随着转速增加,左右翼升力差值变大,自转力矩增大。但当转速继续增加时,由于左翼升力系数也逐渐变小,故自转力矩也逐渐减少。直到某一转速时,自转力矩降低到零。因此,对某一迎角,有一稳定的自转角速度。

机翼自转的同时,左右两翼迎角的不同,也会引起阻力显著差别,形成颇大的偏航力矩,即 $M_y^{\omega_x} \omega_x < 0$ 。产生的负偏航角速度 ω_y 与自转角速度 ω_x 合成的角速度矢量 ω 将沿着相对风方向,即飞行轨迹方向。此时的俯仰惯性交感力矩 $(I_y - I_x) \omega_x \omega_y$ 力图使迎角进一步增大,而俯仰恢复力矩 $M_z^{\alpha} \alpha$ 不足,升力 Y 不再增加而减小,飞机下沉。最后飞机达到平衡,进入等速稳定旋转状态,即进入定常阶段。

以上讨论的是无侧滑情况。如在尾旋进入过程中存在侧滑,则会对自转角速度产生一定影响。假定机翼以某 ω_x 向左自转 ($\omega_x < 0$),如此时出现右侧滑 ($\beta > 0$),处于失速状态的左翼有效后掠角增加,展向分速增大,有可能使附面层堆积加厚和分离严重,造成升力更为减少,自转加快。反之,如造成左侧滑 ($\beta < 0$),则自转有可能趋于缓和,如图 5.17 所示。对于右滚转 ($\omega_x > 0$),情况刚好相反。侧滑角可能影响自转现象,对于改出尾旋的操纵有着重要作用。

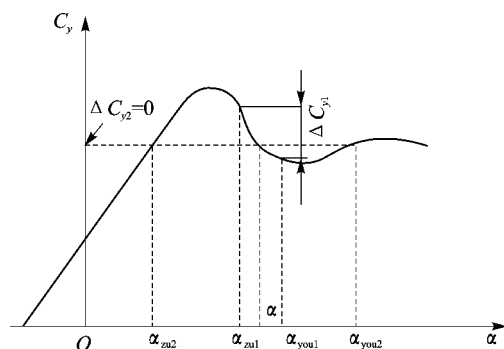


图 5.16 $\alpha > \alpha_{ij}$ 后产生机翼自转的机理

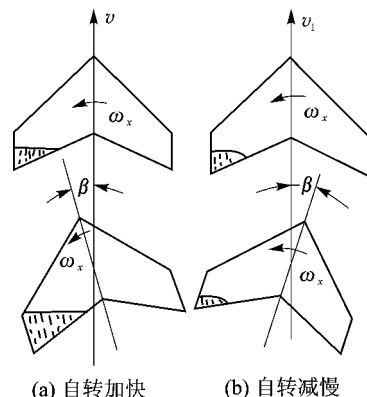


图 5.17 侧滑角对自转的影响

对于现代高速飞机,由于其气动布局的特点,通常在飞机超过临界迎角后,升力特性随迎角增大下降缓慢或几乎不变,这样左右翼的升力差形成不了机翼自转力矩。但当飞机进入失速后,由于丧失航向静稳定性 ($m_y^{\beta} > 0$),出现方向自转现象。一有侧滑,如 $\beta < 0$,会加速偏航旋转 ($\omega_y < 0$)。与此同时,也会产生滚转力矩,即 $M_x^{\omega_y} \omega_y > 0$ 。产生的正的滚转角速度 ω_x 与方向自转角速度 ω_y 合成的角速度矢量 ω 沿着飞行轨迹方向;产生的俯仰惯性交感力矩 $(I_y - I_x) \omega_x \omega_y$ 使迎角进一步增大,最终也将进入定常尾旋阶段。

5.4.2 定常阶段

飞机进入定常尾旋阶段,其飞行速度 v 、旋转角速度 ω 、迎角 α 和侧滑角 β 均为常值,故作用在飞机上的力和力矩均处于平衡状态。此时作用于飞机上惯性力矩始终等于气动力矩,尾旋的特性就可视飞机为一质点处理。

飞机的受力情况如图 5.18 所示。在气流分离的情况下,气动力 R 可认为垂直于翼弦。显然,定常尾旋时,气动力 R 的垂直分量与重力平衡, R 的水平分量与离心力平衡。上述平衡

方程可写为

$$\begin{cases} G = \frac{1}{2} C_R S \rho v^2 \sin \alpha \\ \frac{G}{g} r \omega^2 = \frac{1}{2} C_R S \rho v^2 \cos \alpha \end{cases} \quad (5.21)$$

式中 r 为尾旋半径。

从方程可求得尾旋速度

$$v = \sqrt{\frac{2G}{\rho S C_R \sin \alpha}} \quad (5.22)$$

式中 $C_R = K_R C_{y, \max}$ 。对于平直翼取 $K_R = 1$ ；对于三角翼取 $K_R = 1.2 \sim 1.3$ 。

$$r = \frac{g \cot \alpha}{\omega^2} = \frac{g l^2 \cot \alpha}{4 v^2 \omega^2} \quad (5.23)$$

式中 $\bar{\omega} = \omega l / 2v$ 。

尾旋每周时间和高度损失分别为

$$\begin{cases} t = \frac{2\pi}{\omega} = \frac{\pi l}{\bar{\omega} v} \\ h = vt = \frac{\pi l}{\bar{\omega}} \end{cases} \quad (5.24)$$

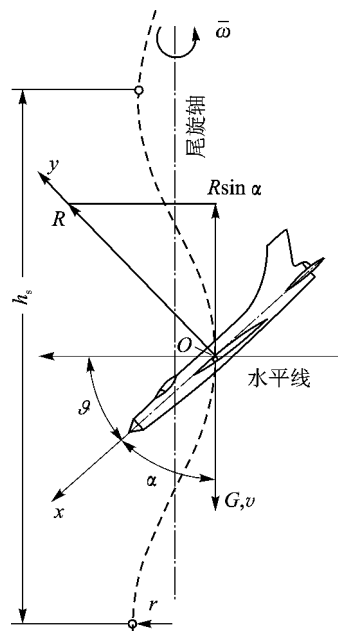


图 5.18 定常尾旋中的飞机运动轨迹

5.4.3 改出阶段

改出尾旋的关键在于停止自转并将迎角减至 α_{cr} 以下。从直观上看,在改出尾旋时首先想到的是推杆来减少迎角。但实践表明,这一操纵可能是无效甚至是有害的。这是因为尾旋时水平尾翼上的气流已经分离,操纵升降舵时不足以产生使飞机迎角减至 α_{cr} 以下的俯仰力矩。

那么如何来制止飞机自转?通常采用的有两种操纵方法,即蹬反舵和顺压杆来改出尾旋。

假设飞机处于右尾旋状态($\omega_x > 0, \omega_y < 0$)。蹬反舵操纵即是向尾旋运动相反方向蹬舵,此时应蹬左舵($\delta_y < 0$),偏航操纵力矩的作用 $M_{y\delta_y} \delta_y > 0$,使偏航角速度减小,起到制偏作用;同时还产生对改出尾旋有利的侧滑角,使自转减慢。当飞机转速减至相当程度,从而大大降低了上仰惯性交感力矩 $(I_y - I_x) \omega_x \omega_y$ 后,再猛然推杆,让飞机低头进入俯冲,再拉杆改出尾旋,转入正常飞行状态。

顺压杆操纵即是顺着尾旋方向压杆,此时应右压杆($\delta_x < 0$),飞机在横向操纵力矩 $M_{x\delta_x} \delta_x > 0$ 的作用下加速滚转,造成偏航惯性交感力矩 $(I_z - I_x) \omega_x \omega_z$ 增加,以制止飞机偏转,减小了偏航角速度;同时形成侧滑,使自转减慢。同样当飞机转速减到某程度,上仰惯性交感力矩作用大大减小,驾驶员再猛推杆,飞机也可以改出尾旋。

当然,如蹬反舵和顺压杆同时操纵,则尾旋改出的效果更迅速。

图 5.19 为某机的进入尾旋、形成尾旋和改出尾旋的整个时域响应。飞机进入右尾旋的操纵是:采用拉杆到底,再蹬右全舵($\delta_y > 0$)和右压杆到底($\delta_x > 0$)的方案。从图上可见,拉杆操纵在 10~17 s 内完成,约在 17 s 同时蹬右舵和右压杆,约过 5~6 s,飞机进入了尾旋的迎角和偏航角速度,约在 25 s 时飞机形成右尾旋,两圈后发展成定常尾旋,其迎角在 $52^\circ \sim 55^\circ$,偏航角速度约为 $110^\circ/\text{s}$ 。在尾旋旋转六圈后进行改出操纵:采用蹬反舵、前推杆和副翼中立的方

案,飞机很快从尾旋中改出而进入正常飞行状态,所需时间仅 5~10 s。

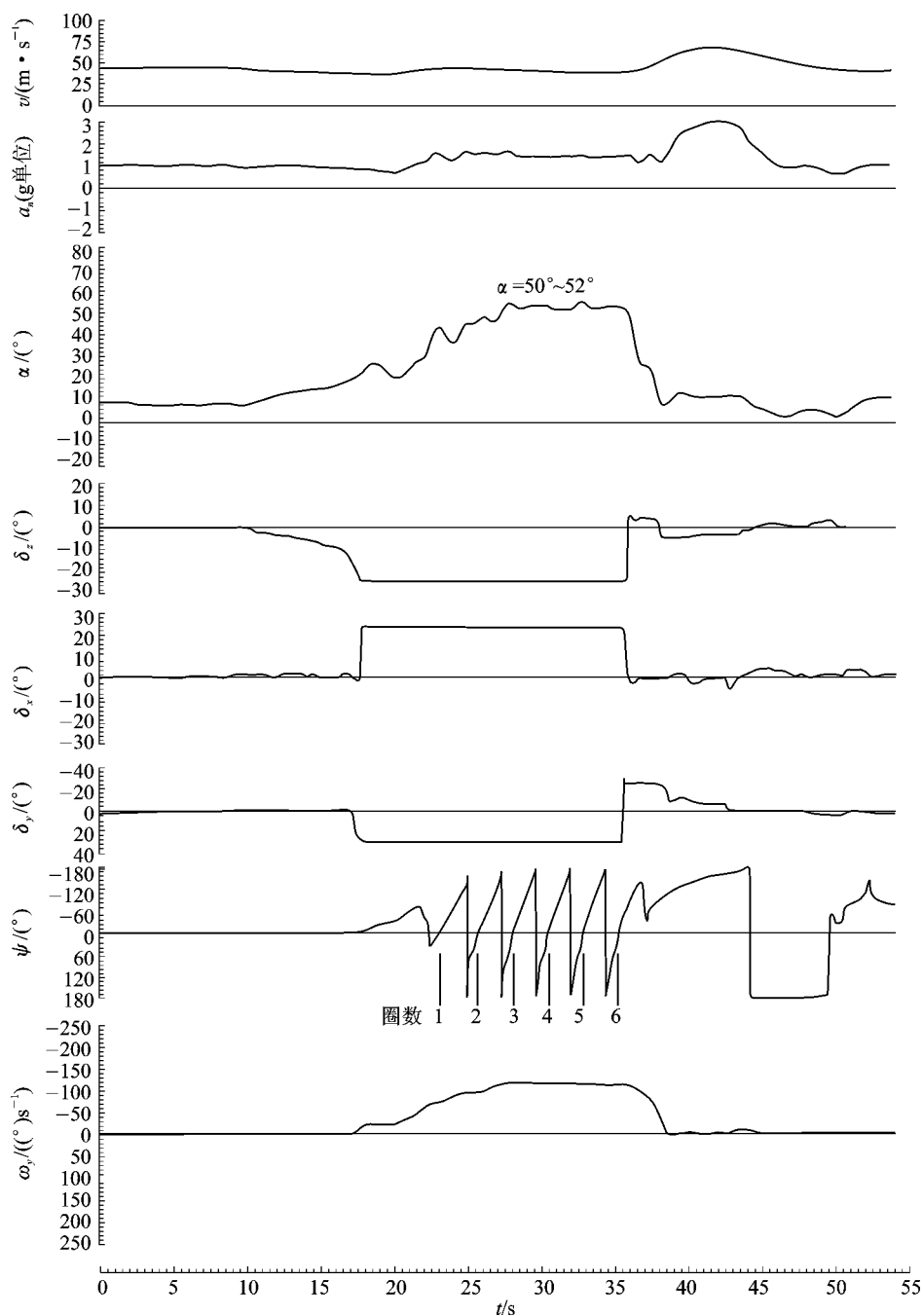


图 5.19 某机尾旋的时域响应

5.5 空间运动的自动控制

实现上述复杂的空间运动,首先应保证飞机具有良好的稳定性和操纵性。现代控制技术和电子技术不断发展,已很好地解决了这一问题。尤其是电传操纵系统的出现,推力矢量控制技术,使得飞机在空间活动范围更大,甚至可以在过失速区进行机动,运动特性也有不少变化,空战效能也随之大大提高。

显然实现空间运动的飞控系统类型很多,大致有两类。一类为实现正常飞行用的。对飞行中的某些状态参数加以限制,即所谓边界控制系统,以保证飞行安全,避免事故发生。一旦进入危险飞行状态,如偏离、尾旋等,飞机又能自动改出,这样驾驶员可以大胆地操纵飞机。另一类则是为实现超机动飞行用的。此时飞机已进入临界飞行范围,运动呈强非线性状态,飞控系统采用了诸如放宽静稳定、直接力控制、机体涡控制和推力矢量控制等新技术,以保证飞机能顺利完成超机动飞行。这类飞控系统目前还在发展中,但已取得了相当好的效果,提高了机动性,增强了飞机敏捷性。

下面仅从原理上简单介绍这些飞控系统。

5.5.1 过载/迎角限制系统

现代飞机高速飞行时,迎角虽然不大,但可能引起较大的过载。驾驶员的操纵一旦有疏忽,就会使飞机产生过大的过载,危及飞行安全,必须加以限制。在低速飞行时,驾驶员操纵疏忽所引起的过载不大,但迎角可能很大,甚至达到失速迎角,也会引起危险,故也必须限制迎角。常见的过载/迎角限制系统如图 5.20 所示。

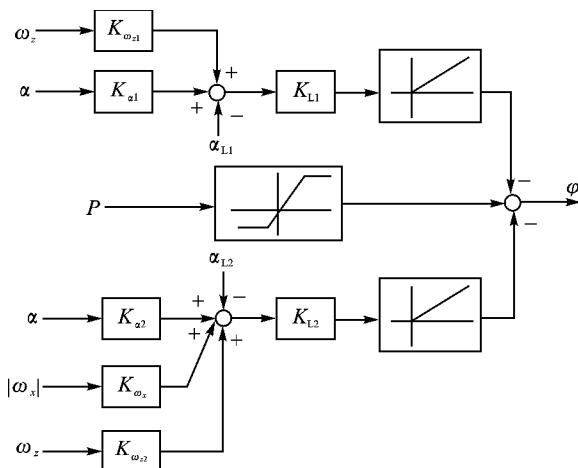


图 5.20 过载/迎角限制系统原理图

过载的限制很容易实现,通常在杆力传感器后接入一个非对称限幅电路,过大的杆力信号将限制在某个值之内,从而限制了飞机最大过载。一般最大正过载值大于最大负过载值。

迎角的限制实现相对复杂些,通常通过迎角传感器引入迎角反馈信号,来抵消一部分控制信号,达到限制迎角幅值的目的。图中的迎角限幅分两级实现。

第一级: 当 $(\alpha + \omega_z) > \alpha_{L1}$ 时, 迎角反馈接通;

当 $(\alpha + \omega_z) < \alpha_{L1}$ 时, 迎角反馈断开。

式中 α_{L1} 为第一级迎角限制值。 ω_z 信号引入主要计及俯仰动态过程中引起的迎角变化。

第二级: 当 $(\alpha + \omega_z + |\omega_x|) > \alpha_{L2}$ 时, 迎角反馈接通;

当 $(\alpha + \omega_z + |\omega_x|) < \alpha_{L2}$ 时, 迎角反馈断开。

式中 α_{L2} 为第二级迎角限制值。 $|\omega_x|$ 信号引入是考虑机动飞行中俯仰惯性交感力矩 $(I_y - I_x)\omega_x\omega_y$ 引起的迎角变化。

迎角限制值 α_{L1} 和 α_{L2} 的大小, 可以通过飞机全局稳定性来初步确定。一级限制值 α_{L1} 大致定在失速迎角附近; 二级限制值 α_{L2} 定在出现偏离状态时, 这里选择航向静稳定丧失 $m_y^{\beta} = 0$ 附近。最后通过模拟、试飞来校验确定。显然 $\alpha_{L2} > \alpha_{L1}$, 因此当迎角超过 α_{L2} 时, 两条迎角反馈将一起打开。

5.5.2 尾旋自动防止系统

现代飞机由于其构形特点, 在大迎角飞行时, 可能出现偏航静不稳定 $m_y^{\beta} > 0$, 容易导致偏离现象, 如操纵不及时, 飞机将进入尾旋。因此其进入尾旋的机率并不小于亚声速飞机。改出尾旋时, 由于驾驶员注意力不集中等心理因素, 往往反应滞后, 甚至有可能进行错误操纵, 导致飞机加速进入尾旋或形成反尾旋等。因此, 为了保证飞行安全, 希望有飞控系统来完成尾旋防止任务。

图 5.21 为某机的尾旋自动防止系统逻辑框图。整个系统由两个子系统组成, 分别称为主系统和次系统。主系统的任务是识别初始尾旋的方向和姿态, 根据迎角 α 和偏航角速度 ω_y 大小, 当超过门限值时, 系统启动, 随后发出改出操纵指令。其操纵动作包括顺尾旋方向的最大副翼操纵、反尾旋方向的最大方向舵操纵和上仰操纵。这些操纵动作一直保持到飞机的偏航角速度变号, 此时对飞机的操纵转给次系统。

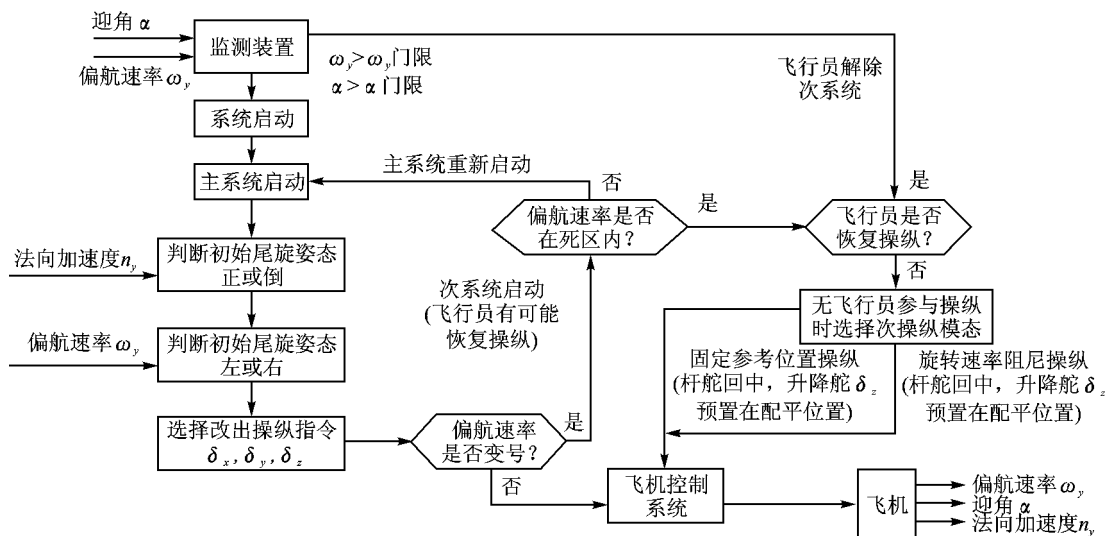


图 5.21 某机的尾旋自动防止系统逻辑框图

次系统的作用在于保证对飞机的控制,防止反向尾旋倾向,直到驾驶员恢复对飞机的控制。次系统操纵动作是杆舵回中,使方向舵、副翼回零,同时升降舵偏转到预定的配平位置以使飞机抬头。随后三个舵面位置固定或启动常规的三个方向角速度阻尼器。前者称为固定参考位置操纵模式;后者称为角速度阻尼器操纵模式。

系统中还设置有一个偏航角速度区间,称为死区。如果在主系统的改出动作之后,次系统或驾驶员操纵不能保证飞机的偏航角速度位于该死区内,那么主系统将重新启动。

很明显,上述系统的尾旋改出操纵规律,与第 5.4 节中的机理分析结果完全一致。

5.5.3 放宽静稳定系统

为了提高飞机的机动性,目前常用的方法有两种,即采用放宽静稳定性技术和机动载荷控制技术。这里仅介绍采用放宽静稳定性技术带来的效果。不同静稳定性飞机的纵向力矩平衡特点如图 5.22 所示。

对于常规气动布局飞机,为了保证飞机有良好的稳定性和操纵性,飞机必须具有一定的静稳定裕度,即飞机焦点和机动点都位于质心后面。放宽静稳定性技术是指对飞机静稳定裕度的限制放宽,焦点可以很靠近质心,可以与质心重合,甚至移至质心的前面($m_z^0=0$ 或 >0),此时飞机的静稳定裕度变得很小或静不稳定。具有这种特性的飞机称放宽静稳定性飞机。

采用放宽静稳定性技术的最大优点是可大大提高飞机的机动性。通过图 5.22(a)可以看到,对于常规飞机,飞行过程中为保持飞机在正迎角下的纵向平衡,升降舵应上偏,产生的抬头力矩 $M_{z_z}^{\delta_z}$ 平衡迎角引起的静稳定力矩 $M_{z_z}^{\alpha}$ 。但舵面偏转产生的升力 $Y(\delta_z)$ 与迎角产生的升力 $Y(\alpha)$ 刚好相反,飞机的总升力将是两者之差,即 $Y(\alpha) - Y(\delta_z)$ 。

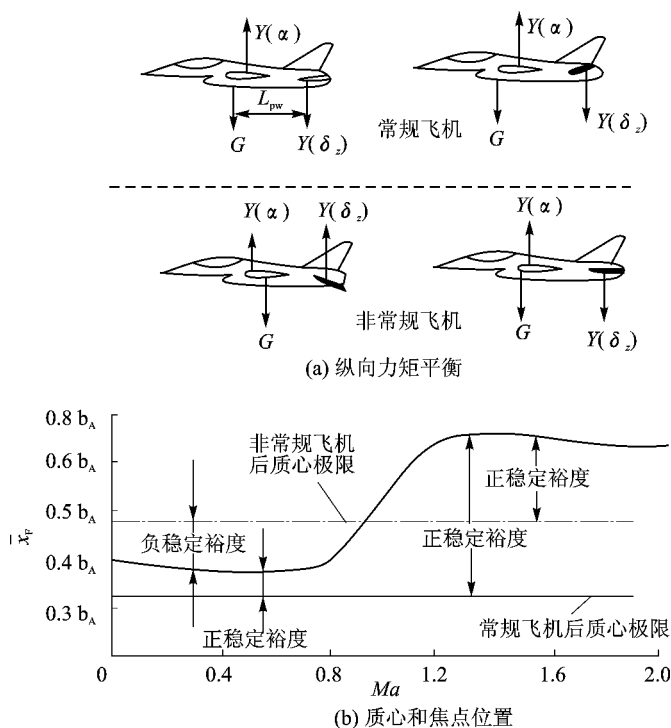
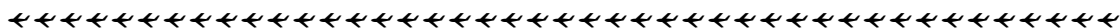


图 5.22 不同静稳定性飞机的纵向力矩平衡特点



而对于放宽静稳定性的静不稳定飞机,由图 5.22(a)可见,由于飞机的焦点位于质心之前,此时飞机在正迎角下平衡,升降舵应下偏,产生的低头力矩 $M_{z_c}^0 \delta_z$ 平衡迎角引起的静不稳定力矩 $M_{z_c}^0 \alpha$ 。而舵面偏转产生的升力 $Y(\delta_z)$ 与迎角产生的升力 $Y(\alpha)$ 同向,故飞机总升力应是两者之和,即 $Y(\alpha) + Y(\delta_z)$ 。

可见,如在同样迎角 α 条件下,显然静不稳定飞机的总升力大于静稳定性飞机的总升力,为此机动性可以提高。如在同样升力 Y 条件下,静不稳定飞机的迎角可相应减小,由此减少了飞机的诱导阻力,增大了升阻比。同时,翼载和相应的尾翼载荷也可减少,随之飞机结构强度可以降低,重量减轻,从而使推重比加大。这些对改善飞机飞行性能都是有利的。因此放宽静稳定性技术不仅在军用机中得到广泛采用,而且在民用机中也已开始采用。

现代飞机的质心位置究竟应后移多少?如按常规飞机设计方法,质心必须在焦点之前,如图 5.22(b)所示。飞机在亚声速飞行时动态特性可能很满意,但进入超声速飞行后,焦点后移造成静稳定过大,机动性就变差。因此,一般来说在亚声速区飞机设计成静不稳定或中立静稳定的,而在超声速区飞机设计成静稳定的。当然飞机重心位置的最后确定,还要考虑飞机的其他性能。

采用放宽静稳定性后,飞机在亚声速区出现静不稳定,其不良的动态特性可以通过引入增稳系统来解决。详细情况第 3 章已述,不再重复。

5.5.4 直接力操纵系统

常规飞机的飞行操纵是通过对飞机姿态的控制达到轨迹控制的目的。这种通过偏舵产生力矩(M_x, M_y, M_z)来操纵飞机的方法,由于有过程加上飞机惯性,故轨迹的控制不能瞬时达到,有滞后。随着飞机的重量和尺寸的增加,这种滞后更为突出,影响了飞机快速反应作用。这是常规操纵方法的第一个缺点。

另外,飞机机动过程中的动力学特性相当复杂,精确操纵飞机就要求驾驶员具备很高水平的专业训练。即使如此,也不可能始终保持精确驾驶。因为复杂的动力学特性,实质上是由于用力矩操纵时会引起飞机所有自由度的运动。故影响飞机精确操纵是常规操纵方法的第二个缺点。

采用直接力操纵,正好用来克服上述缺点,飞机在空中能快速、精确地操纵飞机,从而极大地提高了空间运动机动性和敏捷性。

采用直接力操纵的最大特点是:飞机的姿态控制和轨迹控制可以分开进行,即飞机的移动和转动运动可以分开控制;既可以在飞行轨迹不变条件下仅对飞机的单个姿态控制,也可以在飞机姿态不变条件下仅控制飞行轨迹。下面分别介绍纵向和横侧向直接力控制的情况。

1. 纵向直接力控制

纵向直接力控制,通常通过襟翼、副翼等与升降舵协同作用来实现。图 5.23(a)为采用襟副翼与平尾进行直接力控制的原理图。当襟翼下偏产生升力时,其力矩由升降舵上偏的力矩来平衡,于是只剩下升力控制飞机的移动。如用升降舵控制飞机俯仰姿态,则舵偏产生的升力变化由襟翼相应偏转给予平衡,故只有转动运动操纵。当然二者的不同配合,还有其他运动模式。采用纵向直接力操纵的基本运动模式有三类,如图 5.23(b)所示。

① 直接升力模式。在迎角不变的条件下,改变飞行垂直轨迹。这种方式适用于投射空地武器后的快速拉起,或在空战中进行不大迎角下的快速拉起。此时,迎角不变($\alpha = C$),飞机

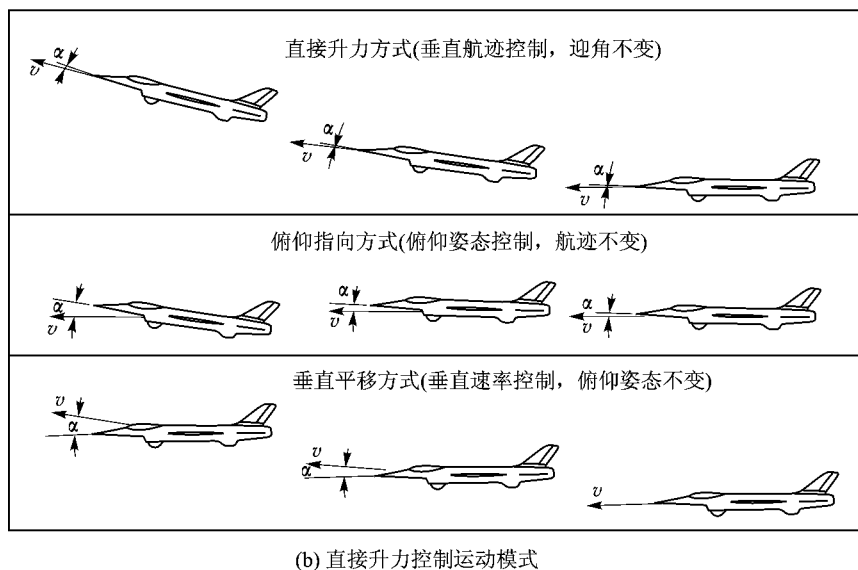
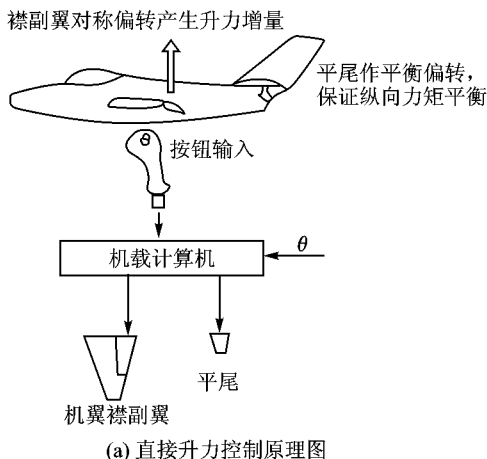


图 5.23 纵向直接力控制原理图及运动模式

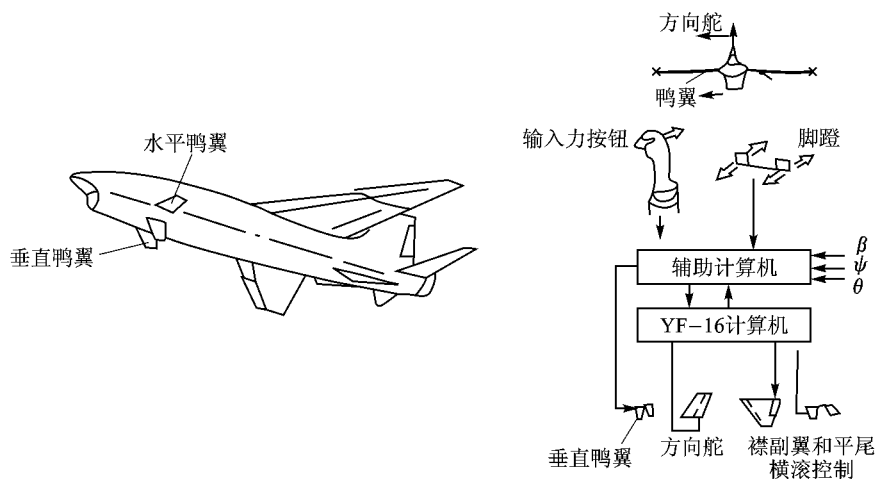
姿态角随轨迹倾角同速改变($\vartheta = \theta$)。

② 垂直平移模式。在俯仰角不变的条件下,改变飞行垂直轨迹。这种方式适用于空战中快速占有有利高度位置。此时的控制类同直接升力控制方式,但俯仰自动驾驶仪必须打开,以保证 $\vartheta = \vartheta_c$ 。于是迎角随轨迹倾角同速改变($\alpha = \theta$)。

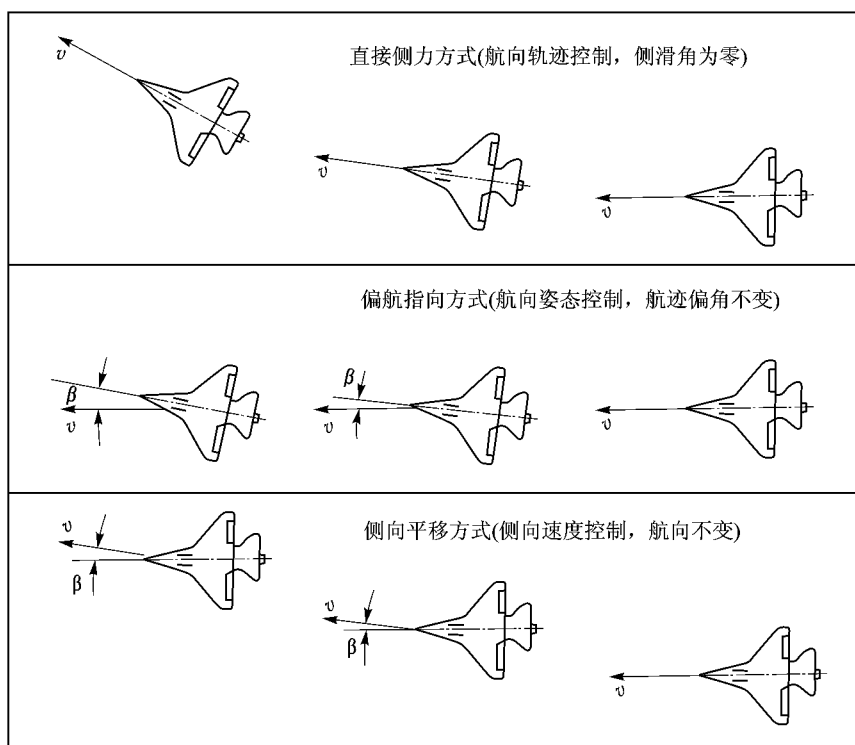
③ 俯仰指向模式。在飞行轨迹不变的条件下,改变飞机机头俯仰指向。这种方式适用于空战中飞机迅速指向目标,构成优先攻击条件。此时飞机轨迹倾角不变($\theta = C$),迎角随俯仰角同速变化($\alpha = \vartheta$)。

2. 横向直接力控制

横向直接力控制必须在飞机上配置辅助翼面(水平鸭翼、垂直鸭翼)与方向舵协同作用来实现。其操纵原理图如图 5.24(a)所示。同样,对于不同的横向操纵机构配合控制,飞机可以有許多运动模式。其基本的运动模式亦有三类,如图 5.24(b)所示。



(a) 直接侧力控制原理图



(b) 直接侧力控制运动模式

图 5.24 横侧直接力操纵原理图及运动模式

① 直接侧力方式。在无侧滑、无倾斜的条件下,改变飞机航向,即“平转弯”。这种方式适用于空战中后期瞄准修正,以消除瞄准摆动效应。此时侧滑角为零($\beta=0$),飞机偏航角随轨迹偏角同速改变($\dot{\psi}=\dot{\psi}_s$)。

② 侧向平移方式。在偏航角不变的条件下,改变飞行航向。这种方式适用于在空间侧向位移快速移动。此时的控制,航向和横向自动驾驶仪应自动接通,以保证偏航角 ψ 和倾斜角 γ

不变。侧滑角将随轨迹偏角同速改变($\beta = \psi_s$)。

③ 偏航指向方式。在轨迹不变的条件下,改变飞机机头偏航指向。这种方式类同俯仰指向方式,适用于空战中飞机快速指向目标,构成抢先攻击目标条件。此时飞机轨迹偏角不变($\psi_s = C$),侧滑角随偏航角同速变化($\beta = \psi$)。

实现上述的各种运动模式,关键是设计这些操纵机构之间交联(耦合)关系。有一种方法,首先将各舵面的操纵作用解耦,即每一舵面只操纵一种运动。如飞机的横侧运动通常由副翼 δ_x 、方向舵 δ_y 和水平鸭翼 δ_s 来操纵。相应的操纵作用可用矢量表示为

$$\begin{bmatrix} \bar{M}_x \\ \bar{M}_y \\ \bar{Z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{M}_{x^{\delta_x}} & \bar{M}_{x^{\delta_y}} & \bar{M}_{x^{\delta_s}} \\ \bar{M}_{y^{\delta_x}} & \bar{M}_{y^{\delta_y}} & \bar{M}_{y^{\delta_s}} \\ \bar{Z}^{\delta_x} & \bar{Z}^{\delta_y} & \bar{Z}^{\delta_s} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_x \\ \delta_y \\ \delta_s \end{bmatrix} \quad (5.25)$$

式中 $\bar{M}_x = \frac{M_x}{I_x}$, $\bar{M}_y = \frac{M_y}{I_y}$, $\bar{Z} = \frac{g}{v} n_z$ 。

设控制单独运动的指令信号为 δ_{xc} , δ_{yc} , δ_{sc} 。这些信号分别操纵飞机滚转、偏航和侧滑运动。各舵面偏角与控制指令用如下关系表示,即

$$\begin{cases} \delta_x = \delta_{xc} + a_{12}\delta_{yc} + a_{13}\delta_{sc} \\ \delta_y = a_{21}\delta_{xc} + \delta_{yc} + a_{23}\delta_{sc} \\ \delta_z = a_{31}\delta_{xc} + a_{32}\delta_{yc} + \delta_{sc} \end{cases}$$

式中 a_{ik} 为舵面耦合系数。如式(5.25)的操纵机构效能矩阵是非奇异的,则可求得这些系数。操纵作用可用具有对角操纵效能矩阵来表示,即

$$\begin{bmatrix} \bar{M}_x \\ \bar{M}_y \\ \bar{Z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{M}_{x^{\delta_{xc}}} & 0 & 0 \\ 0 & \bar{M}_{y^{\delta_{yc}}} & 0 \\ 0 & 0 & \bar{Z}^{\delta_{sc}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_{xc} \\ \delta_{yc} \\ \delta_{sc} \end{bmatrix} \quad (5.26)$$

即完成了所谓操纵作用的解耦。

随后,将飞机运动方程中的操纵变量用单独指令控制表示,根据所需实现的运动模式,求得各单独指令控制之间的关系。例如为实现偏航指向的运动模式,其运动方程可表示成

$$\begin{bmatrix} s - \bar{Z}^{\beta} & -1 & 0 & -\frac{g}{v} & 0 \\ -\bar{M}_y^{\beta} & s - \bar{M}_y^{\omega_y} & -\bar{M}_y^{\omega_x} & 0 & 0 \\ -\bar{M}_x^{\beta} & -\bar{M}_x^{\omega_y} & s - \bar{M}_x^{\omega_x} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 & s & 0 \\ \bar{Z}^{\beta} & 0 & 0 & \frac{g}{v} & s \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ \omega_y \\ \omega_x \\ r \\ \psi \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \bar{Z}^{\delta_{sc}} & 0 & 0 \\ 0 & \bar{M}_{y^{\delta_{yc}}} & 0 \\ 0 & 0 & \bar{M}_{x^{\delta_{xc}}} \\ 0 & 0 & 0 \\ -\bar{Z}^{\delta_{sc}} & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_{sc} \\ \delta_{yc} \\ \delta_{xc} \end{bmatrix} = 0$$

由上述方程组可以求得实现偏航指向方式,各单独指令控制之间关系的传递函数,即

$$\begin{aligned} \frac{\delta_{sc}(s)}{\delta_{yc}(s)} &= -\frac{\bar{M}_{y^{\delta_{yc}}} \bar{Z}^{\beta} / \bar{Z}^{\delta_{yc}}}{s^2 - \bar{M}_y^{\omega_y} s - \bar{M}_y^{\beta}} \\ \frac{\delta_{xc}(s)}{\delta_{yc}(s)} &= -\frac{\bar{M}_{y^{\delta_{yc}}} (\bar{M}_{x^{\omega_y}} s + \bar{M}_x^{\beta})}{\bar{M}_{y^{\delta_{yc}}} (s^2 - \bar{M}_y^{\omega_y} s - \bar{M}_y^{\beta})} \end{aligned} \quad (5.27)$$

于是整个偏航指向方式的控制可用示意框图 5.25 表示。

为了满足直接力控制下飞机的动态特性,可以在三个通道(δ_x , δ_y , δ_s)内同时引入相应的反馈信号。

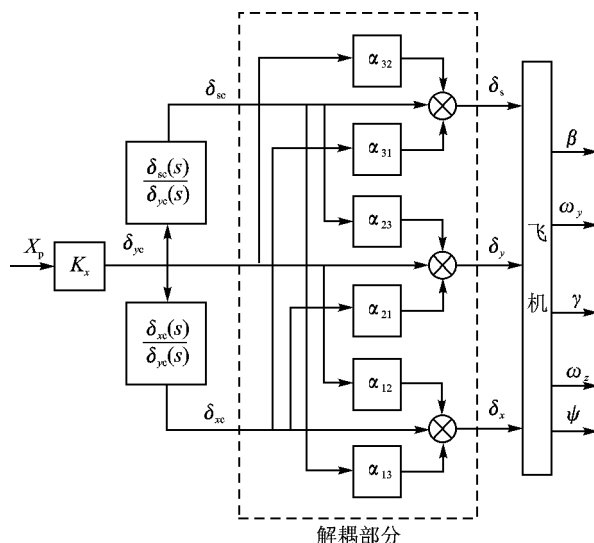
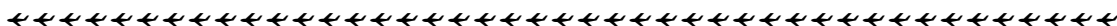


图 5.25 偏航指向运动模式控制系统示意图

对于纵向直接力控制系统的设计,方法类似,不再复述。

5.5.5 机翼摇晃的抑制

近年来,为寻找解决机翼摇晃现象已提出不少方案。这些方案大致可分成两类:被动的控制方案和主动的控制方案。下面分别予以简要介绍。

1. 被动的气动控制方案

机翼摇晃是由翼涡系、前体涡系或这两种涡系相互作用的结果。大迎角时滚转阻尼的丧失是机翼摇晃的开始,某些不对称涡系转换机理促成了极限环振荡。所以,采用被动的气动控制方法来抑制机翼摇晃的关键是控制涡系,以达到抑制不对称涡系转换机理,迫使涡系对称分布。

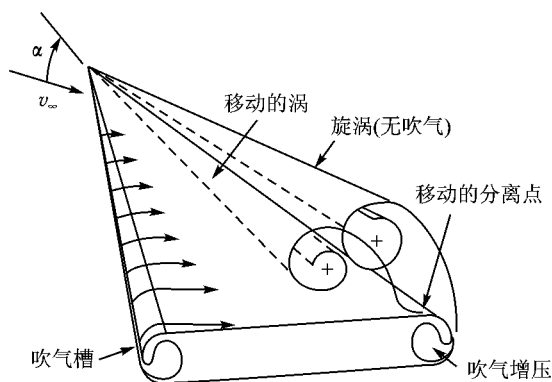


图 5.26 前缘展向吹气方案

该方法的基本过程在三角翼背风侧面形成由尖前缘分离流产生的涡流,这是抑制机翼摇晃的关键。沿前缘的展向翼面吹气方案就是一例,如图 5.26 所示。该方案用于抑制机翼摇晃的示意图如图 5.27(a) 所示。试验采用的模型是 60° 的三角翼加上 78° 后掠角的边条翼。造成机翼摇晃的主要原因是边条翼的涡流。现喷气流的吸引效应加强了前缘附近附面层的动能,延迟了气流分离。这一过程导致小的、好的涡流形成,翼面上的对称流引出了

对称涡系分布。正是如此,机翼重新获得滚转阻尼,机翼摇晃得到抑制,如图 5.27(b) 所示。

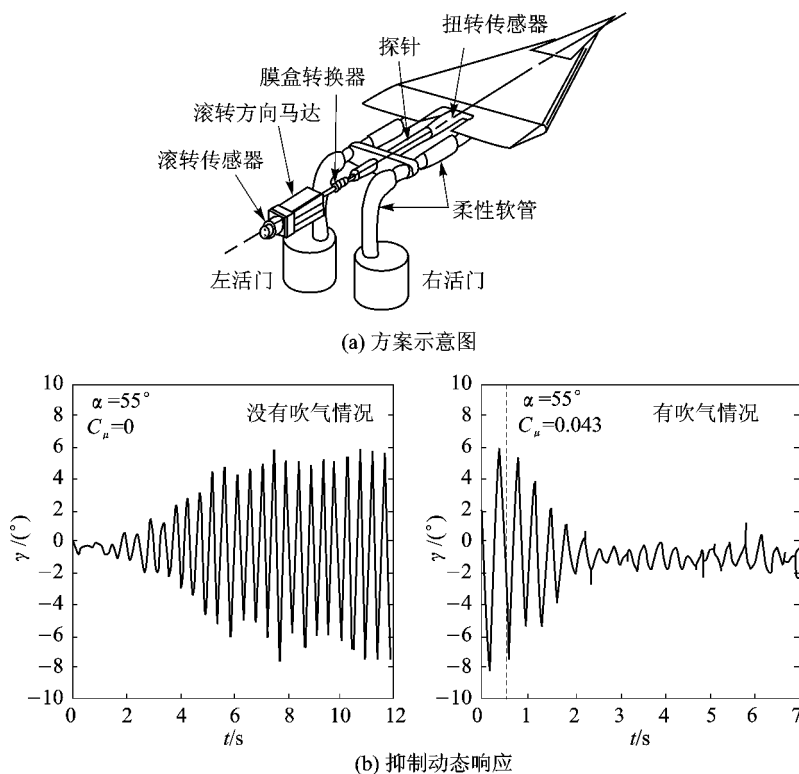


图 5.27 前缘展向吹风抑制机翼摇晃

采用吹气方案抑制机身诱导的机翼摇晃的实例如图 5.28 所示。试验采用模型是 60° 的三角翼和锥形头部,迎角处于 45° 。模型显示的机翼摇晃其滚转角幅值约 22° ,如图 5.29(a) 所示。在 $\alpha = 45^\circ, \beta = 0^\circ$ 的情况下,该模型的机翼摇晃是由机身前体引起的,因为 60° 三角翼是不可能引起机翼摇晃的。

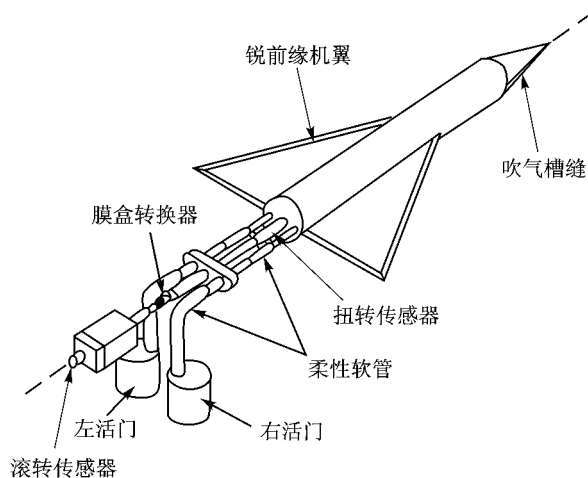
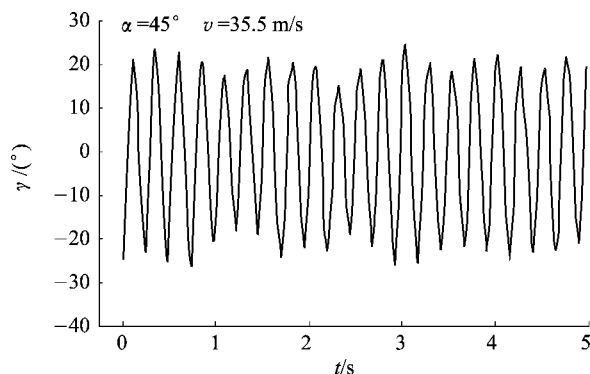
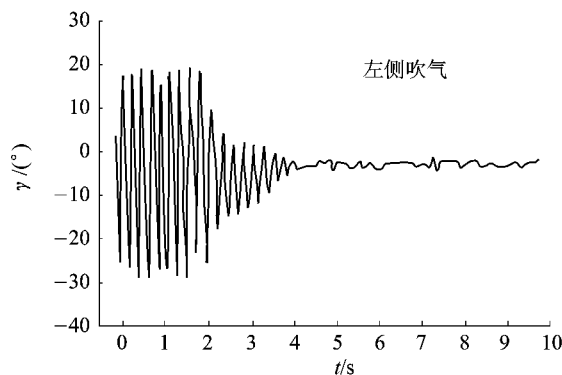
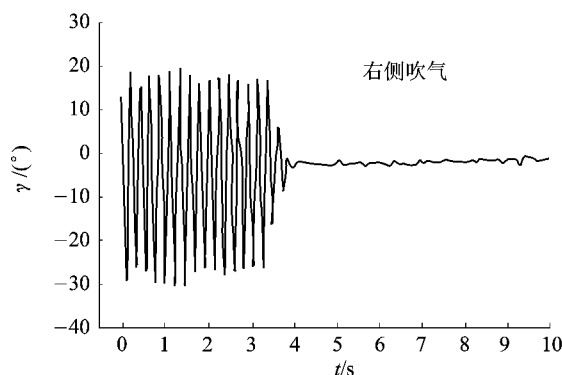


图 5.28 前体吹气方案示意图

吹气的槽缝位于锥形头部的一侧。机翼摇晃是通过不对称地向后沿机体表面吹气来抑制,如图 5.29(b)所示。但一侧吹气会带来不希望的且较大的侧力和偏航力矩,为了避免,最好采用两侧同时向后的切向吹气,而这种对称吹气方法对抑制机翼摇晃是无效的。



(a) 没有吹气



(b) 一侧吹气

图 5.29 前体-侧吹风机翼摇晃

另一个抑制机身诱导机翼摇晃的例子,其试验模型是一架普通的飞机,前机身圆形横截面,长细比为 6,机翼有 78° 的后掠角。模型在迎角 22° 以上呈现机翼摇晃。其振荡幅值在 $\alpha = 30^\circ$ 附近为 40° 。该构形的机翼摇晃主要是由前体涡系与机翼涡系相互复杂作用的结果。

为了抑制机翼摇晃,用安置在靠近前体顶部背风处的槽缝向后沿机体表面喷气吹风是合适的。采用两侧对称的静态吹风,迫使前体涡系对称分布的方法不能抑制机翼摇晃。但一侧吹气抑制机翼摇晃,会呈现非零的平衡滚转角,且存在不希望的侧力和偏航力矩。为此,从前体左侧或右侧槽缝高频脉冲吹气,可以抑制机翼摇晃,如图 5.30 所示。利用此法,其侧力和偏航力矩的平均值可以保持为最小。

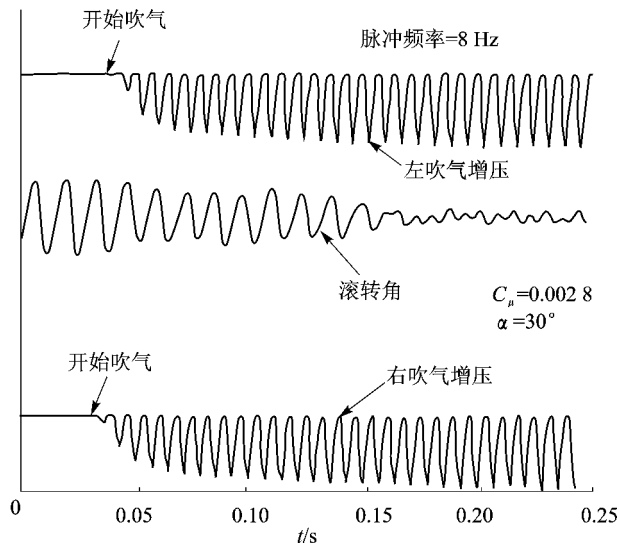


图 5.30 前体切向脉冲吹风抑制机翼摇晃

2. 机翼摇晃的主动控制

由于大迎角时滚转阻尼丧失是滚转不稳定的主要因素,进而形成机翼摇晃,自然会想起采用飞行过程中的滚转增稳系统来抑制机翼摇晃。该方法目前正在美国 X—29 机上进行探索。

X—29 机的特性是有超过 32% 静裕度的前掠机翼,机身前面配置了近耦鸭翼,后面配置了机身导流片,以提供俯仰操纵。飞机在迎角超过 15° 后滚转阻尼减小,约在迎角 20° 时出现负的滚转阻尼,如图 5.31 所示。通过对平面形状相同的单独平板机翼试验表明,滚转阻尼的丧失不是由于机翼的影响,显然是由大迎角下前体的强涡系造成的。采用近耦鸭翼可以减轻这一问题的严重程度,但不可能消除。滚转阻尼的丧失与严重的俯仰惯性交感力矩 ($I_y/I_x = 10$) 一起造成了该机构对机翼摇晃的敏感性。机翼摇晃的幅值随 α 的增加,在 $\alpha = 35^\circ$ 处,其峰值超过 25° 。一个有趣的问题是,单独除去鸭翼或机翼或立尾,都对机翼摇晃基本上没有改变。

采用滚转角速度反馈给增稳系统,可以有效地抑制机翼摇晃,如图 5.32 所示。在 7 s 时关闭增稳系统,该构形迅速出现机翼摇晃,从滚转和偏航角速度变化过程可以看到,运动主要是绕 Ox 轴滚转。在 18 s 时重新打开增稳系统,就能有效地抑制机翼摇晃。

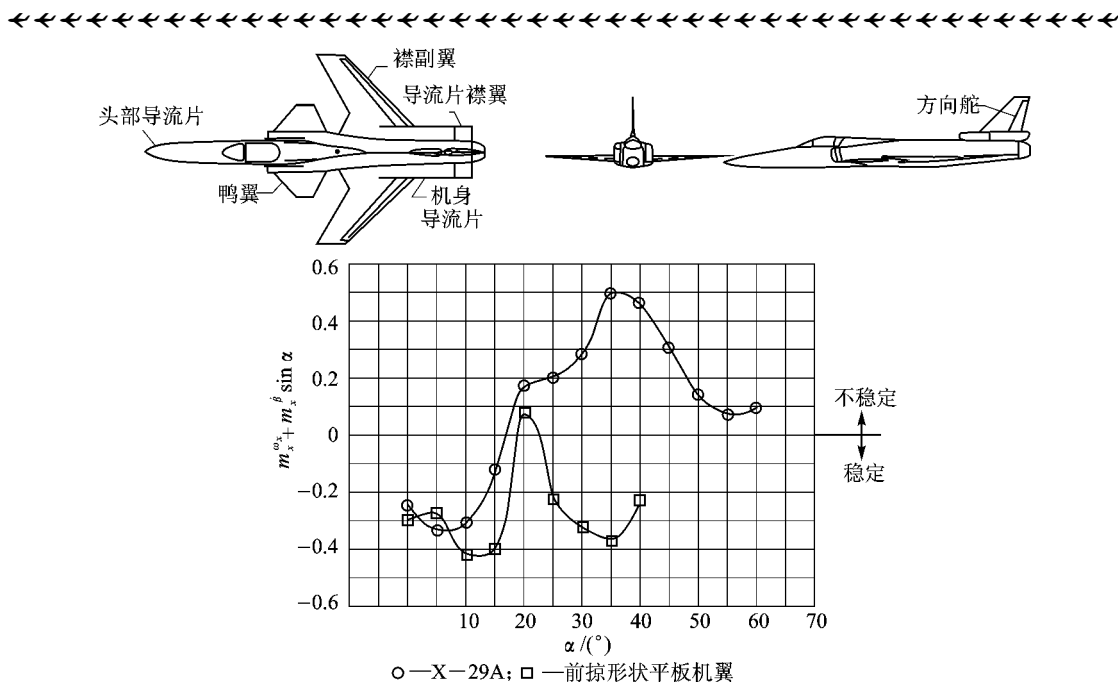


图 5.31 大迎角下 X—39 模型滚转阻尼变化

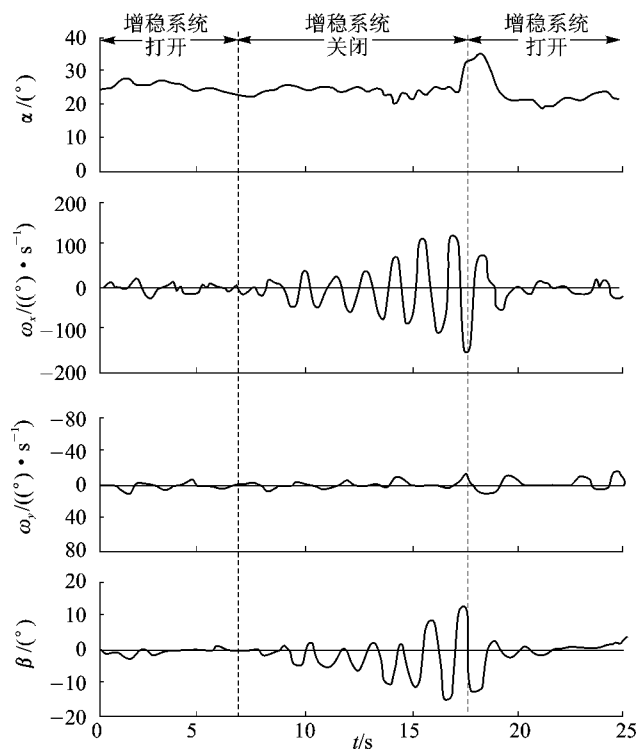


图 5.32 采用增稳系统抑制 X—29 模型机翼摇晃的结果

5.5.6 过失速机动控制

实现大迎角下的过失速机动,则要求在机动飞行包线范围内,飞机三个轴方向具有高水平的控制能力,特别是俯仰和偏航方向的控制能力。这里以 Herbst 机动为例,来说明实现过失速机动所需的控制要求,随后从原理上介绍其控制方法。

1. 控制要求

Herbst 机动按其运动特点,大致可分成三段,即上仰到某个迎角(约 70°)阶段;绕速度矢量滚转且转弯 180° 阶段;下俯到常规飞行阶段。下面分别按这三段介绍控制要求。

(1) 上仰阶段

飞机上仰到某个大迎角方位,是一个典型的过失速机动。为了尽可能快地使飞机上仰,就要求在整个过失速机动飞行范围内,能产生足够大的俯仰力矩的力。而常规俯仰气动舵面效率及操纵产生的俯仰角加速度将随着迎角增加而减小,如图 5.33 所示。图中的曲线是美国 F-15 机的结果。这种纵向操纵效率减小主要是由于气动舵面处于翼身后面的低能失速尾流中。显然与所要求的俯仰角加速相差很远。

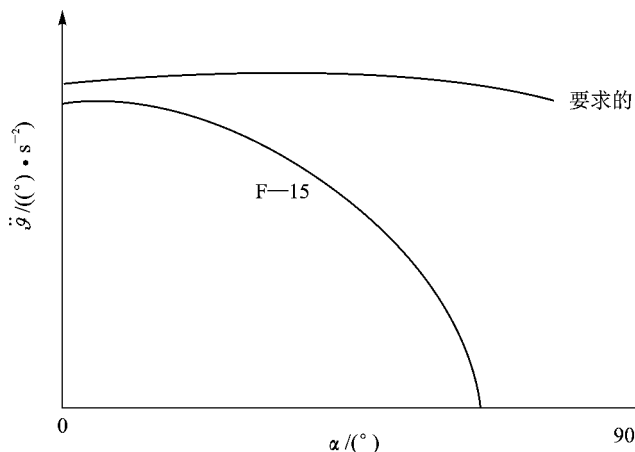


图 5.33 大迎角时所要求的俯仰操纵

(2) 绕速度矢量滚转阶段

当飞机绕机体轴 Ox 滚转时,如图 5.34(a)所示。可得

$$\sin \beta = \sin \alpha \sin \gamma_s \quad (5.28)$$

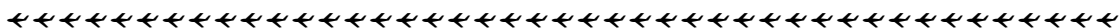
当 β 和 γ_s 值较小时,可近似为

$$\beta = \gamma_s \sin \alpha \approx \gamma_s \alpha$$

于是可得

$$\dot{\beta} = \omega_x \sin \alpha \quad (5.29)$$

此时,小迎角下绕 Ox 轴滚转不会产生明显的侧滑偏移。大迎角下,则绕 Ox 轴滚转会产生相当大且不希望的侧滑偏移。为了避免不利的侧滑出现,飞机必须绕速度矢量滚转,如图 5.34(b)所示。为说明绕速度矢量滚转概念,假设飞机同时绕机体轴 Ox 和 Oy 转动,其角速度分别为 ω_x 和 ω_y ,此时的侧滑速率应为



$$\dot{\beta} = \omega_x \sin \alpha + \omega_y \cos \alpha \quad (5.30)$$

为避免侧滑形成,可以令 $\dot{\beta} = 0$, 上述方程可得

$$\omega_y = -\omega_x \tan \alpha \quad (5.31)$$

也就是说,为了产生绕体轴 Ox 滚转角速度 ω_x ,又能抑制不利侧滑,飞机必须同时绕体轴 Oy 偏航转动,其角速率应 $\omega_y = -\omega_x \tan \alpha$ 。这种绕体轴的滚转和偏航等效于绕速度矢量的滚转,其角速度为

$$\Omega = \omega_x \cos \alpha - \omega_y \sin \alpha = \frac{\omega_x}{\cot \alpha} \quad (5.32)$$

通常 Ω 谓之稳定轴滚转角速度。

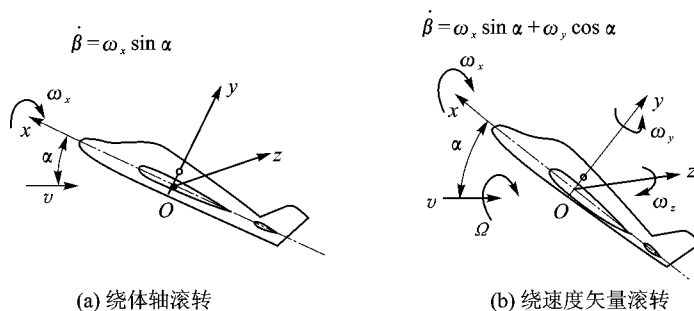


图 5.34 大迎角下的滚转运动

由式(5.31)可见,在绕速度矢量滚转中,体轴偏航角速度部分随迎角增大而增加。这一苛刻的要求,对于常规气动舵面,如方向舵,在大迎角时受到翼身屏蔽作用,操纵效率变差。对于现代飞机,当接近失速迎角时舵面将完全浸入低能的失速尾流中,舵面操纵效能急剧下降。图 5.35 显示某机对偏航操纵要求和实际的水平。可见在失速迎角前偏航操纵的实际水平已大大低于所要求的。偏航操纵的不足限制了大迎角滚转能力,也就影响了飞机机动效能。

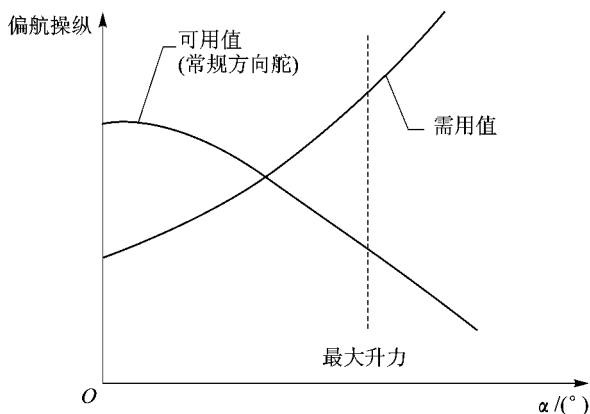


图 5.35 大迎角时偏航操纵的可用值和需用值

(3) 下俯阶段

滚转和偏航的组合运动引起的俯仰惯性交感力矩产生的俯仰角速度为

$$\dot{\omega}_z = -\frac{\omega_x \omega_y (I_y - I_x)}{I_z} \quad (5.33)$$

绕速度矢量滚转 $\omega_y = -\omega_x \tan \alpha$, 所以上式可表示为

$$\dot{\omega}_z = \frac{\omega_x^2 \tan \alpha (I_y - I_x)}{I_z} \quad (5.34)$$

对于现代战斗机, 通常 $I_y > I_x$, 由此产生的俯仰惯性交感力矩及相应的俯仰加速度是正值, 飞机有抬头趋势。如果没有足够的低头操纵力矩的能力, 则飞机有可能在绕速度矢量滚转时出现俯仰偏离现象, 进而进入深失速平衡点。

深失速是非常重要的飞行动态特性之一, 是由于俯仰力矩系数随 α 的非线性变化造成的。如图 5.36 所示的俯仰力矩曲线有两个平衡点: 一个是低于失速迎角的常规平衡点; 另一个是过失速平衡点, 谓之深失速平衡点。造成俯仰力矩系数随迎角如此变化的主要原因有: 开始从翼尖失速扩展至整个机翼的失速; 机翼和边条翼涡系的向内侧运动; 前机身、机翼和边条翼旋涡的破碎以及翼身、边条翼尾流对尾翼影响等。若需详细了解复杂的俯仰力矩随 α 变化规律, 可参阅空气动力学书籍。深失速的改出是十分困难的, 甚至是不可能的, 因为操纵舵面已完全浸入低能失速流中, 丧失了操纵功能。

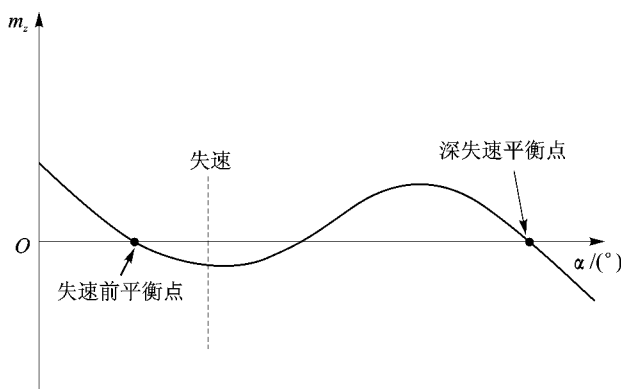


图 5.36 俯仰力矩系数随 α 变化曲线

例如美国的 F-16 飞机, 其深失速平衡点在 $\alpha = 50^\circ$ 附近。鉴于受到低头操纵力矩的限制, F-16 在实现绕速度矢量滚转时, 最大滚转能力要受到限制。同时为防止飞机接近深失速平衡点, 迎角也要受到限制。

由此可见, 对于大迎角过失速机动, 三个轴方向的操纵能力必须是有效的。一般来说, 滚转操纵能力还是有效的, 而俯仰和偏航常是有限度的。考虑到这些限度和俯仰偏离对惯性耦合的灵敏性, 被迫采用迎角限幅器, 这样降低了飞机空战效果。

为了克服上述大迎角下俯仰和偏航操纵的缺陷, 设计者早已采用了各种类型的控制方案。如图 5.37 所示表示的是各种先进的气动控制方案。但还有两种控制方案受到了广泛的注意, 即前机身涡的控制和推力矢量控制。

2. 前体涡控制

前体涡控制是在大迎角下常规方向舵效率损失时, 系统地控制前体涡系以产生可控的偏航力矩, 同时还能改善大迎角时的方向稳定性, 增加滚转、偏航阻尼和防止飞机进入偏离、尾旋等。

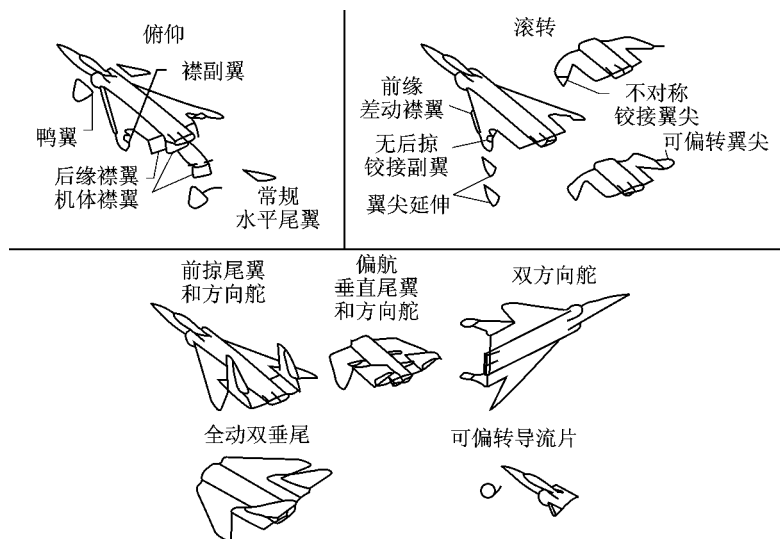
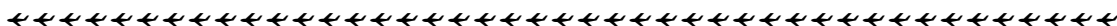


图 5.37 先进的气动控制方案

目前研究的前体涡控制方案主要有:前体导流片、前体吹气和前体吸气等,如图 5.38 所示。

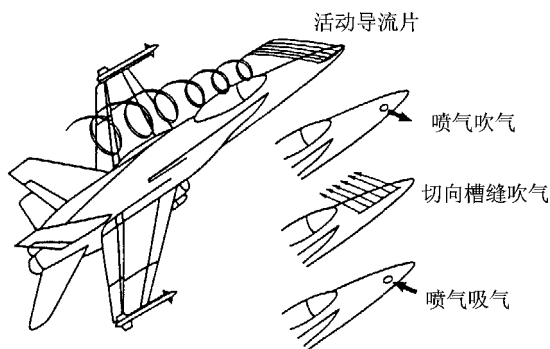


图 5.38 前体涡控制方案

(1) 活动的前体导流片

采用一对固定的对称前体导流片,其产生的对称涡流可抑制大迎角前机体产生的非对称涡系并消除相应的侧向力,如图 5.39(a)所示。如采用单侧导流片,则可有效控制前体涡系,产生力臂较长的侧向力,从而获得大迎角下可控的偏航力矩,如图 5.39(b)所示。

侧力的大小取决于导流片在轴向和周向的位置以及导流片的高度。图 5.40 显示了导流片在给定轴向和不同周向位置产生的偏航力矩随 α 的变化规律。可见,导流片在 $\phi=120^\circ$ 处产生的偏航力矩最大。当然,最大导流片效率的周向位置 ϕ 还与前体横截面形状、长细比、迎角和侧滑角有关。从图上还可看出,常规方向舵效率在 $\alpha=20^\circ$ 附近开始下降,而前体导流片正是在这个迎角开始形成侧力和偏航力矩。前体导流片偏航力矩系数的峰值出现在 $\alpha=50^\circ$ 附近,其值是方向舵最大偏航力矩的两倍多。导流片的轴向位置愈靠近前机身顶部,效率愈高,因为那是前体涡流的发源地。

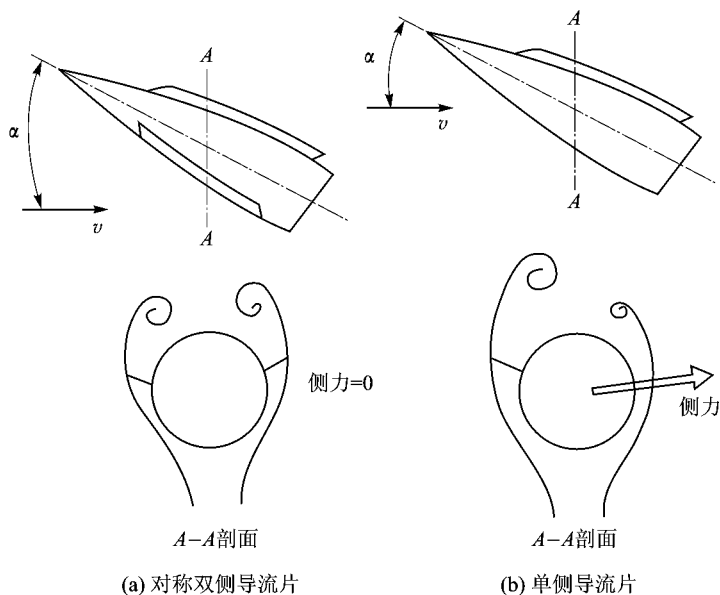


图 5.39 前体导流片方案

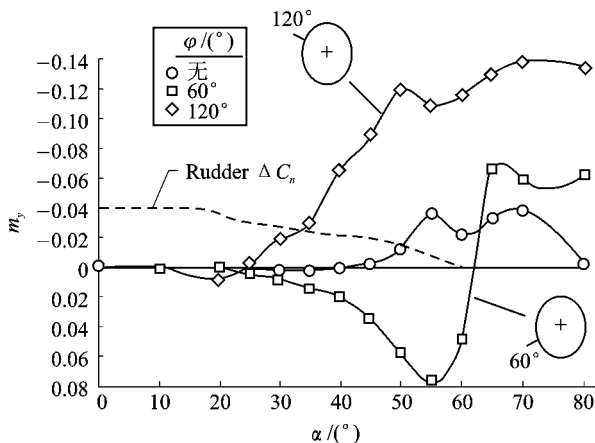


图 5.40 前体导流片周向位置的影响

导流片的高度对侧力的方向有显著影响,对侧力的大小影响不大。当导流片高度低于某临界值时,导流片的作用成为附面层转捩装置。附面层会从层流转为紊流,紊流附面层将在更大范围附着机体,延迟气流分离。正是这样,安置导流片一侧的涡流将贴近机体,而未安置导流片的一侧,其流态基本上保持原来的状态,涡流进一步离开机体表面。其结果是有导流片的一侧吸力较高,产生的侧力指向有导流片一方(见图 5.41(a))。显然这种流态形式可能会对雷诺数 Re 很敏感。当导流片超过临界值时,它将加速有导流片一侧的气流分离,并产生前体侧力,其方向指向无导流片的一侧,如图 5.41(b)所示。此种情况,侧力始终固定,且不受雷诺数 Re 影响。所以,为了保证一个固定方向的侧力,要求采用足够高的导流片。这时的导流片起气流分离器的作用。图 5.41 上的实例,其导流片的临界高度约为前体直径的 0.05 倍。

可以固定也可以驱动的前体导流片如图 5.42 所示。能驱动的导流片有一个优点,当小迎

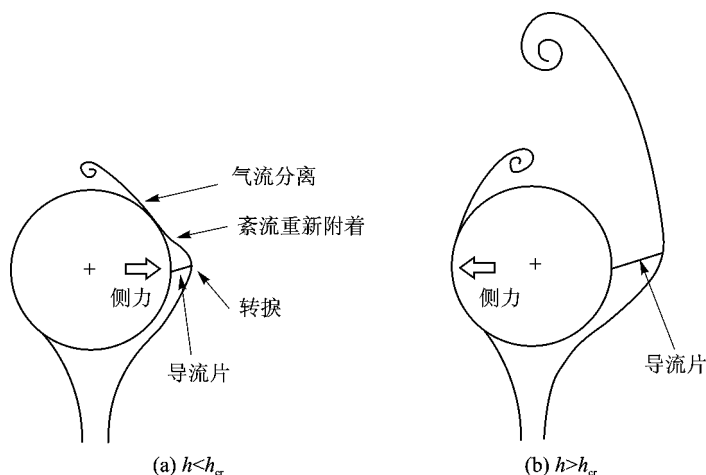


图 5.41 导流片高度对前体流态的影响

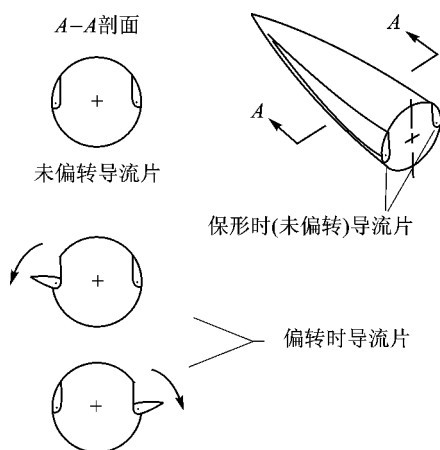


图 5.42 活动的前体导流片

角不需要时,它可以收起与前机体合在一起,保持了前机体形状外形。这种方案导流片可以在前体的任何一侧,根据所需方向的偏航力矩,从它的保形位置单独打开。前体导流片的最大优点是可当偏航操纵装置使用,产生的滚转和俯仰力矩很小。这些优点已使前体导流片成为过失速迎角情况下,很有希望的偏航操纵方案。保形前体导流片最近已在美国 F—18 机上进行过飞行试验。

造成导流片产生如此大的侧力和偏航力矩的气流流动机理如图 5.43 所示。气流大迎角流过基本的机身前体时会有一对小的相反旋转的涡。而机身前体上具有一定高度的单侧导流片会产生大而强的导流片旋涡,位于导流片的上面,且远离导流片。这种流动流态形式引起如图 5.43 所示的压力分布。在前体左侧,尽管旋涡较强,但由于导流片引起气流较早分离,其压力比仅是机身前体的情况要高。而前体右侧,流态和压力分布情况基本上与仅是机身前体的类似。所以,导流片的总效果是,导流片一侧吸力减小,产生的前体侧力指向右方。这里,前体导流片的作用像一个扰流器。侧力和相应的偏

角不需要时,它可以收起与前机体合在一起,保持了前机体形状外形。这种方案导流片可以在前体的任何一侧,根据所需方向的偏航力矩,从它的保形位置单独打开。前体导流片的最大优点是可当偏航操纵装置使用,产生的滚转和俯仰力矩很小。这些优点已使前体导流片成为过失速迎角情况下,很有希望的偏航操纵方案。保形前体导流片最近已在美国 F—18 机上进行过飞行试验。

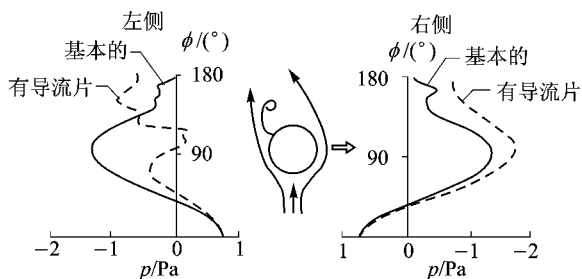


图 5.43 前体导流片的流动机理

航力矩的大小取决于导流片在轴向和周向不同位置造成的压力差。

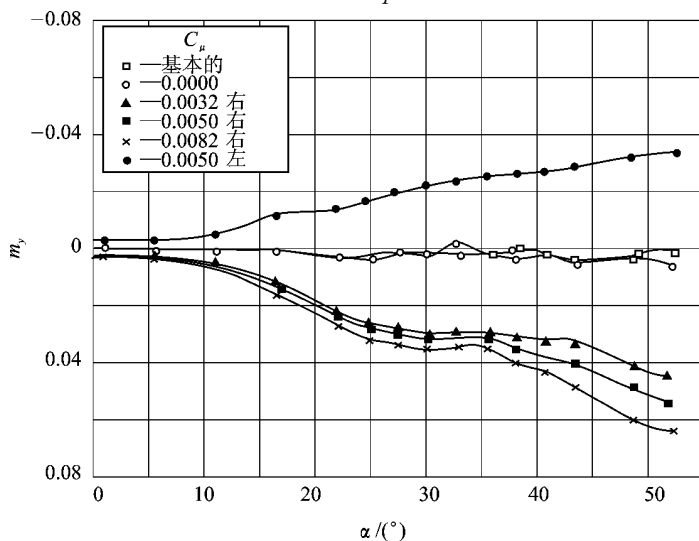
飞机上前体导流片可能会因引起对雷达的不利干扰而受到限制。通常雷达藏在机身前体内。为此,前体吹气和吸气的气动控制方案提供了另一种选择。

(2) 前体吹气

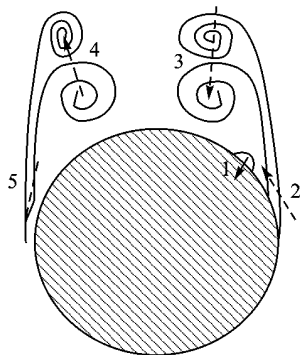
喷气吹气也许是探索前体涡控制的最早方案之一。喷气吹气通常采用安置在前体各个位置上的单个或多个喷管或槽缝来完成。喷气流方向可以是向前(对着空气流)、向后(顺着空气流)或沿槽缝(机体表面的切向),如图 5.38 所示。对于给定飞机最优的吹气配置,取决于前体几何外形、迎角和侧滑角。

美国 F—16 机上采用的前体喷气吹气效果如图 5.44 所示。喷嘴在前体一侧的某个位置,喷流沿机身表面向后吹气。形成的侧力指向有吹气的一侧,其大小随吹气参数 C_μ 而增加。 C_μ 定义为

$$C_\mu = \frac{\dot{m}_j v_j}{qS} \quad (5.35)$$



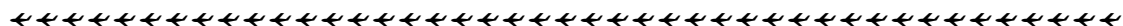
(a) m_y 随 α 变化



(b) 从前体顶部看的流动情况

- 1—吹气; 2—喷流吸引作用, 分离延迟; 3—高位涡下移;
4—低位涡上移; 5—无吹气侧分离提前

图 5.44 F—16 机上喷嘴吹气的前体涡控制方案



式中 \dot{m}_j 为喷气流质量流量 (kg/s); v_j 为喷气速度 (m/s); q 为自由流动压 (Pa); S 为参考面积 (m^2)。

有关沿机身表面向后吹气方案的流动机理如图 5.44(b) 所示。喷气吹气方案的基本原理是喷气的吸引效应。喷流不断吸引周围的流动气流, 形成一个向内的速度场。正是这样, 吹气的一侧旋涡向机体表面移动, 而没有吹气的一侧, 旋涡将从机体表面离开。结果产生一个指向吹气一侧的侧力。

图 5.45 上介绍的是 F—16 机上采用沿槽缝吹气的例子。在右侧吹气会产生向右的偏航力矩; 在左侧吹气会产生向左的偏航力矩。图中曲线是对应槽缝开在前体不同位置的结果。槽缝吹气的作用是基于环量控制原理, 如图 5.45(b) 所示。吹气增加了靠近表面附面层流的能量, 因而推迟了气流分离。无吹气的一侧, 流态基本上保持原机体的流动情况。因此, 吹气的一侧旋涡位置靠近机体, 另一侧旋涡进一步偏离机体, 结果产生一个指向吹气一侧的侧力。

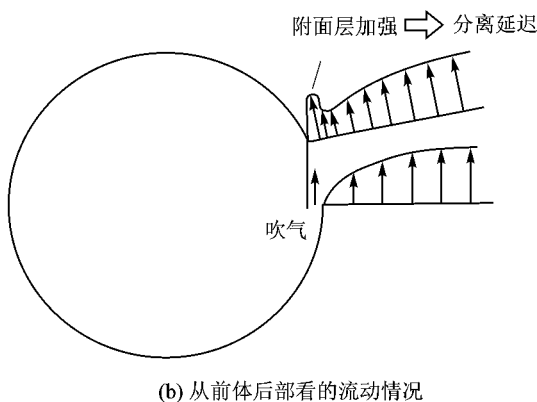
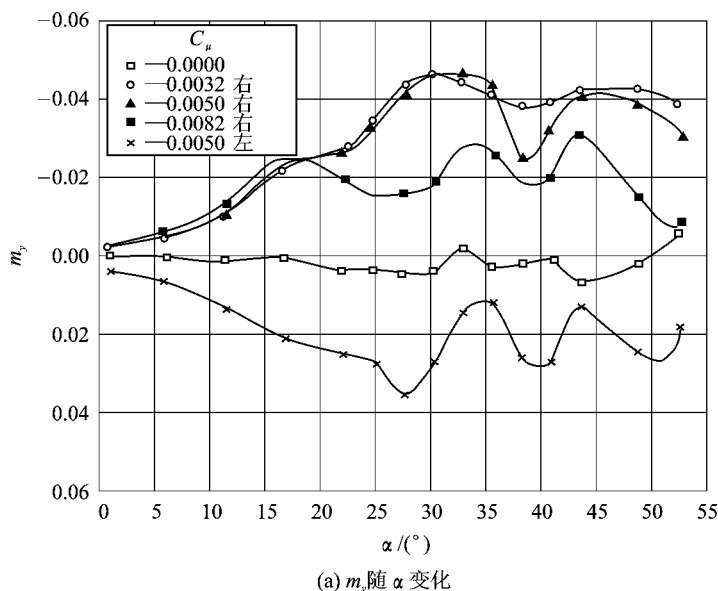


图 5.45 F—16 机上槽缝吹气的前体涡控制方案

(3) 前体吸气

控制旋涡采用前体吸气的例子如图 5.46 所示。该机为一大迎角试验飞机模型。吸气孔位于靠近机头的顶部。

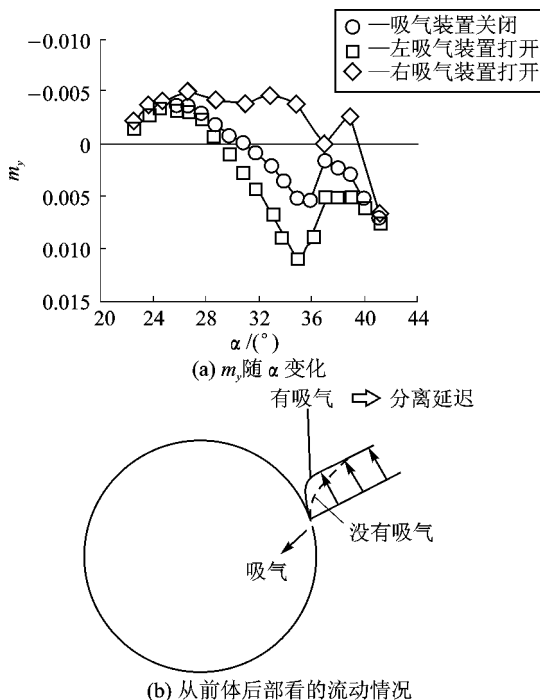


图 5.46 某模型飞机上采用吸气的前体涡控制方案

当吸气装置关闭时,通常会出现非对称涡流而产生侧力。但左侧前体吸气装置打开,则产生向左的偏航力矩(侧力指向吸气一侧);右侧前体吸气打开,则产生向右的偏航力矩。

前体吸气与前体吹气一样,其工作原理基于环量控制。在吸气一侧,附面层被吸向机体表面。附着范围扩大,气流分离延迟,因而产生的侧力指向吸气一侧。

3. 推力矢量控制

在常规气动舵面大迎角飞行时操纵效能大大丧失的前提下,采用推力矢量控制来提高飞机操纵能力,近年来已被提出。多轴的推力矢量控制,不仅提供了大迎角下所需的操纵能力,而且还改善了飞机的敏捷性。除此之外,推力矢量控制还有一个优点,可使气动操纵舵面面积减小。因为常规气动操纵面的尺寸是基于小速度、大迎角状态下设计的,现在推力矢量控制能够提供大迎角下的操纵职能,故气动操纵面可以设计得小一些。这样在高速(或大动压)飞行时,气动操纵舵面有效,低速、大迎角飞行时主要由推力矢量来控制。全动舵面的减小,可使飞机结构重量减轻,诱导阻力减小,还可改善飞行性能等。

最理想的情况是气动舵面操纵与推力矢量控制之间平缓均匀过渡,如图 5.47 所示。大迎角/低动压时由推力矢量提供操纵;小迎角/大动压时由气动舵面提供操纵。图上显示的是偏航操纵的情况,10°的推力矢量偏角对于新一代战斗机是合适的或超过一些理想操纵效率。基于推力矢量控制具有巨大潜能,美国国家航空宇航局利用 F/A—18 机、X—36 无尾试验机进行大量研究,来探索推力矢量控制技术在未来战斗机设计中的作用。

推力矢量控制解决了大迎角下所需的操纵效能。推力矢量控制产生的操纵力矩在第3章已介绍过。但在这些操纵力矩作用下,如何实现大迎角的过失速机动,以提高空战效能,又是一个非常重要的飞行力学问题。

在过失速机动飞行条件下,由于气动力、运动和惯性的非线性耦合,运动变得复杂起来,呈强非线性。为能实现过失速机动飞行,飞控系统设计成为关键技术之一。目前常见的非线性飞控控制律设计中,有基于非线性动态逆的 μ 综合设计法、变结构和自适应法以及神经网络法等,但这些方法至今还未进入实用阶段。下面仅简要介绍X-31A飞机采用的非线性控制律,该控制系统设计在深入认识飞机非线性飞行动力学基础上,吸收线性系统设计经验,充分挖掘机动潜能,经优化设计得出,并经过了试验验证。其飞控控制的基本结构如图5.48所示。

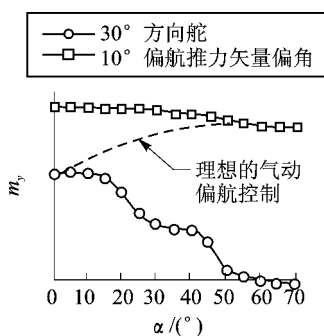


图 5.47 气动和推力矢量控制的平缓均匀过渡

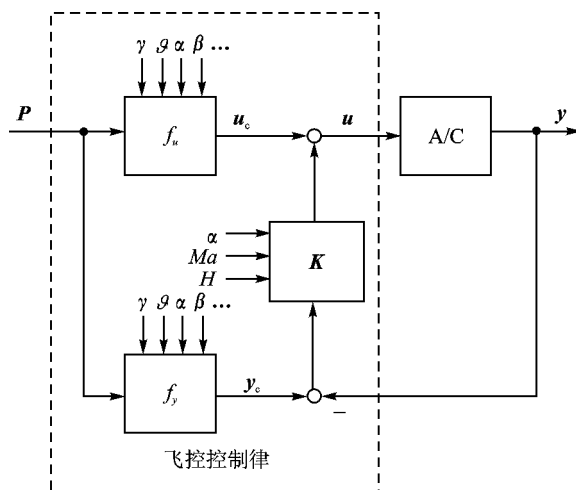


图 5.48 X-31A 飞控控制律的基本结构

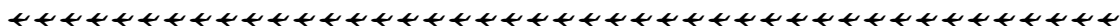
图中指令矢量为 $P(\alpha_c, \beta_c, \omega_{xc})$; 反馈矢量为 $y(\alpha, \beta, \omega_x, \omega_y, \omega_z)$; 控制矢量为 $u(\delta_x, \delta_y, \delta_z, \delta_1, \delta_{py}, \delta_{pz})$, 其中 δ_j 为襟翼偏角, δ_{py}, δ_{pz} 分别为偏航和俯仰方向推力矢量偏角。

整个飞控控制律由三部分组成:线性反馈部分 K 、非线性前馈部分 f_u 和 f_y 。通过 f_u 算出对应驾驶员指令所需的稳态舵偏角 u_c , 其中计及了气动力、惯性和陀螺耦合等非线性。类似的驾驶员指令通过 f_y 算出相应的稳态指令 y_c , 其中计及了重力的影响。线性反馈阵 K 是采用局部线化的方法, 按飞行品质要求用线性系统最优控制理论确定的。最终系统的调节规律为

$$U = K(y - y_c) + u_c \quad (5.36)$$

按上面的设计思路, 曾对某机进行过非线性控制律设计, 其中线性反馈矩阵按飞行品质规范要求, 采用隐式模型跟踪法来确定。通过几个典型机动数值仿真, 表明效果良好, 飞机具备实现过失速机动的能力。

飞机空间机动的运动特性及其控制是相当复杂的, 且涉及的前沿科学较多。至今有些运动现象, 其机理还不完全清楚, 具体的控制方法也还没有实施, 有待进一步研究。读者可以注意这方面的发展情况。



5.5.7 飞控系统的综合化

在现代和未来战争中,空中优势将是取得胜利的关键因素之一。为取得空中优势,以美国 YF—22 为代表的新一代战斗机已具备以下特点:具有高机动性、敏捷性和良好的隐身能力,实现发动机不开加力的超声速巡航及全天候、全方位、全高度、远距离、超低空飞行能力。这样才能完成诸如低空突防、拦截、攻击、格斗、空中加油以及电子对抗等飞行任务。

由于新一代战斗机的多任务、多功能的要求,使得飞机的系统复杂程度大为加剧,飞控系统与各子系统之间的耦合大大加强,系统的设计和综合过程变得十分困难。由于作战任务的复杂性,大机动、高过载以及威胁的存在等,使得驾驶员的反应迟钝,决策能力下降,无法顺利完成协调与综合飞机各子系统的任务。为此,应采取以下措施:

① 将航空火力控制系统与飞行控制系统进行综合,以实现攻击过程中瞄准自动化,减少瞄准时间,提高武器投放命中率,提高人/机生存力。将驾驶员从复杂的姿态瞄准和轨迹控制中解放出来的,是赢得战争优势的迫切要求。综合飞行/火力控制就是应这一要求而提出来的,并已发展为一项航空新技术。

② 仅从飞行控制角度考虑,为扩展飞行包线范围,实现过失速机动,飞机的操纵采用推力矢量技术,以补充大机动、大迎角飞行时的操纵效率。矢量喷管作为操纵机构,使推进系统直接参与了飞行控制,飞行/推进系统的综合控制已是必然趋势。

③ 将综合飞行/火力控制与综合飞行/推进系统相结合,攻击机在最短的时间内,以非常规机动抢占有利态势,改变常规火力控制概念,从而可大大提高攻击机的攻击机会和生存率。

可见,飞控系统综合化技术已成为新一代战斗机设计时必须解决的关键问题之一。下面将从原理上扼要介绍这些综合系统。

1. 综合飞行/火力控制(IFFC)系统

早期的飞机武器系统有:机枪、机炮的瞄准射击系统和炸弹的瞄准投放系统。对后者来说,如果轰炸静止目标,并且没有风的干扰,那么驾驶员就应保持稳定平行,即生成一个符合要求的轨迹。轰炸员按飞机的速度、高度、姿态、空气阻力、目标位置、炸弹的重量等进行弹道计算,调整轰炸瞄准具。一旦目标落入投放点(光环十字线中心),轰炸员立即投放炸弹,炸弹将沿计算弹道落向目标。如果有风,或轰炸活动目标,则要不断修正弹道。机炮的瞄准发射系统与此类似,只是目标运动速度大,机动性强,驾驶员捕获目标的难度更大。

总之,早期飞机的火控系统是靠瞄准具显示目标偏离计算弹道的情况,即使连接自动驾驶仪,也只是用来稳定瞄准具和保持稳定的航迹。飞行控制与火力控制基本上是独立的,驾驶员保持要求的航迹,轰炸员按瞄准具投放炸弹。

对于采用制导武器——空-空导弹的攻击,其发射与机炮攻击类似,过去也仅是根据目标运动特性计算出导弹允许攻击区,攻击的瞄准操纵过程仍由驾驶员来完成。

而综合飞行/火力控制系统则不同,它是在采用主动控制技术的战斗机上,通过飞行/火力耦合器将能解耦操纵的飞行控制系统和指挥仪型火力系统综合成一个闭环武器自动投放系统。其基本工作原理图如图 5.49 所示。

系统主要由目标状态估计器、飞行控制系统、火力控制系统和飞行/火力解耦器等组成,其核心是具有飞行控制和火力控制规律的数字计算机。根据跟踪雷达给出的测量信息,由目标状态估计器滤波提供目标运动信息,由攻击机自身的传感器提供攻击机的状态信息,输入火力

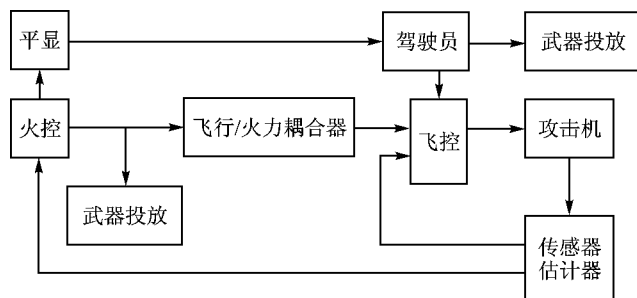


图 5.49 综合飞行/火力控制系统原理结构图

控制系统精确预测目标未来位置,自动生成投放(或发射)点和到达投放(或发射)点前的飞行轨迹。所生成的轨迹信号通过平显为驾驶员提供操纵和状态显示,同时送入飞行/火力控制耦合器,在那里形成控制指令,输入电传控制系统,操纵飞行跟踪目标进行自动攻击。这里,驾驶员只起监控作用,大大减轻了他们的工作负担。同时,也可以由驾驶员操纵飞机连续地按平显提供的信息生成飞行轨迹,并引导飞机到达投放(或发射)点,待显示飞机与投放(或发射)点重合时,即可自动射击(或发射)机炮(或炸弹),也可由驾驶员射击机炮或投放炸弹。

显然,系统中的飞行/火力耦合器是实现综合飞行/火力控制技术的关键,是联系飞行控制系统与火力控制系统的枢纽。为提高系统的综合效果,必须考虑到不同武器系统的要求,应针对不同的要求分别设计相应的飞行控制系统。下面以美国的先进战斗机技术综合计划(AFTI/F—16)为例加以说明。

AFTI/F—16 的核心技术是数字式飞行控制系统,采用了解耦的直接力控制和武器瞄准轴线的多模态控制技术。因此飞行控制系统控制律具有四种控制模式:正常模式、空-空射击模式、空-地攻击模式、空-地轰炸模式。每一种模式又分为常规(耦合)控制和解耦控制。因此,数字式飞控系统中有 8 种不同的工作方式供选用。每种模式均根据不同的任务而定,以便在飞行中提供最佳的飞行品质。

正常模式主要满足巡航、进场着陆和起飞的良好飞行品质,在编队飞行和空中加油时提供阵风减缓能力,以减轻驾驶员的负担。空-空射击模式、空-地攻击模式主要是要求快速机动和武器轴线的精确控制,以满足设计精度要求。在这两种模式中,俯仰速率反馈起主要作用。空-地轰炸模式中,为满足轰炸精度要求,飞行轨迹精确控制和阵风影响的自动减缓是必需的,该模式中法向加速度反馈起主要作用。

在进行常规控制时,均采用直接力控制的自动融合技术,以提高阵风减缓能力和快速反应能力。不同的模式可采用不同的融合方式,达到不同的目的,如空-空射击模式用于稳定武器轴线;空-地攻击模式则用于改善飞行品质;直接侧力则提供飞机水平转弯能力等。而进行解耦控制时,可提供机身指向、直接力和平移三种方式供选用。一般情况机身指向用于精确控制,平移方式和直接力方式均可用于飞行轨迹的精确控制。

AFTI/F—16 的飞行实践表明,系统在空-空作战中扩大了作战范围,实现了全向攻击,缩短了首次发射机会的时间,提高了射击次数和射击持续时间,命中率大大提高。在空-地轰炸中,实现了非水平机动武器投放,且达到现有机翼水平投放时的精度。对于防空武器(如地-空导弹),攻击机的生存率大大提高。由于实现了攻击的自动化,减轻了驾驶员在空战格斗和对地攻击过程中的负担。

2. 综合飞行/推进控制(IFPC)系统

长期以来,飞机的飞行控制系统和推进系统是彼此独立的,只是必要时驾驶员才予以适当协调。近代飞机,由于采用了变几何形状进气道、推力矢量喷管和变循环发动机等先进技术装置,使推进系统可控变量增加。无疑这些方案有利于飞行控制,但另一方面又会增强推力和气动力之间的耦合作用。严重的发动机/进气道/飞机机体之间的耦合作用,可使系统产生发散的航向振荡、歧变系数超过限制、不稳定的荷兰滚和长周期振荡,甚至可能引起发动机熄火故障。因此,有必要对飞行控制系统和推进控制系统进行综合设计,以便抑制不良耦合作用对飞机性能、稳定性和控制的直接影响。

综合飞行/推进控制技术就是把具有主动控制技术的飞机与推进系统(包括进气道、发动机、尾喷管)进行综合考虑,在整个飞行包线内最大限度地满足飞行任务的要求,以满足推力管理,提高燃油效率和飞机机动性,有效地处理飞机与推进系统之间耦合影响及减轻驾驶员负担等项要求,从而使系统达到整体性能优化。系统的工作原理是:根据飞行任务,驾驶员发出输入指令,机载计算机在直接收到飞机迎角、侧滑角、速度和加速度信号的同时,也收到来自发动机进气道压力比、进气整流锥位置等信号。经计算,机载计算机一方面向飞机飞行控制系统发出操纵信号,操纵相应的操纵面,使飞机按预期的姿态和航向飞行;另一方面,又向推进系统发出控制信号,控制进气锥位置伺服机构和油门,按需要控制飞机的推力。这样,就把飞行控制系统和推进控制系统融为一体,达到综合控制的目的。图 5.50 为飞机的综合飞行/推进控制系统原理结构图。

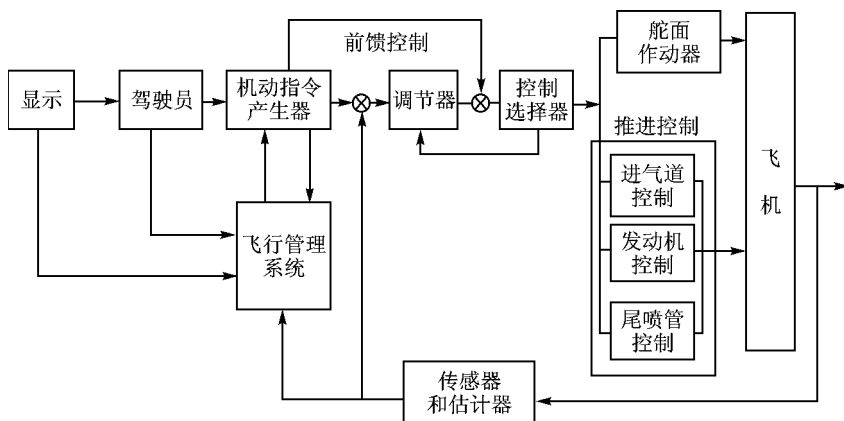
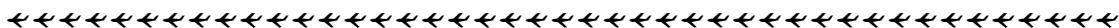


图 5.50 综合飞行/推进控制系统原理结构图

系统将利用递阶、分散的思想划分成若干子系统进行设计,按模块对各飞行模态进行控制律设计。机动指令发生器的功能就是将驾驶员指令或飞行管理提供的信息转化成飞机的飞行变量组合,产生希望的飞机过渡过程响应。控制器计算出跟踪期望轨迹所需的控制量,并对计算出的输出反馈结构进行优化。控制选择器输出按一定控制逻辑构成执行指令,使各气动面、进气道、发动机和尾喷管协调匹配获得最佳性能。

对于具有主动控制技术的现代飞机,为产生直接升力和直接侧力,实现颤振抑制、阵风缓和、机动载荷控制等功能,增加了一些辅助操纵面。发动机可控参数增加,喷管可用于推力矢量、换向和噪声控制等。因此,飞行控制和推力控制的复杂性不断增加,控制装置数目也将持续增加。这给综合飞行控制/推进控制系统的设计带来了困难。



3. 综合飞行/火力/推进控制 (IFFPC) 系统

综合飞行/火力/推进控制 (IFFPC) 系统是在综合飞行/火力控制 (IFFC) 和综合飞行/推进控制 (IFPC) 基础上发展起来的。其在先进的主动控制技术基础上,把飞行火力、推进、导航及航空电子等子系统更完整地综合在一起,以大大提高飞机的总体性能。例如,充分利用直接力、推力矢量控制,以改善飞行性能,扩展飞行包线,改变飞机的作战战术;利用飞控和火控系统的信息和综合控制,提高作战效能和生存力。

图 5.51 为综合飞行/火力/推进控制 (IFFPC) 系统原理结构图。其中实时的飞行管理和航迹生成对计算机的运算速度和存储能力提出了更高要求;耦合器/控制器是该系统的核心,它保持整个综合系统满足飞行性能的要求。

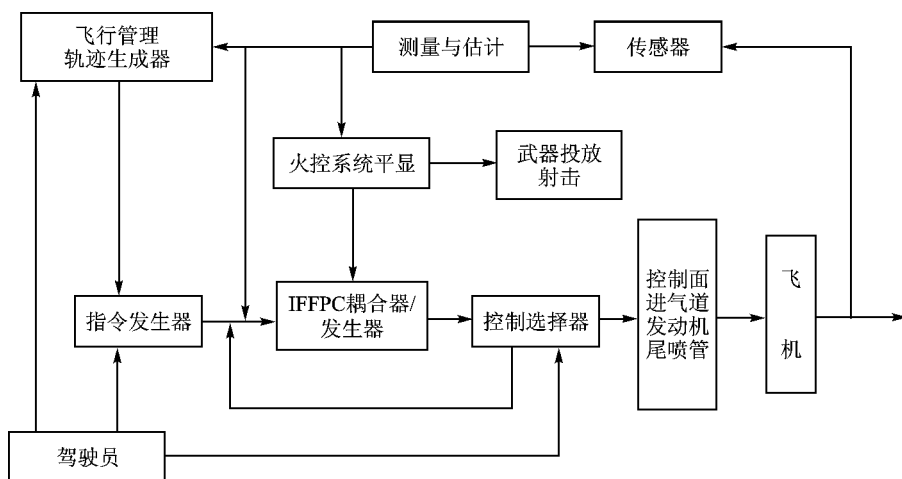


图 5.51 综合飞行/火力/推进控制 (IFFPC) 系统原理结构图

对于这样的复杂系统进行一体化设计,只有采用先进的控制结构和多变量算法,采用分布式处理技术和冗余、监控技术等,才能保证总体性能优于非综合总体性能。系统进一步的发展方向是在飞机管理系统方面,通过内部通信,把尽可能多的子系统组合起来,进行资源的动态分配,实现多种模式的综合控制,将会在飞行性能、安全性和可靠性方面有显著的效果。

参考文献

- 1 熊海泉,刘昶,郑本武,等. 飞机飞行动力学. 北京:航空工业出版社,1990
- 2 方振平. 带自动器飞机飞行动力学. 北京:国防工业出版社,1999
- 3 Lan C E. High Angle of Attack Aerodynamics, Stability & Control. Kansas University, 1993(5)
- 4 Mclean D. Automatic Flight Control Systems. Prentice Hall, 1990
- 5 Pamadi B N. Performance, Stability, Dynamics and Control of Airplanes. Reston, VA; American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1998
- 6 Nelson R C. Flight Stability and Automatic Control. Boston, Mass; WCB/McGraw Hill, 1998
- 7 Гуськов Ю П. Запайнов Г И. Управление Полётом Самолётов. Машиностроение, 1991
- 8 Сурин В П. Устойчивость и Управляемость Самолёта в Пространственном Движении. Московский: Авиационный Институт, 1994
- 9 沈阳飞机设计研究所. 超音速飞机空气动力学和操纵性稳定性. 1999
- 10 李季陆. 飞机非线性稳定性与控制研究:[博士论文]. 北京:北京航空航天大学,1992
- 11 张曙光. 过失速机动飞行、设计准则与控制研究. 北京航空航天大学博士后研究报告,1997
- 12 郝健康. 综合飞行/火力/推力矢量控制:[博士论文]. 北京:北京航空航天大学,1997
- 13 范子强. 过失速机动飞机的鲁棒非线性控制律设计及仿真:[博士论文]. 北京:北京航空航天大学,1999