

21 世纪民航高等教育系列教材

飞机性能工程

陈治怀 谷润平 刘俊杰 编

Textbook Series of the Higher Education
of the 21 st Civil Aviation



兵器工业出版社

飞机性能工程

陈治怀 谷润平 刘俊杰 编

兵器工业出版社

内 容 简 介

本书介绍了民用喷气运输机的飞行性能及其实际工程应用。首先,第1章介绍了有关发动机的推力和耗油特性,标准大气和气动力等基础知识;第2、3章介绍了飞行性能的设计和使用限制以及分析计算性能的主要方法;第4、5、6、7章按飞行阶段分别介绍了飞机的起飞、爬升和下降、续航、进场与着陆性能;第8章主要介绍了民航运输机常用的机动飞行性能;第9章简要介绍了一些性能的实际应用情况和要求,包括飞行计划、航行中的再次放行、双发飞机的延程飞行、飞机的性能监控以及高原机场和山区航线的飞行性能等。

本书是为民航院校交通运输专业本科高年级学生编写的,也可供其他航空院校相关专业大学生和研究生参考。本书对从事民用飞机设计、研究和使用的工程技术人员也有参考价值。

图书在版编目(CIP)数据

飞机性能工程/陈治怀,谷润平,刘俊杰编. —北京:
兵器工业出版社, 2006. 12
ISBN 7-80172-773-8

I. 飞... II. ①陈... ②谷... ③刘... III. 民用
飞机: 喷气式飞机: 运输机—飞行品质 IV. V212.13

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (2006) 第 129749 号

出版发行: 兵器工业出版社

发行电话: 010-68962596, 68962591

邮 编: 100089

社 址: 北京市海淀区车道沟10号

经 销: 各地新华书店

印 刷: 北京市登峰印刷厂

版 次: 2006年12月第1版第1次印刷

印 数: 1-1030

责任编辑: 朱丽均

封面设计: 底晓娟

责任校对: 郭 芳

责任印制: 赵春云

开 本: 787×1092 1/16

印 张: 17.75

字 数: 410千字

定 价: 41.00元

(版权所有 翻印必究 印装有误 负责调换)

前 言

本书是在 1992 年中国民航出版社出版的“飞机性能工程”（陈治怀编著）一书的基础上补充改编而成。十多年来，由于民航科学技术的进步和民航运输的快速发展，在飞机的性能计算分析和运行使用中出现了一些新的内容和要求，这对从事飞机性能和运行控制的人员提出了更多和更高的要求，本书在这方面做了修改和补充。此外，根据教学实践和教学大纲的要求，为了使本书更全面、系统和紧密地联系实际，特增加了一些章节，如飞机飞行的性能分析方法、机动飞行性能和飞机的极限边界和运行限制等。对反映航空公司运行实践中的一些问题，在第 9 章“飞行计划及其他”中除对原有问题做了补充外，还增加了“高原机场和山区航线的飞行性能”。

本书是为民用航空院校的交通运输专业本科高年级学生编写的教材，为结合民航运输机日常运营中的飞行性能工作，较全面地介绍了喷气运输机的飞行性能及其在实际工作中的具体应用，紧密联系实际，不仅符合国际民航组织和有关适航当局的规定，而且可为国内、外航空公司所广泛应用。本书对一般航空院校飞行力学专业的师生，从事民用飞机设计、研究和使用的有关人员都有参考价值。

本书共 9 章，第 1、3、6 章（预备知识、飞行的极限边界与运行限制、续航性能）由刘俊杰编写，第 2、5、8 章（分析飞行性能的主要方法、飞机爬升和下降性能、飞机的机动飞行性能）由谷润平编写，第 4、7、9 章（飞机的起飞性能、进场与着陆、飞行计划及其他）由陈治怀编写，魏志强承担了全书的文字、公式和图表的编排，陈治怀负责全书的审校。

考虑到英、美单位制在国外航空科技文献中，特别是在各种机型的有关手册中均大量应用，且本书引用的图表数据大都取自这些文献资料和手册，为了使读者便于学习和应用，本书采用国际标准单位，只在少量取自国外文献资料中的图表仍用其原有的英制单位，并给出单位换算表供换算时使用。

限于编者的学识和实践经验，书中缺点和错误在所难免，敬请读者批评指正。

编者

2006 年于中国民航大学

符 号 表

本书采用的符号基本上是按照美国和欧盟飞机的各种手册中常用的符号规定。对于出现次数较少或者仅在特殊情况下所用的符号，本表未列入，它们的意义可以直接从书中的叙述中看出。

符号	意义和定义	单位
a	音速	英尺/秒 (ft/s)
a	加速度	英尺/秒 ² (ft/s ²)
A	横截面积	英尺 ² (ft ²)
C_D	阻力系数	
C_{D_i}	诱导阻力系数	
C_{D_p}	废阻力系数	
C_{D_c}	压缩阻力系数	
$\Delta C_{D_{Re}}$	雷诺数影响的附加阻力系数	
C_L	升力系数	
C_L^α	升力系数曲线斜率	
$C_{L_{SFAR}}$	FAR 失速升力系数	
$C_{L_{S1g}}$	1g 失速升力系数	
CI	飞行成本指数	
$C. G. (C. g.)$	飞机重心	
c_v	定容比热容	
c_p	定压比热容	
d	直径，距离	英尺 (ft)
D	阻力	磅 (lb)
F	力	磅 (lb)
g	重力加速度	32.174 05 英尺/秒 ² (ft/s ²)
$H(h)$	高度	英尺 (ft)
$H_p(h_p)$	气压高度	英尺 (ft)
H_{PI}	指示气压高度	英尺 (ft)
L	升力/长度量纲	磅 (lb)
M	马赫数/质量量纲	
n	过载因子	
n	发动机台数	
N	转数	转/分 (r/min)
nam	空中距离	海里 (n mile)
ngm	地面距离	海里 (n mile)
p_i	静压	磅/英尺 ² (lb/ft ²)

p_t	总压	磅/英尺 ² (lb/ft ²)
$p_{t_{ref}}$	尾锥参考指示静压	磅/英尺 ² (lb/ft ²)
$p_{t_{test}}$	飞机试飞静压	磅/英尺 ² (lb/ft ²)
q	动压 ($\rho V^2/2$)	磅/英尺 ² (lb/ft ²)
q_c	全压 ($p_t - p$)	磅/英尺 ² (lb/ft ²)
$q_{c_{ref}}$	参考全压	磅/英尺 ² (lb/ft ²)
R	航程	海里 (n mile)
r/c	爬升率	英尺/分 (ft/min)
r/d	下降率	英尺/分 (ft/min)
Re	雷诺数	
S_w	机翼面积	英尺 ² (ft ²)
s_g	地面滑跑距离	英尺 (ft)
$T(t)$	温度	°F(或°C)
T	时间量纲	
t	时间	
V_i	指示空速 (未经修正)	海里/时 (n mile/h)
V_l	指示空速 (经修正)	海里/时 (n mile/h)
V_c	校正空速	海里/时 (n mile/h)
V_e	当量空速	海里/时 (n mile/h)
$V(V_T)$	真空速	海里/时 (n mile/h)
V_{MC_A}	最小空中操纵速度	海里/时 (n mile/h)
V_{MC_G}	最小地面操纵速度	海里/时 (n mile/h)
V_S	失速速度	海里/时 (n mile/h)
$V_{S_{FAR}}$	FAR 失速速度	海里/时 (n mile/h)
$V_{S_{lg}}$	1g 失速速度	海里/时 (n mile/h)
V_{EF}	发动机失效速度	海里/时 (n mile/h)
V_1	决断速度	海里/时 (n mile/h)
V_R	抬前轮速度	海里/时 (n mile/h)
V_{LOF}	离地速度	海里/时 (n mile/h)
V_2	起飞安全速度	海里/时 (n mile/h)
V_{MU}	最小离地速度	海里/时 (n mile/h)
V_w	风速	海里/时 (n mile/h)
W	飞机重量	磅 (lb)

希腊字母

符号	意义和定义	单位
α	迎角	度 (°)

α_0	零升迎角	度 (°)
γ	比热比 (C_p/C_v)	
δ	压强比 (P/P_0)	
θ	温度比 (T/T_0)	
σ	密度比 (ρ/ρ_0)	
λ	标准大气温度衰减率	0.003 566 16°F/ft
ρ	空气密度	
μ_B	刹车摩擦系数	
μ_R	滚动摩擦系数	

发动机厂家使用的标准涡轮喷气发动机符号

符号	意义和定义	单位
EPR	发动机压力比 (P_{t7}/P_{t2})	
F_G	总推力	磅 (lb)
F_N	净推力	磅 (lb)
F_G/δ_{amb}	换算总推力	磅 (lb)
F_N/δ_{amb}	换算净推力	磅 (lb)
F_r	冲压阻力	磅 (lb)
N_1	低压转子转速	转/分 (r/min)
$N_1/\sqrt{\theta_{t2}}$	换算低压转子转速	转/分 (r/min)
N_2	高压转子转速	转/分 (r/min)
$N_2/\sqrt{\theta_{t2}}$	换算高压转子转速	转/分 (r/min)
P_{t2}	压缩机进口总压	磅/英尺 ² (lb/ft ²)
P_{t7}	涡轮出口总压	磅/英尺 ² (lb/ft ²)
T_{t2}	压缩机进口总温	
T_{t7}	涡轮出口总温	
TSFC	燃油消耗率	
W_a	发动机空气流量	磅/秒 (lb/s)
$W_a/\sqrt{\theta_{t2}}/\delta_{t2}$	换算发动机空气流量	磅/秒 (lb/s)
$W_F/\sqrt{\theta_{t2}}/\delta_{t2}$	换算发动机燃油流量	磅/时 (lb/h)
θ_{amb}	温度比 (T_{amb}/T_0)	
θ_{t2}	冲压温度比 (T_{t2}/T_0)	
δ_{amb}	压强比 (P_{amb}/P_0)	
δ_{t2}	冲压压强比 (P_{t2}/P_0)	

下角标

a 空气的 (W_a)

amb	环境
avg	平均
c	可压缩的 (q_c)
f(F)	燃油 (W_F)
g(G)	总的 (F_G)
i(I)	指示的 (V_i)
n(N)	净的 (F_N)
0	标准海平面值 (T_0 , P_0 等)
t	总 (T_t , P_t 等)
s	失速状态
36	在 36 089 ft 高度上
bf	抖动
REF	参考

目 录

第1章 预备知识	(1)
1.1 飞机的气动特性与参数	(1)
1.2 飞机的重量	(8)
1.3 发动机特性	(11)
1.4 标准大气	(19)
1.5 高度分类及其定义	(22)
1.6 几种空速的定义及空速、高度、温度表的误差修正	(26)
第2章 分析飞行性能的主要方法	(35)
2.1 推力法	(35)
2.2 功率法	(40)
2.3 能量法	(43)
2.4 解析法简介	(45)
第3章 飞行的极限边界与运行限制	(47)
3.1 平飞的速度边界	(47)
3.2 机动飞行和突风载荷	(55)
3.3 抖振边界	(58)
3.4 使用手册上的一些使用限制	(60)
第4章 飞机的起飞性能	(63)
4.1 起飞	(65)
4.2 起飞飞行航迹的爬升梯度要求和爬升 梯度限制的最大起飞重量	(97)
4.3 超越障碍物的计算	(107)
4.4 刹车能量对最大起飞重量的限制	(113)
4.5 轮胎速度对最大起飞重量的限制	(114)
4.6 减推力起飞	(115)
4.7 在污染跑道上起飞	(122)
4.8 起飞性能优化和最大起飞重量的确定	(126)

第5章 飞机爬升和下降性能	(135)
5.1 爬升性能	(135)
5.2 下降性能	(144)
第6章 续航性能	(152)
6.1 航程计算公式和影响航程的因素分析	(152)
6.2 巡航类型	(156)
6.3 巡航参数表示形式及巡航性能计算	(158)
6.4 温度和风对巡航性能的影响	(166)
6.5 经济巡航	(170)
6.6 一发停车巡航性能	(174)
6.7 最大航时问题与等待飞行	(179)
第7章 进场与着陆	(181)
7.1 稳定的进近	(181)
7.2 进场爬升和着陆爬升	(182)
7.3 着陆距离和 FAR 着陆场地长度	(184)
7.4 最大着陆重量及着陆速度	(192)
7.5 快速过站最大重量和刹车冷却	(193)
第8章 飞机的机动飞行性能	(198)
8.1 机动飞行的基本概念	(198)
8.2 飞机的速度机动性	(200)
8.3 飞机的高度机动性	(201)
8.4 飞机的方向机动性	(203)
第9章 飞行计划及其他	(207)
9.1 飞行计划	(207)
9.2 航行中的再次放行	(217)
9.3 双发飞机的延长航程飞行	(224)
9.4 飞机的性能监控	(230)
9.5 高原机场和山区航线的飞行	(236)
附录	(246)
参考文献	(248)

第 1 章 预备知识

飞机的气动特性、发动机特性、飞机重量等是决定飞行性能的重要因素，也是性能计算的原始数据；飞行高度和速度是飞行性能中的基本参数，在学习和研究飞行性能前，了解这些特性和参数的定义、内容以及它们在现代民用喷气运输机性能分析和计算中常用的表达形式是必要的。

1.1 飞机的气动特性与参数

在飞机性能计算中，飞机的气动数据是最基本的原始数据之一。本节主要介绍性能计算中涉及到飞机的升力特性、阻力特性与相关参数等内容。

飞机在空中飞行时，作用在飞机上的力有飞机的重力、发动机的推力和空气动力，在气流坐标系中，我们把空气动力在垂直和平行于速度的两个方向上进行分解，将垂直于速度方向的分力称为升力 L ，平行于速度方向的分力称为阻力 D ，常用表达式分别为：

$$L = C_L q S_w \quad (1-1)$$

$$D = C_D q S_w \quad (1-2)$$

式中， C_L 、 C_D 分别为升力系数和阻力系数，它们是无量纲的量，在机翼的翼型和平面形状一定的情况下，其值主要取决于飞行马赫数 Ma 、迎角 α 、飞机构型和雷诺数 Re 等； q 为动压， S_w 为机翼面积。

下面分别介绍飞机的升阻特性及有关内容。

1.1.1 升力特性

1. 升力系数曲线

如图 1-1 所示，升力系数随迎角变化的曲线即升力系数曲线。

对于已知的机型，机翼的平面形状和翼型已经确定，在给定马赫数 M 、雷诺数 Re 和飞机构型的情况下，升力系数仅是迎角的函数。理论和实验表明，在 M 和 Re 数一定时，在中小迎角范围内，升力系数随迎角呈线性变化，其变化的斜率称为升力线斜率。升力为零时对应的迎角称为零升迎角。此时，升力系数与迎角的关系可以用式 (1-3) 来表示。

$$C_L = (\alpha - \alpha_0) C_L^\alpha \quad (1-3)$$

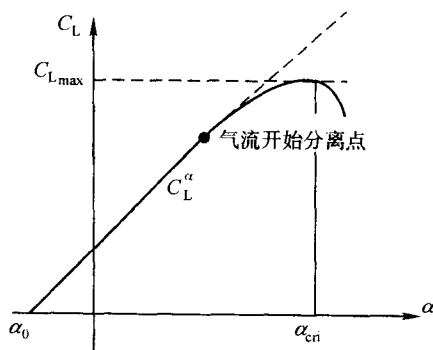


图 1-1 升力系数曲线

式中： α_0 ——零升迎角；

C_L^α ——升力线斜率。

随着迎角增大，机翼表面的局部地区开始出现气流分离，这时升力曲线开始弯曲，升力线斜率不再保持常数，随着迎角继续增大，气流分离加剧，分离气流使得升力线斜率急剧减小，飞机产生抖动甚至失速。称开始出现抖振的迎角为抖振迎角，对应的升力系数为抖动升力系数。升力系数达到最大值时为最大升力系数 $C_{L_{max}}$ ，所对应的迎角叫做临界迎角。

飞机构型主要指飞机襟翼位置和起落架所处的状态，升力系数除了随机翼的迎角变化而变化

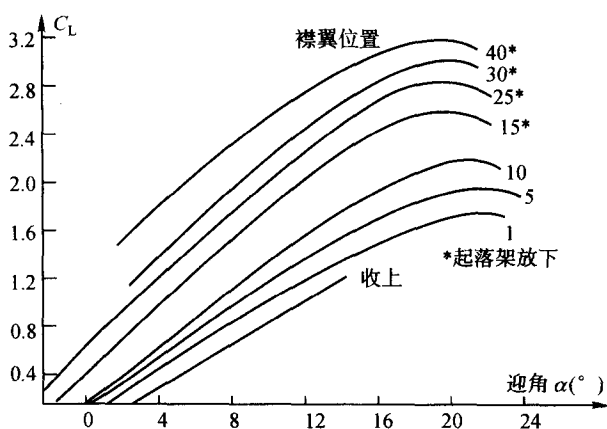


图 1-2 升力系数曲线

外，还与襟翼偏度、起落架收放状态有关。飞机在起飞、爬升、巡航、下降和进近着陆等各个飞行阶段中，因其襟翼和起落架所处位置的不同，也会影响飞机的升力系数。因此，升力系数曲线可按不同的飞机构型来描绘，它是飞机构型和迎角的函数。飞机的构型可分为光洁机身构型（爬升、巡航、机动飞行和下降阶段）、起落架放下与不同的进近着陆襟翼位置的组合（进近着陆）、起落架收上与不同起飞襟翼位置的组合（起飞离地收起落架后到襟翼收上之前）

三种情况，因此飞机的升力系数曲线也分成三组，如图 1-2 所示。

2. 失速升力系数 C_{L_s} 和失速速度 V_s

最大升力系数 $C_{L_{max}}$ 决定了飞机可能允许的最小飞行速度，通常以该速度作为起飞着陆性能计算中的参考速度，它直接关系到低速飞行（起飞着陆）的飞行安全，是个十分重要的参数。图 1-1 中的 $C_{L_{max}}$ 是在过载因子为 1 的条件下通过风洞实验得到的，但在实际飞行中，在达到 $C_{L_{max}}$ 以前由于机翼上气流分离的发展，可能出现掉翼尖或机头下俯等失速现象。严重时，飞机可能失去稳定性，这时过载因子已小于 1，通常为 0.9 左右。为此，先后提出了两种失速速度和失速升力系数来代替 $C_{L_{max}}$ 和由其确定的最小速度。

(1) FAR 失速速度 V_{SFAR} 和失速升力系数 $C_{L_{SFAR}}$

按 FAR—25.103 规定，失速速度是飞机可操纵的定常飞行的最小速度，以校正空速 (n mile/h) 表示。当迎角明显大于最大升力系数所对应的迎角，固有的飞行特性向飞行员显示清晰可辨的飞机失速现象时，可认为该飞机已失速。典型的失速现象如下：

- ① 不能即刻阻止的机头下沉；
- ② 不能即刻阻止的滚转；
- ③ 操纵效率的丧失，操纵力或操纵运动的突变，或飞行员操纵器件明显的抖动。

以上这些现象既可以单独出现，也可以组合出现。

或在任一构型中，飞行显示出有致误解的固有气动力警告，其幅度和剧烈程度，能强烈而有效地制止进一步减速，也可认为飞机已失速。

通过试飞确定 V_{SFAR} 时尚必须满足以下条件：

① 在此失速速度时推力为零,或者,如果所产生的推力对失速速度没有明显影响,则发动机推力可处于慢车状态;

② V_s 对应的飞机重量为进行 V_s 性能试飞时的飞机重量;

③ 配平飞机使其以 $1.2V_s$ 至 $1.4V_s$ 的速度做直线飞行。在足够高于失速速度并保证定常飞行状态的速度上,飞机的减速度率不超过 -1.0 kn/s ;

④ 最不利的重心位置。

为满足上述要求,应作如下修正:

① 进入失速时的减速度要求小于等于 1 kn/s 。试飞时以配平在 $1.2 \sim 1.4V_s$ 间的任一速度做直线平飞,操纵升降舵减速,尽量保持减速度直至出现失速状态,在此过程中记录下速度 V_e 和时间 t ,并绘出如图 1-3 所示曲线形式,按下式计算进入减速度,即:

$$a = \frac{dV_e}{dt} = \frac{V_e - 1.1V_{e_{\min}}}{\Delta t} \quad (1-4)$$

并由下式求出相应的 C_L

$$C_L = \frac{2W}{\rho_0 V_e^2 S_w} \quad (1-5)$$

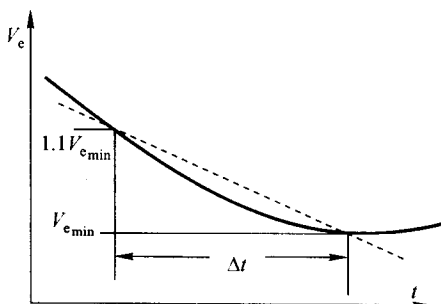


图 1-3 进入速度 V_e 随时间的变化曲线

式中: V_e ——以当量空速表示的进入速度;

ρ_0 ——标准大气海平面的大气密度。

通过多次试飞可以得到不同进入减速度的 C_L 值。

② 重心修正。最不利的重心位置是重心前限,它要求最大的尾翼配平升力,从试飞时的重心位置 CG_{test} 修正到每种襟翼位置的重心前限 CG_{FWD} 的升力系数 $C_{L_{CG(\text{FWD})}}$,按下式计算:

$$C_{L_{CG(\text{FWD})}} = C_{L_{\text{test}}} \left[1 + \frac{MAC}{L_T} (CG_{\text{FWD}} - CG_{\text{test}}) \right] \quad (1-6)$$

式中: L_T ——机翼和尾翼平均气动弦 1/4 弦长点间平行于机身轴线的距离;

MAC ——机翼平均空气动力弦长。

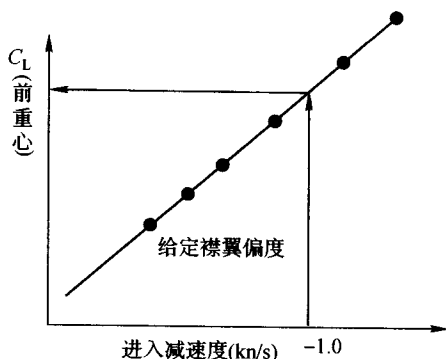


图 1-4 进入减速度修正曲线

至此,得到了不同进入减速度并经过重心修正的失速升力系数,通过作图 1-4 求出进入减速度为 1 kn/s 的给定襟翼位置和飞机重量的失速升力系数。

③ 推力修正。试飞时,用慢车推力和较小推力两种推力状态进行失速试飞,得到两种推力状态下的失速升力系数,然后作图,外推得到推力为零时的失速升力系数,即 FAR 失速升力系数 $C_{L_{s_{\text{FAR}}}}$ 。推力修正曲线如图 1-5 所示。

将经过上述修正后得到的 $C_{L_{s_{\text{FAR}}}}$ 按式 (1-7) 计算,得到的失速速度称为 FAR 失速速度。

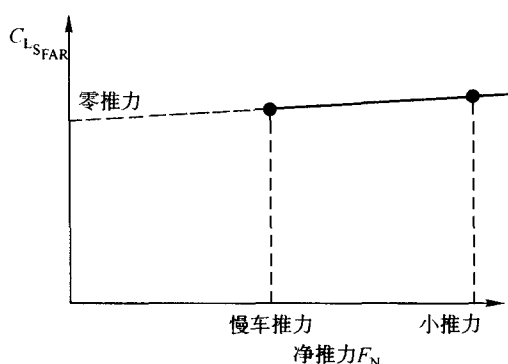


图 1-5 推力修正曲线

$$V_{SFAR} = V_e = \sqrt{\frac{2W}{\rho_0 C_{L_{SFAR}} S_w}} \quad (1-7)$$

根据分析计算可知，FAR 失速升力系数 $C_{L_{SFAR}}$ 除受襟翼偏度、起落架收、放状态影响外，还受到飞机重量的影响。因为重量较大时，单位机翼面积承受的载荷较大，引起机翼弹性变形，从而影响到升力系数。

(2) 1g 失速速度 V_{S1g} 和 1g 失速升力系数 $C_{L_{S1g}}$

20 世纪 50 年代为了加强对喷气运输机试飞鉴定的管理，在只有螺旋桨飞机性能知识和实践经验的基础上，考虑到通过试飞确定 $C_{L_{SFAR}}$ 比 $C_{L_{S1g}}$ 要更简单、容易，且对螺旋桨飞机来说，这两种失速升力系数数值基本相同，所以在美国的联邦航空法规 FAR 中规定了 $C_{L_{SFAR}}$ 和 V_{SFAR} 以代替 1g 的 $C_{L_{max}}$ 和它对应的最小速度。随着大量喷气运输机的出现，人们发现，对于具有后掠翼的喷气运输机， $C_{L_{S1g}}$ 可以通过试飞得到。与 V_{SFAR} 相比， V_{S1g} 的值大于 V_{SFAR} ，但失速时保持过载为 1.0，即不掉高度。用 1g 的失速速度做参考速度被提出，并在 1961 年列入民用航空法规 CAR SR422C，美国联邦航空局 FAA 也同意在 B767—300、B747—400、B737—400 及以后的飞机试飞鉴定中使用。

当出现下述一种或几种现象时，认为飞机失速，以此来确定 V_{S1g} ：

① 在飞机恢复正常前，飞机操纵杆已拉到后限位置并保持了一个短时间，俯仰姿态没有进一步增加；

② 一种不可操纵的、清晰可辨的低头下俯现象，且不易阻止；

③ 用正常的侧向和纵向操纵方法不易阻止的滚转；

④ 飞机显示出固有的、强烈的气动特性警告，能阻止飞机进一步减速。

同一架飞机使用不同的失速速度作为参考速度，将得到具有不同安全裕度的各种使用速度，显然是不合理的。为了保持一致的安全水平，使用不同的参考速度计算使用速度时采用不同的因子，如表 1-1 所列。

各机型的失速速度在使用手册中以指示空速的形式给出。

表 1-1 使用不同的失速速度计算各参考速度的因子

项 目	FAR—25 规定的 V/V_{SFAR}	V/V_{S1g}
起飞安全速度 V_2	1.2	1.13
进近速度	1.3	1.23
进近爬升速度	1.5	1.4
着陆爬升速度	1.25	1.23

1.1.2 阻力特性

在性能计算中，常把阻力分成两个部分：一部分是与升力无关的阻力，称为零升阻力，

也叫废阻力, 用 D_0 表示; 另一部分是伴随升力产生而产生的阻力, 称为诱导阻力 (也称导致阻力), 用 D_i 表示。因为迎角的变化会引起升力系数的变化, 而诱导阻力系数 C_{Di} 随升力系数的变化而变化, 所以诱导阻力系数也随迎角的变化而变化, 但是, 废阻力系数 C_{D_0} 只有在飞机构型发生变化时 (比如当起落架或襟翼放出) 才发生变化。总阻力可写成为:

$$D = D_0 + D_i$$

表示成阻力系数的形式, 则为:

$$C_D = C_{D_0} + C_{Di} = C_{D_0} + AC_L^2 \quad (1-8)$$

式中: C_{D_0} ——零升阻力系数;

C_{Di} ——诱导阻力系数;

A ——诱导因子。

1. 飞机的升阻极曲线和最大升阻比

把升力系数和阻力系数随迎角的变化关系综合地用一条曲线画出来称之为升阻极曲线或极曲线。极曲线是飞行马赫数、襟翼偏度和起落架收、放状态的函数。通常以高速极曲线和低速极曲线两种形式给出。高速极曲线仅随马赫数变化, 襟翼和起落架都在收上位置; 低速极曲线则随襟翼偏度和起落架的收、放状态而变。

极曲线的纵坐标表示升力系数, 横坐标表示阻力系数, 曲线上每一个点对应一个迎角, 同一迎角下的升力与阻力之比即为升阻比 K , 升阻比是衡量气动效率的重要指标。从原点做各条极曲线的切线, 这些切线与横轴的夹角的正切即代表该 M 数时的最大升阻比 (见图 1-6)。最大升阻比的状态是喷气飞机取得最大爬升角或爬升梯度、航行时间最长、无动力下滑距离最远、平飞需用推力最小的飞行状态。

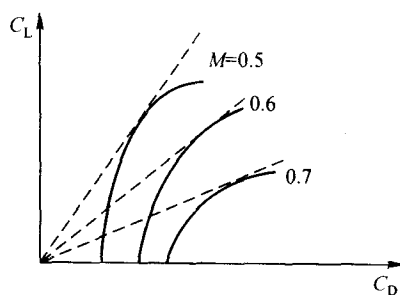


图 1-6 由极曲线作图确定 $K_{\max}$

2. 阻力的雷诺数修正

雷诺数 Re 的大小会影响摩擦阻力, 也将影响极曲线中的阻力系数。通常民用喷气运输机极曲线中的阻力系数是按照选定的参考 Re 数得到的。对于其他的雷诺数的情况, 阻力系数为极曲线中的 $C_{D_{REF}}$ 加上雷诺数修正的附加阻力系数。

$$C_D = C_{D_{REF}} + \Delta C_{D_{Re}} \quad (1-9)$$

式中的 $\Delta C_{D_{Re}}$ 值可以计算得到, 也可以从各机型的性能工程师手册中查出。

因为雷诺数是高度和温度的函数, $\Delta C_{D_{Re}}$ 的计算公式如下:

$$\Delta C_{D_{Re}} = A \times 1g \left[\frac{\left(\frac{T + 110.4}{T^2} \right) \delta_{amb}}{\left(\frac{T_{REF} + 110.4}{T_{REF}^2} \right) \delta_{REF}} \right] \quad (1-10)$$

式中 A 为飞机常数 (无量纲), 一些飞机的 A 值可以参考表 1-2; T 为绝对温度 ($^{\circ}K$), δ_{amb} 为压力比 (无量纲), δ_{REF} 为参考高度的压强比, T_{REF} 为标准大气情况下, 参考高度的绝对温度 ($^{\circ}K$)。

表 1-2 飞机常数 A

飞机机型	发动机型号	A
B747—200	RB211—524D4	-0.003 982 577
	JT9D—7R4G2	
B747—300	RB211—524C2	
	JT9D—7R4G2	
	CF6—50E2	
B757—200	RB211—535C	-0.004 943 44
	RB211—535E4	
	PW—2037	

T_{REF} 和 δ_{REF} 对应的参考高度, 可从各机型本身的雷诺数修正高度曲线查出 (见图 1-7)。

图 1-8 为 B767—200 雷诺数对阻力的修正值曲线, 它由飞行高度修正和温度修正两部分组成, 由图查出后相加得 $\Delta C_{D_{\text{Re}}}$ 。

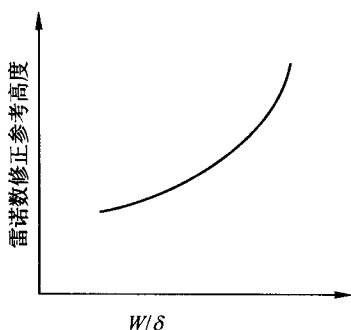


图 1-7 雷诺数修正的参考高度曲线

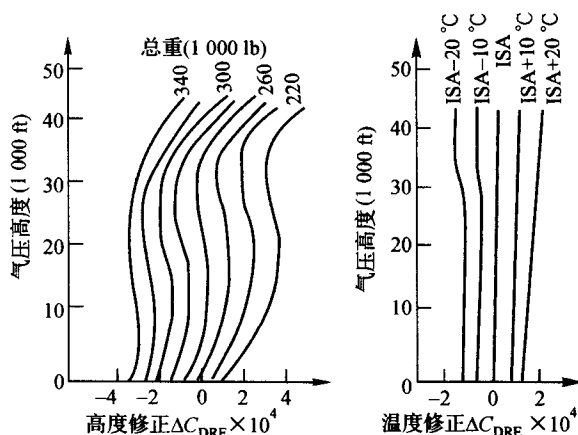


图 1-8 B767—200 阻力的雷诺数修正

3. 一发停车的附加阻力系数

一台发动机停车时引起的附加阻力系数由两部分组成。它们是发动机风车阻力系数 $\Delta C_{D_{\text{WM}}}$ 和偏航阻力系数 $\Delta C_{D_{\text{YAW}}}$ 。由于一发停车产生的不对称力矩, 使飞机偏航和滚转, 为了阻止偏航和滚转, 偏转副翼和方向舵增加的阻力成为偏航阻力, 公式为:

$$\Delta C_D = \Delta C_{D_{\text{WM}}} + \Delta C_{D_{\text{YAW}}} \quad (1-11)$$

发动机风车阻力的产生如下图所示: 发动机在正常工作时, 飞机的飞行速度与发动机的转动速度矢量合成形成了发动机叶片的相对气流速度, 这个相对速度使得发动机的叶片产生类似机翼产生升力的力即图 1-9 (a) 中所示的推力; 而当发动机停车后, 其叶片的旋转速度大大减小, 使得该转动速度与飞行速度的速度合矢量方向发生了微妙的变化, 即相对于叶片弦线的夹角也就是叶片和相对气流速度的夹角 (即迎角) 变成了负值, 从而发动机叶片产生的推力的方向也发生了变化, 推力在前进速度反方向的分量即风车阻力。从图 1-9 (b) 中我们也可看出, 飞机的飞行速度越大或一发停车后发动机叶片转的速度越慢, 则产生的风车阻

力也越大。风车阻力 ΔD_{WM} 可由下式表示:

$$\Delta D_{WM} = \Delta C_{D_{WM}} \cdot \left(\frac{1}{2} \rho V^2 S_W \right) \quad (1-12)$$

考虑到音速公式 $a^2 = \gamma g R T$ 和压强公式 $p = \rho g R T$, 上式可改写为:

$$\Delta C_{D_{WM}} = \frac{2 \left(\frac{\Delta D}{\delta} \right)_{WM}}{\gamma S_W P_0 M^2} \quad (1-13)$$

$$\Delta D_{WM} = \Delta C_{D_{WM}} \delta M^2 \cdot \left(\frac{1}{2} \gamma S_W P_0 \right) \quad (1-14)$$

发动机的偏航阻力按一发停车产生的不平衡力矩等于偏转方向舵面产生的平衡力矩条件, 因而得:

$$C_{L_T} S_T \cdot q \cdot L_T = (F_N + \Delta D_{WM}) L_e \quad (1-15)$$

式中: C_{L_T} 、 S_T ——分别为垂尾和方向舵产生的侧力系数和面积;

F_N ——工作发动机的净推力;

L_T ——垂尾和机翼平均空气动力弦 1/4 弦线点之间平行于机身轴线的距离;

L_e ——发动机推力线到机身轴线的距离。

将速压公式 $q = \frac{1}{2} \gamma \delta P_0 M^2$ 代入式 (1-15) 得:

$$C_{L_T} S_T = \frac{2 [F_N / \delta + (\Delta D / \delta)_{WM}] L_e}{\gamma P_0 M^2 L_T} \quad (1-16)$$

由式 (1-13)、式 (1-14)、式 (1-16) 和偏航阻力系数 $\Delta C_{D_{YAW}} - C_{L_T} S_T$ 曲线、 $\left(\frac{\Delta D}{\delta} \right)_{WM} - M$ 曲线可以得到偏航阻力系数 $\Delta C_{D_{YAW}}$ 和风车阻力。

4. 其他附加阻力系数

应急下降时, 打开减速板, 会使阻力增加; 起飞着陆时放下起落架也会增大阻力; 在跑道上减速滑跑时使用刹车要产生刹车阻力。这些附加阻力都是在性能计算中必须考虑的。这些附加的阻力很难靠理论计算得到, 通常经过试飞得到并在各机型的性能工程师手册中给出。

飞机在起飞着陆接近地面飞行中, 由于地面的限制, 使接近于地面的气流不能有垂直向下的分量, 而只能沿地面流动。这样, 由于地面存在, 将会引起飞机上的空气动力发生一系列变化, 如:

- ① 大大减小了尾翼区气流的下洗;
- ② 加大了平尾升力系数斜率。

而这两项的变化, 都要引起飞机焦点的后移, 因而飞机迎角静稳定性加强。放襟翼时, 这种现象尤为明显。这类由于地面存在而引起的气动力特性的变化, 通常称为地面效应。起

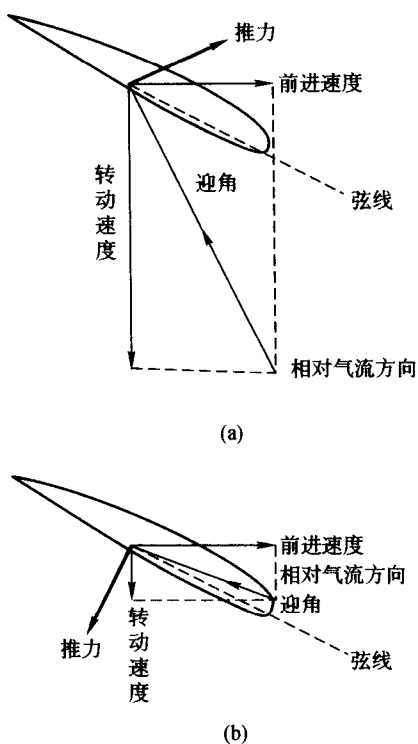


图 1-9 发动机风车阻力