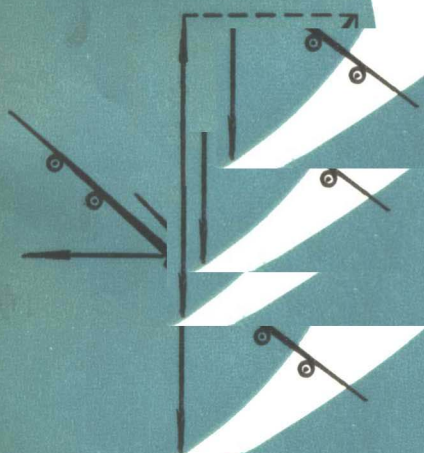


飞机空气动力学

下 册



国防工业出版社

飞机空气动力学

(下 册)

【西德】 H. 施里希廷 著
E. 特鲁肯布罗特

王星灿 译

陆士嘉 校

国防工业出版社

内 容 简 介

本书是〔西德〕H. 施里希廷和E. 特鲁肯布罗特合写的一部飞机空气动力学教科书。著者根据多年的教学、科研和实际工作经验, 在较系统地介绍了流体力学基本原理之后, 着重从理论上论述了飞机及其部件的气动力和相互干扰问题, 并对计算结果和实验结果进行了比较。书末附有重要的机翼和飞机的有关数据及大量参考文献。全书共十二章, 分两册出版。本册为下册, 包括第七章至第十二章, 主要介绍机翼(第二部分)、机身、翼身组合体和尾翼的空气动力问题。

本书可供从事空气动力研究、飞机设计的工作人员和高等院校有关专业的师生参阅。

AERODYNAMIK DES FLUGZEUGES

H. Schlichting, E. Truckenbrodt

Springer-Verlag 1969

*

飞机空气动力学

(下 册)

〔西德〕 H. 施里希廷 著
E. 特鲁肯布罗特

王星灿 译

陆士嘉 校

*

国防工业出版社出版

新华书店北京发行所发行 各地新华书店经售

国防工业出版社印刷厂印装

*

850×1168¹/₃₂ 印张 15⁵/₈ 401千字

1984年1月第一版 1984年1月第一次印刷 印数: 0,001—1,400册

统一书号: 15034·2578 定价: 2.30元

目 录

第二部分 机翼空气动力学(续)

第七章 不可压缩流中的有限翼展机翼	7
7.1 普朗特机翼理论要点	7
7.1.1 有限翼展机翼的旋涡系统	7
7.1.2 升力和诱导阻力	8
7.1.3 普朗特环量分布积分方程	12
7.1.4 椭圆形环量分布	14
7.1.5 普朗特有限翼展机翼换算公式	18
7.2 根据旋涡分布法的机翼理论	21
7.2.1 升力面的旋涡系统	21
7.2.2 根据升力面理论得出的环量分布积分方程	24
7.2.3 根据推广的升力线理论得出的环量分布积分方程	28
7.2.4 升力面的速势	29
7.3 机翼升力的计算	33
7.3.1 概述	33
7.3.2 总升力的计算	34
7.3.3 简单升力线理论	37
7.3.4 推广的升力线理论	52
7.3.5 升力面理论	62
7.3.6 非线性机翼理论	76
7.4 机翼诱导阻力的计算	80
7.4.1 概述	80
7.4.2 诱导阻力的计算	80
7.4.3 诱导阻力的实例	85
7.4.4 切向力和吸力	88
7.5 机翼的飞行力学导数	91
7.5.1 概述	91
7.5.2 纵向运动的稳定性导数	93
7.5.3 横向运动的稳定性导数	97
7.6 零升力时的有限厚度机翼	114

IV

7.61 概述	114
7.62 源汇分布法	115
7.63 实例	118
7.7 机翼的最大升力	126
第八章 可压缩流中的机翼	131
8.1 可压缩流中的无限翼展机翼(翼型理论)	131
8.11 概述	131
8.12 亚音速翼型理论	131
8.13 超音速翼型理论	143
8.2 可压缩流中的三元机翼理论	153
8.21 速势	153
8.22 亚音速流和超音速流的相似律(普朗特、葛劳涅、阿克莱特)	156
8.23 跨音速流相似律(冯·卡门)	163
8.3 亚音速有限翼展机翼	166
8.31 计算方法	166
8.32 有迎角的有限翼展机翼(升力问题)	167
8.33 零升力有限翼展机翼	174
8.4 超音速有限翼展机翼	182
8.41 基本原理	182
8.42 有迎角的有限翼展机翼	203
8.43 零升力有限翼展机翼	222
8.5 跨音速有限翼展机翼	230

第三部分 机身和尾翼空气动力学

第九章 机身空气动力学	234
9.1 机身空气动力学引论	234
9.11 机身几何形状	234
9.12 机身的力和力矩	237
9.2 不可压缩流中的机身	239
9.21 概述	239
9.22 轴向迎面气流中的机身	239
9.23 非对称迎面气流中的机身	248
9.3 可压缩流中的机身理论基础	259
9.31 速势	259
9.32 亚音速流和超音速流的相似律	261

9.33 跨音速流的相似律	263
9.4 亚音速时的机身	265
9.41 计算方法	265
9.42 轴向迎面气流中的机身	265
9.43 非对称迎面气流中的机身	268
9.5 超音速时的机身	269
9.51 基本原理	269
9.52 轴向迎面气流中的机身	270
9.53 非对称迎面气流中的机身	281
第十章 翼身组合体空气动力学	284
10.1 翼身组合体空气动力学引论	284
10.11 飞机部件相互影响的概述	284
10.12 翼身组合体的几何形状和空气动力系数	287
10.13 翼身干扰的流体力学基本原理	289
10.2 不可压缩流中的翼身组合体	292
10.21 对称迎面气流中的翼身组合体	292
10.22 非对称迎面气流中的翼身组合体	314
10.3 亚音速翼身组合体	322
10.4 超音速翼身组合体	324
10.41 概述	324
10.42 机身升力分布	325
10.43 机翼升力分布	332
10.5 跨音速流中的翼身组合体	335
10.6 细长飞行体	338
第十一章 尾翼空气动力学	349
11.1 尾翼空气动力学引论	349
11.11 尾翼的作用	349
11.12 尾翼的几何形状	351
11.2 水平尾翼空气动力学	354
11.21 水平尾翼对整个飞机空气动力的作用	354
11.22 不可压缩流中的水平尾翼	361
11.23 亚音速时的水平尾翼	380
11.24 超音速时的水平尾翼	384
11.3 垂直尾翼空气动力学	394
11.31 垂直尾翼对整个飞机空气动力的作用	394
11.32 未受影响的垂直尾翼	397

VI

11.33 翼身组合体对垂直尾翼的影响	398
第十二章 操纵面和襟翼空气动力学	407
12.1 操纵面和襟翼空气动力学引论	407
12.11 操纵面和襟翼的功用	407
12.12 操纵面的几何参数和空气动力系数	410
12.2 有襟翼的无限翼展机翼	413
12.21 不可压缩流中有襟翼的机翼	413
12.22 可压缩流中有襟翼的机翼	419
12.3 有限翼展机翼上的操纵面	421
12.31 不可压缩流中机翼上的操纵面	421
12.32 可压缩流中机翼上的操纵面	428
12.4 尾翼上的操纵面	434
12.5 起飞着陆辅助装置	436
附录 已采用的各类飞机, 设计空气动力学	448
参考文献	469
全书参考文献分类目录	489

重要符号

在下册中所用的符号与上册用的符号是一致的。不过，因为书中出现的参数繁多，有些符号在下册中不可避免地表示多种意义。例如 γ 表示空气的比重、机翼的展向无因次环量分布和三角机翼的半前缘角。

下面综合列出了最重要的参数，其中也包括为下册所采用的上册中的符号。

1. 介质系数

γ	空气比重 (单位体积的重量)
$\rho = \gamma / g$	空气密度 (单位体积的质量)
g	重力加速度
c_p, c_v	定压比热和定容比热
$\kappa = c_p / c_v$	绝热指数
$a = \sqrt{\kappa p / \rho}$	音速
μ	动力粘性系数
$\nu = \mu / \rho$	运动粘性系数

2. 流动参数

p	压力 (单位面积上的法向力)
τ	剪应力 (单位面积上的切向力)
u, v, w	垂直坐标上的速度分量
u, w_r, w_θ	圆柱坐标上的速度分量
V, U_∞	迎面气流速度
W_κ	翼型周线上的速度
w_i	诱导下洗速度，沿负 z 轴方向为正

$$q = \frac{\rho}{2} V^2, \quad q_\infty = \frac{\rho_\infty}{2} U_\infty^2 \quad \text{动压}$$

$Re = Vl/\nu$	雷诺数
$Ma = V/a$	马赫数
$Ma_\infty = U_\infty/a_\infty$	马赫数
Ma^*	临界马赫数
μ	马赫角
δ_1	附面层位移厚度
Γ	环量
$\gamma = \Gamma/bU_\infty$	无因次环量
k, k_x, k_y	旋涡密度
q	源密度
m	偶极子密度
Φ	速势
φ	加速势

3. 几何参数

x, y, z	直角坐标
$\xi = x/s, \eta = y/s, \zeta = z/s$	无因次直角坐标
θ	三角坐标, $\cos \theta = \eta$
x_r, x_h	机翼前后缘坐标
x_l, x_p	$\frac{l}{4}$ 点线或 $\frac{3l}{4}$ 点线的坐标
x, r, θ	圆柱坐标
F	机翼面积
F_R	机身横截面面积
F_H	水平尾翼面积
F_S	垂直尾翼面积
$b = 2s$	机翼翼展
b_R	机身宽度
b_H	水平尾翼翼展
$h_s(b_s)$	垂直尾翼高度(翼展)
$\Lambda = b^2/F$	机翼展弦比

Λ_H, Λ_s	水平尾翼或垂直尾翼的展弦比
l	机翼翼弦
l_i, l_a	翼根弦和翼梢弦
$l_a = \frac{2}{F} \int_0^s l^2(y) dy$	基准翼弦
$\lambda = l_a / l_i$	机翼翼根比
l_K	机身长度
l_k	襟翼翼弦
$\lambda_k = l_k / l$	襟翼弦长比
η_k	襟翼偏转角
φ	机翼后掠角
γ	三角机翼半前缘角 (参看图8.38)
$m = \operatorname{tg} \gamma / \operatorname{tg} \mu$	参数(图8.38)
$m < 1$	亚音速前缘
$m > 1$	超音速前缘
ε	扭转角
ν	机翼上反角
N_{25}	几何焦点
d	翼型厚度
$\delta = d / l$	机翼翼型相对厚度
f	翼型弯度
x_d	最大厚度位置
x_f	最大弯度位置
$z^{(1)}$	翼型中线
$z^{(1)}$	翼型厚度分布
$d_{R\max}$	机身最大厚度
$\delta_R = d_{R\max} / l_R$	机身细长比
$\eta_R = b_R / b$	机身相对宽度
$D = 2R$	轴对称机身直径
z_0	机翼平面上下位置

r_H	水平尾翼力臂 (机翼几何焦点至水平尾翼几何焦点的距离)
ε_H	水平尾翼安装角 (安定面角)
r_s	垂直尾翼力臂 (机翼几何焦点至垂直尾翼几何焦点的距离)

4. 空气动力参数

(参看图7.59)

α	迎角
β	侧滑角
$\omega_x, \omega_y, \omega_z$	飞机作旋转运动时旋转速度在直角坐标上的分量

$$\Omega_x = \omega_x s / V, \quad \Omega_y = \omega_y l_y / V, \quad \Omega_z = \omega_z s / V$$

无因次旋转速度分量

A	升力
W	阻力
Y	侧力
L	滚转力矩
M	俯仰力矩
N	偏航力矩
W_i	诱导阻力
c_A	升力系数 (式7.186)
c_W	阻力系数 (式7.186)
c_Y	侧力系数 (式7.186)
c_L	滚转力矩系数 (式7.187)
c_M	俯仰力矩系数 (式7.187)
c_N	偏航力矩系数 (式7.187)
c_a	局部升力系数 (参看67页)
c_m	局部力矩系数 (参看67页)
c_r	铰链力矩系数 (式12.3)

c_k	襟翼载荷系数(式12.14)
c_{wi}	诱导阻力系数
c_{wp}	翼型阻力系数
$c'_{A\infty} = (dc_A/d\alpha)_\infty$	无限翼展机翼升力线斜率
$c_p = (p - p_\infty)/q_\infty$	压力系数
c_{peb}	二元流压力系数
c_p^*	临界压力系数
$\Delta c_p = (p_u - p_o)/q_\infty$	载荷分布系数
$f = 2b/c'_{A\infty}l$	平面形状函数
$k = \pi\Lambda/c'_{A\infty}$	椭圆机翼系数
α_e	有效迎角
α_g	几何迎角
$\alpha_i = w_i/U_\infty$	诱导迎角
α_0	零升力迎角
$\alpha_H = \alpha + \varepsilon_H + \alpha_w$	水平尾翼迎角
$\alpha_w = w/U_\infty$	水平尾翼处的下洗角(下洗中 $\alpha_w < 0$)
N	空气动力焦点
x_N	空气动力焦点位置
Δx_N	空气动力焦点至几何焦点的距离
β_s	垂直尾翼来流角
$\beta_w = v/U_\infty$	垂直尾翼处的侧洗角
5. 下标	
F	机翼
R	机身
$(F+R)$	翼身组合体
H	水平尾翼
S	垂直尾翼
$-k$	襟翼

所用的缩写词索引

- ARC 航空研究委员会 (报告和备忘录), 伦敦, 英国
- AVA 哥廷根空气动力研究院, 西德
- CP 航空研究委员会近期论文, 伦敦
- DFL 西德航空航天研究院, 布朗施威克
- DGLR 西德航空航天学会, 科隆
- DLR 西德航空航天研究报告 (FB) 和通报, 由西德航空文献情报中心出版
- DVL 西德航空航天试验研究院, 科隆
- FB 前德国航空研究报告, 由前德国航空科学研究报告中心出版
- NACA Rep. 美国国家航空咨询委员会报告, 华盛顿
- NACA TN 美国国家航空咨询委员会技术摘要, 华盛顿
- NACA TM 美国国家航空咨询委员会技术备忘录, 华盛顿
- NASA TN 美国国家航空和宇宙航行局技术摘要, 华盛顿
- NAVORD 美国海军武器实验室, 怀特奥克, 马里兰州
- RAE 英国皇家航空研究院, 法恩巴勒, 英国
- UM 前德国航空研究、试验和通报, 由前德国航空科学研究报告中心出版
- WGL, WGLR 西德航空航天科学学会, 科隆
- ZAMM 应用数学和力学学报, 柏林
- ZAMP 应用数学和物理学学报, 巴塞尔
- ZFM 飞行技术与发动机飞船学报, 慕尼黑和柏林
- ZFW 航空科学杂志, 布朗施威克
- ZLDI 西德航空文献情报中心, 慕尼黑
- ZWB 前德国航空科学研究报告中心, 1935年至1945年于柏林

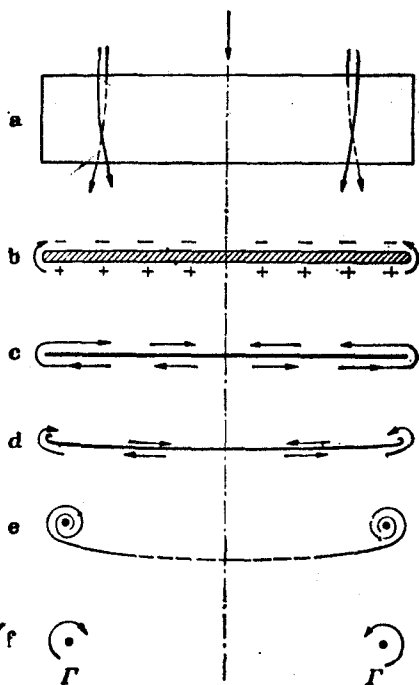
第二部分 机翼空气动力学

第七章 不可压缩流中的有限翼展机翼

7.1 普朗特机翼理论要点

7.1.1 有限翼展机翼的旋涡系统

在无限翼展机翼时，垂直于机翼横轴所有剖面上的流动都是相同的。这种二元（平面）流动在翼型理论中（第六章）已详细讨论过了。然而，在有限翼展机翼（图7.1）时的流动却是三元的，因为机翼下表面和上表面之间的压力差在翼梢处自行调整，因而产生一种翼梢绕流。这种翼梢周围的压力调整，如图7.1 b所示，就使机翼上部的流束向内偏斜，而机翼下部的流束向外偏斜（图7.1 a）。因此，在机翼后又相会合的流束，其方向是不同的。这些流束形成一个机翼上表面向内流动而机翼下表面向外流动的所谓分离面（图7.1 c）。分离面顺下游方向力图向上卷起（图7.1 d），并形成两个方向相反的分离旋涡，其轴与迎面气流方向几乎相重合（图7.1 e）。图7.1 f 有限翼展机翼后自由涡的产生



(图7.1e和f)。这两个旋涡都具有环量强度 Γ 。这样,在机翼后便产生两个由翼梢发出的所谓自由涡,并且如图7.2所示,它们同附着涡一起形成“马蹄涡”。正如在二元流问题(第六章)中那样,这时以附着涡代替机翼环量,作为计算升力的基础。在规定升力旋涡与机翼平面几何形状的关系时,最好将附着涡放在局部翼弦 $\frac{l}{4}$ 点的连线上。因此,可以用垂直于迎面气流方向的旋涡线来表示一个在对称迎面气流中的非后掠机翼。根据无粘性流的海尔姆霍茨旋涡定理已在2.443节中得出了马蹄涡的模型(图2.47)。L. 普朗特⁽⁶¹⁾首先依据这个概念定量地分析解释了有限翼展机翼的三元流动过程。在这以前, F. W. 兰彻斯特⁽⁴⁷⁾已作了一些这方面的定性研究。

7.12 升力和诱导阻力

由形成自由涡所得出的最重要结论是,与无限翼展机翼相反,有限翼展机翼即使在无粘性流中也受到阻力(诱导阻力)。这种诱导阻力在物理上可用分离面卷成两个自由涡来解释:在每段时间内,必须重新形成在这两个自由涡中的一段。为此必须不断地做功,这个功就化为旋涡束中的动能。这个功的量值与克服机翼前进的阻力所用的功完全相等。

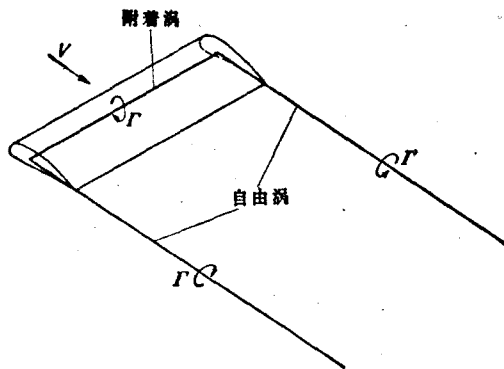


图7.2 有限翼展机翼的旋涡系统

另一方面, 诱导阻力的产生也可以用库塔-儒可夫斯基定理作如下的解释:

根据毕奥-萨瓦定律, 向后脱体而去的自由涡在机翼后和机翼处产生一种下洗速度 w_i , 参看图 7.3。因此, 在机翼处迎面气流速度 V 和这个诱导下洗速度 w_i 组成了机翼翼剖面的合成气流速度。因而, 机翼处合成的有效气流方向对未扰动迎面气流方向来说向下倾斜一个角 α_i , 即

$$\alpha_i = \frac{w_i}{V} \quad (7.1)$$

在一般情况下, $w_i \ll V$, 故 $\alpha_i \approx \sin \alpha_i \approx \tan \alpha_i$ 。

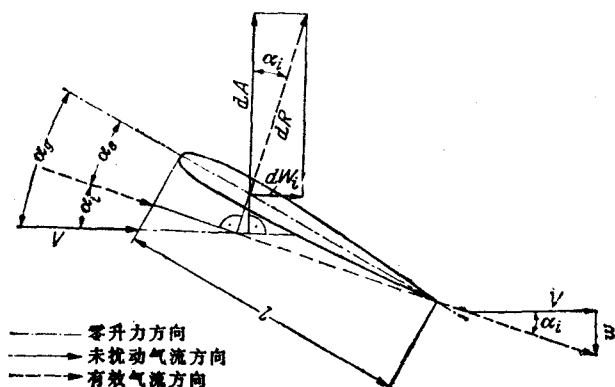


图7.3 诱导阻力的产生

根据库塔-儒可夫斯基定理 (6.11节), 翼剖面 y 上的空气动力合力 dR (图 7.3) 垂直于合成的有效气流方向。因此, 这种合力在垂直于未扰动迎面气流方向上具有升力分量 $dA = dR \cos \alpha_i \approx dR$, 在平行于未扰动迎面气流方向上具有阻力分量 $dW_i = dR \sin \alpha_i \approx dR \alpha_i$ 。后者就是翼剖面 y 的诱导阻力。考虑到式 (7.1), 则

$$dW_i = dA \alpha_i = dA \frac{w_i}{V} \quad (7.2)$$

沿翼展从 $y = -b/2$ 至 $y = +b/2$ 求此式的积分, 就可得到总

诱导阻力, 即

$$W_i = \frac{1}{V} \int_{-b/2}^{b/2} \frac{dA}{dy} w_i(y) dy. \quad (7.3)$$

式中 dA/dy 为单位长度翼展上的升力, $w_i(y)$ 为一般沿翼展变化的诱导下洗速度分布。对于简单的马蹄涡模型 (图 7.2) 说来, 应用毕奥-萨瓦定律 (2.46 节) 可求得两个自由涡产生的机翼处下洗速度分布:

$$w_i(y) = \frac{\Gamma}{4\pi} \frac{b}{\left(\frac{b}{2}\right)^2 - y^2}. \quad (7.4)$$

这个下洗速度分布如图 7.4 所示。从该图来看, 翼中部处的下洗速度值最小, 而在翼梢 $y = \pm b/2$ 靠近自由涡处, 其值为无限大。

要想从式 (7.3) 中求出诱导阻力的数量来, 用图 7.4 中具有展向常值环量分布、翼梢处具有两个自由涡的极为简化的模型是不够的。还必须改进机翼脱体自由涡的模型。以上提到的翼梢周围的压力调整使翼梢附近的升力和环量比翼中部降低很多。甚至在翼梢处出现下表面和上表面之间的压力差完全相等, 使环量降低到零。而实际的环量分布情况如图 7.5 所示, 这种环量分布随着翼展坐标的变化而变化, $\Gamma = \Gamma(y)$ 。根据库塔-儒可夫斯基定理, 宽度为 dy 的翼段升力 dA 及其环量分布 $\Gamma(y)$ 之间存在着下列关系, 参看式 (6.1),

$$dA = \rho V \Gamma(y) dy. \quad (7.5)$$

于是, 由式 (7.3) 可求出诱导阻力:

$$W_i = \rho \int_{-b/2}^{b/2} \Gamma(y) w_i(y) dy. \quad (7.6)$$

求式 (7.5) 的积分, 得到总升力为:

$$A = \rho V \int_{-b/2}^{b/2} \Gamma(y) dy. \quad (7.7)$$

图 7.5 中的可变环量分布 $\Gamma(y)$, 可用阶梯形分布代替。在后一