

009061503

V224
01

飞机翼梢小翼设计

江永泉 编著



航空工业出版社
北京



北航 01221011

内 容 提 要

本书全面介绍了飞机翼梢小翼设计,其内容包括:三元机翼的诱导阻力;翼梢小翼的空气动力学原理;翼梢小翼的形状及其布局;一种计算机翼加装翼梢小翼空气动力特性的数值方法;端板、翼尖延伸和翼梢小翼的比较;翼梢小翼在各种飞机上的应用;翼梢帆片设计,以及飞机加装翼梢小翼、涡扩散器和帆片的实例。

本书可作为飞机设计和研究人员,以及航空院校师生的参考书,对空军、海航、陆航和民航有关人员也很有参考价值。

图书在版编目(CIP)数据

飞机翼梢小翼设计/江永泉编著. —北京:航空工业出版社, 2009. 6

ISBN 978 - 7 - 80243 - 345 - 8

I. 飞… II. 江… III. 飞机—小翼—设计 IV. V224

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2009)第 105315 号

飞机翼梢小翼设计 Feiji Yishao Xiaoyi Sheji

航空工业出版社出版发行
(北京市安定门外小关东里 14 号 100029)

发行部电话: 010 - 64815606 010 - 64978486

北京地质印刷厂印刷

全国各地新华书店经售

2009 年 6 月第 1 版

2009 年 6 月第 1 次印刷

开本: 787 × 1092 1/16 彩插: 8 印张: 13.5 字数: 301 千字

印数: 1 - 4000

定价: 60.00 元

序

现代飞机设计是集高科技、多学科、高度综合性的精细优化设计技术,在其布局设计中不断出现各种技术创新。它涉及最先进的气动力技术、先进结构材料技术、先进的动力装置技术、大规模电子综合集成技术、隐身技术,甚至专业性很强的防冰、防雷电技术、颤振技术及各系统间的适配技术等。商用大型客、货运飞机还要有良好的安全性、经济性、舒适性和长使用寿命等严酷的技术要求和适航要求,使其有明显的高科技特性。高技术也就意味着强烈的竞争和产权保护。

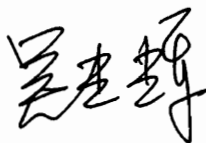
机翼的气动力设计乃是飞机布局设计中最关键的技术之一。现代大型中、远程客、货运飞机具有高气动效率、复杂外形的超临界机翼,设计时除了本身各个参数外,把动力装置的类型和安装特性、机翼-机身及起落架的整流、翼梢小翼的融合、各控制面在高低速时的不同特性及受载时的变形影响等综合分析、精细优化设计,以得到满意效果,达到多个目标的要求。

近年来像融合式翼梢小翼等的出现就是一个很好的精细设计的范例。它有效降低了阻力、提高了升力,从而增加了飞机的航程(例如波音 737-800 飞机增加航程 240~350km)或有效装载,降低了直接使用成本。而对大型客、货运飞机而言,其效果就更加可观了。它具有十分重要的使用经济效益。当然,不同构型的飞机必须具有与之相匹配的翼梢小翼。

《飞机翼梢小翼设计》一书,从理论角度出发,对翼梢小翼的减阻机理进行了论述,详细分析了参数设计的影响,提供了参数的优化方法。书中还列出国外许多飞机翼梢小翼的参数和结构形式、所采用的材料等。这些宝贵的资料对飞机工程设计具有较大的参考价值。

本书作者在我院长期从事飞机气动布局设计,特别对翼梢小翼进行过十多年的专题研究,从设计分析到风洞试验,阅读了大量的有关翼梢小翼文献、资料,在丰富的工程设计经验基础上,撰写了《飞机翼梢小翼设计》一书。这是一本很好的飞机工程设计应用的指导性参考书,也可供教育和部队人员参考。

中国航空工业第一集团公司
第一飞机设计研究院 院长



2007 年 11 月 2 日

前 言

20 世纪 70 年代, 美国国家航空航天局 (NASA) 艾姆斯研究中心的 R. T. 惠特科姆 (R. T. Whitcomb) 发明了翼梢小翼 (Winglet), 当时的想法是用翼梢小翼来减小机翼的诱导阻力和减弱大型飞机的尾流。后来被世界各国航空公司的飞机设计师用来作为改善飞机飞行性能的一项先进的空气动力措施, 恰好为当时出现的能源危机提供技术支持。那么, 翼梢小翼是什么? 它是怎样工作的? 它能容易地加到已服役的飞机上或是在新飞机设计时作为机翼设计的一个整体部分吗? 这些问题在已服役的飞机加装翼梢小翼和在新飞机设计时采用翼梢小翼得到了很好的回答。

翼梢小翼是一种先进技术。它类似于机翼翼面的小机翼, 近似垂直于机翼翼面, 只要翼梢小翼翼面的曲率和安装方向与机翼翼尖当地的气流匹配得当, 上翼梢小翼就会产生向内的侧向力, 可以抑制机翼翼尖涡, 减小诱导阻力。对大多数运输机来说, 在巡航飞行时, 诱导阻力约占飞机总阻力的 40%, 如能减小飞机的诱导阻力, 对节约油耗和降低飞机的运行成本具有很大的经济价值。例如, 近年来波音公司在波音 737-800 飞机上安装融合式翼梢小翼, 其减阻效果特别明显, 可使其航程增加 240 ~ 350km, 这对中短程飞机来说是相当可观的, 也就是相当每架飞机每年至少可节约 20 万美元。

本书介绍了翼梢小翼如何减弱机翼的翼尖涡, 从而减小飞机的诱导阻力, 以及涡扩散器在欧洲空客飞机上的应用。涡扩散器的作用是可减小一些诱导阻力但机体重量增加不多。

本书的第七章介绍了适用于低速农林飞机上的翼梢帆片设计。翼梢帆片能改变机翼翼尖气流方向, 可把翼尖螺旋状气流平整到近似直线气流, 减弱翼尖涡的强度, 减阻效果较为明显。更重要的是翼梢帆片能提高喷撒农药雾粒的均匀度, 减小逸散面积。

在飞机上采用翼梢小翼、翼梢涡扩散器和翼梢帆片能减小诱导阻力, 是以小重量代价增加升阻比、提高巡航效率、降低起飞场长、增加爬升率和降低油耗的一条有效途径。在民用飞机和军用运输机的设计中, 各种翼梢装置得到越来越广泛的应用。

翼梢小翼设计不单纯是气动力设计技术, 而是融合总体布置、气动力设计、操纵稳定、载荷、结构设计、强度 (包括应力分析)、重量、材料及气动弹性等专业于一体的综合设计技术, 本质上与基本机翼设计技术一致。

本书编著过程中，得到西北工业大学徐明初教授、南京航空航天大学俞守勤教授和中国气动力研究与发展中心的黄昌有研究员的指导和帮助，特此致谢。

在此，特别感谢原中国一航第一飞机设计研究院院长吴光辉对本书的审定、中国商飞上海飞机设计研究所所长郭博智、副所长彭小忠和原西安飞机设计研究所总设计师、原第一飞机设计研究院民用飞机总设计师陈俊章对本书出版的支持。

航空工业出版社张钟林、刘宁、龙明灵、李东南、李燕、高风勤等同志参加了本书的出版审定工作，特邀编辑高培仁、制图董尚杰，《民用飞机设计与研究》编辑部，特别是汪萍同志自始至终对本书的出版给予了大力协助，在此一并致谢。

由于本书编著时间有限，不妥之处在所难免，恳请广大读者批评指正。

江永泉

2009年3月

目 录

第一章 三元机翼的诱导阻力	(1)
第一节 诱导阻力的定义	(1)
第二节 诱导阻力公式	(2)
第二章 翼梢小翼的空气动力学原理	(9)
第一节 翼梢小翼减小诱导阻力的机理	(9)
第二节 翼梢小翼的作用	(11)
第三章 翼梢小翼的形状及其布局	(17)
第一节 翼梢小翼设计应遵循的原则	(17)
第二节 设计翼梢小翼所采用的方法	(18)
第三节 翼梢小翼参数的选择原则	(19)
第四节 翼梢小翼的布局	(22)
第四章 一种计算机翼加装翼梢小翼空气动力特性的数值方法	(26)
第一节 摘要	(26)
第二节 符号	(26)
第三节 引言	(27)
第四节 计算方法	(27)
第五节 网格的划分和控制点的选择	(28)
第六节 马蹄涡对控制点的诱导速度和影响系数	(30)
第七节 机翼环量分布的线性代数方程组的建立	(35)
第八节 诱导阻力计算	(38)
第九节 气动力性能计算	(40)
第十节 计算结果	(42)
第十一节 结束语	(43)
第五章 端板、翼尖延伸和翼梢小翼的比较	(44)
第一节 端板与翼梢小翼的比较	(44)
第二节 翼尖延伸与翼梢小翼的比较	(45)
第三节 端板与翼尖延伸的比较	(47)
第四节 翼梢小翼对低速爬升、操纵稳定性、结构强度和颤振速度的影响 ...	(48)
第五节 翼梢小翼结构所选用的复合材料对导热、导电性能的影响	(51)
第六章 翼梢小翼在几种飞机上的应用	(52)
第一节 KC-135 空中加油机加装翼梢小翼	(52)
第二节 DC-10 飞机加装翼梢小翼	(104)

第三节	KC-135 空中加油机与 DC-10 飞机加装翼梢小翼和翼尖延伸的比较·····	(130)
第四节	波音 747-400 飞机加装翼梢小翼·····	(135)
第五节	MD-11 飞机加装翼梢小翼·····	(169)
第六节	A340 飞机加装翼梢小翼·····	(170)
第七节	“长牛角”飞机加装翼梢小翼·····	(172)
第八节	波音 737-800 飞机加装融合式翼梢小翼·····	(177)
第九节	欧洲空中客车公司 A300-600、A310-300、A320 和 A380 飞机的 机翼翼尖加装涡扩散器·····	(182)
第七章	翼梢帆片设计·····	(186)
第一节	采用翼梢帆片的目的·····	(186)
第二节	翼梢帆片的几何参数选择及其安装·····	(187)
第三节	翼梢帆片在运 5 飞机上的应用·····	(190)
附录	飞机加装翼梢小翼、涡扩散器和帆片的实例·····	(195)
参考文献	·····	(204)

第一章 三元机翼的诱导阻力

第一节 诱导阻力的定义

三元机翼的诱导阻力：在亚声速流场中，有迎角的三元机翼必定产生升力。在机翼翼尖处形成一定强度的旋涡向后拖出。它与机翼后缘拖出的无数条尾涡相互诱导，最后扭结成集中涡拖至无穷远处，如图 1-1 所示。

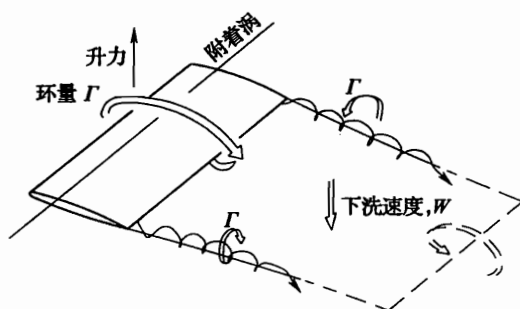


图 1-1 机翼翼尖集中涡束

由于三元机翼具有这样的尾涡系，势必造成一个下洗场，即产生一个下洗速度 (W)，此时在翼剖面上产生一个垂直于局部流向的合力 L_R ，按升力定义， L 是垂直于自由流速度 (v_∞) 方向的力，因此，合力 L_R 沿着自由流方向有一个投影 D_i ，即为诱导阻力，如图 1-2 所示。

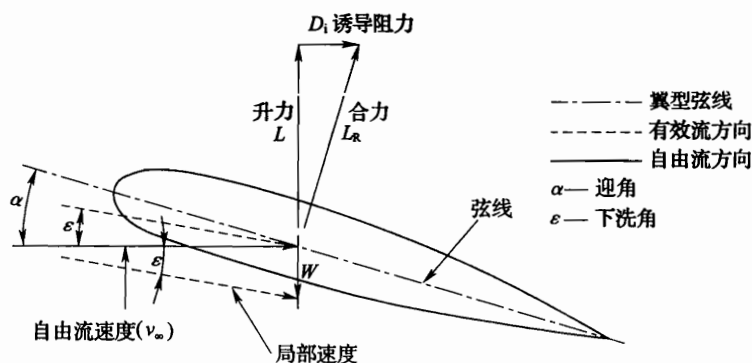


图 1-2 诱导流示意图

第二节 诱导阻力公式

飞机在巡航状态，诱导阻力占喷气式运输机总阻力的 40% 左右。为了提高飞机的经济性，研究如何减小诱导阻力是很有必要的。

诱导阻力与机翼的展向载荷分布（即展向环量分布）有直接关系，诱导阻力的大小完全取决于成功的机翼设计。

位于机翼平面的任何部分都存在着涡，该涡在机翼前产生向上气流，而在机翼后产生下洗，称为下洗速度，用 W 来表示，如图 1-3 所示。在翼型的气动力中心，该速度方向向下。

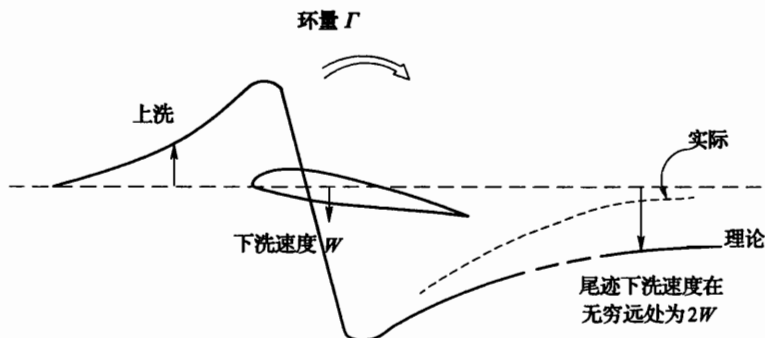


图 1-3 下洗分布

整个机翼的升力等于局部升力的展向积分

$$L = \int_{-\frac{b}{2}}^{+\frac{b}{2}} l(y) dy = \frac{b}{2} \int_{-1}^{+1} l(\gamma) d\left(\frac{\gamma}{2}\right) \quad (1-1)$$

令无因次展向站位 $\eta = \frac{\gamma}{b}$ ，并利用局部升力系数方程（如图 1-4 所示）

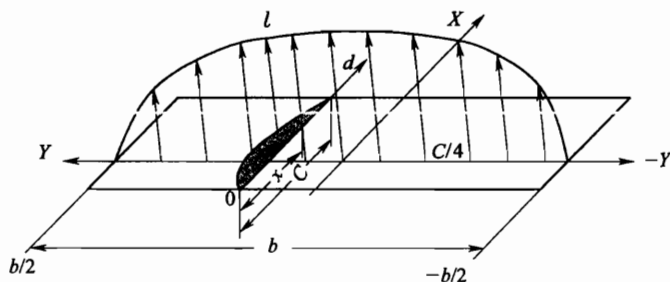


图 1-4 剖面升、阻力示意图

$$C_l(\gamma) = \frac{l(\gamma)}{qc} = \int_0^1 (c_{p_{\text{下表面}}} - c_{p_{\text{上表面}}}) d\left(\frac{x}{c}\right) = \Delta c_p$$

则式 (1-1) 就变为

$$L = \frac{b}{2} \int_{-1}^1 q c c_1 d\eta = qb \int_0^1 (c_1 c) d\eta \quad (1-2)$$

因为升力系数

$$C_L = \frac{L}{qs} = \frac{L}{qbc_{\text{平均}}} = \frac{qb \int_0^1 (c c_1) d\eta}{qbc_{\text{平均}}} = \frac{1}{c_{\text{平均}}} \int_0^1 (c_1 c) d\eta \quad (1-3)$$

图 1-5 所示为用三种不同的方式来表示式 (1-3) 的这种“展向载荷曲线”。这三种展向载荷曲线的积分分别是： $C_L C_{\text{平均}}$ 、 C_L 和 1。这三种形式中的任何一种局部升力的展向分布对本书后面有关章节的分析都是很重要的。

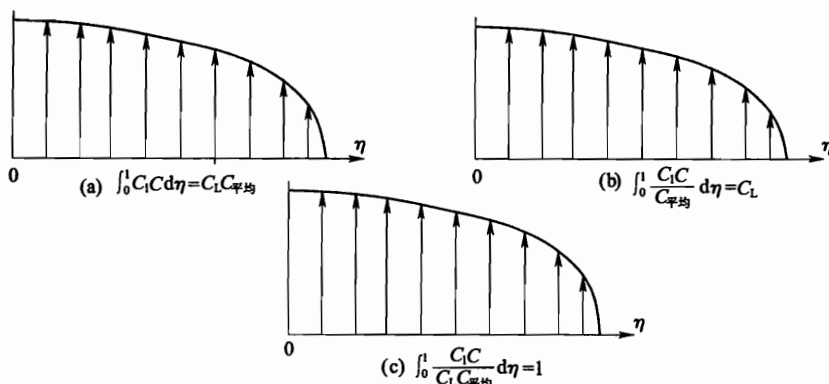


图 1-5 展向载荷分布

要使有限翼展机翼的诱导阻力尽量减小，必须遵循下面两点：

1. 诱导阻力，更确切地说诱导阻力系数与机翼的展弦比成反比；
2. 当机翼的展向升力分布为椭圆时，其诱导阻力最小。

因为升力是由机翼拖出的马蹄涡产生的，涡的强度用环量 Γ 来表示

$$\Gamma = \frac{L}{\rho v_{\infty} b} \quad (1-4)$$

下面用几个马蹄涡来表示变环量机翼（如图 1-6 所示），升力将等于附加在机翼上的环量之和，在机翼对称面中心线处产生最大升力（ Γ_R ），而在翼尖处由于存在三元效应，气流从下表面高压区绕过翼尖到上表面低压区，使翼尖处升力下降，同时形成强的翼尖涡，如图 1-7 所示。

整个机翼的诱导阻力取决于沿着翼展的下洗速度和局部环量的变化，最后可导出

$$D_i = \frac{1}{v_{\infty}} \int_{-\frac{b}{2}}^{+\frac{b}{2}} L(y) W(y) dy \quad (1-5)$$

式中： D_i ——诱导阻力；

v_{∞} ——自由流速度；

$L(y)$ ——局部升力；

$W(y)$ ——局部下洗速度；

y ——展向尺寸。

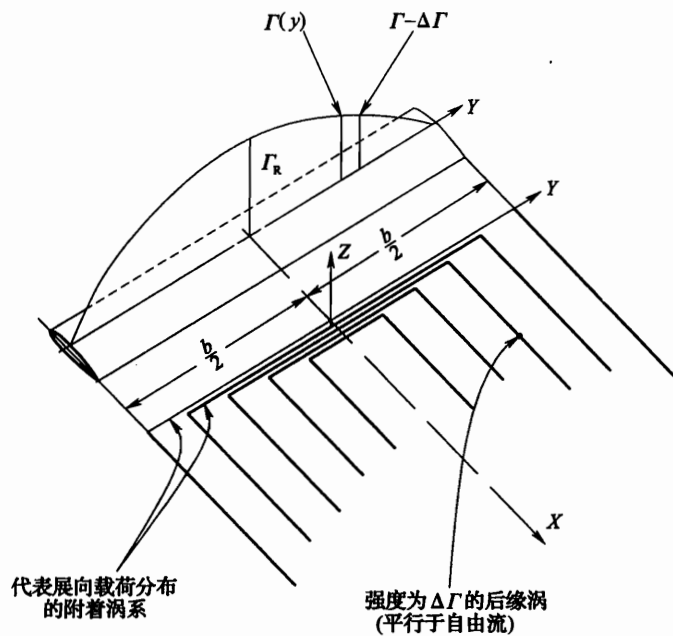


图 1-6 后缘涡系示意图

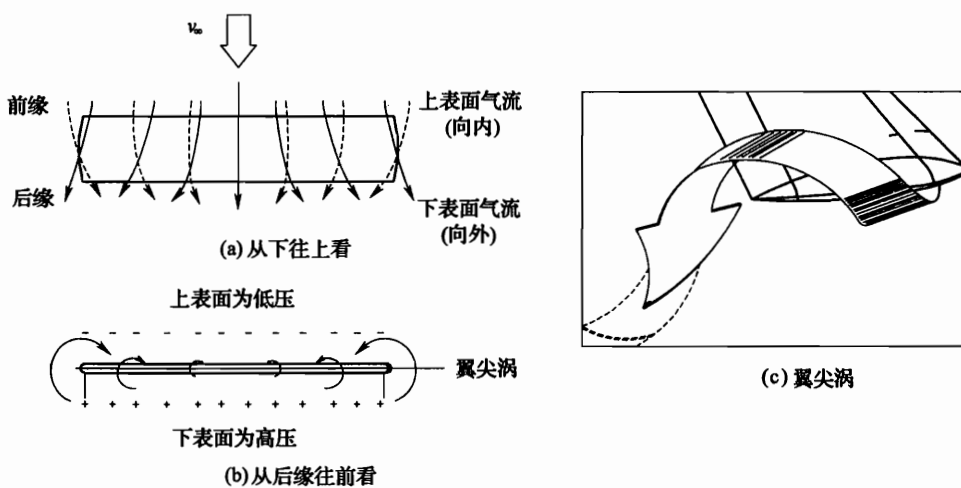


图 1-7 由展向载荷分布产生的后缘涡

因为 $L(y) = \frac{dL}{dy} = \rho \Gamma(y) v_\infty$

所以诱导阻力的最后结果为

$$D_i = \frac{\rho}{4\pi} \int_{-\frac{b}{2}}^{+\frac{b}{2}} \Gamma(y) \int_{-\frac{b}{2}}^{+\frac{b}{2}} \frac{d\Gamma}{dy'} dy' dy \quad (1-6)$$

式中: ρ ——空气密度;

$\Gamma(y)$ ——局部环量。

式(1-6)示出局部环量随翼展变化所产生的诱导阻力。这是一个完整的诱导阻力公式,式中的二重积分代表的事实是在 y 点的旋涡变化影响着 y' 处的环量和下洗。由于诱导阻力公式在实际应用中的重要性, Trefftz 对诱导阻力研究较深。

$$\text{因为下洗速度} \quad W(y) = \frac{1}{4\pi} \int_{-\frac{b}{2}}^{+\frac{b}{2}} \frac{\frac{d\Gamma}{dy'} dy'}{y - y'} = \frac{1}{4\pi} \int_0^\pi \frac{\frac{d\Gamma}{d\theta'} d\theta'}{-\frac{b}{2}(\cos\theta - \cos\theta')}$$

$$\text{在此引用了 } y = -\frac{b}{2}\cos\theta, \quad y' = -\frac{b}{2}\cos\theta'$$

Trefftz 首先认为,如果沿着机翼翼展的环量是按椭圆规律变化的,即

$$\Gamma = \Gamma(y) = \Gamma_R \sqrt{1 - \left(\frac{y}{\frac{b}{2}}\right)^2} = \Gamma_R \sin\theta \quad (1-7)$$

式中: Γ_R ——翼根处的环量。

那么下洗沿翼展为常值(如图1-8所示)。

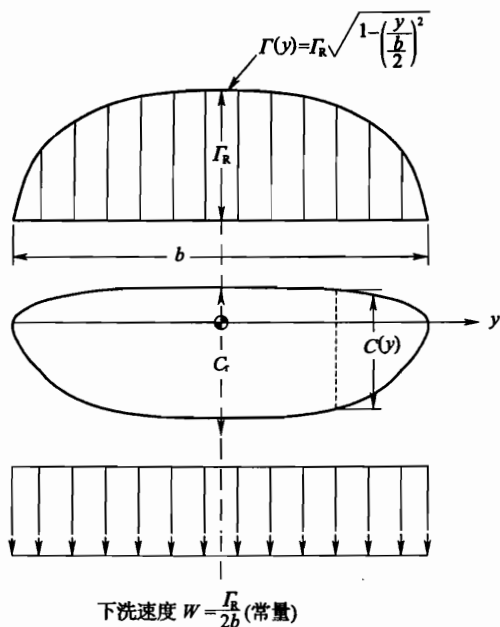


图1-8 椭圆环量分布和下洗速度

$$W = \frac{1}{4\pi} \int_0^\pi \frac{\Gamma_R \cos\theta' d\theta'}{-\frac{b}{2}(\cos\theta - \cos\theta')} = \frac{\Gamma_R}{2b} = \text{const}$$

$$L = \int_{-\frac{b}{2}}^{+\frac{b}{2}} \rho \Gamma(y) v_\infty dy = \int_0^\pi \rho \Gamma_R \sin\theta V_\infty \left(-\frac{b}{2}\right) \sin\theta d\theta = \frac{\pi}{4} \rho V_\infty \Gamma_R b$$

所以

$$\Gamma_R = \frac{L}{\frac{\pi}{4} \rho v_\infty b}$$

$$W = \frac{L v_\infty}{\pi q_\infty b^2} = \frac{2L}{\pi \rho v_\infty b^2}$$

这样, 式 (1-6) 就变成

$$\begin{aligned} D_i &= \frac{\rho}{4\pi} \int_{-\frac{b}{2}}^{+\frac{b}{2}} \Gamma(y) \frac{\frac{d\Gamma}{dy'} dy'}{y - y'} dy = \frac{1}{v_\infty} \int_{-\frac{b}{2}}^{+\frac{b}{2}} L(y) W(y) dy = \frac{W}{v_\infty} \int_{-\frac{b}{2}}^{+\frac{b}{2}} L(y) dy = L \frac{W}{v_\infty} \\ &= \frac{L^2}{\pi q_\infty b^2} = \frac{1}{\pi q_\infty} \left(\frac{L}{b} \right)^2 \end{aligned} \quad (1-8)$$

式中: L ——总升力;

b ——翼展;

q_∞ ——动压。

式 (1-8) 是经典的诱导阻力表达式, 诱导阻力仅取决于升力、翼展和动压。它适用于环量沿翼展为椭圆分布的机翼。在诱导阻力中, 展弦比不是影响因素, 也就是说, 在给定飞机重量^①和高度情况下, 增加翼展将减小诱导阻力。在机翼参数中只有翼展会影响诱导阻力。

只有机翼的展向载荷分布具有连续变化, 那么 Trefftz 的由式 (1-7) 表示的沿翼展环量为椭圆变化不仅导致沿翼展为等值下洗, 而且导致最小的诱导阻力, 结论才是正确的。但是, 对于展向载荷分布不连续变化或是偏离椭圆分布, 则对应的诱导阻力就大于或小于沿翼展载荷为椭圆分布的机翼。

考虑到实际飞机的情况, 式 (1-8) 更一般的形式为

$$D_i = \frac{1}{\pi q_\infty e} \left(\frac{L}{b} \right)^2 \quad (1-9)$$

式 (1-9) 中 e 是相对于载荷为椭圆分布的气动力效率因子 (或称诱导阻力效率因子, 也称阻力效率因子)。

对于沿翼展为椭圆载荷分布的情况, $e = 1$; 而对单独机翼, e 的典型值在 0.93 ~ 0.96 的范围内; 对于全机巡航状态, e 值可降到 0.70 ~ 0.85 的范围。

在大多数情况下, 飞机的诱导阻力是用诱导阻力系数来表示的, 式 (1-8) 就可以写成

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi A} \quad (1-10)$$

式中: A ——机翼的展弦比。

式 (1-10) 说明诱导阻力系数取决于机翼的展弦比, 显然, 展弦比越大, 诱导阻力系数就越小。

由式 (1-9) 也可以求得气动力效率因子 e 为

^① 本书所提“重量”为“质量”概念。

$$e = \frac{1}{\pi A} \frac{C_L^2}{C_{Di}} \quad (1-11)$$

更确切地说, e 是考虑黏性和载荷的非椭圆分布的修正系数。

$$e = \frac{e_{\text{非黏性}}}{1 + 4\pi A e_{\text{非黏性}} \left[\frac{0.2 C_{DP}}{\cos^2 \theta^2 \Lambda_{1/4}} + 0.0003 \right]} \quad (1-12)$$

其中: $e_{\text{非黏性}}$ ——不计黏性的修正系数, 用简单升力面理论 (Giesing 法) 计算, $e_{\text{非黏性}} = 0.95 \sim 1.0$;

$\Lambda_{1/4}$ ——机翼 1/4 弦线后掠角;

C_{DP} ——机翼的废阻, 由试验得到的经验数据。

式 (1-12) 所适用的机翼展弦比为 6~8。

多年来, 已经发展出了大量的估算 e 值的方法, 这些方法得到的结果比真实飞机的 e 值高。基于真实飞机的更实际的 e 值估算公式如下。

对安装翼梢小翼的后掠翼的飞机:

$$e = 4.61 (1 - 0.045 A_{\text{有效}}^{0.68}) (\cos \Lambda_{\text{前缘}})^{0.15} - 3.1 \quad (1-13)$$

式中: $A_{\text{有效}} \approx 1.2A$;

A ——展弦比;

$\Lambda_{\text{前缘}}$ ——机翼前缘后掠角。

图 1-9 所示为近代不同飞机在巡航时的展向载荷分布。在初步设计阶段可以考虑使用这些曲线。

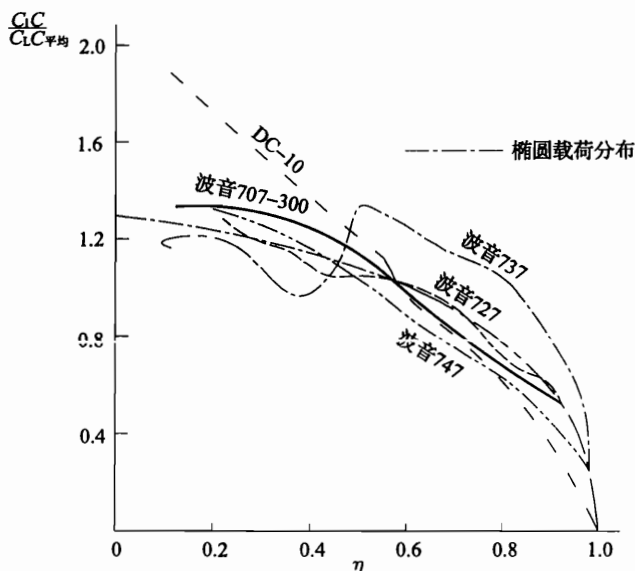


图 1-9 生产型飞机的机翼展向载荷分布

对于在航线上实际使用的民航飞机来说, 在巡航状态, 气动力效率因子是很低的, 其值见表 1-1。

表 1-1 几种飞机气动效率因子比较

飞机型号	Ma	C_L	e
波音 707-300 (先进型)	0.80	0.45	0.71
波音 727	0.80	0.35	0.73
波音 737	0.76	0.35	0.61
波音 747	0.84	0.45	0.76
DC-10	0.82	0.45	0.77

第二章 翼梢小翼的空气动力学原理

第一节 翼梢小翼减小诱导阻力的机理

翼梢小翼是怎样工作的？它能容易地加到已服役的飞机上或是作为新机翼设计的一个整体部分吗？

由于端板存在一些问题（见第五章），因此一直没有在飞机设计中得到广泛应用。直到美国 NASA 艾姆斯研究中心的 R. T. 惠特科姆发明了翼梢小翼代替简单的端板，使其在实用上取得真正意义上的突破，如图 2-1 所示。

翼梢小翼工作的基本空气动力机理是采用像大型鸟类（如鹰和隼）那样在高空中的飞行原理，这些鸟类在飞行中展开翅膀并向上偏折翼尖羽毛以减小阻力，使它们仍能做远距离滑翔，而高度损失又较小。

尽管翼梢小翼在 20 世纪 70 年代还是一个很新的概念，但一些大型运输机、小型公务行政商业机都很快出现了在机翼翼尖设计安装翼梢小翼。据称，这些飞机的航程增加了，巡航高度也有所提高，推迟了机翼的气流分离，提高了飞机的抖振升力系数。

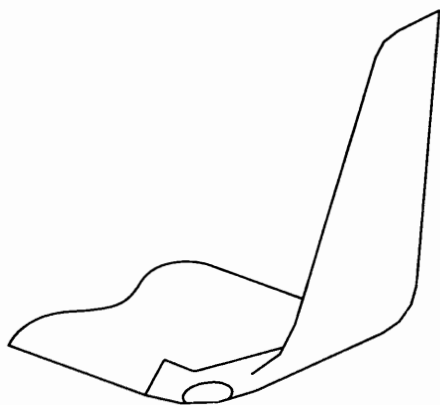


图 2-1 R. T. 惠特科姆的翼梢小翼

我们知道，运输机以高亚声速巡航飞行时，在后掠机翼的翼尖区产生翼尖旋涡，消耗飞机的能量。如能把翼尖涡的强度减下来，也就减小了飞机的诱导阻力，这对节省油耗和降低飞机的运行成本具有很大的经济价值。而在翼尖安装翼梢小翼就能起到这种作用。因此，翼梢小翼又称涡扩散器（vortex diffuser）。

飞机在飞行中（如图 2-2 所示），由于机翼上下表面压力差的作用，流过机翼上下表面的气流不仅会在机翼翼梢卷起一个逆时针方向旋转的翼梢涡，而且会在机翼后缘汇合成一个旋涡面，并从整个后缘顺着气流拖出，这个涡正好在机翼翼尖内侧卷成一个集中涡束，这个集中涡束是机翼产生升力的副产品，其中含有大量动能，产生的能量附加到机翼的阻力上（这部分阻力称为诱导阻力），它占民用飞机总阻力的 40% 左右。

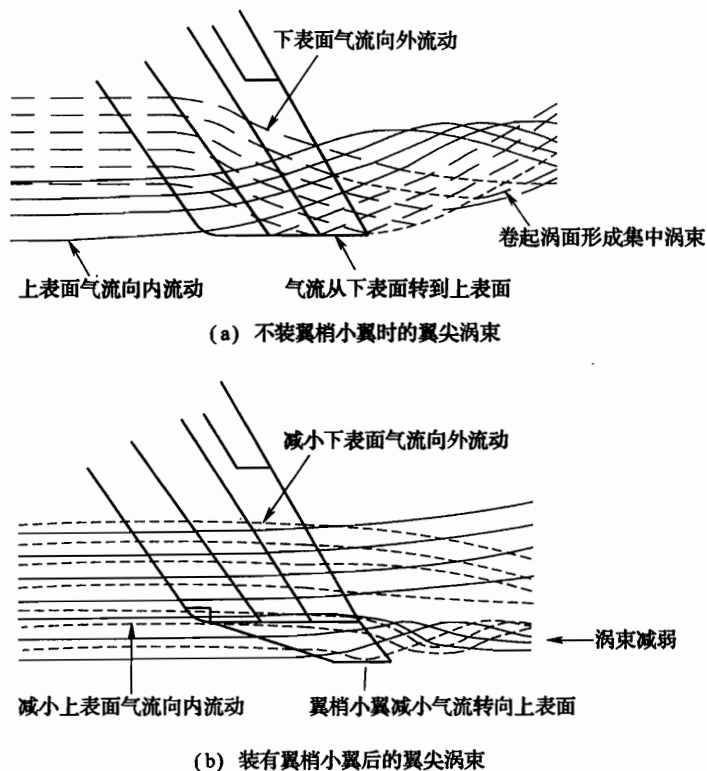


图 2-2 翼梢小翼工作原理

机翼翼尖附近是一个畸变的三元流场，它是主流场（来流）与机翼尾涡、翼尖涡流场的组合，翼尖区气流的局部流向如图 2-2（a）所示，为上翼面气流向内向后流动，下翼面气流向外向后流动，最后形成动能很大、旋转速度极高的涡束。处在畸变流场中的翼梢小翼如图 2-2（b）所示。从图中可以看出，翼梢小翼使机翼翼尖涡束的动能和旋转速度大为减小，这样使翼梢小翼起到了减小诱导阻力的作用。

国外对翼尖拖出的尾涡曾作过研究，该研究是在水槽和风洞中进行的。水槽试验的结果是翼梢小翼拖出的涡和机翼翼尖涡相互以螺旋状线的形式缠绕后很快扩大、耗散。在风洞试验中测量翼梢小翼的涡与机翼的涡这一涡对的涡核速度和螺旋速度，也测量了单独机翼的涡核速度和螺旋速度。结果表明，有翼梢小翼时，涡对的每一个涡的涡核速度都比单独机翼的翼尖涡的涡核速度小，而螺旋速度要减小一半以上。因此，对机翼后的气流流动研究指出，导致翼梢小翼减小诱导阻力的基本物理机理在于，至少在紧邻翼尖下游区翼尖涡流的垂直扩散，接近旋涡中心的涡流的大的内侧速度分量是大大减小了。这说明翼梢小翼能起到扩散旋涡的作用，所以又称其涡扩散器。

R. T. 惠特科姆发明翼梢小翼除了想减小诱导阻力外，还想利用翼梢小翼解决机翼翼尾迹对机场空域的影响。每架飞机放飞和着陆的时间间隔必须大于或等于 2min。因为大型客机的机翼在起飞和着陆状态产生两个很大的旋涡留在飞机后面，如图 2-3 所示。

这种旋涡需要 2~3min 才能减弱到不起作用的程度。如果在旋涡没有减弱前，跟进的飞机或其他需要横穿这一存在旋涡空域的飞机即会受到严重的影响，有的激烈滚转，有的突然猛烈下降，较小型的飞机甚至会翻滚坠地。在空中交通比较拥挤的国家，旋涡被视为一种公害。而用翼梢小翼这样简单的装置可使大型客机的尾迹减弱，对飞机安全和提高机场使用效率来说是有意义的。

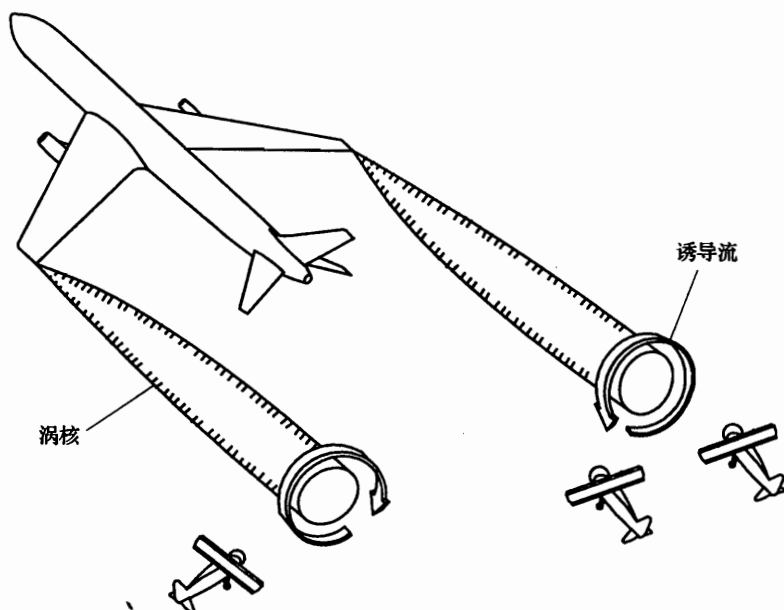


图 2-3 机翼后缘尾涡系和典型遭遇

第二节 翼梢小翼的作用

一、端板作用

在机翼翼尖加装翼梢小翼，从减小诱导阻力的机理来说，翼梢小翼具有翼尖端板的作用，它首先起到了阻挡机翼下表面气流向上表面的绕流，也就是削弱了翼尖涡的强度，从而增大了机翼的有效展弦比，起到了减小诱导阻力和增加升力的作用。如图 2-4 所示，图 2-4 (a) 为无翼梢小翼情况，对应环量分布有一个尾涡分布规律。而图 2-4 (b) 为加装翼梢小翼后，使环量分布形态改变，比图 2-4 (a) 情况平缓得多，从而减小机翼的诱导阻力和增加升力。目前，高亚声速运输机为了降低诱导阻力和提高升阻比，机翼的翼展越来越大，常常造成停机库跨度不足和地面调动的困难。在机翼翼尖加装翼梢小翼后，可以基本上不增加机翼的实际翼展，而达到同样的气动力效果，这就是翼梢小翼的独特优点。

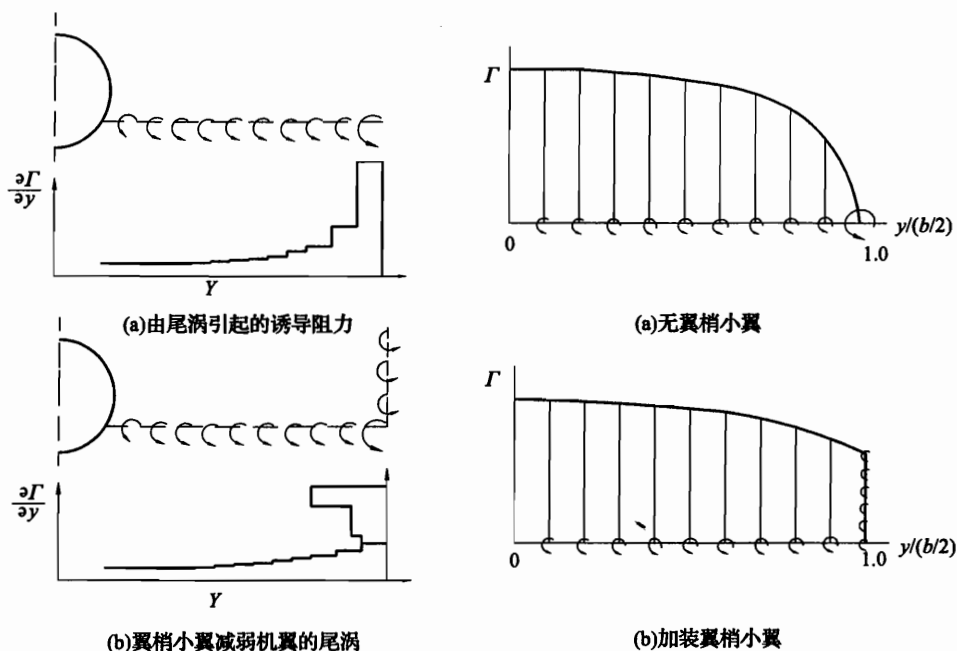


图 2-4 翼梢小翼的端板效应

二、耗散翼尖涡

由于翼梢小翼有分散翼尖涡的作用，即能削弱机翼的翼尖涡，将翼尖集中涡破碎成许多小涡线。由于黏性耗散作用，减小下洗场。因为翼梢小翼本身在翼尖流场中产生升力和尾涡，它与机翼翼尖涡距离很近，相互缠绕，这两股涡在相遇处各自的诱导速度方向相反，也就是利用翼梢小翼本身的环流来抵抗机翼翼尖周围的气流流动，如图 2-5 所示。

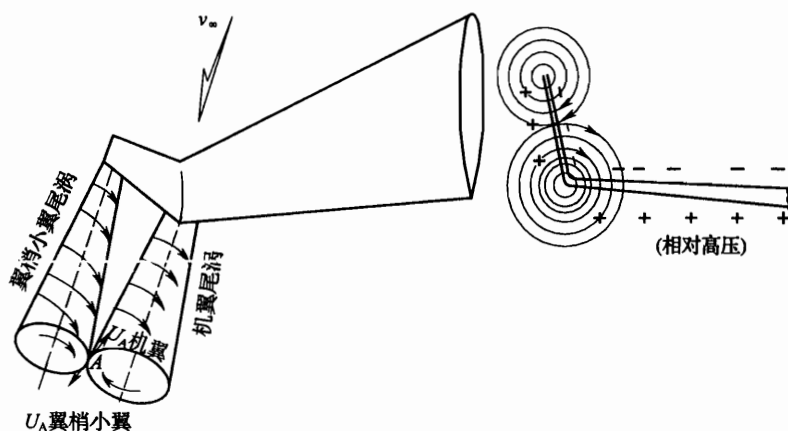


图 2-5 翼梢小翼耗散翼尖涡的功能

图 2-6 所示为翼梢小翼耗散翼尖涡的一个实例，在机翼上加装翼梢小翼，可以使机翼翼尖拖出的强集中涡分散成若干小涡，在黏性作用下使其强度很快减弱，这样也可

以减小对尾随飞机的危害。

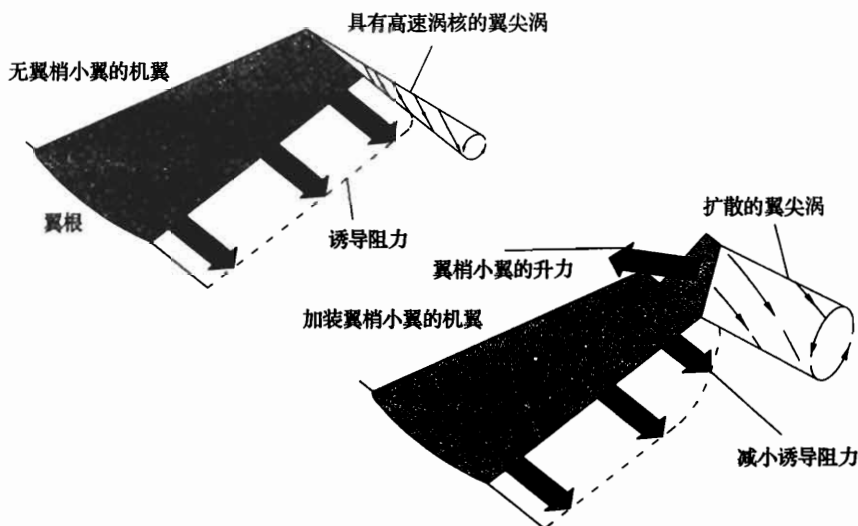


图 2-6 翼梢小翼耗散翼尖涡

图 2-7 所示为马赫数 (Ma) 为 0.78 时在翼尖后 2 倍翼尖弦长处所测得的流场横流速度矢。基本机翼后的流动图 (如图 2-7 (a) 所示) 显示了翼尖涡环状流动的情形。环状流动速度矢图形中心近似为涡核中心。翼尖加装翼梢小翼后, 大大减小了涡核区速度矢量值, 并使整个翼尖涡破裂, 使翼尖后 2 倍翼尖弦长处看不到涡核存在, 如图 2-7 (b) 所示。

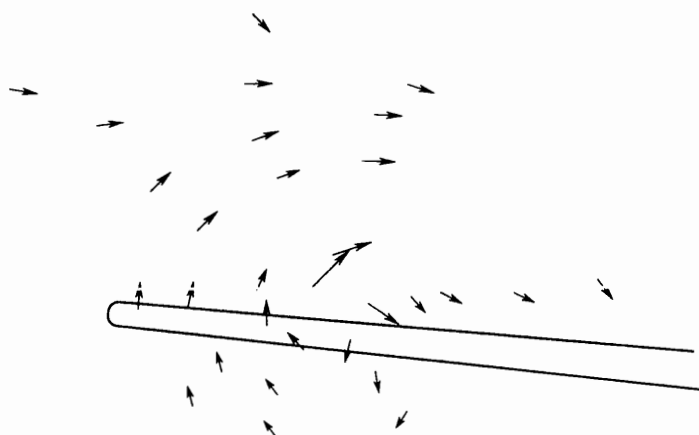


图 2-7 (a) 基本机翼; Ma 0.78, $C_L = 0.48$ 翼尖顺气流的流场横流速度矢

机翼诱导速度的减小直接与环状流动总能量的减小有关。机翼翼尖加装上翼梢小翼所导致的诱导阻力减小显然主要由涡核动能减小所致, 而涡核动能正比于横流速度的平方。

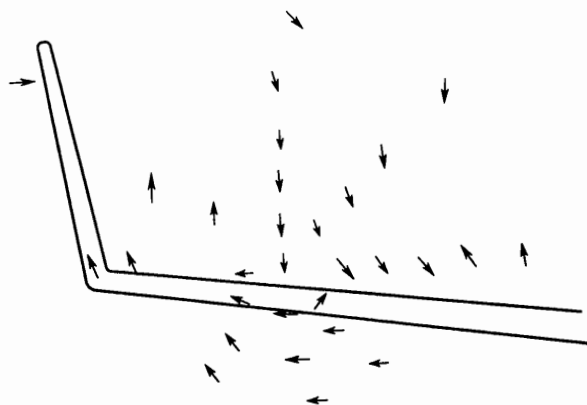


图 2-7 (b) 机翼翼尖加装上翼梢小翼; $Ma0.78$, $C_L=0.48$
翼尖顺气流的流场横流速度矢

由图 2-8 可看出, 带翼梢小翼的机翼其展向环量分布形态比不带翼梢小翼的机翼要平缓而且翼尖处较丰满, 翼尖集中涡被翼梢小翼分散了, 所以加装翼梢小翼后使机翼翼尖处下洗减小, 从而减小了机翼的诱导阻力。

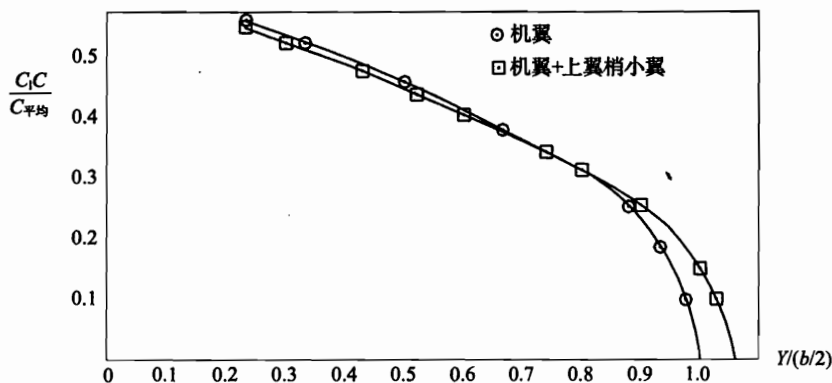


图 2-8 展向载荷分布 ($Ma0.78$, $C_L=0.48$)

三、翼梢小翼增加机翼升力和提供向前推力

上翼梢小翼可利用机翼翼尖的畸变流场产生向内的侧向力, 该力可分成向上升力和向前推力两项, 这是翼梢小翼区别于端板的重要标志。

翼梢小翼处在两种气流的混合流场中, 一种是速度为 v_∞ 的来流, 另一种是翼尖涡造成的侧洗流 W 。由于机翼表面的上下压力差势必造成翼尖处上表面向内翼方向的洗流和对应的下表面向外的洗流, 合成一个侧洗流场。来流 v_∞ 与侧洗流 W 形成相对于翼梢小翼的来流场, 即局部来流 (如图 2-9 所示), 则翼梢小翼相对于局部来流产生升力——侧向力 (ΔL), 垂直于局部来流; 诱导阻力, 平行于局部来流。

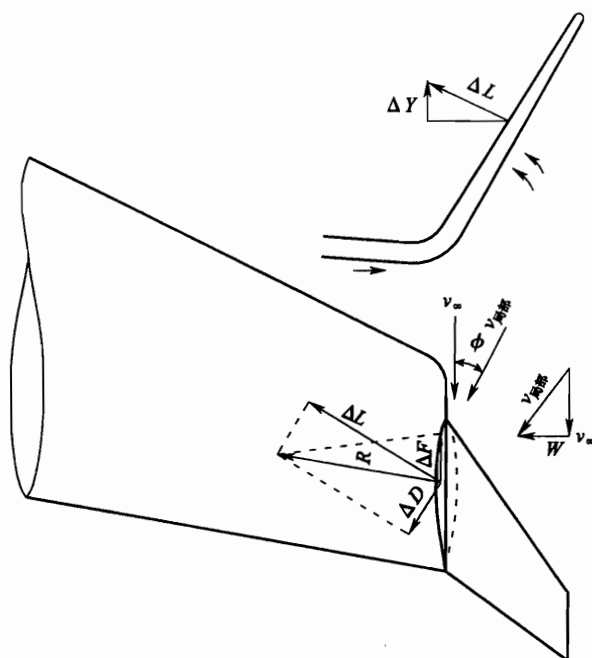


图 2-9 翼梢小翼的气动力效应

翼梢小翼所产生的推力为

$$\Delta F = \Delta L \sin \Phi - \Delta D \cos \Phi$$

向内侧向力 ΔL 和诱导阻力 ΔD 在来流方向的投影之和即为向前推力 ΔF ，如图 2-9 所示。如果适当地选取翼梢小翼的平面形状和高性能翼型以及正确地布局，那么向前推力不仅能克服翼梢小翼本身的废阻力，而且还有剩余，因为翼梢小翼的废阻很小。

因为翼梢小翼带有一定的外倾角，其侧向力在机翼升力方向有一个投影，这就是翼梢小翼产生的升力 ΔY ，如图 2-9 上图所示。

由于加装翼梢小翼，使飞机的诱导阻力减小，并产生附加升力，这样使飞机在巡航 ($Ma0.6 \sim Ma0.8$) 时升阻比增加 $0.8 \sim 1$ ，甚至可能大于 1，这就会使航程增加。图 2-10 说明在典型的运输机上采用翼梢小翼带来的效率。低速时可使升阻比提高 0.5 左右，这可获得较高的爬升率，从而改善飞机的起落性能，缩短起飞滑跑距离，在一定程度上还可以缓解一部分地面噪声问题。

四、推迟机翼翼尖气流的过早分离，提高失速迎角

一般来说，在后掠机翼翼尖是三元效应区，流管是收缩的，当气流流过翼剖面的前缘时，急剧加速使上表面前缘有很大的吸力峰（负压峰），然后是剧烈的压力恢复，随后进入很陡的逆压梯度区，过早引起机翼翼尖边界层分离，造成机翼翼尖先失速。安装在机翼翼尖的翼梢小翼，其前缘在机翼翼尖剖面最大厚度附近，机翼翼尖的逆压场与翼梢小翼的顺压场相对应，使机翼翼尖区的压力分布不再尖而陡，而是变得更加丰满

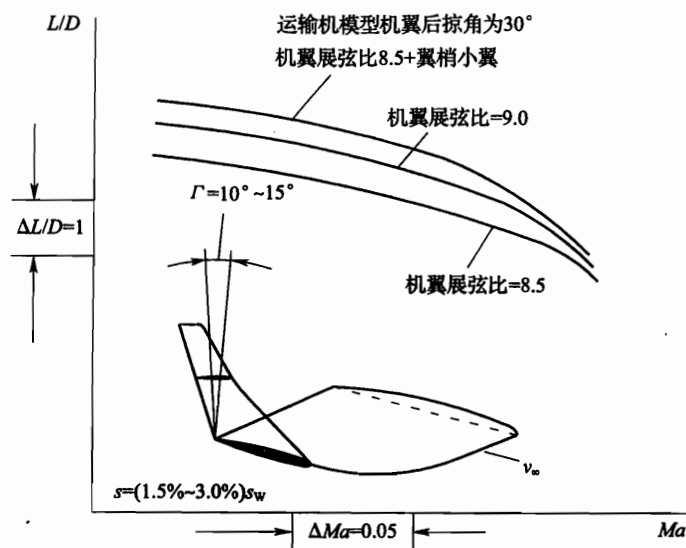


图 2-10 运输机装翼梢小翼带来的效益

(见图 2-11 的虚线), 减小了逆压梯度。如果上翼梢小翼设计得当, 就可延迟机翼翼尖的气流分离, 提高飞机的失速迎角和抖振升力系数。

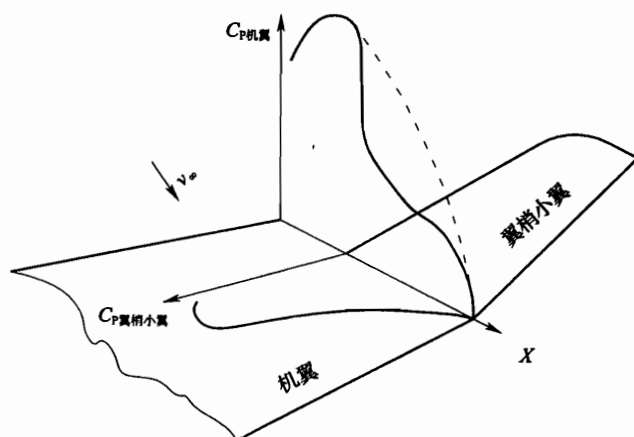


图 2-11 翼尖处翼梢小翼与机翼的压力分布示意图

第三章 翼梢小翼的形状及其布局

第一节 翼梢小翼设计应遵循的原则

设计翼梢小翼的主要目的是减小飞机的诱导阻力，所以在机翼翼尖安装翼梢小翼后应使飞机获得尽可能大的减阻效果并提高升阻比。为此目的，美国 NASA 艾姆斯研究中心的 R. T. 惠特科姆提出，要使翼梢小翼发挥更大的作用，最好能将翼梢小翼加装在机翼翼尖区具有较大法向载荷（即翼尖具有高载荷）的机翼上，并使上翼梢小翼在机翼升力系数范围内都能产生足够大的指向内侧的侧向力。

一、翼梢小翼对机翼流场的干扰

机翼翼尖加装翼梢小翼后，不应应对机翼流场产生明显的不利干扰，翼梢小翼本身应具备良好的气流分离特性。由于翼梢小翼的存在，必定会对机翼翼尖处的载荷产生影响，特别是在翼梢小翼与机翼的接合处对气流产生干扰作用。翼梢小翼处在机翼翼尖区的复杂非均匀的三元流场中，沿翼梢小翼展向各剖面的有效迎角是变化的。因此，要求翼梢小翼在各种情况下都不过早地产生气流分离，避免诱发机翼产生抖振。

二、翼梢小翼对飞机性能的影响

应尽量避免翼梢小翼对飞机的飞行性能产生不利影响。通常，翼梢小翼的设计目标主要是改善飞机巡航阶段的升阻特性，但机翼加装翼梢小翼后往往会使飞机的纵横向静稳定性和操纵性发生改变，同时也影响飞机的起落性能和爬升性能。因此，设计翼梢小翼时必须考虑对飞机各种飞行性能的影响。

三、翼梢小翼对飞机结构重量的影响

机翼加装翼梢小翼后，不应过多地增加飞机的结构重量。除翼梢小翼本身的重量外，由于翼梢小翼上的作用力还会增加机翼的翼根弯曲力矩，从而使飞机的结构重量增加。可见，设计翼梢小翼不能仅从获得最大的气动力效益出发，同时还应考虑不过多地增加飞机的结构重量。因此，通常都在相同的翼根弯曲力矩条件下来评价翼梢小翼气动力性能的优劣。

四、权衡研究 (trade-off study)

当翼梢小翼参数选定后，要检查所选择的参数是否合理。除了气动力外，还要在重量、飞行性能和颤振特性等诸方面进行权衡。首先进行设计要求权衡，确定航程和起飞总重的设计要求，然后给出满足所有设计要求的翼梢小翼参数包络面，定出翼梢小翼的最佳设计点，即满足所有设计要求而起飞总重最轻的翼梢小翼参数值。下面仅举一个倾斜角的地毯图例子，要求所选翼梢小翼参数落在限制边界内，如图 3-1 所示。

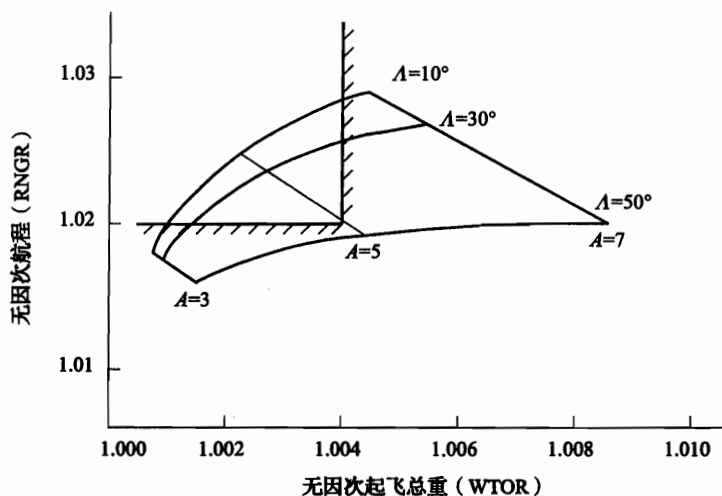


图 3-1 各种翼梢小翼参数组合的全机航程/起飞总重地毯图 (外倾角 30°)

五、翼梢小翼参数应符合电气准则要求

在布置上、下翼梢小翼时,其向前位置要受到在翼尖前缘布置前航行灯和频闪灯的限制,必须给前航行灯和频闪灯留出位置,因为这是电气准则对翼梢小翼位置选择提出的要求。

第二节 设计翼梢小翼所采用的方法

设计翼梢小翼可采用计算和试验两种方法。

一、数值计算方法

采用三元位流非平直升力面涡格法(见第四章)对翼梢小翼进行优化设计。

先确定翼梢小翼的平面形状和倾斜角,然后用优化程序来确定翼梢小翼的弯曲和扭转,再用远场的 Trefftz - plane 方法来分析展向载荷以确定诱导阻力和机翼翼根弯曲力矩。

用计算方法对翼梢小翼进行参数优化以确定翼梢小翼对诱导阻力、俯仰力矩、升力线斜率和机翼翼根弯曲力矩的影响(详见第六章第一节和第四节)。

二、风洞试验和飞行试验方法

在翼梢小翼优化计算的基础上选出几副对改善飞机巡航飞行性能较好的翼梢小翼制作高、低速风洞模型进行选型试验,因为风洞模型试验是一种很好的物理模拟手段。最后对测得的风洞试验数据进行比较分析,以敲定哪副翼梢小翼可进行结构打样设计及强度计算。

对已服役的飞机加装翼梢小翼作飞行试验得到的数据与没有装翼梢小翼的飞机的飞

行试验数据进行比较,就可得到加装翼梢小翼后飞行性能改善程度以及对飞机及其他飞行性能带来的影响。

第三节 翼梢小翼参数的选择原则

翼梢小翼的设计点是定在飞机的巡航状态,其参数选择的原则也是按照机翼设计的成熟准则进行的。

翼梢小翼的翼展(即高度)、倾斜角和载荷是影响诱导阻力的重要参数。翼梢小翼的平面形状和翼型形状是影响黏性阻力和可压缩性阻力的重要参数。翼梢小翼与机翼之间的干扰阻力是马赫数、翼梢小翼的倾斜角、载荷、平面形状以及翼梢小翼在机翼翼尖弦向位置的重要函数。所有这些因素影响着翼梢小翼的平面形状和倾斜角的选择。

一、翼梢小翼的梢根比和后掠角的选择

像机翼那样,当翼梢小翼尖削得沿着其展向(即沿着翼梢小翼的高度)的法向力系数近似不变时,它应该有最大的空气动力效率。为了达到这种希望的展向载荷分布,要求翼梢小翼应有较大的梢根比。

在超临界设计状态,为了得到满意的翼梢小翼效率,上翼梢小翼的后掠角与机翼的后掠角近似相同或比机翼的后掠角稍大一些。

表3-1 列出几种飞机的机翼后掠角与上翼梢小翼后掠角和梢根比的比较。

表3-1 几种飞机的机翼后掠角与上翼梢小翼后掠角和梢根比的比较

机型	机翼展弦比	机翼 1/4 弦线 后掠角	上翼梢小翼前缘 后掠角	上翼梢小翼 梢根比
KC-135	7.11	35°	37°	0.338
波音 747-400	7.50	37.5°	60°	0.378
DC-10	7.50	35°	40°	0.300
MD-11	7.50	35°	40°	0.545
A340	9.50	30°	≤60°	近似 0.31
C-17	7.16	25°	30°	—
“长牛角”	5.74	13°	40°	0.35

二、上翼梢小翼展弦比和高度(即翼展)选择

上翼梢小翼应具有足够大的展弦比,这样可以提供较大的升力和向内的侧向力,还可以减小翼梢小翼本身的诱导阻力。

上翼梢小翼的一个重要参数就是高度,当高度增加时,使诱导阻力减小,但会增加翼根弯曲力矩。

现有的一些理论指出:与机翼翼尖安装翼梢小翼有关的诱导阻力随高度增加而减小

更多,但与高度增加不成正比关系,而要稍微小些。同时这些理论也指出:随高度增加使诱导阻力减小了,但在翼梢小翼上的向内载荷和机翼外翼上的载荷亦是随着高度的增加而增加。这些较大的载荷与翼梢小翼高度增加有关的翼梢小翼的载荷具有较大力臂,这就增加了对机翼根部的弯曲力矩并要付出重量代价,所以上翼梢小翼的高度必须在空气动力和结构重量之间来折中。

此外,对于过高的翼梢小翼高度,所得法向力系数特别在高升力非设计状态将导致严重的边界层分离。为了得到最满意的结果,翼梢小翼的法向力系数应限制在与机翼法向力系数相同数量级的值。

翼梢小翼的高度一般控制在不超过机翼翼尖弦长。

表3-2列出几种飞机的上翼梢小翼的展弦比和高度占机翼半翼展的比例数据。

表3-2 几种飞机的上翼梢小翼的展弦比和高度占机翼半翼展的比例数据

机型	机翼展弦比	机翼半翼展长度 $(b/2)$ /ft ^①	上翼梢小翼高度 ^② /ft	$h/(b/2)$ /%	上翼梢小翼展弦比
KC-135	7.11	65.35	9.0	13.50	2.33
波音747-400	7.50	106.50	6.0	5.60	0.82
波音737-800	9.40	56.30	8.0	14.20	—
DC-10	7.50	82.70	10.75	12.78	2.40
MD-11	7.50	82.60	7.0	8.50	1.40
A340	9.50	96.21	5.0	5.00	—
C-17	7.16	82.51	8.9	10.80	—
“长牛角”	5.74	21.90	3.74	17.00	2.33
^① 1ft=0.3048m。 ^② 翼梢小翼高度即为翼梢小翼的翼展。					

从表3-2可以看出,各种飞机的翼梢小翼高度占机翼半翼展的比例各不相同,所以设计翼梢小翼时要作具体分析,特别要在气动力、结构、重量等方面作优化处理。

波音747-400在翼尖延长6ft基础上再加装6ft高的翼梢小翼,其参数不能作为典型参考值。

下翼梢小翼高度较小,是为了避免擦地。

三、翼梢小翼面积的选择

一般来说,增大翼梢小翼的面积,可以提高机翼的升力和全机的升力线斜率,当然也可增大机翼的升阻比和全机纵横向稳定性。但随着翼梢小翼面积的增大,翼梢小翼本身的阻力和重量也会增大,并且也会增大机翼的翼根弯曲力矩,飞机的结构重量就随着增加。如果翼梢小翼的面积增加过多,反而会使总的效率下降。这里建议:翼梢小翼的面积占机翼面积的1.5%~3%。

四、翼梢小翼的翼型选择原则

翼梢小翼的翼型形状应满足两个基本要求：

1. 在机翼的设计升力系数和马赫数范围内，翼梢小翼应当有效地提供向内的侧向力，对于超临界设计状态，要达到这个目的，翼型的形状和厚度应当避免在其表面上出现强激波，并在机翼翼尖区的上表面附加最小诱导速度。

2. 翼梢小翼的翼型应当具有这样的形状，使翼梢小翼上边界层分离推迟到机翼上发生严重的边界层分离时，甚至延迟到机翼上的失速控制装置失效的低速高升力状态，这后一目的也应达到。

根据以上两点要求，翼梢小翼翼型的弯度应比机翼翼型的弯度大，翼梢小翼翼型的相对厚度应比机翼翼型的小，以防止巡航状态在翼梢小翼上产生激波，这样既可提高低速高升力特性，又具有满意的超临界弱激波特性。但翼梢小翼的相对厚度太小会使结构重量太大。所以，综合气动力和结构重量因素，建议翼梢小翼翼型取表面平坦而后缘又有大弯度的相对厚度为 8% 的超临界翼型，当然也可用美国 NASA 艾姆斯研究中心的 R. T. 惠特科姆设计的 GA (W) -2 翼型的修形翼型（见表 3-3），因为这种翼型具有较好的低速高升力特性，又有令人满意的超临界弱激波特性。

表 3-3 GA (W) -2 翼型的修形翼型数据

序号	X/C	Z/C (上表面)	Z/C (下表面)	序号	X/C	Z/C (上表面)	Z/C (下表面)
1	0	0	0	20	0.5500	0.0599	-0.0122
2	0.0020	0.0077	-0.0032	21	0.5750	0.0587	-0.0106
3	0.0050	0.0119	-0.0041	22	0.6000	0.0572	-0.0090
4	0.0125	0.0179	-0.0060	23	0.6250	0.0554	-0.0071
5	0.0250	0.0249	-0.0077	24	0.6500	0.0533	-0.0052
6	0.0375	0.0296	-0.0090	25	0.6750	0.0508	-0.0033
7	0.0500	0.0333	-0.0100	26	0.7000	0.0481	-0.0015
8	0.0750	0.0389	-0.0118	27	0.7250	0.0451	0.0004
9	0.1000	0.0433	-0.0132	28	0.7500	0.0419	0.0020
10	0.1250	0.0469	-0.0144	29	0.7750	0.0384	0.0036
11	0.1500	0.0499	-0.0154	30	0.8000	0.0349	0.0049
12	0.1750	0.0525	-0.0161	31	0.8250	0.0311	0.0060
13	0.2000	0.0547	-0.0167	32	0.8500	0.0270	0.0065
14	0.2500	0.0581	-0.0175	33	0.8750	0.0228	0.0064
15	0.3000	0.0605	-0.0176	34	0.9000	0.0184	0.0059
16	0.3500	0.0621	-0.0174	35	0.9250	0.0138	0.0045
17	0.4000	0.0628	-0.0168	36	0.9500	0.0089	-0.0021
18	0.4500	0.0627	-0.0158	37	0.9750	0.0038	-0.0013
19	0.5000	0.0618	-0.0144	38	1.0000	-0.0020	-0.0067

第四节 翼梢小翼的布局

翼梢小翼在布局上有其独特之处。下面分别叙述翼梢小翼布局的具体内容。

一、翼梢小翼位于机翼翼尖弦向上的位置选择

上翼梢小翼安装在机翼翼尖后上方。这种位置的好处是使翼梢小翼内侧表面上增加的速度不至于叠加到机翼上表面前部的高速上去。这样，可以减小在超临界设计状态下不利的流动干扰影响。一些研究指出，要得到在超临界流动状态最小的不利干扰，翼梢小翼根弦前缘不要超过机翼翼尖剖面上表面最高点的前面太多。上翼梢小翼靠后一些，使机翼翼尖前缘部分空出来，主要是为了避免机翼的激波。现代新型客机的机翼在巡航状态上表面可能产生激波，在机翼翼尖部位激波位置 20% ~ 30% 翼弦处。如果上翼梢小翼根弦前缘移到机翼翼尖剖面上表面最高点的后面，使翼梢小翼翼盒移到机翼后梁之后，这样，翼梢小翼的根弦较短，使翼梢小翼的效率损失较多，另外，结构受力将成为问题。建议上翼梢小翼的根弦前缘应位于机翼翼尖剖面上表面最高点附近。

下翼梢小翼应位于机翼翼尖的前下方。在机翼高升力状态下，下翼梢小翼可使上翼梢小翼内侧翼面的前面区域最大诱导速度有很大减小，这种影响类似于接近机翼前缘缝翼的情况，下翼梢小翼和前缘缝翼都使机翼前缘处的局部流动角减小。据推测，在顺气流方向，当下翼梢小翼根部后缘点与上翼梢小翼根部前缘点重合时，这种有利影响接近最佳。但在实际飞机的上、下翼梢小翼设计中要达到重合估计有难度，只能根据具体情况尽量靠近。目前装有上、下翼梢小翼的飞机仅有 DC-10 和 MD-11，其上、下翼梢小翼的相对位置不一定接近最佳（见第六章第二节和第五节）。考虑与地面的间隙问题，下翼梢小翼高度通常比最佳高度要小些，翼梢小翼的外倾角也大些，这些会对上翼梢小翼的气流流动特性产生有利影响，如图 3-2 所示。只安装上翼梢小翼时，气流流动分离发生在翼梢小翼根部，装了下翼梢小翼后，流动分离只在下翼梢小翼上出现。

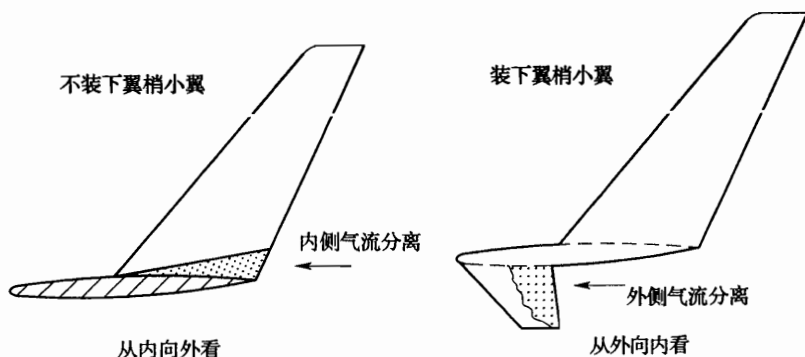


图 3-2 初始黏性问题

二、翼梢小翼的倾斜角

翼梢小翼的弦平面与地平面的垂直面之间的夹角定义为倾斜角，如图 3-3 所示。

倾斜角是翼梢小翼的另一个主要参数。为了使翼梢小翼能有效地减小诱导阻力，并使机翼翼尖与翼梢小翼根部交界处在超临界状态气流流动干扰较小，防止两翼面交界处的边界层分离（因为该处为边界层汇合处，边界层加厚容易引起气流分离），要求翼梢小翼有一个外倾角，但这个角度也不能过大。虽然加大外倾角可以增大全机的升力和俯仰安定性，但也会引起上翼梢小翼上的向内侧向力对机翼根部的弯曲力矩过大，导致结构重量增加。翼梢小翼的外倾角有大有小，至于上限是多少，应视各种飞机设计要求而定。

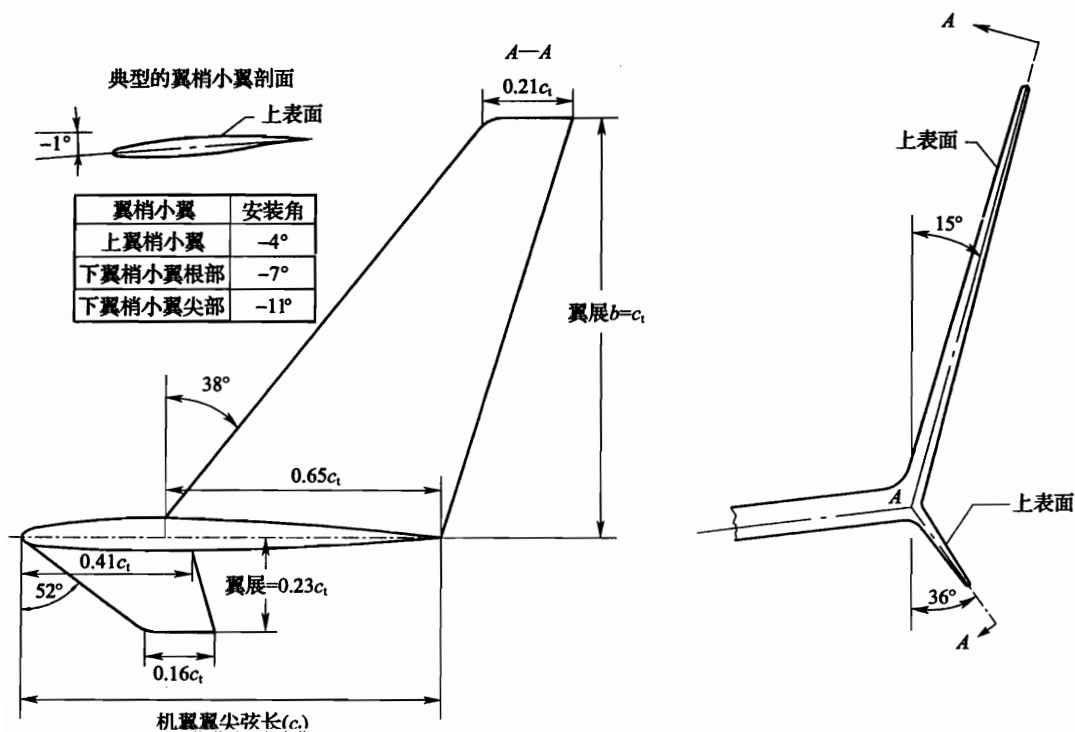


图 3-3 翼梢小翼几何外形

据资料报道，翼梢小翼最大的外倾角现在已增大到 $31^\circ 30'$ （如 A340-500 飞机）。外倾角到底取多大，完全取决于机翼巡航设计状态对载荷分布的要求。像波音 737-800 飞机的融合式翼梢小翼的外倾角为 2° （见第六章第八节）。

为了给翼梢小翼设计师提供翼梢小翼外倾角的量级概念，表 3-4 列出了几种飞机的翼梢小翼外倾角值。

表 3-4 几种飞机的翼梢小翼外倾角值

机 型	上翼梢小翼外倾角	下翼梢小翼外倾角
KC-135	20°	—
波音 747-400	22°	—
波音 737-800	2°	—
DC-10	15°	36°
MD-11	约 19°	约 31°
A340-200	29°42′	—
A340-500	31°30′	—
C-17	15°	—
“长牛角”	15°	—

三、翼梢小翼的安装角（即撇角）

图 3-4 所示为翼梢小翼的安装角（即撇角）的定义图。

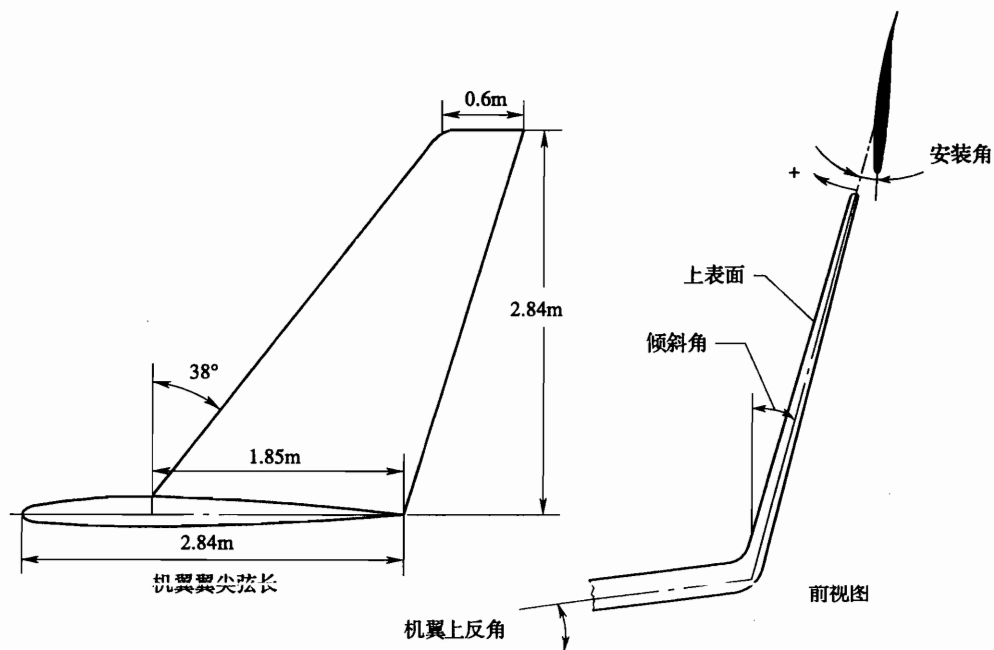


图 3-4 翼梢小翼的安装角

翼梢小翼的安装角是指其根弦方向与机翼翼尖弦方向之间的夹角。上翼梢小翼一般是前缘向外——外撇角（toed out），即为负的几何安装角。因为机翼翼尖有效的入流角（inflow angles）比在设计状态为达到所需法向力系数而要求的翼梢小翼的迎角要大。对于翼梢小翼翼型所需的大弯度，这种负的安装角可能是重要的。它可减小翼梢小翼根部上表面的气流分离，因为机翼翼尖上表面有相当大的来流角。风洞试验指出，翼梢小翼

对飞机总性能的改善很大程度上取决于它的安装角。也就是说，在翼梢小翼所有参数中，安装角对性能影响最大，它不仅直接关系到上翼梢小翼能否产生合理的向前推力分量和减阻效果，而且安装角选择不当会使飞机在以最大使用马赫数飞行时，引起翼梢小翼与机翼交界处激波诱导分离和抖振。

翼梢小翼安装角的选取是一个优化问题，对不同的机翼将会有不同的角度，在优化安装角时既要考虑最大巡航使用马赫数，又要考虑飞机大部分飞行阶段机翼载荷的限制。由于理论计算还没有同时考虑黏性、厚度及超临界流动的影响，故目前最满意的安装角必须由不同安装角系统的风洞试验来确定。R. T. 惠特科姆在风洞试验中曾得出上翼梢小翼的安装角范围为 $0^\circ \sim -4^\circ$ ，而 -2° 为最佳。但“长牛角”飞机的翼梢小翼最初选择 -2° 安装角，后经风洞试验得出最满意的安装角为 -5° （详见第六章第七节）。所以安装角的大小随各种机型而变，最后应由各自的风洞试验来确定。

此外，翼梢小翼的安装角还影响飞机的起飞、爬升性能。

四、翼梢小翼的扭转角

为了在复杂的翼尖流场中使后掠上翼梢小翼上得到希望的展向载荷，将要求翼梢小翼有一定的扭转。当然，可用增加上翼梢小翼高度的方法来减小入流以近似提供希望的气动力扭转。但翼梢小翼高度过大将产生大的翼根弯曲力矩，对结构重量是不利的。

所以，一些飞机的上翼梢小翼还是采用了几何扭转。KC-135 飞机的翼梢小翼扭转角如图 6-19 所示。由该图可以看出，从翼梢小翼翼根往上至 40% 翼展，扭转角从 -3.2° 到 -2.5° ；从 40% 翼展到 100% 翼展，扭转角始终保持 -2.5° ，最小扭转角位于 30% 翼展，其值为 -2.2° 。“长牛角”飞机的翼梢小翼扭转角详见第六章第七节。

第四章 一种计算机翼加装翼梢小翼空气动力特性的数值方法

第一节 摘 要

本方法采用涡格法 (vortex lattice method) 计算形状比较复杂的薄机翼加装翼梢小翼的亚声速空气动力特性, 该方法能决定机翼加装翼梢小翼构型的升力、诱导阻力、俯仰力矩以及机翼根部弯曲力矩。本方法中用等转角法划分展向网格和确定展向控制点的位置, 并用联合流场法计算诱导阻力, 得到了较为满意的结果。在翼梢小翼初步设计和选型时, 为了得到最小诱导阻力, 用本方法可以确定翼梢小翼的几何形状和倾斜角。

第二节 符 号

FLA、FLC	机翼、翼梢小翼前缘后掠角
ZTA	机翼翼根后缘前掠角
XWB、XLB	机翼、翼梢小翼根弦长
y_B	机翼后缘转折点 y 坐标
y_C	机翼翼梢弦 y 坐标
y_D	翼梢小翼翼梢弦 y 坐标
Ψ_w 、 Ψ_L	机翼、翼梢小翼上反角
R_w 、 R_L	机翼、翼梢小翼弦向网格等分数
N_A 、 N_B 、 N_C	I、II、III区展向网格划分转角等分数
y_i 、 dy_i	第 i 个展向网格线坐标、网格宽度
y_{con}	第 i 个展向网格控制点位置
γ_i 、 XH_i 、 YH_i 、 ZH_i	第 i 个网格的无因次环量, 第 i 个马蹄涡中点的坐标
$\left(\frac{dz}{dx}\right)_i$	第 i 个网格控制点的中弧线斜率
α	迎角
C_L	升力系数
$C_{L\alpha}$	升力线斜率
C_{Di}	诱导阻力系数
UDE	诱阻因子

C_{MB}	翼根弯曲力矩系数
C_{MY}	俯仰力矩系数
S_w	机翼参考面积

第三节 引言

多年来,人们利用翼梢小翼的概念来减小飞机的诱导阻力,并由试验数据所证实。飞行试验表明,通过把翼梢小翼加装到已服役的飞机或新设计的飞机上,可节省燃油、增加航程并提高飞机的经济性。所以在已服役的飞机上加装翼梢小翼正受到飞机设计师的普遍重视,并使它在现代民航飞机上获得广泛应用。当然,机翼上加装翼梢小翼会使机翼根部弯曲力矩稍稍加大,并使飞机的结构重量有所增加。

为了飞机的方案设计,需要发展一种能计算机翼加装翼梢小翼空气动力特性的数值方法,以便对几种方案的空气动力特性作出比较,然后确定机翼加装翼梢小翼初步方案选择,这样可以减少风洞试验的次数和经费。

设计翼梢小翼方案时,不仅仅需要知道机翼的升力和俯仰力矩特性,而且还需要知道其强度和阻力特性,本书的方法也可以计算单独机翼的翼根弯曲力矩和诱导阻力。

涡格法是一种简单而有效的数值计算方法。若用“等分法”来划分展向和弦向网格并用中点法来确定控制点的展向位置,只有在网格数足够多的情况下,才能得到比较满意的升力值,但是诱导阻力的误差较大。因此,本书用等转角法来划分展向网格和确定控制点的展向位置,其结果是,使翼尖处的网格比较密,这能更好地反映出翼尖处的环量变化。弦向用等分法来划分网格。所以,用本书的方法只要用较少的网格数即可得到比较满意的升力值,并用联合流场法计算诱导阻力。

本书的方法是通过坐标变换在可压缩流场加边界条件下处理的,最后求出的涡强已经考虑了压缩性影响。机翼和翼梢小翼可以有各自的中弧线,但不能扭转。在翼梢小翼初步设计和选型时,为了得到最小诱导阻力,用本书的方法可以确定翼梢小翼的几何形状和倾斜角。

第四节 计算方法

气动力基础知识告诉我们,已知亚声速定常线化小扰动位流方程的解有源、汇、偶极子或马蹄涡等。一个升力面可看成一个切线速度不连续的面,即一种旋涡面,称为附着涡面。因此,我们可用附着涡面来代替机翼,这时,流场中没有机翼了,只有一个形状与机翼相同的附着涡面和其后的自由涡。也就是说,薄翼可用一系列连续分布的马蹄涡来代替。涡格法是有限基本解中常用的一种方法,它的物理概念清楚,计算方法简便,结果又相当令人满意。

在涡格法中，我们用一组离散马蹄涡代替机翼和翼梢小翼上一系列连续分布的马蹄涡，从而把解偏微分方程问题变成求解一组线性代数方程组问题，并可采用基本解叠加原理进行求解，不难求出机翼加装翼梢小翼的亚声速空气动力特性。用等转角法划分展向网格和确定展向控制点的位置，用等分法划分弦向网格。利用毕奥-萨瓦公式计算所有马蹄涡在控制点处的诱导速度，并在控制点满足机翼绕流的边界条件（即气流不穿透壁面，法向合速度为零），建立马蹄涡的未知环量分布线性代数方程组，解这个方程组，便可确定出机翼和翼梢小翼上的诸离散马蹄涡的环量。因此，也就可以确定控制点处机翼网格上的过载（载荷因数）。沿弦向和展向积分可求得剖面机和翼的升力系数。用联合流场法求各马蹄涡的两条无限长自由涡对控制点的诱导速度，从而求得诱导阻力系数。由各网格的离散升力和诱导阻力求得对 y 轴的俯仰力矩和对 x 轴的翼根弯曲力矩。

第五节 网格的划分和控制点的选择

本书的方法采用带翼梢小翼的机翼作为典型的计算构型，如图 4-1 所示。机翼和翼梢小翼可以有前缘后掠角，机翼后缘可以有前掠角，且可以有一个转折。翼梢小翼根弦和机翼梢弦之间允许有前后错位，机翼和翼梢小翼可以有各自的上反角。

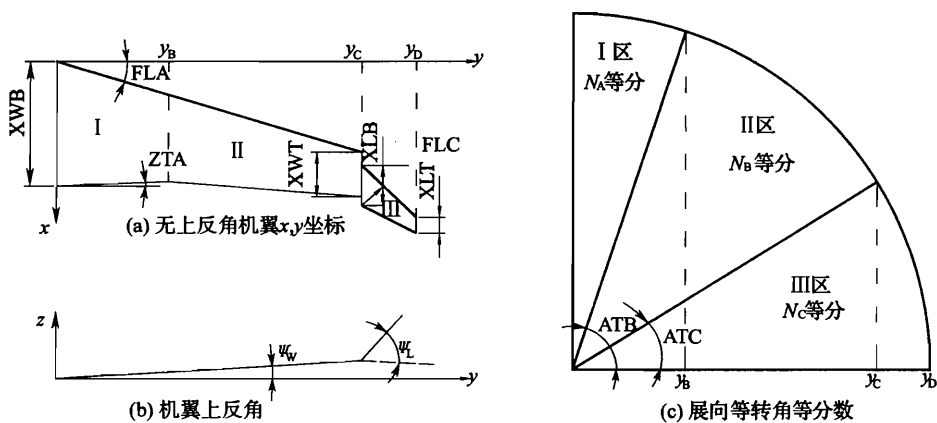


图 4-1 非平直机翼几何和展向网格划分图

机翼以后缘转折点坐标 y_b 为分界，将机翼分为 I、II 两个区，翼梢小翼为 III 区。用等转角法来确定展向网格和控制点的展向位置的划分，按如下方法来作：以 y_d 为半径作 $1/4$ 圆，用 y_b 、 y_c 为分界线把构型细分为 I、II、III 三个区，在 $1/4$ 圆中，各区所对应的角度为 $\left(\frac{\pi}{2} - ATB\right)$ 、 $(ATB - ATC)$ 、 (ATC) 。在 I、II、III 区分别按 N_A 、 N_B 、 N_C 等分的角度作径向射线与圆弧的交点投影到 y 轴，投影点的奇数代表控制点的展向位置，投影点的偶数代表网格线（包括翼尖那个点 $j=0$ ），网格的代号从翼尖开始向翼根排去，如图 4-2 所示。

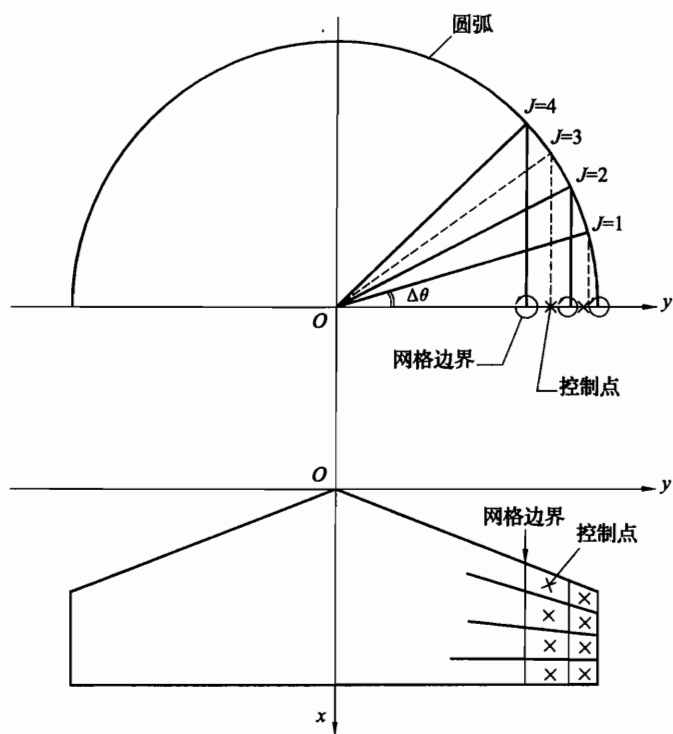


图 4-2 展向网格及控制点位置的等转角布置法

在计算各网格线控制点的 y 值时，需要用到以下各值

$$I_1 = \frac{N_A}{2} + 1$$

$$I_4 = \frac{N_A}{2}$$

$$I_2 = \frac{N_A + N_B}{2} + 1$$

$$I_5 = \frac{N_A + N_B}{2}$$

$$I_3 = \frac{N_A + N_B + N_C}{2} + 1$$

$$I_6 = \frac{N_A + N_B + N_C}{2}$$

$$\text{I 区: } y_i = y_D \cos \left[\frac{\pi}{2} - 2(i-1) \left(\frac{\frac{\pi}{2} - \text{ATB}}{N_A} \right) \right] \quad i = 1, 2, \dots, I_1$$

$$y_{\text{co}i} = y_D \cos \left[\frac{\pi}{2} - (2i-1) \left(\frac{\frac{\pi}{2} - \text{ATB}}{N_A} \right) \right] \quad i = 1, 2, \dots, I_4$$

$$\text{II 区: } y_i = y_D \cos \left[\text{ATB} - 2(i - I_4 - 1) \left(\frac{\text{ATB} - \text{ATC}}{N_B} \right) \right] \quad i = I_1 + 1, \dots, I_2$$

$$y_{\text{co}i} = y_D \cos \left\{ \text{ATB} - [2(i - I_4) - 1] \left(\frac{\text{ATB} - \text{ATC}}{N_B} \right) \right\} \quad i = I_4 + 1, \dots, I_5$$

$$\text{III 区: } \gamma_i = \gamma_D \cos \left[\text{ATC} - 2(i - I_5 - 1) \left(\frac{\text{ATC}}{N_C} \right) \right] \quad i = I_2 + 1, \dots, I_3$$

$$\gamma_{\text{Coi}} = \gamma_D \cos \left[\text{ATC} - [2(i - I_5) - 1] \left(\frac{\text{ATC}}{N_C} \right) \right] \quad i = I_5 + 1, \dots, I_6$$

机翼上按 R_w 数等分弦向网格, 翼梢小翼上按 R_L 数等分弦向网格。这样就把机翼和翼梢小翼的平面形状分成若干个网格, 每个网格用马蹄涡代替, 该马蹄涡的附着涡布置在网格的 1/4 弦线处, 而两条自由涡从网格 1/4 弦线的两端发出并沿着自由流方向拖向无穷远。控制点的位置设在 3/4 弦线上, 并在该点满足机翼绕流的边界条件。

实践证明, 这样选取控制点, 机翼后缘的库塔 (Kutta) 条件能自动满足 (即 $\Delta C_p = 0$)。

再计算机翼具有上反角 ψ_w , 翼梢小翼具有上反角 ψ_L 。这样我们就能确定每个马蹄涡的起点和终点及控制点的空间 x, y, z 坐标值。其气动力模型如图 4-3 所示。

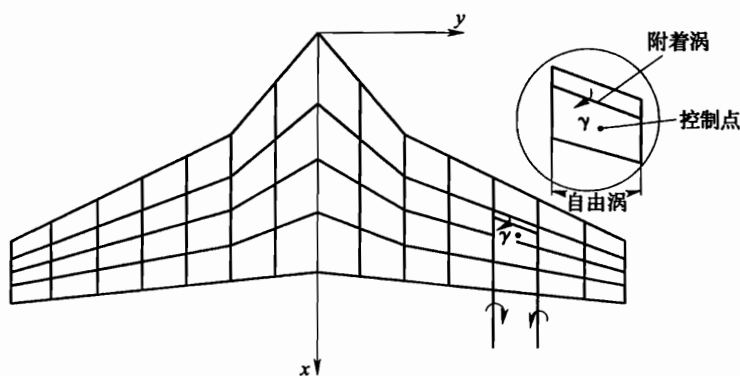


图 4-3 气动力模型

第六节 马蹄涡对控制点的诱导速度和影响系数

在可压流中一强度为 Γ 的涡线段 L 对空间点 $P(x, y, z)$ 的诱导速度 $q(R)$ 由毕奥-萨瓦公式给出 (如图 4-4 所示)。

$$q(R) = \frac{\beta^2 \Gamma}{4\pi} \int_L \frac{(R_1 - R) \times dl}{R_B^3} \quad (4-1)$$

式中: $\beta^2 = 1 - M_\infty^2$, $R = xi + yj + zk$, $R_1 = x'i + y'j + z'k$, R 和 R_1 分别表示空间点 $P(x, y, z)$ 和涡线段上某点 $Q(x', y', z')$ 位置的矢量, $l = (x_2 - x_1)i + (y_2 - y_1)j + (z_2 - z_1)k$ (见图 4-4)。

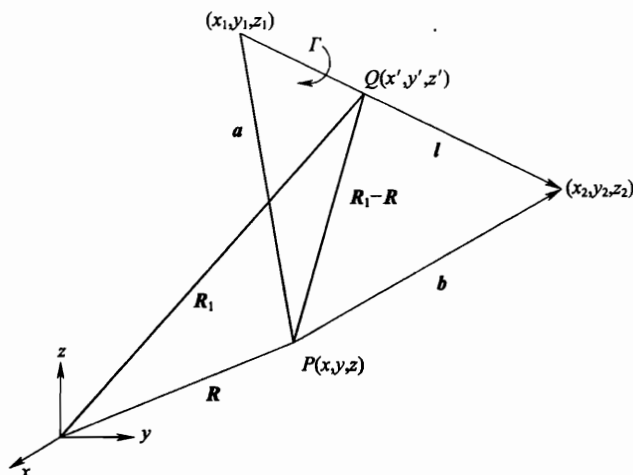


图 4-4 涡线段诱导速度推导图

$$R_b^2 = (x - x')^2 + \beta^2 (y - y')^2 + \beta^2 (z - z')^2$$

上式是通过坐标变换来考虑压缩性影响的。

$$x = X$$

$$\beta y = Y$$

$$\beta z = Z$$

令 τ 为一小参数, $0 \leq \tau \leq 1$, 有

$$R_1 - R = a + \tau l$$

$$dl = d\tau l$$

因此

$$(R_1 - R) \times dl = (a + \tau l) \times d\tau l = a \times d\tau l$$

如以下角标 1, 2, 3 分别表示矢量在 x, y, z 坐标的分量, 则

$$\begin{aligned} R_b^2 &= (a_1 + \tau l_1)^2 + \beta^2 (a_2 + \tau l_2)^2 + \beta^2 (a_3 + \tau l_3)^2 \\ &= [l_1^2 + (l_2^2 + l_3^2)(1 - M_\infty^2)]\tau^2 + \{2[l_1 a_1 + (1 - M_\infty^2)(l_2 a_2 + l_3 a_3)]\}\tau \\ &\quad + a_1^2 + (1 - M_\infty^2)(a_2^2 + a_3^2) \end{aligned}$$

令

$$A = l_1^2 + (l_2^2 + l_3^2)\beta^2$$

$$B = 2[l_1 a_1 + \beta^2(l_2 a_2 + l_3 a_3)]$$

$$C = a_1^2 + \beta^2(a_2^2 + a_3^2)$$

改写成

$$A = |l'|^2$$

$$B = 2 a' \cdot l' a$$

$$C = |a'|^2$$

其中:

$$a' = (x_1 - x) i + \beta (y_1 - y) j + \beta (z_1 - z) k$$

$$\mathbf{l}' = (x_2 - x_1) \mathbf{i} + \beta (y_2 - y_1) \mathbf{j} + \beta (z_2 - z_1) \mathbf{k}$$

于是式 (4-1) 变成

$$\begin{aligned} q(R) &= \frac{\beta^2 \Gamma}{4\pi} \mathbf{a} \times \mathbf{l} \int_0^1 \frac{d\tau}{[A\tau^2 + B\tau + C]^{3/2}} \\ &= \frac{\beta^2 \Gamma}{4\pi} \mathbf{a} \times \mathbf{l} \left[\frac{2(2A\tau + B)}{(4AC - B^2)(A\tau^2 + B\tau + C)^{3/2}} \right]_0^1 \\ &= \frac{\beta^2 \Gamma}{4\pi} \mathbf{a} \times \mathbf{l} \left[\frac{2B}{(B^2 - 4AC)C^{3/2}} - \frac{2(2A + B)}{(B^2 - 4AC)(A + B + C)^{3/2}} \right] \quad (4-2) \end{aligned}$$

但

$$B^2 - 4AC = -4|\mathbf{a}' \times \mathbf{l}'|^2$$

$$2A + B = 2\mathbf{b}' \cdot \mathbf{l}'$$

$$A + B + C = |\mathbf{b}'|^2$$

其中:

$$\mathbf{b}' = (x_2 - x) \mathbf{i} + \beta(y_2 - y) \mathbf{j} + \beta(z_2 - z) \mathbf{k}$$

式 (4-2) 变成

$$\begin{aligned} q(R) &= \frac{\beta^2 \Gamma}{4\pi} \frac{\mathbf{a} \times \mathbf{l}}{|\mathbf{a}' \times \mathbf{l}'|^2} \left[\frac{\mathbf{b}'}{|\mathbf{b}'|} - \frac{\mathbf{a}'}{|\mathbf{a}'|} \right] \cdot \mathbf{l}' \Bigg\} \\ \text{或改写成} \quad q(R) &= \frac{\beta^2 \Gamma}{4\pi} \frac{\mathbf{a} \times \mathbf{b}}{|\mathbf{a}' \times \mathbf{b}'|^2} \left[\frac{\mathbf{b}'}{|\mathbf{b}'|} - \frac{\mathbf{a}'}{|\mathbf{a}'|} \right] \cdot \mathbf{l}' \end{aligned} \quad (4-3)$$

上式即是在可压流中强度为 Γ 的涡线段 L 对空间点 $P(x, y, z)$ 产生的诱导速度的公式。

有了式 (4-1) 和式 (4-3), 就可求可压流中强度为 Γ 的马蹄涡对空间点 $P(x, y, z)$ 的诱导速度。

(1) 附着涡的诱导速度 (如图 4-5 所示)

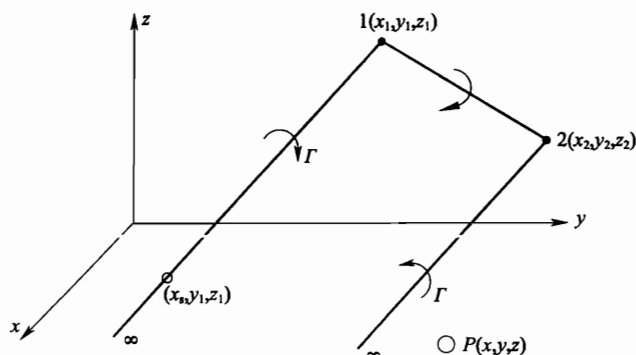


图 4-5 马蹄涡诱导速度推导图

$$\begin{aligned} \text{因 } \mathbf{a} \times \mathbf{b} &= [(y_1 - y)(z_2 - z) - (z_1 - z)(y_2 - y)] \mathbf{i} + [(z_1 - z)(x_2 - x) - (x_1 - x)(z_2 - z)] \mathbf{j} \\ &\quad + [(x_1 - x)(y_2 - y) - (y_1 - y)(x_2 - x)] \mathbf{k} \\ \mathbf{a}' \times \mathbf{b}' &= \beta^2 [(y_1 - y)(z_2 - z) - (z_1 - z)(y_2 - y)] \mathbf{i} + \beta [(z_1 - z)(x_2 - x) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 & - (x_1 - x)(z_2 - z)]j + \beta[(x_1 - x)(y_2 - y) - (y_1 - y)(x_2 - x)]k \\
 b' \cdot l' &= (x_2 - x)(x_2 - x_1) + \beta^2(y_2 - y)(y_2 - y_1) + \beta^2(z_2 - z)(z_2 - z_1) \\
 a' \times l' &= (x_1 - x)(x_2 - x_1) + \beta^2(y_1 - y)(y_2 - y_1) + \beta^2(z_1 - z)(z_2 - z_1)
 \end{aligned}$$

把上面的式子代入式 (4-3), 得

$$\begin{aligned}
 q(P) &= \frac{\Gamma}{4\pi} \{ [(y_1 - y)(z_2 - z) - (z_1 - z)(y_2 - y)]i \\
 &+ [(x_2 - x)(z_1 - z) - (z_2 - z)(x_1 - x)]j \\
 &+ [(x_1 - x)(y_2 - y) - (y_1 - y)(x_2 - x)]k \} \cdot A
 \end{aligned}$$

其中: $A = \frac{B-C}{D}$

$$\left. \begin{aligned}
 B &= \frac{(x-x_1)(x_2-x_1) + \beta^2(y-y_1)(y_2-y_1) + \beta^2(z-z_1)(z_2-z_1)}{[(x-x_1)^2 + \beta^2(y-y_1)^2 + \beta^2(z-z_1)^2]^{\frac{1}{2}}} \\
 C &= \frac{(x-x_2)(x_2-x_1) + \beta^2(y-y_2)(y_2-y_1) + \beta^2(z-z_2)(z_2-z_1)}{[(x-x_2)^2 + \beta^2(y-y_2)^2 + \beta^2(z-z_2)^2]^{\frac{1}{2}}} \\
 D &= \beta^2[(y-y_1)(z-z_2) - (z-z_1)(y-y_2)]^2 \\
 &+ [(x-x_1)(y-y_2) - (y-y_1)(x-x_2)]^2 + [(x-x_1)(z-z_2) - (z-z_1)(x-x_2)]^2
 \end{aligned} \right\} \quad (4-4)$$

诱导速度 $q(P)$ 的三个分量为

$$u_B(P) = q(P) \cdot i = \frac{\Gamma}{4\pi} [(y-y_1)(z-z_2) - (y-y_2)(z-z_1)]A$$

$$v_B(P) = q(P) \cdot j = \frac{\Gamma}{4\pi} [(z-z_1)(x-x_2) - (z-z_2)(x-x_1)]A$$

$$w_B(P) = q(P) \cdot k = \frac{\Gamma}{4\pi} [(x-x_1)(y-y_2) - (x-x_2)(y-y_1)]A$$

(2) 自由涡的诱导速度

以左自由涡为例, 在没有侧滑时, 设自由涡平行于 x 轴伸到无穷远处。因此, 涡线上任意一点的坐标为 $y_s = y_1$, $z_s = z_1$, 应用式 (4-1) 可求得左自由涡对点 $P(x, y, z)$ 产生的诱导速度。

$$\begin{aligned}
 q_{tp}(P) &= \frac{\beta^2 \Gamma}{4\pi} \int_{x_1}^{\infty} \frac{(\mathbf{R}_1 - \mathbf{R}) \times d\mathbf{l}}{R_B^3} \\
 &= \frac{\beta^2 \Gamma}{4\pi} \int_{x_1}^{\infty} \frac{[-(z_1 - z)j + (y_1 - y)k] dx_s}{[(x_s - x)^2 + \beta^2(y_1 - y)^2 + \beta^2(z_1 - z)^2]^{\frac{3}{2}}}
 \end{aligned}$$

q_{tp} 的三个分量为:

$$u_{tp}(P) = q_{tp} \cdot i = 0, \text{ 因为自由涡平行于 } x \text{ 轴, 所以在 } x \text{ 轴方向没有诱导速度。}$$

$$\left. \begin{aligned} v_{ip}(P) &= q_{ip} \cdot j = \frac{\Gamma}{4\pi} \frac{z - z_1}{(y - y_1)^2 + (z - z_1)^2} \left\{ 1 + \frac{x - x_1}{[(x_1 - x)^2 + \beta^2(y_1 - y)^2 + \beta^2(z_1 - z)^2]^{\frac{1}{2}}} \right\} \\ w_{ip}(P) &= q_{ip} \cdot J = -\frac{\Gamma}{4\pi} \frac{y - y_1}{(y - y_1)^2 + (z - z_1)^2} \left\{ 1 + \frac{x - x_1}{[(x_1 - x)^2 + \beta^2(y_1 - y)^2 + \beta^2(z_1 - z)^2]^{\frac{1}{2}}} \right\} \end{aligned} \right\}$$

(4-5)

同理，右自由涡对点 $P(x, y, z)$ 的诱导速度为

$$\left. \begin{aligned} u_{is}(P) &= 0 \\ v_{is}(P) &= -\frac{\Gamma}{4\pi} \frac{z - z_2}{(z - z_2)^2 + (y - y_2)^2} \left\{ 1 + \frac{x - x_2}{[(x - x_2)^2 + \beta^2(y - y_2)^2 + \beta^2(z - z_2)^2]^{\frac{1}{2}}} \right\} \\ w_{is}(P) &= \frac{\Gamma}{4\pi} \frac{y - y_2}{(z - z_2)^2 + (y - y_2)^2} \left\{ 1 + \frac{x - x_2}{[(x - x_2)^2 + \beta^2(y - y_2)^2 + \beta^2(z - z_2)^2]^{\frac{1}{2}}} \right\} \end{aligned} \right\}$$

(4-6)

最后得到在可压流中，强度为 Γ 的马蹄涡，其附着涡的始点为 (x_1, y_1, z_1) ，终点为 (x_2, y_2, z_2) ，左右两自由涡平行于 x 轴伸展到无穷远处，则其对空间任一点 $P(x, y, z)$ 的诱导速度为

y 向：

$$\left. \begin{aligned} v(x, y, z) &= \frac{\Gamma}{4\pi} [(z - z_1)(x - x_2) - (z - z_2)(x - x_1)] A \\ &+ \frac{\Gamma}{4\pi} \left\{ \frac{z - z_1}{(z - z_1)^2 + (y - y_1)^2} \left[1 + \frac{x - x_1}{[(x - x_1)^2 + \beta^2(y - y_1)^2 + \beta^2(z - z_1)^2]^{\frac{1}{2}}} \right] \right\} \\ &- \frac{\Gamma}{4\pi} \left\{ \frac{z - z_2}{(z - z_2)^2 + (y - y_2)^2} \left[1 + \frac{x - x_2}{[(x - x_2)^2 + \beta^2(y - y_2)^2 + \beta^2(z - z_2)^2]^{\frac{1}{2}}} \right] \right\} \end{aligned} \right\}$$

(4-7a)

z 向：

$$\left. \begin{aligned} w(x, y, z) &= \frac{\Gamma}{4\pi} [(x - x_1)(y - y_2) - (y - y_1)(x - x_2)] A \\ &- \frac{\Gamma}{4\pi} \left\{ \frac{y - y_1}{(z - z_1)^2 + (y - y_1)^2} \left[1 + \frac{x - x_1}{[(x - x_1)^2 + \beta^2(y - y_1)^2 + \beta^2(z - z_1)^2]^{\frac{1}{2}}} \right] \right\} \\ &+ \frac{\Gamma}{4\pi} \left\{ \frac{y - y_2}{(z - z_2)^2 + (y - y_2)^2} \left[1 + \frac{x - x_2}{[(x - x_2)^2 + \beta^2(y - y_2)^2 + \beta^2(z - z_2)^2]^{\frac{1}{2}}} \right] \right\} \end{aligned} \right\}$$

(4-7b)

其中： A 用式 (4-4) 算出。

若引用无量纲环量 $\gamma = \frac{\Gamma}{2v_\infty \gamma_c}$ ，则无量纲诱导速度为

$$\frac{v}{v_{\infty}}(x, y, z) = KAV(x_1, y_1, z_1; x_2, y_2, z_2; x, y, z) \cdot \gamma$$

$$\frac{w}{v_{\infty}}(x, y, z) = KAW(x_1, y_1, z_1; x_2, y_2, z_2; x, y, z) \cdot \gamma$$

其中

x 向:

$$\begin{aligned} KAV(x_1, y_1, z_1; x_2, y_2, z_2; x, y, z) &= \frac{Ay_c}{2\pi} \left[(z - z_1)(x - x_2) - (x - x_1)(z - z_2) \right] \\ &+ \frac{y_c}{2\pi} \left\{ \frac{z - z_1}{(y - y_1)^2 + (z - z_1)^2} \left[1 + \frac{x - x_1}{[(x - x_1)^2 + \beta^2(y - y_1)^2 + \beta^2(z - z_1)^2]^{\frac{1}{2}}} \right] \right\} \\ &- \frac{y_c}{2\pi} \left\{ \frac{z - z_2}{(z - z_2)^2 + (y - y_2)^2} \left[1 + \frac{x - x_2}{[(x - x_2)^2 + \beta^2(y - y_2)^2 + \beta^2(z - z_2)^2]^{\frac{1}{2}}} \right] \right\} \end{aligned} \quad (4-8a)$$

z 向:

$$\begin{aligned} KAW(x_1, y_1, z_1; x_2, y_2, z_2; x, y, z) &= \frac{Ay_c}{2\pi} \left[(x - x_1)(y - y_2) - (x - x_2)(y - y_1) \right] \\ &+ \frac{y_c}{2\pi} \left\{ \frac{y - y_1}{(z - z_1)^2 + (y - y_1)^2} \left[1 + \frac{x - x_1}{[(x - x_1)^2 + \beta^2(y - y_1)^2 + \beta^2(z - z_1)^2]^{\frac{1}{2}}} \right] \right\} \\ &- \frac{y_c}{2\pi} \left\{ \frac{y - y_2}{(z - z_2)^2 + (y - y_2)^2} \left[1 + \frac{x - x_2}{[(x - x_2)^2 + \beta^2(y - y_2)^2 + \beta^2(z - z_2)^2]^{\frac{1}{2}}} \right] \right\} \end{aligned} \quad (4-8b)$$

KAV、KAW 称为影响系数的分量。影响系数的物理意义即是无量纲环量 γ 为 1 的马蹄涡对任一空间点 (x, y, z) 的无量纲诱导速度。从式 (4-8) 可以看出, 影响系数仅为坐标的函数, 只要马蹄涡和扰动点的坐标确定后就可算出。

第七节 机翼环量分布的线性代数方程组的建立

本章第六节求出了一个离散马蹄涡对某点的诱导速度。现在右机翼上共有 $R = (I_s \times R_w)$ 个马蹄涡和控制点, 右翼梢小翼上共有 $S = (I_6 - I_5) \times R_L$ 个马蹄涡和控制点, 因此右机翼上全部 j 马蹄涡对 i 控制点的总诱导速度为

$$\left. \begin{aligned} y \text{ 向: } \frac{VA_i}{v_{\infty}} &= \sum_{j=1}^{R+S} KVA_{ij} \gamma_j \\ z \text{ 向: } \frac{WA_i}{v_{\infty}} &= \sum_{j=1}^{R+S} KWA_{ij} \gamma_j \end{aligned} \right\} \quad (4-9)$$

法向的诱导速度为 (如图 4-6 所示)

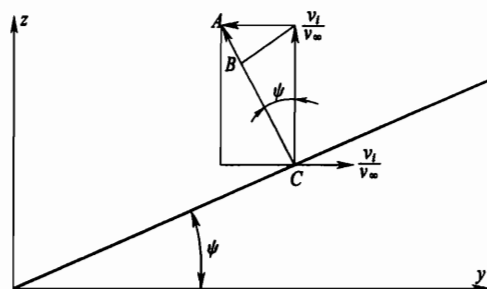


图 4-6 法向速度推导用图

$$\left. \begin{aligned} \frac{VA_{ni}}{v_{\infty}} &= \frac{WA_i}{v_{\infty}} \cos \psi - \frac{v_i}{v_{\infty}} \sin \psi \\ &= \sum_{j=1}^{R+S} (KAW_{ij}\gamma_j \cos \psi - KAV_{ij}\gamma_j \sin \psi) \\ &= \sum_{j=1}^{R+S} DA_{ij}\gamma_j \end{aligned} \right\} \quad (4-10)$$

根据机翼绕流的边界条件, 在控制点处气流必须与机翼中弧面相切, 即当地气流的迎角应等于来流迎角 α , 中弧线的斜率 $\left(\frac{dz}{dx}\right)_i$ 为

$$\sum_{j=1}^{R+S} DA_{ij}\gamma_j = - \left[\alpha - \left(\frac{dz}{dx}\right)_i \right] = \beta_i \quad i = 1, 2, \dots, R+S$$

机翼上反角为 ψ_w , 翼梢小翼上反角为 ψ_L 。

上述方程组是一个未知环量 γ_j 的 $R+S$ 阶线性代数方程组, 写成矩阵形式为

$$[DA]\{\gamma\} = \{\beta\}$$

解之得

$$\{\gamma\} = [DA]^{-1}\{\beta\}$$

式中: $[DA]^{-1}$ 为逆矩阵。

在列阵 $\{\beta\}$ 已知的情况下, 由矩阵 $[DA]$ 求得其逆矩阵 $[DA]^{-1}$, 再乘以列阵 $\{\beta\}$ 就可以求得未知环量列阵 $\{\gamma\}$ 。

机翼加装翼梢小翼的环量 γ 分布求出后, 其与升力有关的空气动力特性就可求出。

在上述计算中, 为了节省所需计算机的容量和工作时间, 在没有侧滑角的情况下, 机翼对于 $x-z$ 平面总是对称或反对称的, 所以可仅取半机翼 (例如右半机翼) 划分网格, 在其中布置马蹄涡, 另半机翼 (左机翼) 的贡献可通过下述控制点转移的方法来考虑。

当左右机翼的翼剖面的弯度对称时, 左右机翼几何上对称点的环量是相同的, 如图 4-7 所示, 这时 $\gamma_j = \gamma_j'$ 这一对马蹄涡对右机翼上控制点 i 的诱导速度等于这两个马蹄涡分别对 i 点的诱导速度之和。

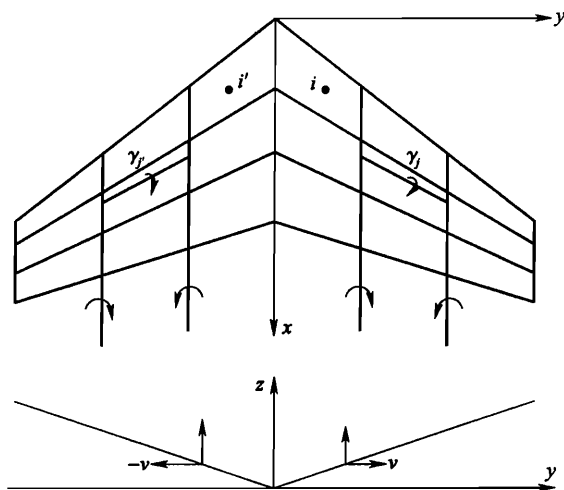


图 4-7 左右机翼几何上对称点的环量相同

右半机翼的马蹄涡 γ_j 对右半机翼上控制点 i 的诱导速度为

$$\begin{aligned}\frac{UA_{ij}}{v_\infty} &= KUA_{ij}\gamma_j \\ \frac{VA_{ij}}{v_\infty} &= KVA_{ij}\gamma_j \\ \frac{WA_{ij}}{v_\infty} &= KWA_{ij}\gamma_j\end{aligned}$$

而左半机翼上 γ_j 对 i 诱导速度与右半机翼上 γ_j 对左半机翼的 i' 的诱导速度大小相等, i' 为 i 在左半机翼的对称点, 所以有

$$\begin{aligned}\frac{UA_{i'j}}{v_\infty} &= \frac{UA_{ij}}{v_\infty} \\ \frac{VA_{i'j}}{v_\infty} &= -\frac{VA_{ij}}{v_\infty} \\ \frac{WA_{i'j}}{v_\infty} &= \frac{WA_{ij}}{v_\infty}\end{aligned}$$

上面第二个式子右端的负号是因为 y 轴的正向指向右机翼之故 (见图 4-7)。则右半机翼控制点 i 处总诱导速度为

$$\left. \begin{aligned}\frac{UA_i}{v_\infty} &= \sum_{j=1}^{R+S} (KUA_{ij} + KUA_{i'j})\gamma_j \\ \frac{VA_i}{v_\infty} &= \sum_{j=1}^{R+S} (KVA_{ij} - KVA_{i'j})\gamma_j \\ \frac{WA_i}{v_\infty} &= \sum_{j=1}^{R+S} (KWA_{ij} + KWA_{i'j})\gamma_j\end{aligned}\right\} \quad (4-11)$$

用式 (4-11) 代替式 (4-9) 代入式 (4-10) 来计算机翼加装翼梢小翼的环量分布, 可以减少所需存储单元和机时。

第八节 诱导阻力计算

诱导阻力计算的一种途径是: 由于机翼上各点之间的气动力干扰, 因此对于翼面上的某个点, 其来流方向不再是 v_∞ 的方向, 而应下偏一个下洗角 ε ; 这个下洗角是因为翼面其他点上的干扰诱起的下洗速度 W 所造成的

$$\varepsilon = \frac{W}{v_\infty}$$

所以, 该点的载荷不再垂直于远方来流 v_∞ , 而应垂直于偏了 ε 角的局部来流 (如图 4-8 所示), 这就产生了一个阻力分量 $\Delta C_p \varepsilon$ 。积分后得到机翼的诱导阻力系数为

$$C_{Di} = \frac{1}{s} \iint (\Delta C_p \varepsilon) ds = \frac{1}{sv_\infty} \iint (\Delta C_p W) ds$$

在涡格法中, 在每个网格的 Δs 上布置一个马蹄涡, 图 4-8 升力面元上的阻力其下洗速度 W 确定后, 通过每一网格的叠加, 可求得诱导阻力系数

$$\Delta C_{Di} = \frac{1}{sv_\infty} \sum_{j=1}^{R+1} \Delta C_{py} W_j \Delta S_j$$

因此, 问题的关键在于计算下洗速度 W 的分布。

为了解决计算 W 时发生的一系列问题, 必须采用联合流场法的概念。可以说联合流场法解决了用涡格法计算机翼诱导阻力的问题。所谓联合流场是正流场和反流场的叠加。正流场 (如图 4-9 (a) 所示) 是原来的物理流场, 来流速度 v_∞ 平行于 x 轴, 指向与 x 轴的正向相同。反流场 (如图 4-9 (b) 所示) 是翼面上的 ΔC_p 分布与正流场相同, 但来流速度 ($-v_\infty$) 是指向 x 轴的负方向。

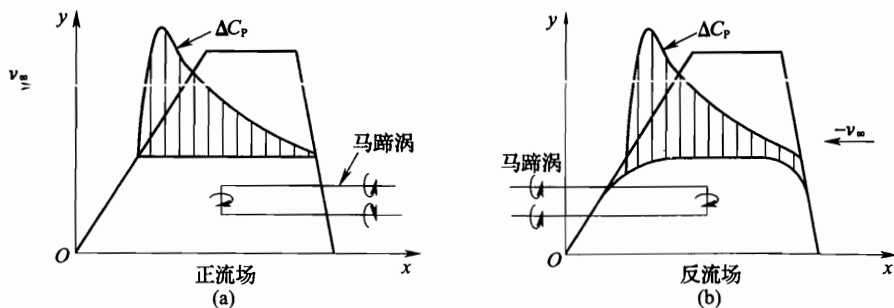
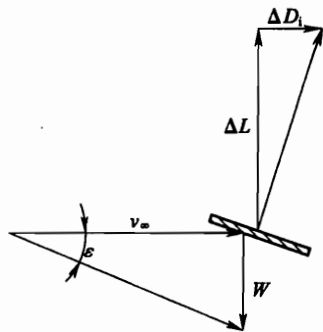


图 4-9 机翼的正流场和反流场, 它们的 ΔC_p 分布相同, 平面形状相同, 但弯扭形状不同

空气动力学中的反流理论证明，机翼在反流场中的诱导阻力等于正流场中的诱导阻力：

$$\Delta C_{Di} = \frac{1}{sv_{\infty}} \iint_s \Delta C_p W_i ds = \frac{1}{sv_{\infty}} \iint_s \Delta C_p W_i ds$$

将正流场中的马蹄涡与反流场中的马蹄涡叠加起来得到联合流场（如图 4-10 和图 4-11 所示）。在联合流场中，正流场与反流场中每一网格上马蹄涡的附着涡由于方向相反，因此互相抵消了，而只剩下前后都伸展到无穷远处的自由涡（如图 4-11 (c) 所示）。

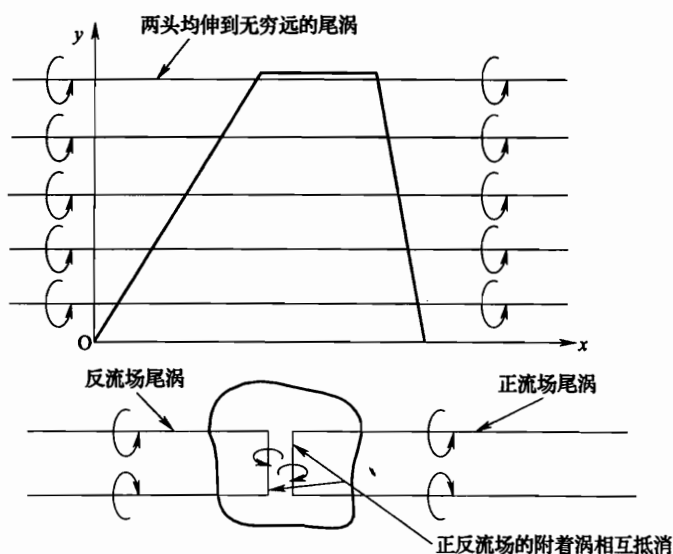


图 4-10 正流场和反流场叠加而得联合流场

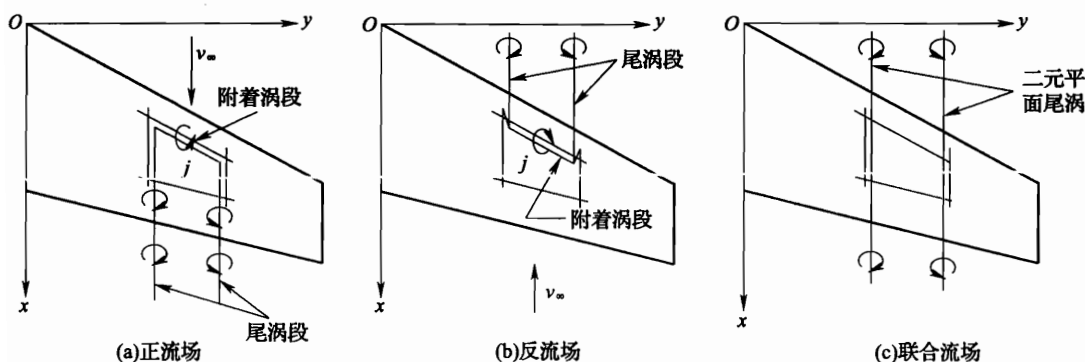


图 4-11 薄翼的正流场、反流场及联合流场

以 W 表示联合流场中的下洗分布，则机翼的诱导阻力系数正好是按此 W 计算而得到的诱导阻力系数的一半，也即

$$\Delta C_{Di} = \frac{1}{2sv_{\infty}} \sum_{j=1}^{R+s} \Delta C_{\theta j} W_j \Delta s_j \quad (4-12)$$

式中: $W_j = W_f + W_r$ 。

计算步骤大致如下:

1. 计算正流场中的载荷分布, 可用一般的马蹄涡格法解决;
2. 按联合流场中的自由涡分布, 计算机翼上的下洗 W ;
3. 载荷因数下洗角 $W_j/2v_{\infty}$ 的乘积就是诱导阻力系数, 积分后即得机翼的总诱导阻力系数。

在联合流场中, 同一列网格 (顺气流) 上的下洗速度 W 都是一样的。换言之, W 只随 y 坐标 (沿展向) 变化。

自由涡对控制点的影响系数可用以下公式表示

$$y \text{ 向: } KBV_{ij} = \frac{\gamma_c}{2\pi} \left[\frac{z - z_1}{(y - y_1)^2 + (z - z_1)^2} - \frac{z - z_2}{(y - y_2)^2 + (z - z_2)^2} \right]$$

$$z \text{ 向: } KBW_{ij} = \frac{\gamma_c}{2\pi} \left[\frac{-(y - y_1)}{(y - y_1)^2 + (z - z_1)^2} + \frac{y - y_2}{(y - y_2)^2 + (z - z_2)^2} \right]$$

因此, 右机翼上全部 j 自由涡对 i 控制点的总诱导速度分量是

$$\left. \begin{aligned} y \text{ 向: } \frac{VB_i}{v_{\infty}} &= \sum_{j=1}^{R+s} KBV_{ij} \gamma_j \\ z \text{ 向: } \frac{WB_i}{v_{\infty}} &= \sum_{j=1}^{R+s} KBW_{ij} \gamma_j \\ \text{法向: } \frac{VB_{ni}}{v_{\infty}} &= \sum_{j=1}^{R+s} (KBW_{ij} \cos \psi - KBV_{ij} \sin \psi) \gamma_j = DB_{ij} \gamma_j \end{aligned} \right\} \quad (4-13)$$

在机翼的控制点上取 $\psi = \psi_w$, 在翼梢小翼的控制点上取 $\psi = \psi_1$, 左机翼构型上的自由涡对右机翼控制点上的影响同样可用控制点对称位置法一起计入 KBV_{ij} 和 KBW_{ij} 中。

这样, 联合流场中每一网格的自由涡环量是已知的, 即正流场中的 γ_j , 那么, 就可求得全部自由涡在每一控制点处的法洗 DB_{ij} 。通过每一网格的叠加可求得机翼的诱导阻力系数。

为什么不在正流场中计算诱导阻力, 而必须在联合流场中进行计算, 然后取其一半呢? 这是因为在涡格法中, 马蹄涡的数目是有限的, 在计算半无限长自由涡下洗时, 会在其端头产生数值误差。如果改为计算两头都伸展至无穷远处的联合流场自由涡, 那么这种数值误差就完全消除了。

第九节 气动力性能计算

求出机翼的环量分布后, 就可以求出与升力有关的各气动力系数。下面仅作升力系数公式的推导。

一、网格上的载荷系数 ΔC_{Pi} (如图 4-12 所示)

因为自由涡平行于自由来流 v_∞ (在无侧滑时), 所以仅有附着涡受力, 其大小为

$$\begin{aligned} |\rho v_\infty \times \Gamma ds| &= \rho v_\infty \Gamma ds \cdot \sin(v_\infty, ds) = \rho v_\infty \Gamma ds \cdot \cos\theta \\ &= \rho v_\infty \Gamma dy = \rho v_\infty^2 L \gamma_i dy \end{aligned}$$

其中: θ 为附着涡的后掠角, dy 和 L 分别为网格和机翼的展长, ds 为附着涡的长度。所以网格上的载荷因数 ΔC_{Pi} 为

$$\Delta C_{Pi} = \frac{\rho v_\infty^2 L \gamma_i dy}{\frac{1}{2} \rho v_\infty^2 dc(\gamma)_i dy} = \frac{2L \gamma_i}{dc(\gamma)_i}$$

式中: γ_i ——由机翼/翼梢小翼环量分布线性方程组求得的 i 网格上的无因次环量;

dy ——网格翼展;

L ——机翼翼展;

$dc(\gamma)_i$ ——第 i 网格的平均弦长。

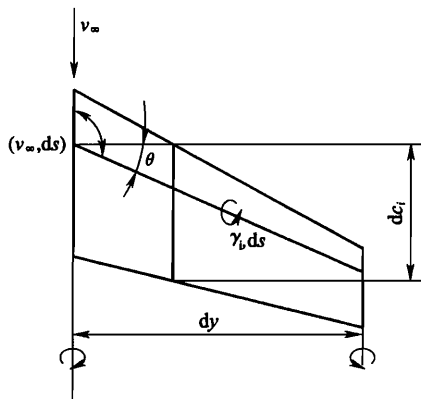


图 4-12 网格示意图

二、展向载荷分布 (或沿展向的剖面升力系数)

$$C_P(\gamma)_i = \sum_{i=1}^s \frac{\rho v_\infty^2 L \gamma_i(\gamma) dy}{\frac{1}{2} \rho v_\infty^2 c(\gamma)_i dy} = \frac{2L}{c(\gamma)_i} \sum_{i=1}^s \gamma_i(\gamma)$$

式中: $c(\gamma)_i$ ——该剖面的当地弦长 (即展向 y 坐标处的翼弦长);

s ——该剖面的网格数 (即为网格的总行数)。

三、机翼的升力系数

$$\begin{aligned} C_L &= \sum_{i=1}^R \frac{C_L(\gamma)_i \frac{1}{2} \rho v_\infty^2 c(\gamma)_i dy}{\frac{1}{2} \rho v_\infty^2 \frac{s_w}{2}} \quad (R \text{ 即为网格的总列数}) \\ &= \frac{2}{s_w} \sum_{i=1}^R C_L(\gamma)_i c(\gamma)_i dy = \frac{2}{s_w} \sum_{i=1}^R \frac{2L}{c(\gamma)_i} \sum_{i=1}^R \gamma_i(\gamma) c(\gamma)_i dy \\ &= \frac{4L}{s_w} \sum_{i=1}^{R+s} \gamma_i(\gamma) dy = \frac{8L_0}{s_w} \sum_{i=1}^{R+s} \gamma_i(\gamma) dy \end{aligned}$$

考虑机翼和翼梢小翼有上反角, 所以在马蹄涡环量分布已知的情况下, 就可算得机翼加翼梢小翼构型的气动力系数, 可按以下公式计算

$$\begin{aligned} C_L &= 8 \sum_{i=1}^{R+s} \gamma_i dy \gamma_c \cos\psi / s_w \\ C_{L\alpha} &= C_L / \alpha \end{aligned}$$

$$C_{Di} = 8 \sum_{i=1}^{R+s} \gamma_i dy_i \gamma_c \sum_{i=1}^{R+s} DB_{ij} \gamma_i / s_w$$

$$UDE = 4\pi C_{Di} \gamma_c^2 / C_L^2 s_w$$

$$C_{MB} = 2 \sum_{i=1}^{R+s} \gamma_i dy_i \cos\psi (YH_i + ZH_i \tan\psi) / s_w$$

$$C_{My} = 4 \sum_{i=1}^{R+s} \gamma_i dy_i \cos\psi XH_i / s_w + 4 \sum_{i=1}^{R+s} \gamma_i dy_i ZH_i \sum_{i=1}^{R+s} DB_{ij} \gamma_i / s_w$$

第 i 网格在机翼上 $\psi = \psi_w$, 翼梢小翼上 $\psi = \psi_L$ 。

第十节 计 算 结 果

由于非平直机翼气动性能很少能找到精确解, 所以本书采用两个例子与有关平直机翼的文献结果作了比较, 以检验本方法的可用程度。

一、展弦比为 6 的矩形平面机翼的计算

该种机翼的平面图如图 4-13 (a) 所示, 计算结果见表 4-1。

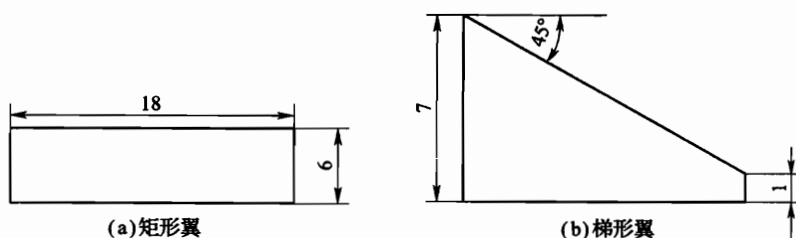


图 4-13 算例机翼平面图 (单位: cm)

表 4-1 矩形平面机翼的计算结果

方法	网格总数	C_L	C_{Di}	UDE (1 + δ)
本书	54 (6 × 9)	0.4218	0.0096	1.0138
参考文献 [28]	150 (10 × 15)	0.4241	0.0096	1.0164

参考文献 [28] 亦为等转角划分展向网格的涡格法。由表 4-1 可知, 本书的方法得到的计算结果与参考文献 [28] 的结果相当接近, 说明用等转角法划分展向网格的优点在于, 在机翼上取较少的网格总数就能获得相当满意的升力系数和诱阻结果。展弦比为 6 的矩形平面机翼 UDE (1 + δ) 的精确解为 1.0160, 这结果可以从参考文献 [24] 中查得。由此证明, 用等转角划分展向网格的涡格法得到的诱阻值是可靠的。

二、梯形平面机翼计算

其机翼平面图如图 4-13 (b) 所示, 计算结果见表 4-2。

表 4-2 梯形平面机翼的计算结果

方法	C_L	$C_{L\alpha}$	C_{Di}	UDE $(1+\delta)$
本书	0.3063	3.0634	0.0100	1.0079
参考文献 [23]	—	3.06	—	—

由表 4-2 可知, 本书的方法计算得到的 $C_{L\alpha}$ 特性和参考文献 [23] 用升力面法求得的值相当接近。

第十一节 结 束 语

本计算方法已用于翼梢小翼方案选择中, 结果表明, 该方法对翼梢小翼方案选择具有实用意义。

第五章 端板、翼尖延伸和翼梢小翼的比较

第一节 端板与翼梢小翼的比较

非平直升力系统和平直机翼相比,应当有较低的诱导阻力。英国著名的空气动力学家 F. W. 兰彻斯特 (F. W. Lanchester) (1868—1946) 受鸟类飞行的启示,在他早期的研究中就非常关注机翼翼尖的气流流动情况,解释机翼后的尾涡成因并将其形成概念 (如图 5-1 所示),并在 1897 年获得了在机翼翼尖装垂直端板的专利权 (如图 5-2 所示)。

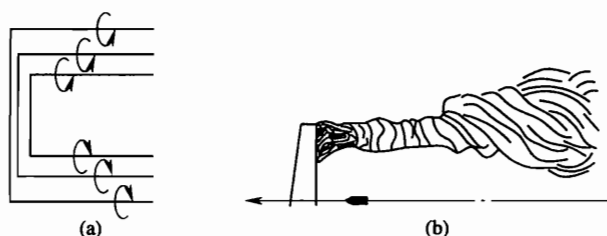


图 5-1 F. W. 兰彻斯特《空气动力学》一书中的“涡线”理论 (1907 年)

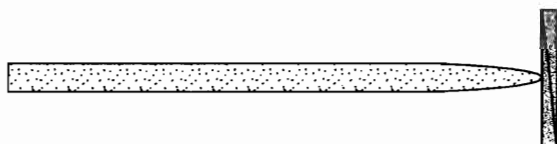


图 5-2 F. W. 兰彻斯特的“封口翼”机翼

因为那时一些理论分析指出,非平直升力系统 (包括在翼尖安装垂直端板) 能够大大减小诱导阻力。基于这些令人鼓舞的理论研究,人们作了各种不同端板的试验研究。F. W. 兰彻斯特清楚地理解了机翼下表面的增压区趋向于驱散翼尖周围的气流至机翼上表面的减压区,随着机翼前进,这种在翼尖卷起的涡就从两翼梢伸向后方,这称为尾涡或翼梢涡。F. W. 兰彻斯特首先提出了这种涡生成的主张 (如图 5-3 (a) 所示)。就在这时,附着涡和尾涡合起来称为马蹄涡的概念形成了。他的机翼翼尖的设计思想后来就演变成为 20 世纪 20 年代闻名的“端板”概念。很快人们就认识到了采用端板形式的翼尖装置能增加机翼的升力,减小诱导阻力。但是在使用中存在一个问题,它只能在很高的升力系数下明显降低诱导阻力,而在接近巡航升力系数时,端板黏性阻力的增加与其诱导阻力的减小接近相等,使其失去了减小诱导阻力的潜在优势。进一步说,在 R. T. 惠特科姆之前所试验的小展弦比平端板并不是一个有效的升力面,试验研究中忽

略了这样一个因素，即在翼尖处的垂直翼面要完全有效，则必须有效地产生大的向内侧向力。因此，在当时的飞机设计中很少采用端板。

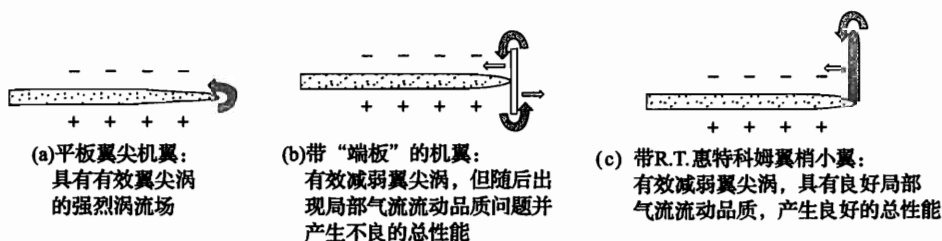


图 5-3 翼尖装置形式

R. T. 惠特科姆用一个经空气动力设计的升力面（如图 2-1 所示）代替了端板（如图 5-2 所示），它不是一个简单的物理上的屏障，它利用翼梢小翼周围的环流来抵抗机翼翼尖集中涡束的气流流动（如图 2-5 所示）。所以从空气动力观点来讲，翼梢小翼是带有上反角的翼尖延伸段，相当于一块翼尖端板，它与翼尖端板不同之处是具有不对称翼型。更多地考虑了翼梢小翼与机翼翼尖之间的相互干扰作用。也可以这样说，翼梢小翼就是经过最佳化处理的翼尖端板。

第二节 翼尖延伸与翼梢小翼的比较

如果只从减小诱导阻力的角度出发，翼梢小翼的作用不如翼尖延伸的作用（同样的延伸长度）。图 5-4 所示为两种装置的作用比较。翼梢小翼相当于与翼面成 90° 的端板，翼尖延伸则顺机翼平面伸长，相当于加大翼展。图中纵坐标是在升力系数 0.5 的条件下减小的诱导阻力与原来诱导阻力的比值。例如，翼梢小翼高度是机翼半翼展的 10% 时，诱导阻力可下降 10%。但如果把翼梢伸长相当半翼展 10% 长度，则诱导阻力下降 17%。所以单独考虑诱导阻力是不够的。再结合增加翼梢装置引起机翼根部弯曲力矩变化来考虑，翼梢小翼可能有利一些。对于 DC-10 这样类型的飞机，用高度相当于翼尖弦长的翼梢小翼，根部弯曲力矩约增大 3%；而用同样长度的翼梢延伸，根部弯曲力矩增大 5%。所以，为达到相同的诱导阻力下降量，用翼梢小翼可能使结构重量轻一些。

翼梢小翼的主要作用是减小机翼的诱导阻力。波音公司对 KC-135 空中加油机进行的研究和其他的一些研究表明，在相同的结构重量和配平阻力下，翼梢小翼比简单的翼尖延伸有更好的减阻效果。这里所研究的翼尖延伸长度等于 $0.38h$ （ h 为翼梢小翼高度），附加的机翼面积大约等于外露的上翼梢小翼面积的 90%。翼梢延伸所增加的翼根弯曲力矩比单个上翼梢小翼增加的弯曲力矩大（如图 5-5 所示）。接近 $Ma0.78$ 和 $C_{L_{\text{基本机翼}}} = 0.44$ 的设计状态时，这种翼尖延伸所增加的升阻比是 4%（如图 5-6 所示），这比附加翼梢小翼所增加的升阻比的一半还低。翼尖延伸所增加的翼根弯曲力矩近似地与上翼梢小翼加下翼梢小翼增加的翼根弯曲力矩相同。

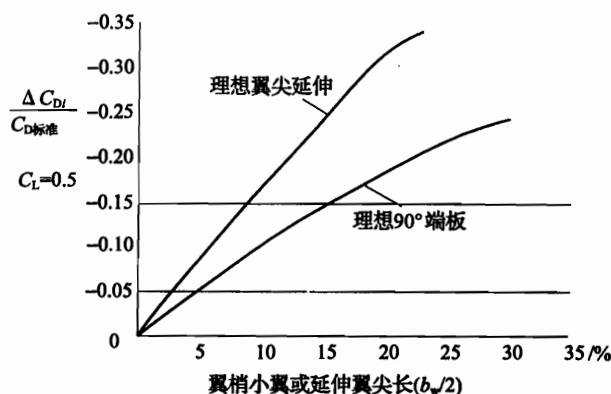


图 5-4 翼梢装置展长对诱导阻力减小的影响

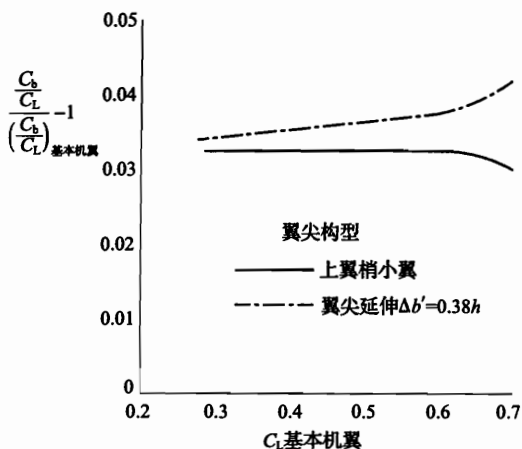


图 5-5 翼根弯曲力矩随升力系数的变化
($Ma0.78$)

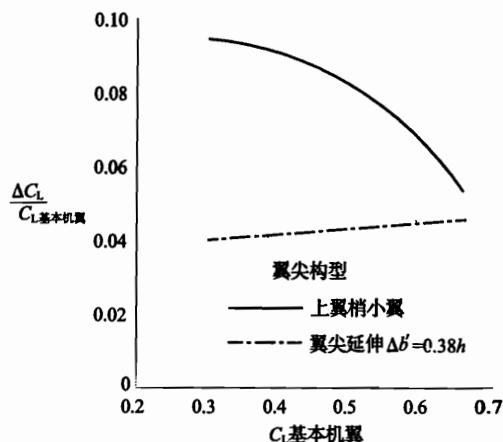


图 5-6 在常值阻力系数下, 升力系数增量随升力系数的变化 ($Ma0.78$)

基于展向载荷分布沿机翼翼展的局部弯曲力矩计算指出, 附加翼梢小翼在外翼区增加的弯曲力矩稍大于翼尖延伸所增加的弯曲力矩。这种弯曲力矩之间的差别对机翼结构重量的影响较小。

在给定迎角下, 附加翼尖延伸所增加的升力系数大约与附加翼梢小翼所增加的升力系数相同。但是, 附加翼尖延伸所增加的负俯仰力矩比附加翼梢小翼所增加的负俯仰力矩稍大一些, 如图 5-7 所示。翼尖延伸的俯仰力矩系数随升力系数变化的正向突变发生在和基本机翼与机翼上装有上、下翼梢小翼构型时相同的升力系数下, 并有大致相同的突变值。

根据文献介绍, 对安装在第一代窄机身喷气运输机翼翼尖上的翼梢小翼进行高亚声速风洞试验研究, 并根据所设计的翼梢小翼和翼尖延伸 (在机身连接处与翼梢小翼产生相同弯曲力矩增量的前提下) 进行比较, 得出以下几点结论:

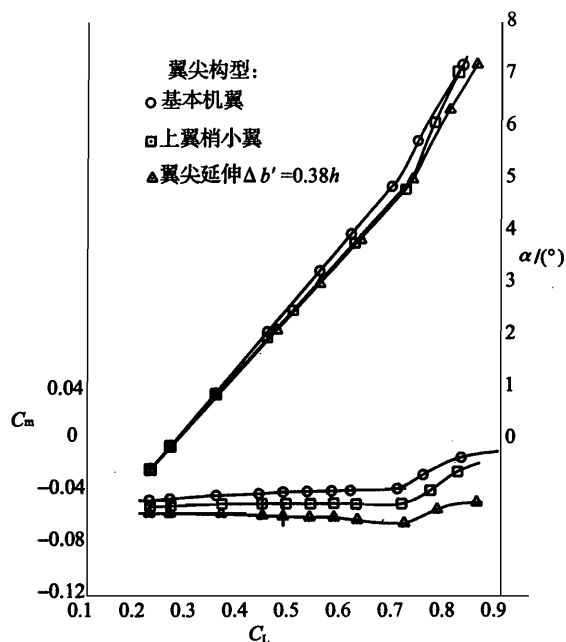


图 5-7 迎角和俯仰力矩系数随升力系数的变化

1. 在 $Ma0.78$ 的设计马赫数和接近机翼设计升力系数大约 0.44 时，附加翼梢小翼后减小诱导阻力大约 20%，而使机翼升阻比近似增加 9%。所以，附加翼梢小翼在升阻比方面的改善为翼尖延伸所达到的升阻比的 2 倍多。

2. 附加翼梢小翼所产生的低头力矩比翼尖延伸所产生的低头力矩小。

3. 由附加翼梢小翼所提供的在总性能方面的改善与翼尖延伸相比，大小取决于翼梢小的安装角和与之相联系的翼梢小翼上及外翼区域上的载荷。

综上所述，翼梢小翼能综合端板和翼尖延伸的优点，结构重量方面达到端板的水平，在气动力效果上达到或接近翼尖延伸的水平。

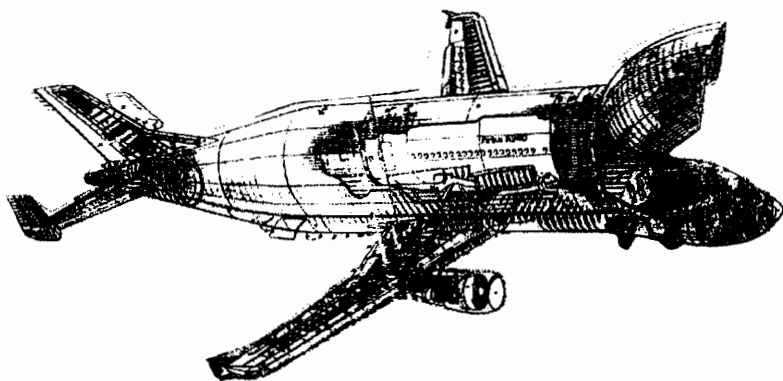
第三节 端板与翼尖延伸的比较

分析在翼尖安装端板对总性能的影响必须考虑端板对结构重量的影响。在端板上的载荷和附加端板后机翼外侧区的载荷增量使机翼结构弯曲力矩增大。当然，较大的弯曲力矩要求较重的机翼结构。飞机设计师发现，在翼尖延伸与翼尖附加端板具有相同的结构重量代价下前者获得大得多的阻力改善。因此，没有只为了减小诱导阻力而采用端板的飞机设计。但是，为了增加飞机的方向稳定性，某些飞机在平尾翼尖的两端附加了大的端板。例如，在美国 NASA 的波音 747 飞机机身上部安装有航天飞机，以致使载机波音 747 飞机的方向稳定性下降，而要求在平尾两端加装两块大的端板，如图 5-8 (a)

所示。还有像欧洲空中客车公司的超级运输机 A300 - 600ST 为满足在其机身内部装运 A340 飞机的机身中段而使其机身变得又粗又大, 使该机的方向稳定性下降, 为了提高 A300 - 600ST 飞机的方向稳定性, 在其平尾两端加装两块大端板, 如图 5 - 8 (b) 所示。



(a) 波音 747 载机平尾两端装两块大端板



(b) A300-600ST 超级运输机平尾两端加装两块大端板

图 5 - 8 平尾两端装两块大端板的实例

第四节 翼梢小翼对低速爬升、操纵稳定性、结构强度和颤振速度的影响

一、翼梢小翼对低速性能的影响

根据民航适航规章 CCAR25/FAR 25 部要求, 民航飞机在襟翼收起状态和低速状态

巡航速度不应小于 $1.4V_s$ ，对应的升力系数大于高速巡航时的值，在此升力系数下，加装翼梢小翼使升阻比提高较多，会使飞机的爬升性能有较大的改善。

二、翼梢小翼对操纵性和稳定性的影响

在机翼后掠角不太大时，翼梢小翼对 C_z （侧力系数）和 M_y （偏航力矩）的影响小，因为翼梢小翼离飞机的重心较近，所以使飞机最大侧滑能力和起降阶段的抗侧风能力没有多大改变。但对 M_x （滚转力矩）有明显影响，原因是机翼有上反角，翼梢小翼的压力中心位置相对飞机参考中心线有一定高度。如在襟翼着陆状态，以 $1.4V_s$ 着陆速度进场中，飞机最大侧滑时为配平带翼梢小翼，飞机的副翼总偏度比无翼梢小翼时要大。

在作空中最小操纵速度和地面最小操纵速度机动时，由于侧滑角很小，翼梢小翼对横向气动力导数的影响不会改变飞机的地面和空中操纵速度。

翼梢小翼使滚转力矩导数明显增加，但对偏航力矩导数影响不大，这对飞机的“荷兰滚”振荡特性将产生不利影响。在襟翼着陆状态，以 $1.3V_s$ 着陆速度进场时，使“荷兰滚”阻尼比相对不装翼梢小翼时减小较多，而阻尼比只要仍为正，就满足规范要求，但振荡周期减小较少。

翼梢小翼对副翼效率影响不大（虽然副翼的外侧弦靠近翼梢小翼）。

三、翼梢小翼对结构强度的影响

1. 加装翼梢小翼使机翼根部弯曲力矩增加。从机翼根部产生弯曲力矩来说，翼梢小翼（其高度占机翼半翼展的 16%）比翼尖延伸（延伸长度为机翼半翼展的 10%）要优越。从图 5-9 可以看出，当过载从巡航状态的 1.0 到机动状态的 2.5 时，翼尖延伸使翼根弯曲力矩逐渐增加，见图 5-9（a），原因是升力作用点外移，对机翼根部增加的弯曲力矩越来越大。而当过载从 1.0 到 2.5 时，翼梢小翼对机翼根部产生的弯曲力矩越来越小，见图 5-9（b）。原因在于：从图 5-10 可以看出，飞机在地面状态，翼梢小翼有一个外倾角，在巡航时（过载为 1.0）由于机翼变形而使翼梢小翼变成垂直方向，此时作用于翼梢小翼上的载荷矢量方向沿水平方向指向内，对于一个较大的翼梢小翼，可在翼根处产生一个相当大的弯曲力矩，进而影响疲劳载荷并增加机翼重量。然而当过载在 2.5 机动条件下，见图 5-10（b），翼梢小翼上的载荷矢量方向通过机翼根部下部，此时翼梢小翼对机翼根部产生的弯曲力矩反而小了，从而减小了内翼设计静态载荷，也减小了一些结构重量，从图 5-9（b）中可以看出，机翼中部和外翼截面上的载荷也是减小的。因此，在机翼翼尖加装翼梢小翼的设计工作变得相当复杂，而且是一个气动力和结构协调设计优化必不可少的明显例子。

2. 对于下单翼飞机，随着过载增加，作用在翼梢小翼上的法向载荷矢量逐渐移至机翼根部以下，于是就减小了对机翼根部的弯曲力矩，见图 5-10（b）。

对于已服役的飞机，在机翼根部弯曲力矩受限制的情况下，选择翼梢小翼来代替翼尖延伸是有利的。

3. 但必须注意，弯曲力矩增量在沿机翼翼展的不同位置是各不相同的。如翼梢小

翼高度等于机翼翼尖弦长时,对每侧机翼翼展的中部(约 $1/2$ 半翼展),弯曲力矩增量可达10%~15%。因此,对正在使用的客机来说,如增设翼梢小翼,机翼结构要做适当的修改加强,否则诱导阻力虽然下降,但由于机翼强度不够,可能达不到原来的最大商载或航程(因载油量要减小)。

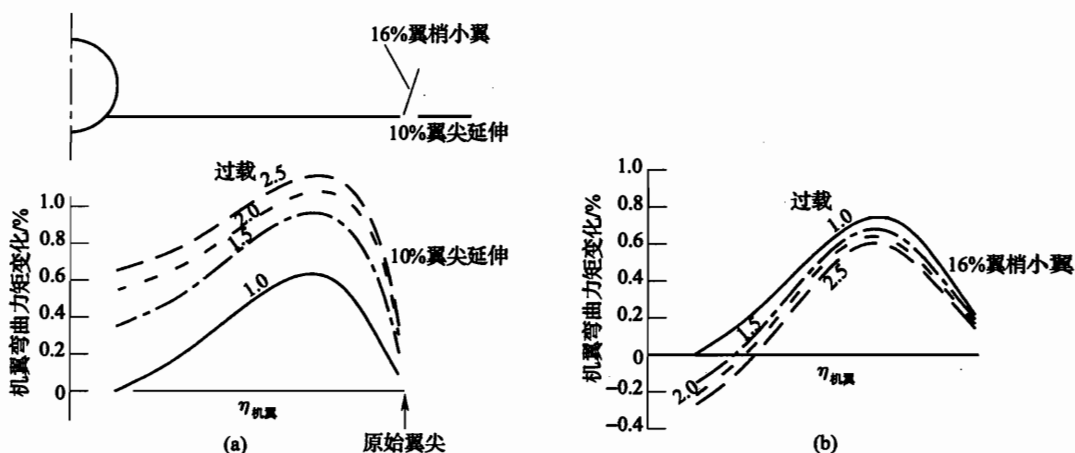


图 5-9 翼梢小翼和翼尖延伸的过载变化对弯曲力矩影响的比较

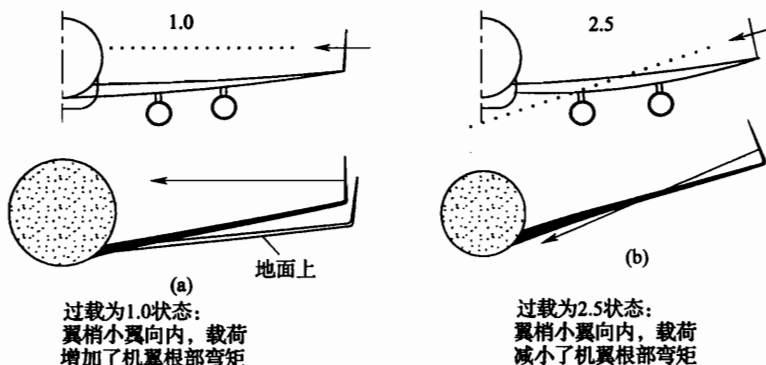


图 5-10 机翼弯曲对翼梢小翼载荷矢量的影响

四、翼梢小翼对颤振速度的影响

1. 翼梢小翼使飞机的颤振速度减小,对马赫数在 0.7~0.8 的范围内,飞机加装翼梢小翼后,大约平均减小机翼的颤振速度 7%。

2. 翼梢小翼的重量对机翼颤振速度的影响与其气动力对颤振速度的影响不一样大,由于翼梢小翼使机翼弹性轴后的重量增加,从而使颤振速度减小达 5%,而由于翼梢小翼的气动力可使机翼的颤振速度减小 2%,如图 5-11 所示。

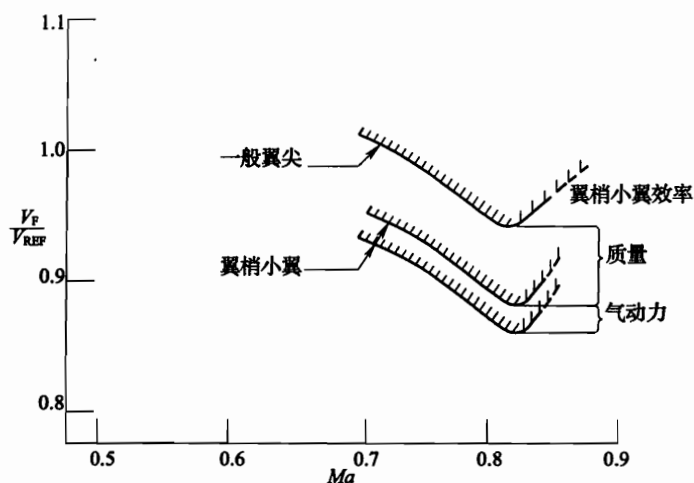


图 5-11 翼梢小翼对机翼颤振速度的影响

第五节 翼梢小翼结构所选用的复合材料 对导热、导电性能的影响

为了减轻翼梢小翼的结构重量，目前翼梢小翼都采用复合材料，但有两个缺点：

1. 因为复合材料的导热性能差，在翼梢小翼的前缘装防冰装置的作用较小；
2. 遭雷击时不像铝合金材料那样易导电。现在已有解决易导电的办法，就是在表面包一层金属丝网，即使这样，翼梢小翼的重量还是小于采用铝合金的重量。

第六章 翼梢小翼在几种飞机上的应用

编写本章的目的是为飞机设计师提供在几种飞机上是如何加装翼梢小翼的，它包括了本书第一章至第五章所涉及的内容，与总体、气动力、操纵稳定性、结构强度（包括应力分析）、颤振、重量和材料等各个专业都有关，所以本章的内容对飞机设计师来说尤为重要。

到目前为止，世界各国大型运输机装翼梢小翼的有：KC-135 空中加油机、DC-10、波音 747-400、MD-11、波音 737-800、A330 和 A340、图-204、伊尔-96、C-17 军用运输机、波音 787 和 A350 飞机等。还有小型公务机如：湾流Ⅲ、盖茨·利尔杰特公司的“长牛角”及加拿大的 CRJ 21 公务机等。欧洲空中客车公司的 A300-600、A310-300、A320 和 A380 的机翼翼尖装的是小型的涡扩散器，它不会使飞机的结构重量增加，但在阻力方面又获得一些好处。

对一般中等展弦比的机翼（如展弦比为 7~7.5），因其诱导阻力较大，再结合机翼翼尖区为高载荷的飞机，同时具备这两个条件的已服役飞机加装翼梢小翼后减阻效果比较好（如 KC-135 空中加油机）。

表 6-1 列出几种飞机加装翼梢小翼后的减阻效果。

表 6-1 几种飞机加装翼梢小翼后的减阻效果

飞机型号	减阻效果/%
KC-135	6.5
DC-10	3.0
波音 747-400	3.0
MD-11	3.0
图-204	5.0
注：由于本章编写时采用不同资料，故对同一架飞机加装翼梢小翼后引起的阻力减小值是不一致的。	

第一节 KC-135 空中加油机加装翼梢小翼

翼梢小翼首先安装在波音 707 飞机的前身 KC-135 空中加油机机翼翼尖上（见附录）。最大潜在的经济效益是对 600 多架 KC-135 空中加油机的改装。在 KC-135 飞机翼翼尖上加装 9ft 高的翼梢小翼后，飞行试验结果表明，可使诱导阻力减小 25%，这就使飞机总阻力减小 6.5%，升阻比提高 8%，相当于油耗减少 9%，使空中加油航程大约增加 640km，整个航空机队累计节油可达 3050 万升，按 1980 年的油价计算，20 年

可节省 5 亿多美元，其性能的改善是相当可观的，由此引起了各方面对翼梢小翼的普遍重视和兴趣。

文中提到了 KC-135A 飞机，它与 KC-135 飞机的区别在于翼梢小翼的倾斜角不同，前者为 6° ，后者为 20° 。

一、KC-135 飞机的翼梢小翼参数研究

翼梢小翼参数研究的目的是要决定它们对 KC-135 飞机气动性能改善的影响。参数研究的内容包括：

- (1) 翼梢小翼弦向位置的研究；
- (2) 翼梢小翼前缘后掠角的研究；
- (3) 翼梢小翼梢根比的研究；
- (4) 翼梢小翼面积的研究；
- (5) 翼梢小翼高度的研究；
- (6) 翼梢小翼倾斜角的研究（本书只讨论可变翼展）。

其中，前四项研究的翼梢小翼高度为 $0.141 \times \frac{b}{2}$ 。

以上六种翼梢小翼参数的研究说明如图 6-1 所示。主要针对上翼梢小翼作研究，巡航状态 $Ma0.77$ 和 $C_L=0.426$ 。

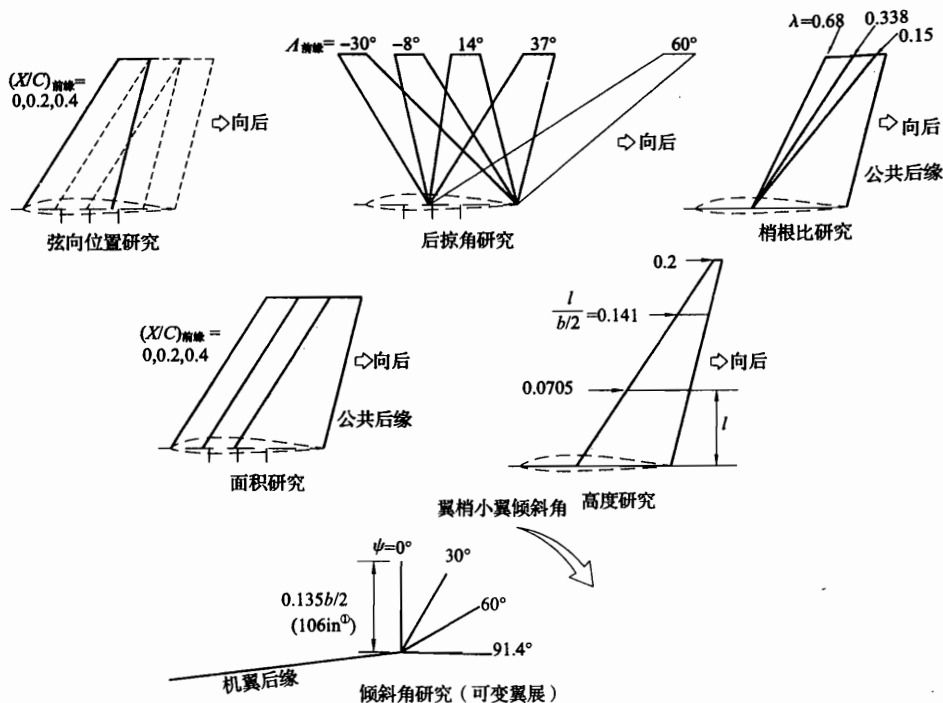


图 6-1 KC-135 飞机机翼翼梢小翼参数变化的研究

① $1\text{in}=25.4\text{mm}$ 。

采用涡格法对翼梢小翼参数进行研究。

对单独机翼作了分析。对机翼/翼梢小翼构型在 $C_L = 0.426$ 下作设计研究。在研究过程中, 机翼扭转分布是固定的。考虑到总构型的最小诱导阻力 C_{Di} 对翼梢小翼的扭转分布要进行优化, 为了得到最小 C_{Di} , 翼梢小翼优化只是在 $C_L = 0.426$ 下进行。

每种参数画出的气动力曲线包括: 升力系数、诱导阻力、俯仰力矩、翼根弯曲力矩、剖面升力系数和展向载荷。升力系数是基于 $S_{\text{参考}} = 2433\text{ft}^2$, 俯仰力矩是基于 $S_{\text{参考}} = 2433\text{ft}^2$ 和 $C = 241.88\text{in}$ 。翼根弯曲力矩 C_{MX} 是右半机翼绕着对称轴产生的, 它基于 $S_{\text{参考}} = 1216.50\text{ft}^2$ 和 $C = 241.88\text{in}$ 。

对前述参数研究所采用的翼梢小翼平面形状如图 6-2 所示。翼梢小翼根部剖面弦长为机翼翼尖弦长的 60%, 翼梢小翼在机翼上的位置是翼梢小翼翼根后缘点与机翼翼尖弦后缘点重合处。翼梢小翼高度为从翼梢小翼翼尖弦至机翼翼尖弦之间并垂直于机翼翼尖弦的距离。翼梢小翼前五中参数研究只在倾斜角为 0° 的状态下进行。

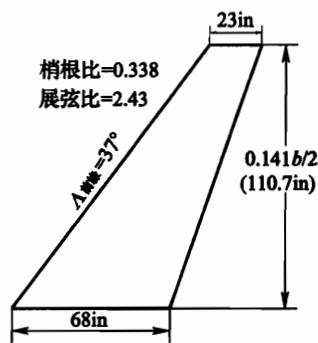


图 6-2 基本翼梢小翼平面形状

二、翼梢小翼弦向位置研究

图 6-3 所示为翼梢小翼的三种弦向位置, $(X/C)_{\text{前缘}}$ 表示翼梢小翼前缘与机翼弦平面相交点到机翼前缘之间的距离。三种翼梢小翼有相同的前缘后掠角、梢根比和高度, 为了实际目的, 它们也有相同的面积。

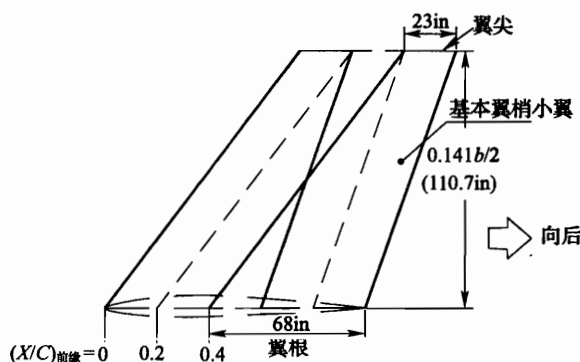


图 6-3 翼梢小翼弦向位置的研究

弦向位置的研究结果如图 6-4 (a) ~ 图 6-4 (e) 所示。

图 6-4 (a) 示出升力线斜率稍有增加后, 由于翼梢小翼有较大的有效展弦比, 当翼梢小翼向前移动时, 升力线斜率改善较轻微。因为翼尖有更高的载荷, 预计翼梢小翼增加了低头力矩。一般来说, 这会增加配平阻力。翼梢小翼向前移动, 俯仰力矩增量只增加小的值。要注意的是, 翼梢小翼稍微改善了纵向静稳定性。

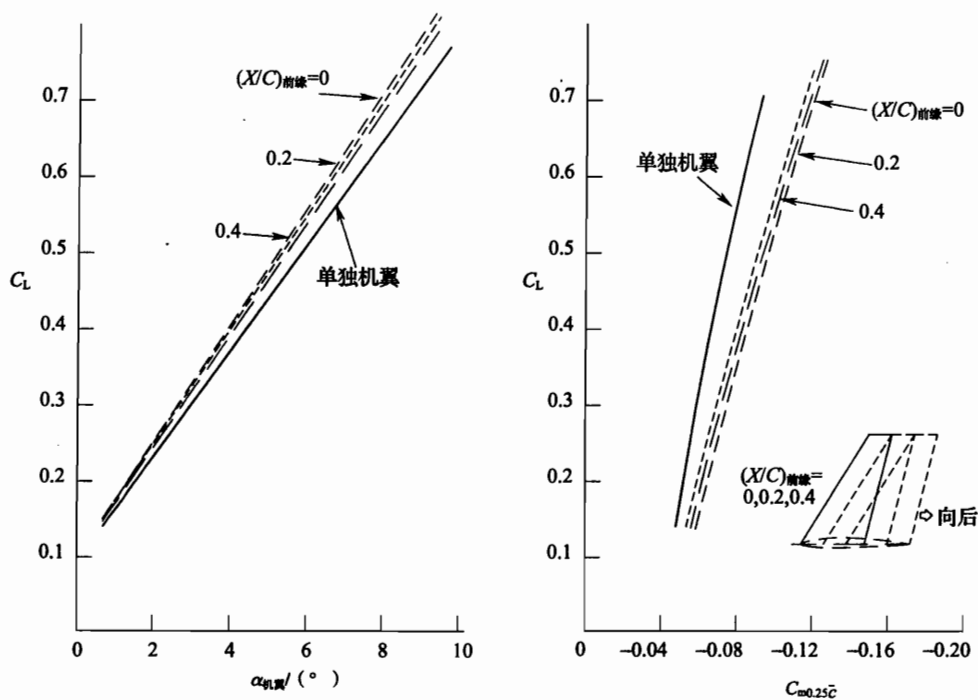


图 6-4 (a) 翼梢小翼弦向位置对升力和俯仰力矩的影响

图 6-4 (b) 示出, 对于基本翼梢小翼, 诱导阻力减小 11 阻力单位, 即 $\Delta C_{Di} = -0.0011$ (注: 1 阻力单位 = 0.0001), 在 $C_L = 0.426$ 时, 当翼梢小翼向前移动时, 使诱导

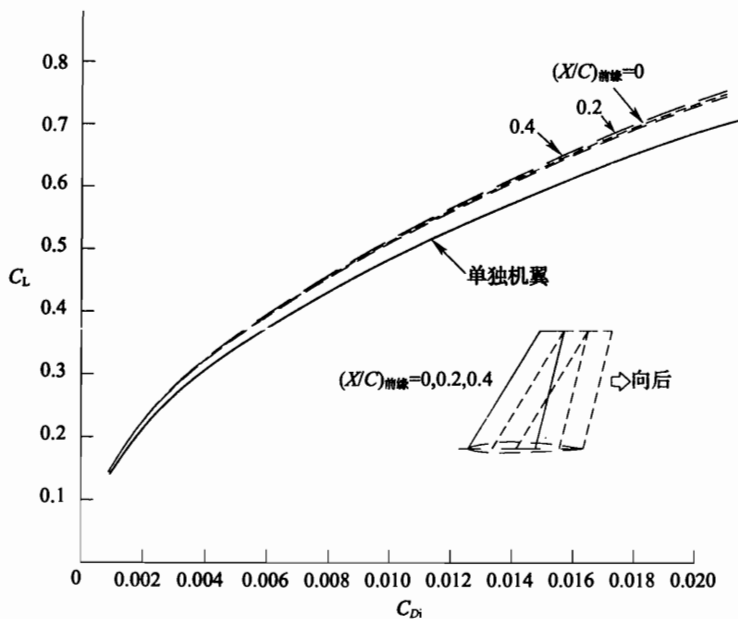


图 6-4 (b) 翼梢小翼弦向位置对诱导阻力的影响

阻力减小稍微小些。当机翼上载荷向外移动时，翼根弯曲力矩自然增加，见图 6-4 (c)，它主要不是取决于翼梢小翼的位置。翼梢小翼向前移动增加的力矩刚刚稍微超过基本小翼的。图 6-4 (e) 示出，当翼梢小翼前移时，机翼上的载荷向外移动，这个结果与俯仰力矩和翼根弯曲力矩的增加是一致的。当翼梢小翼前移时，在翼梢小翼上的整个展向载荷变得很高。

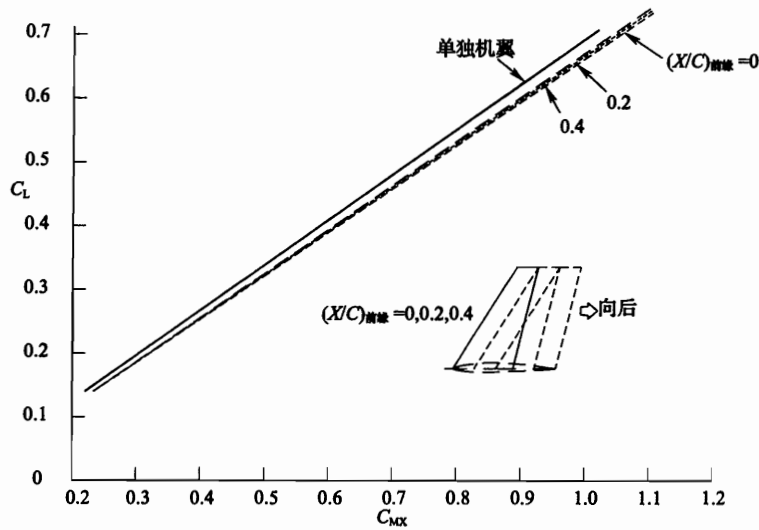


图 6-4 (c) 翼梢小翼弦向位置对翼根弯曲力矩的影响

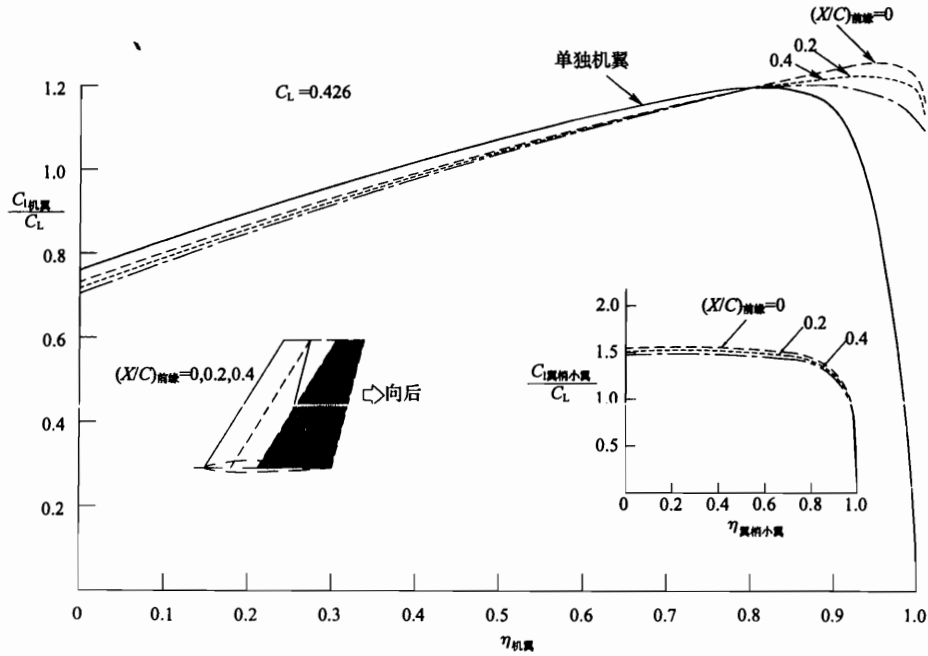


图 6-4 (d) 翼梢小翼弦向位置对剖面升力的影响

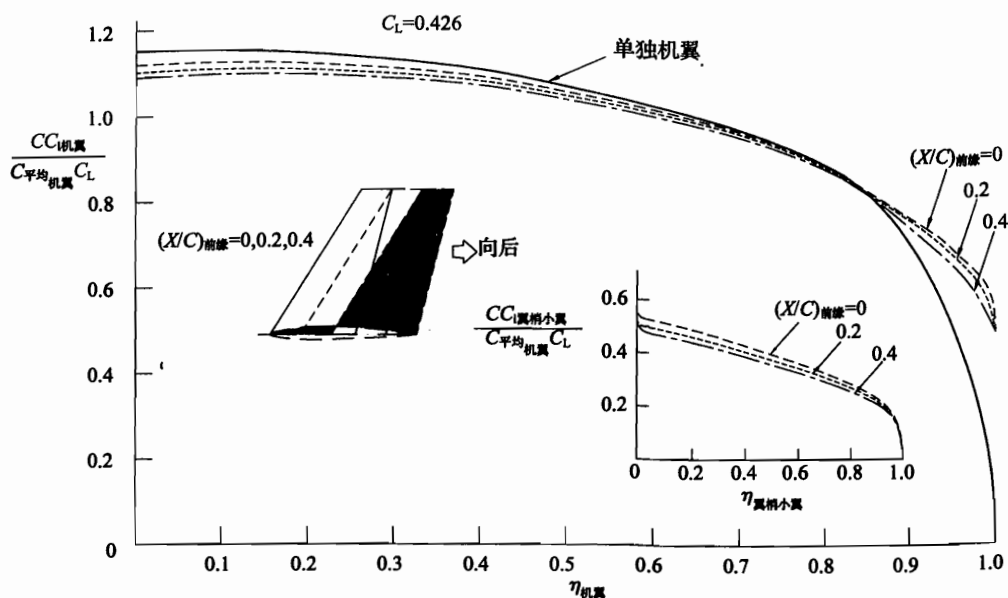


图 6-4 (e) 翼梢小翼弦向位置对展向载荷的影响

翼梢小翼弦向位置移动时对升力、诱导阻力、俯仰力矩或翼根弯曲力矩的影响不是很大,但最后倾向于取后位置较好。

三、翼梢小翼前缘后掠角研究

在翼梢小翼前缘后掠角研究中分析了五种不同的角度,如图 6-5 所示。研究的翼梢小翼前缘后掠角分别是 -30° 、 -8° 、 14° 、 37° (基本的) 和 60° ,翼梢小翼在同一弦向位置 $(X/C) = 0.4$,这五种前缘后掠角的翼梢小翼其梢根比、面积和高度都相同。

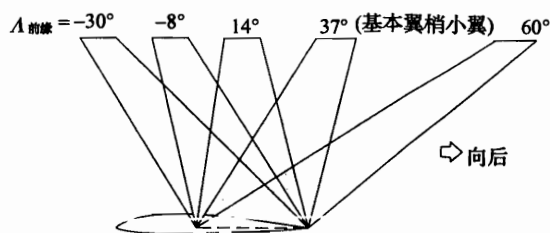


图 6-5 翼梢小翼前缘后掠角的研究

翼梢小翼前缘后掠角的影响如图 6-6 (a) ~ 图 6-6 (e) 所示。

翼梢小翼前缘后掠角对飞机升力线斜率的影响示于图 6-6 (a)。当 $\Lambda_{\text{前缘}}$ 在 $-30^\circ \sim 37^\circ$ 范围内变化时,对飞机升力线斜率没有影响;当 $\Lambda_{\text{前缘}} = 60^\circ$ 的极值时,升力线斜率有所降低。俯仰力矩随前缘后掠角的变化曲线逐渐向右移动,当 $\Lambda_{\text{前缘}}$ 从 -30° 增加到 60° 时,使俯仰稳定性逐渐增加。但是俯仰力矩本身变化值和稳定性增加不是很大。翼梢小翼的前缘后掠角直到 60° (见图 6-6 (b)) 或翼根弯曲力矩 (见图 6-6 (c)) 的影响最

小。当 $C_L = 0.55$ 时, 在这种前缘后掠角下诱导阻力稍有增加, 但在巡航时这种高 C_L 很少遇到。当 $\Lambda_{\text{前缘}} = 60^\circ$ 时, 与其他前缘后掠角相比, 翼根弯曲力矩稍有减小。图 6-6 (d) 示出, 当 $\Lambda_{\text{前缘}} = -30^\circ$ 时, 机翼翼尖和翼梢小翼上有最高载荷。当翼梢小翼从这个角度逐渐向后后掠时, 机翼翼尖和翼梢小翼上正常地卸载而达到最小阻力状态。

翼梢小翼前缘后掠角要尽可能高于机翼的前缘后掠角。

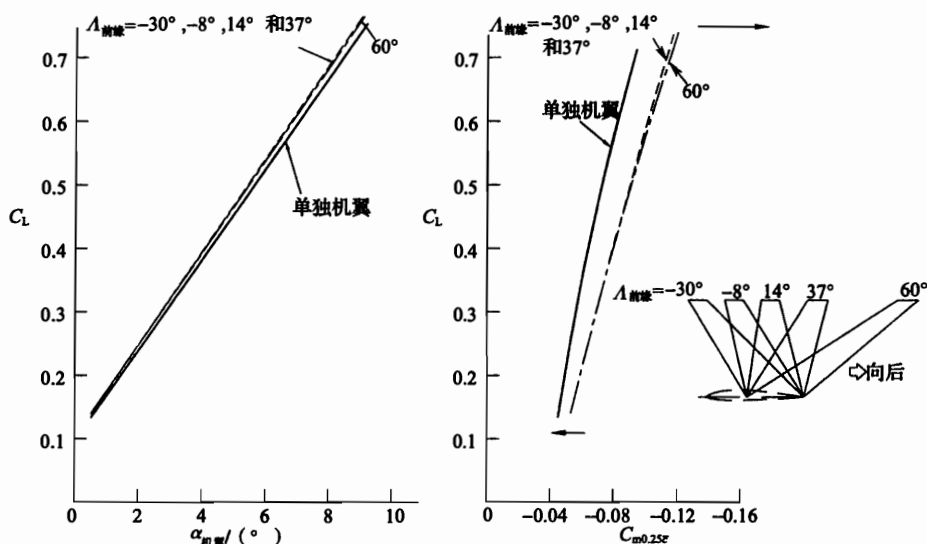


图 6-6 (a) 翼梢小翼前缘后掠角对升力和俯仰力矩的影响

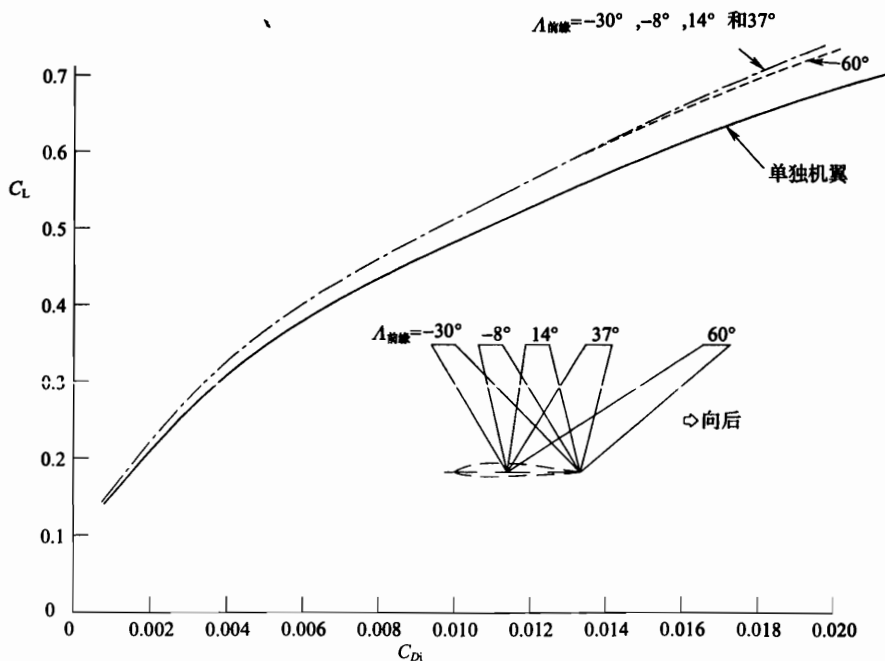


图 6-6 (b) 翼梢小翼前缘后掠角对诱导阻力的影响

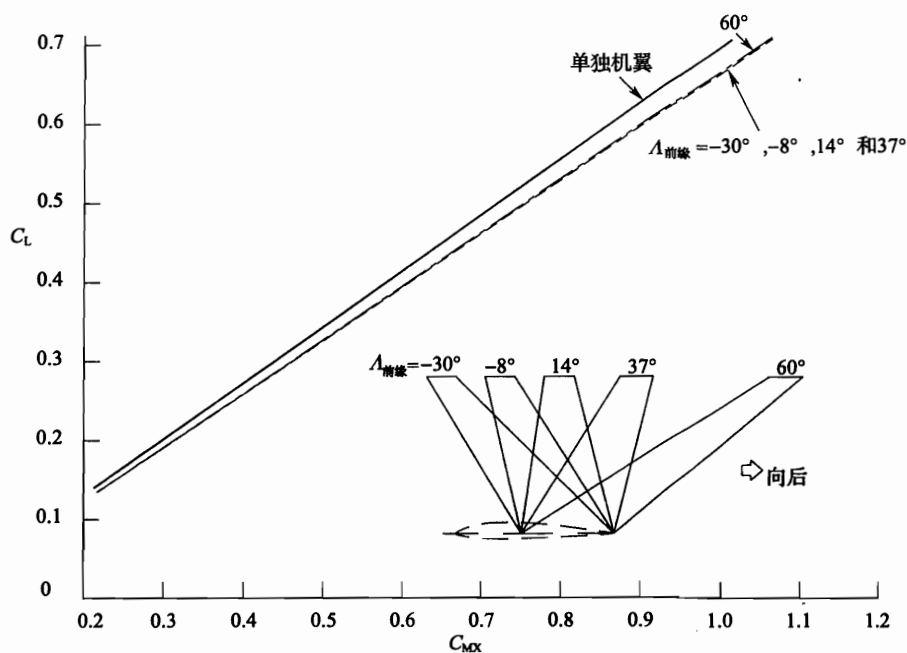


图 6-6 (c) 翼梢小翼前缘后掠角对翼根弯曲力矩的影响

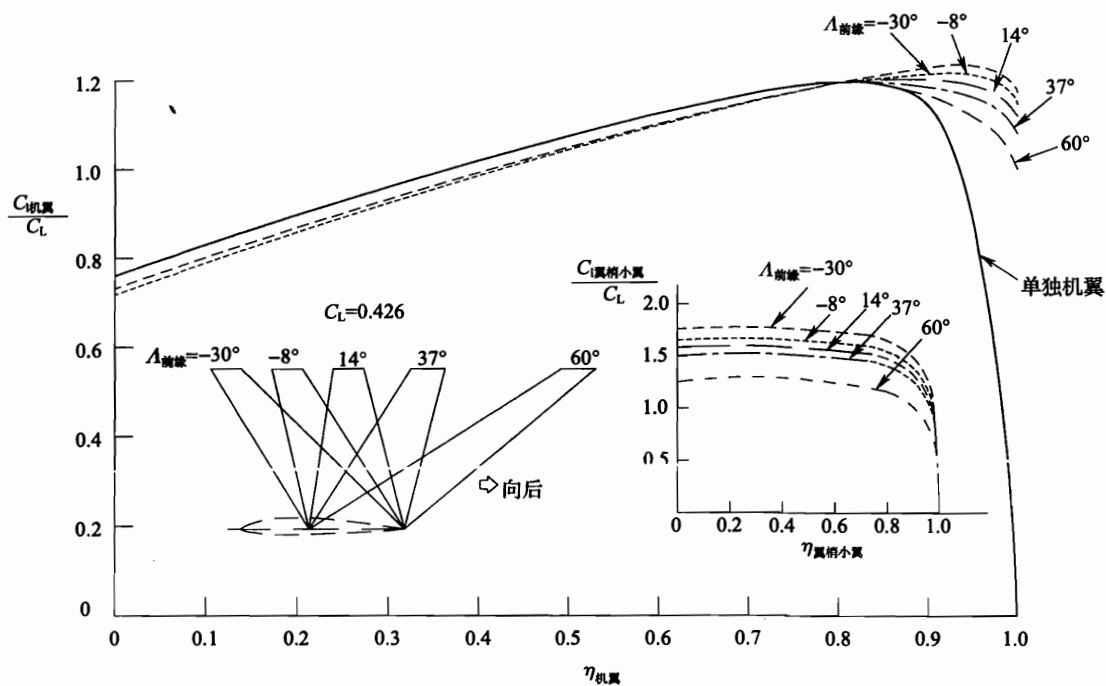


图 6-6 (d) 翼梢小翼前缘后掠角对剖面升力的影响

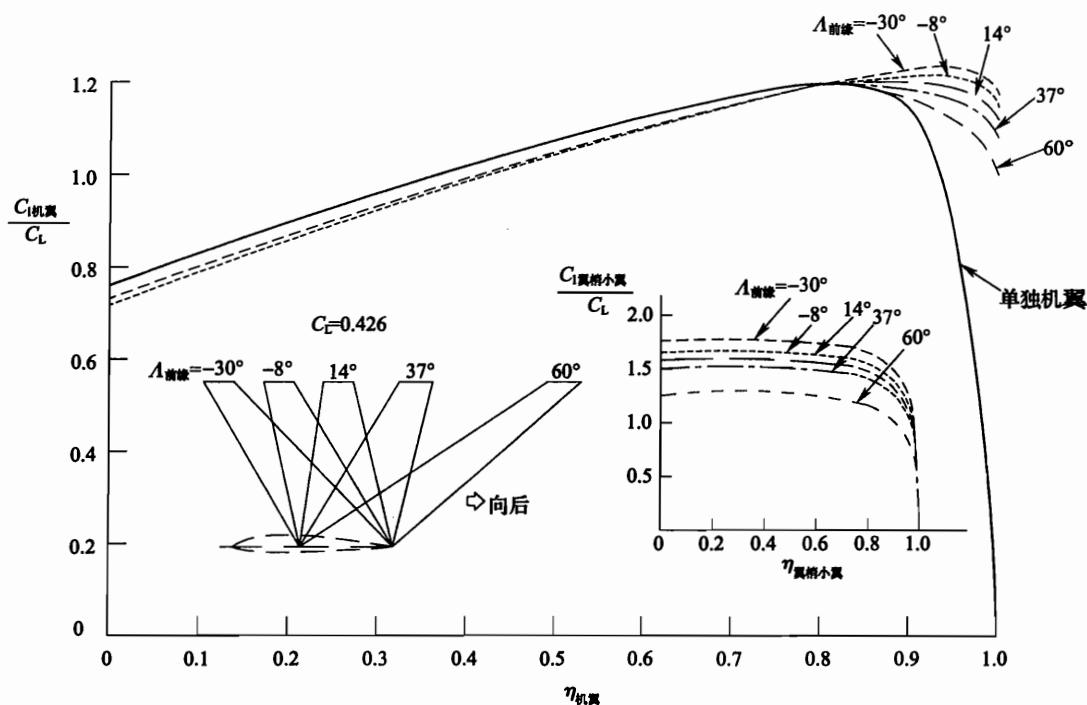


图 6-6 (e) 翼梢小翼前缘后掠角对展向载荷的影响

四、翼梢小翼梢根比研究

在翼梢小翼梢根比的研究中,通过改变翼梢小翼翼尖弦长来调整梢根比,如图6-7所示。三个翼梢小翼的梢根比分别为0.15、0.338(基本的)和0.68。它们有相同弦向位置 $(X/C)_{前缘}=0.4$,相同的高度为 $0.141 \times b/2$ 。但是它们的前缘后掠角和面积都不相同。前缘后掠角分别为 41° 、 37° 和 28° 。

翼梢小翼梢根比的影响如图6-8(a)~图6-8(e)所示,对于梢根比0.15和0.338,升力和俯仰力矩曲线的变化是相同的(见图6-8(a)),当梢根比增加到0.68时,升力线斜率有一个小的附加增量。而俯仰力矩曲线变得更加低头了(头部向下)。当梢根比从0.15增加到0.338时,诱导阻力极曲线没有变化,如图6-8(b)所示;当梢根比增加到0.68时,极曲线表现小量级的改善(在 C_L 很高时,与可用巡航 C_L 相比)。当翼梢小翼梢根比减小到0.15时,翼根弯曲力矩没有变化,见图6-8(c)。当梢根比为0.68时,导致翼根弯曲力矩有小的增加。

具有最小诱导阻力的最佳展向载荷所要求的翼梢小翼剖面升力系数 C_L 的变化直接与翼梢小翼梢根比的变化有关。图6-8(d)所示为减小翼梢小翼梢根比的一个重要影响,使翼梢小翼外侧剖面升力系数出现高值,这可能会突然发生气流分离,使翼梢小翼上最佳载荷(见图6-8(e))减小一个小的量值,同时使机翼上的载荷向内侧移动。

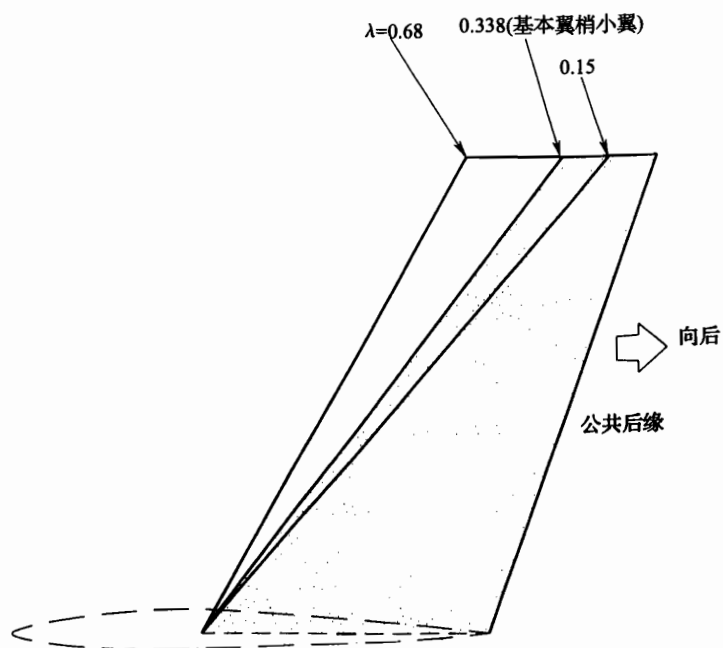


图 6-7 翼梢小翼梢根比的研究

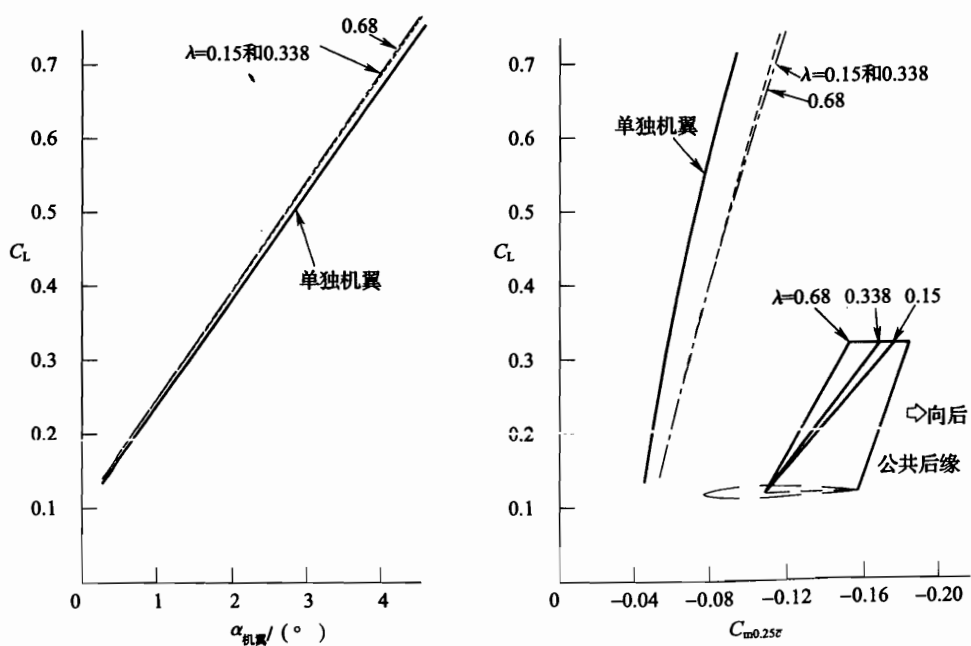


图 6-8 (a) 翼梢小翼梢根比对升力和俯仰力矩的影响

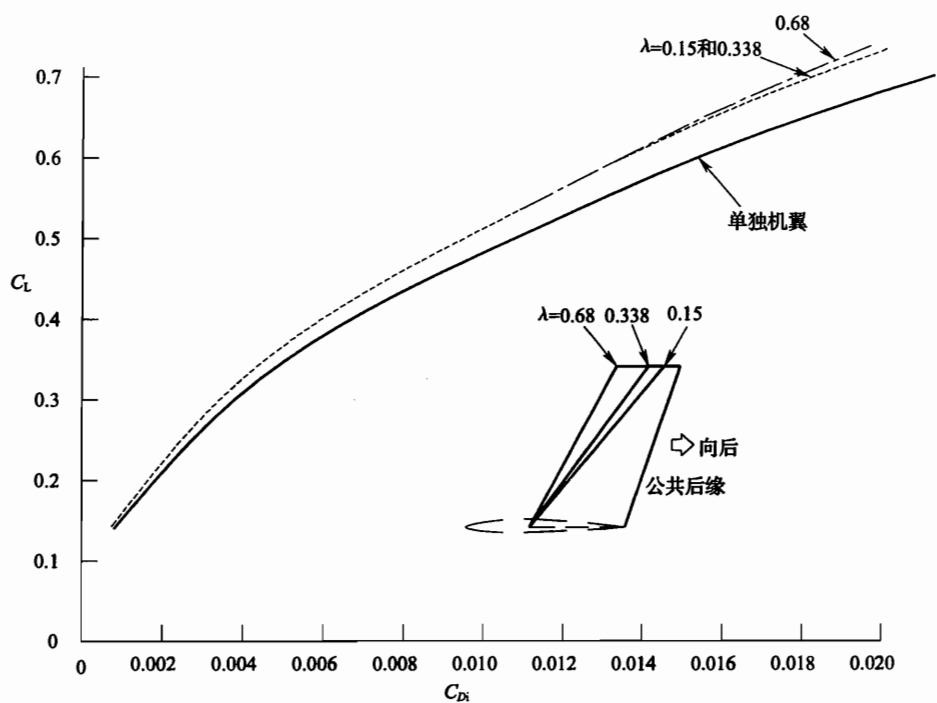


图 6-8 (b) 翼梢小翼梢根比对诱导阻力的影响

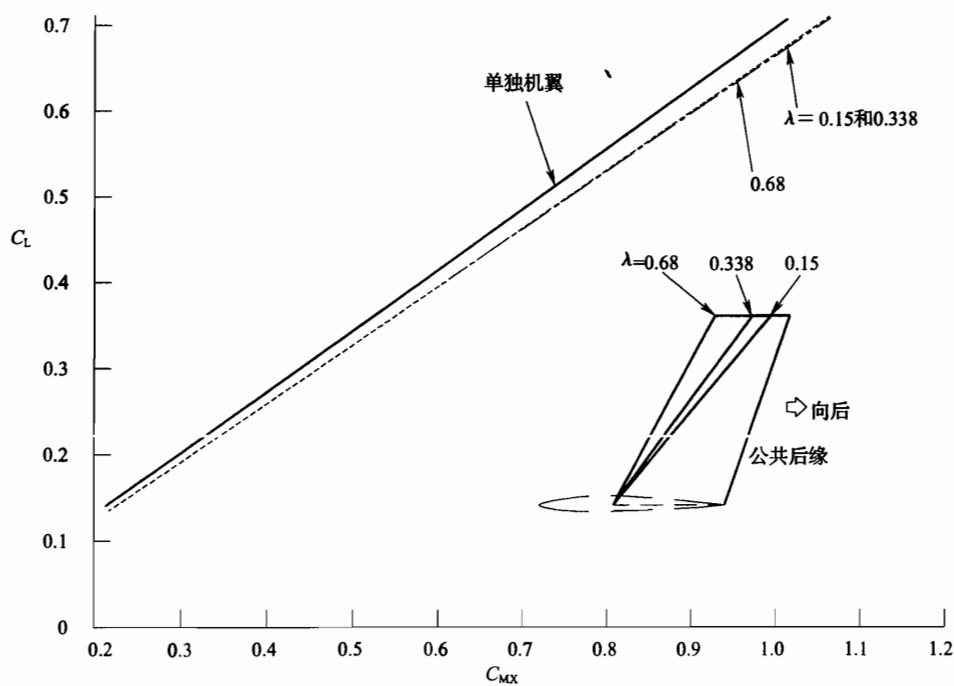


图 6-8 (c) 翼梢小翼梢根比对翼根弯曲力矩的影响

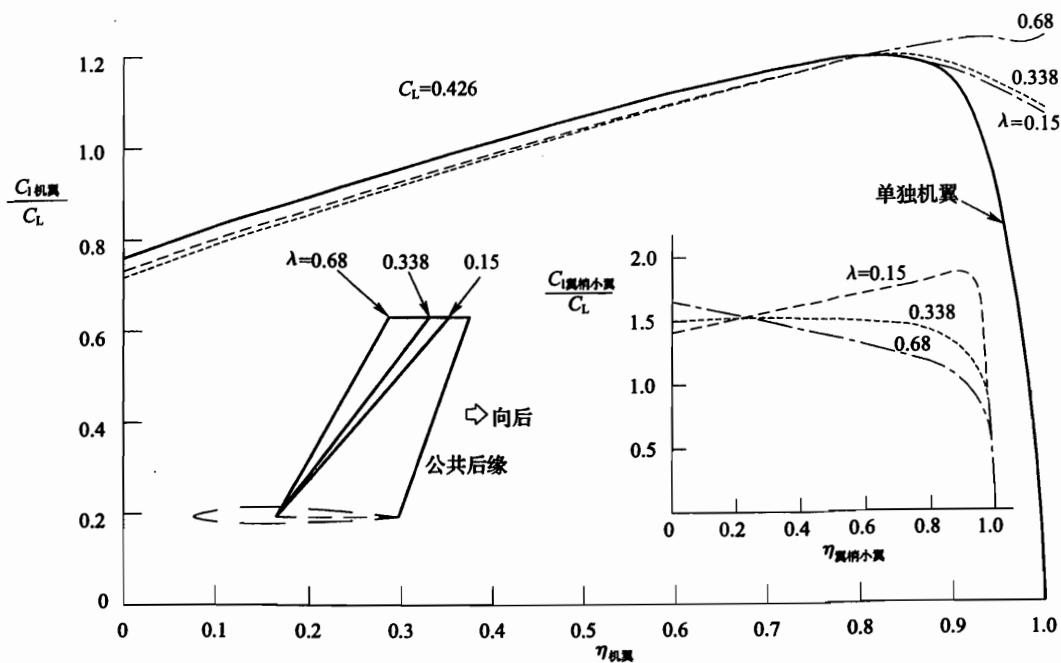


图 6-8 (d) 翼梢小翼梢根比对剖面升力的影响

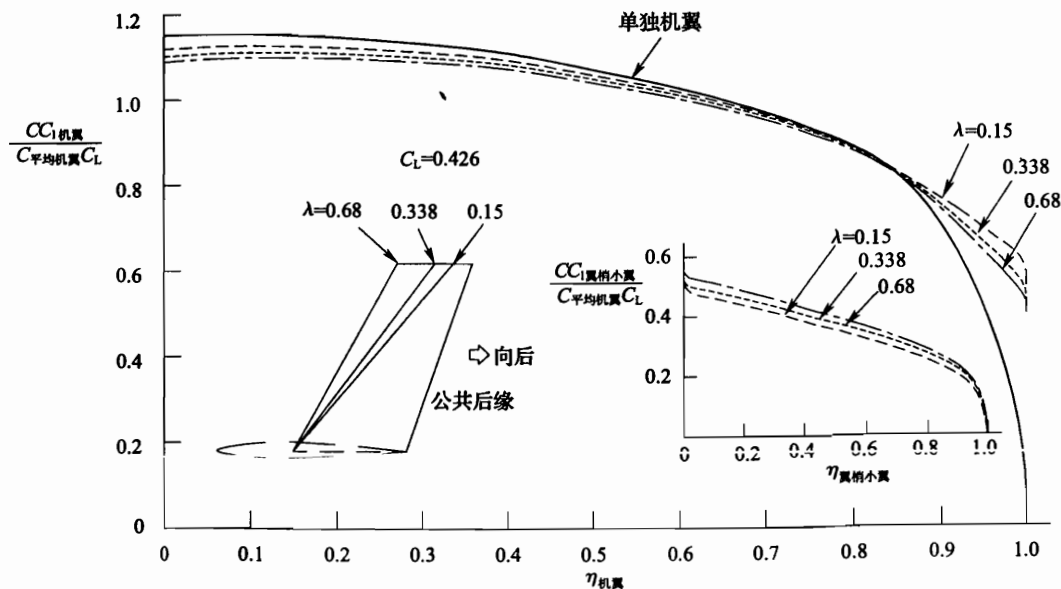


图 6-8 (e) 翼梢小翼梢根比对展向载荷的影响

五、翼梢小翼面积研究

翼梢小翼对蒙皮摩擦阻力有显著影响,从这个观点来看,希望翼梢小翼有最小可能的面积,直到载荷满意。翼梢小翼面积要减小,限制因素是升力系数。由基本翼梢小翼

前缘向前移动，使面积增加。三种翼梢小翼前缘位置是 $(X/C)_{\text{前缘}} = 0, 0.2$ 和 0.4 （基本的）。三种翼梢小翼有公共后缘，如图 6-9 所示，并有相同的前缘后掠角和相同的高度。从前面弦向位置的研究中知道，前缘位置影响是小的。

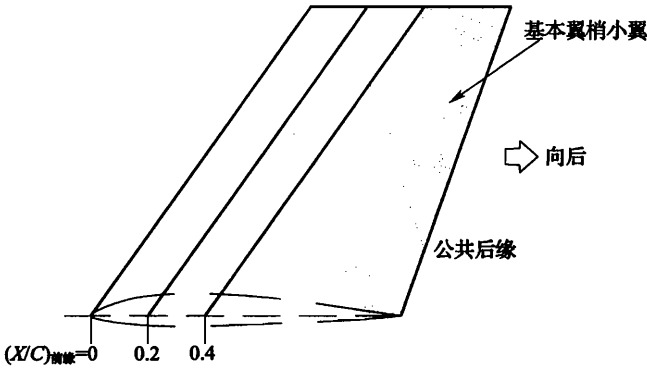


图 6-9 翼梢小翼面积的研究

图 6-10 (a) ~ 图 6-10 (e) 所示为：升力和俯仰力矩随翼梢小翼面积变化是小的，但可辨别出来（见图 6-10 (a)）。当翼梢小翼面积增加时，升力线斜率稍微有所改善，而俯仰力矩变得更负了，因为曲线向增加稳定性的方向转动。

诱导阻力随翼梢小翼面积的变化是可以忽略的（见图 6-10 (b)）。在高或低的升力系数情况下，随着翼梢小翼面积的增加，诱导阻力有小的减小。随着翼梢小翼面积的增加，翼根弯曲力矩增加一个小的值（见图 6-10 (c)）。

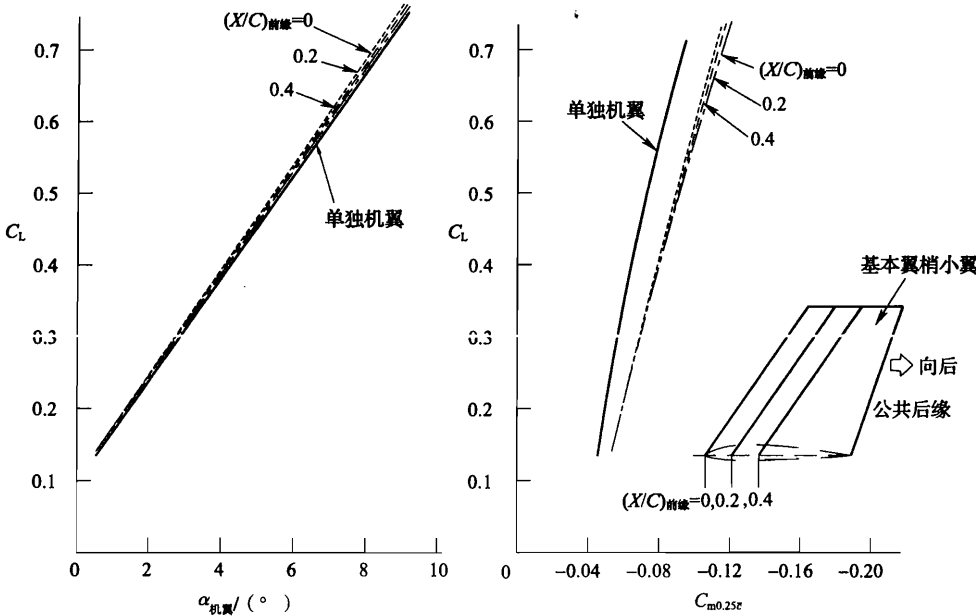


图 6-10 (a) 翼梢小翼面积对升力和俯仰力矩的影响

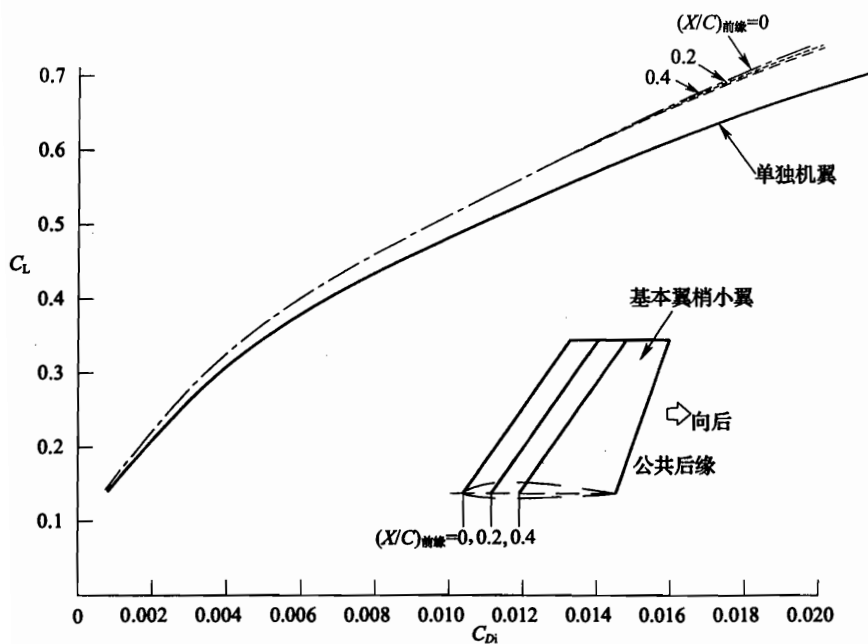


图 6-10 (b) 翼梢小翼面积对诱导阻力的影响

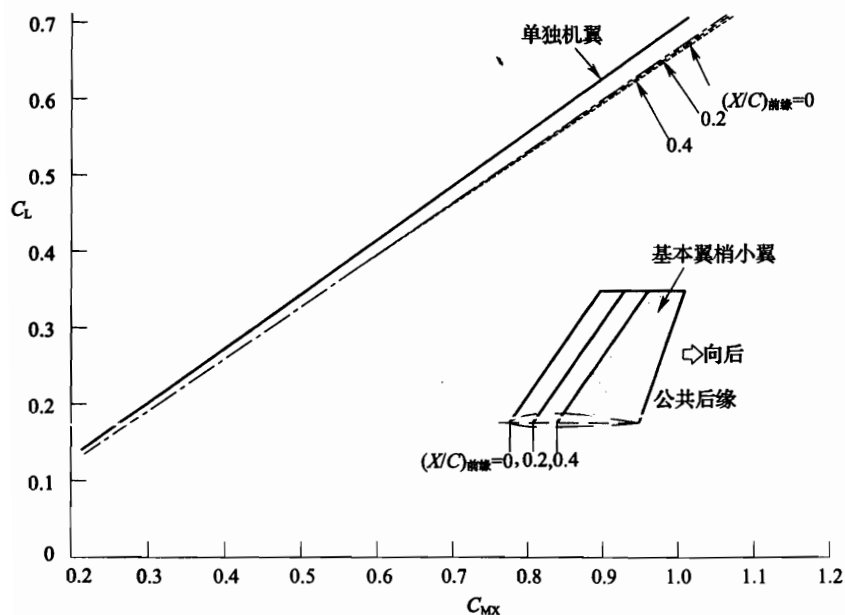


图 6-10 (c) 翼梢小翼面积对翼根弯曲力矩的影响

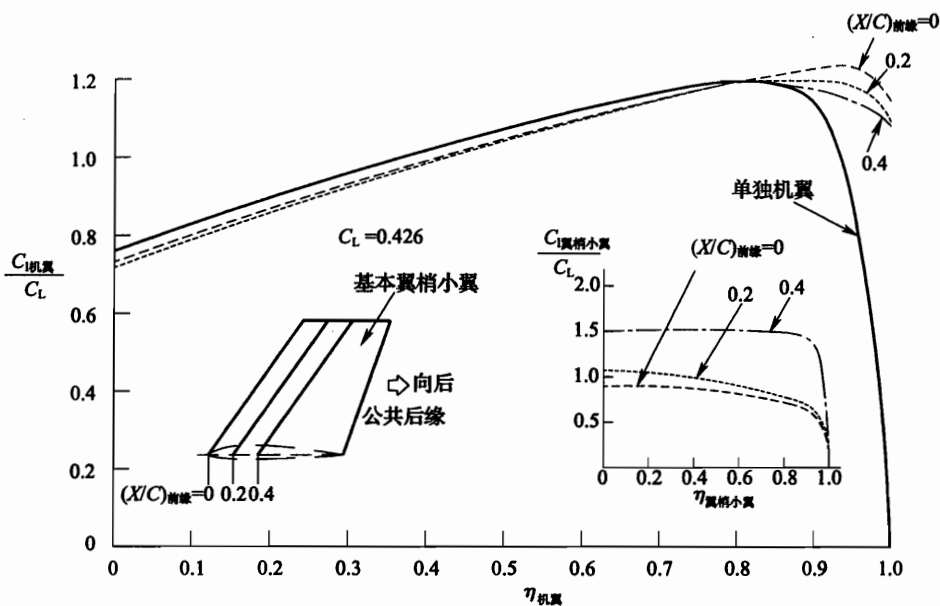


图 6-10 (d) 翼梢小翼面积对剖面升力的影响

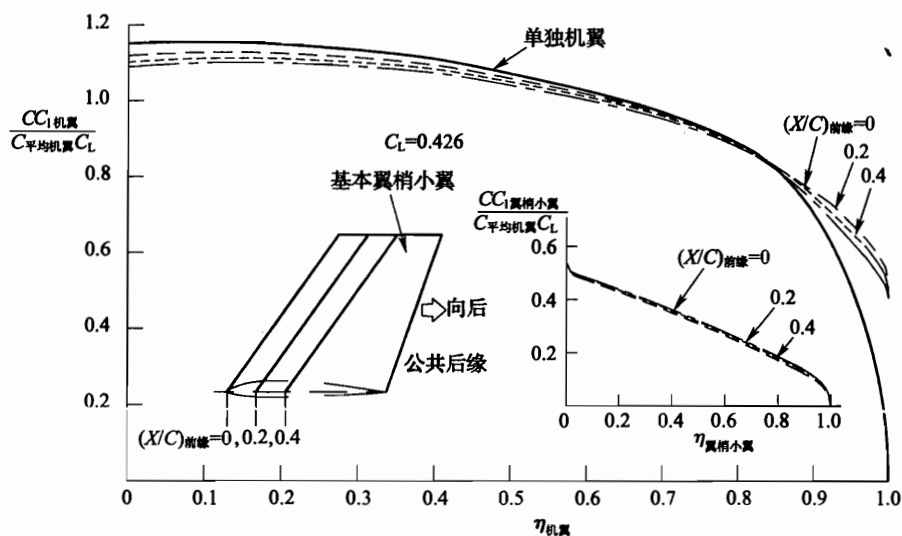


图 6-10 (e) 翼梢小翼面积对展向载荷的影响

图 6-10 (d) 表示, 当翼梢小翼面积增加时, 预计翼梢小翼剖面升力系数要减小, 正如从图 6-10 (e) 中看到的, 但是最佳翼梢小翼载荷随着翼梢小翼面积增加没有大的变化。随着翼梢小翼面积增加, 机翼上的载荷向翼尖移动。

为了使型阻最小,翼梢小翼面积在以下限制内应尽可能小:

(1) 翼梢小翼的高度必须选择得使 C_{Di} 值达到希望的减小;

(2) 翼梢小翼的翼弦分布必须足够大,以致剖面升力系数不是太高,这一项要求也影响到梢根比的选择。

在翼梢小翼高度不变的情况下,对前面的包括翼梢小翼弦向位置、前缘后掠角、梢根比和面积的参数研究中发现,这些参数的变化对构型的升力、诱导阻力、俯仰力矩或翼根弯曲力矩没有大的影响。这些结果是在 KC-135 飞机上装有最佳翼梢小翼时得到的 ($C_L = 0.426$)。这对其他飞机设计翼梢小翼时研究这些参数的影响是最好的参考。于是,翼梢小翼设计师所选择的这些参数值只需要考虑其他的因素,如:

- (1) 巡航马赫数和与之有关的可压缩性问题;
- (2) 浸润面积;
- (3) 整个翼梢小翼的剖面升力分布;
- (4) 重量;
- (5) 颤振。

六、翼梢小翼的高度研究

图 6-11 所示的翼梢小翼的三种高度分别为 0.0705、0.141 和 0.20 乘以机翼半翼展值。在研究高度变化时,翼梢小翼的弦向位置和前缘后掠角是不变的,只变梢根比,其值分别为 0.698、0.338 和 0.0408。与梢根比和面积研究结果相比,高度是影响气动特性的重要因素。

翼梢小翼高度变化的研究结果如图 6-12 (a) ~ 图 6-12 (e) 所示。翼梢小翼高度为 0.0705b/2 与基本翼梢小翼比较,在升力曲线上(如图 6-12 (a) 所示)只是在大升力系数时

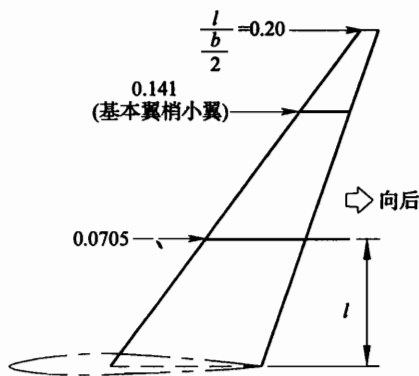


图 6-11 翼梢小翼的高度研究

才有大的差别。当翼梢小翼高度进一步增加为 0.20b/2 时,使升力线斜率有一个附加增量。从得到的俯仰力矩曲线可以看出,在所研究的翼梢小翼高度范围内,头部向下有较大的量值。翼梢小翼高度增加,使纵向稳定性增加,这将付出大的配平阻力代价。

从图 6-12 (b) 可以看出,翼梢小翼高度对诱导阻力有很大影响。在 $C_L = 0.426$ 时,翼梢小翼的三种高度使诱导阻力减小分别为 6、11 和 15 个阻力单位。因为装翼梢小翼能使诱导阻力显著减小,当增加巡航升力系数时,其性能上得到的好处迅速增加。从图 6-12 (c) 能够看出,与前面研究的几种参数相比,翼梢小翼的高度变化对翼根弯曲力矩有大的影响。随着翼梢小翼高度的增加,可能会在机翼重量上付出代价,比起合适的安全余量来,除非已服役的飞机具有更大的安全余量。

对于高度为 0.20b/2 的翼梢小翼(见图 6-12 (d)),使得到的剖面升力系数很大,有些不合理,因为翼尖弦长很小。

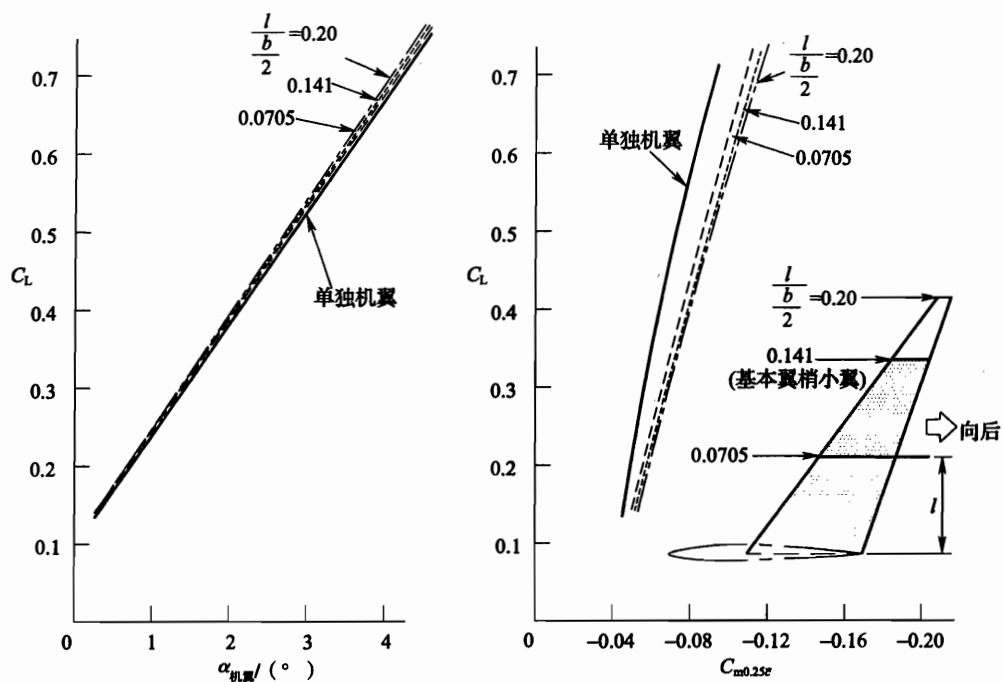


图 6-12 (a) 翼梢小翼高度对升力和俯仰力矩的影响

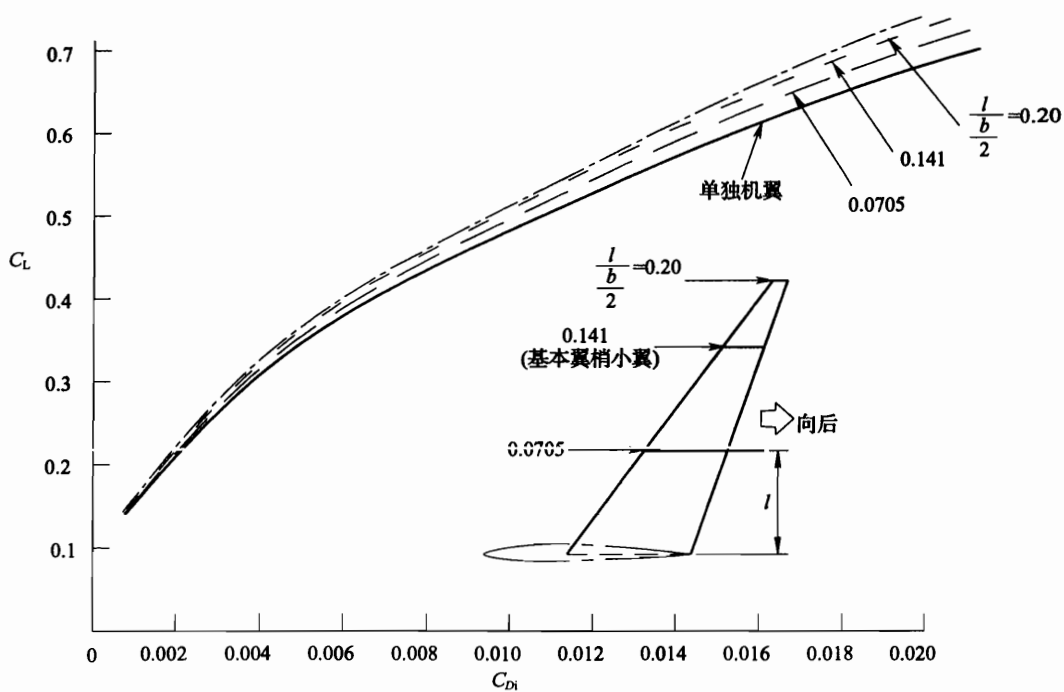


图 6-12 (b) 翼梢小翼高度对诱导阻力的影响

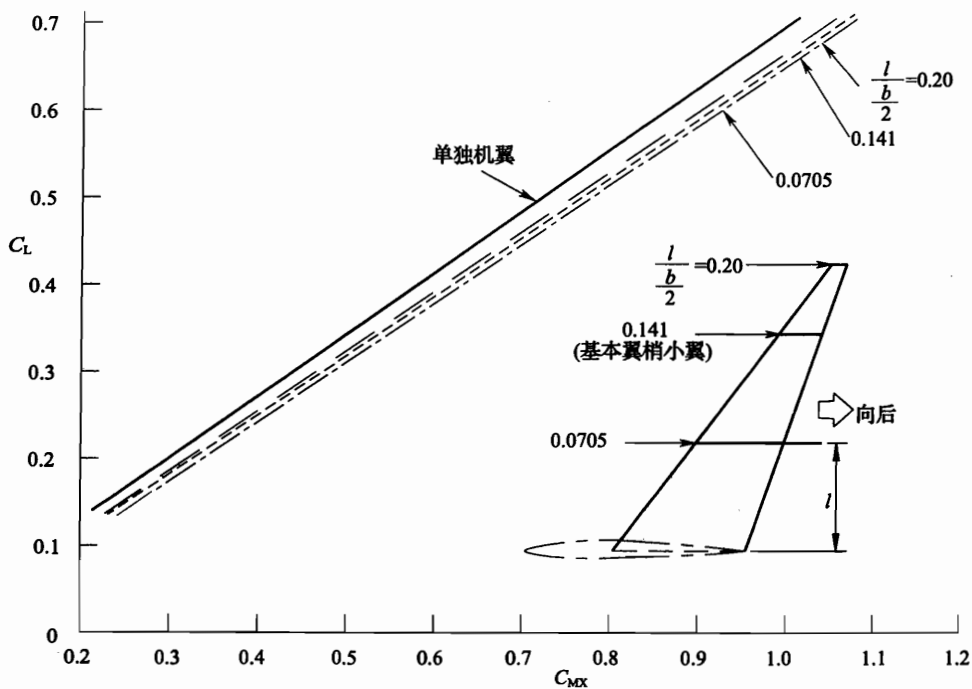


图 6-12 (c) 翼梢小翼高度对翼根弯曲力矩的影响

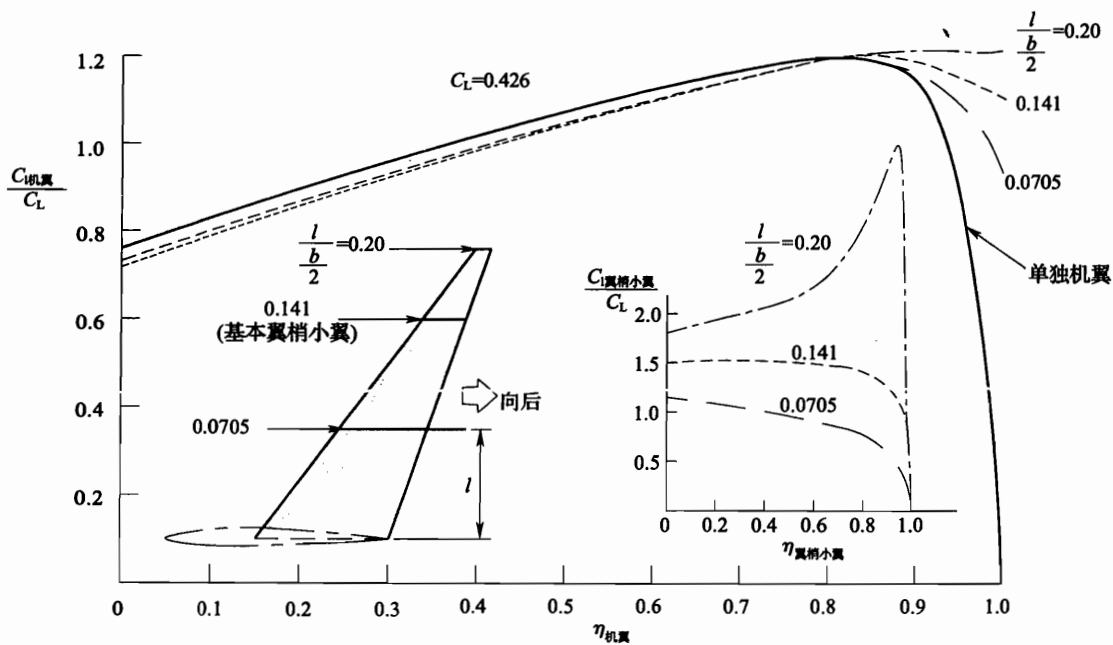


图 6-12 (d) 翼梢小翼高度对剖面升力的影响

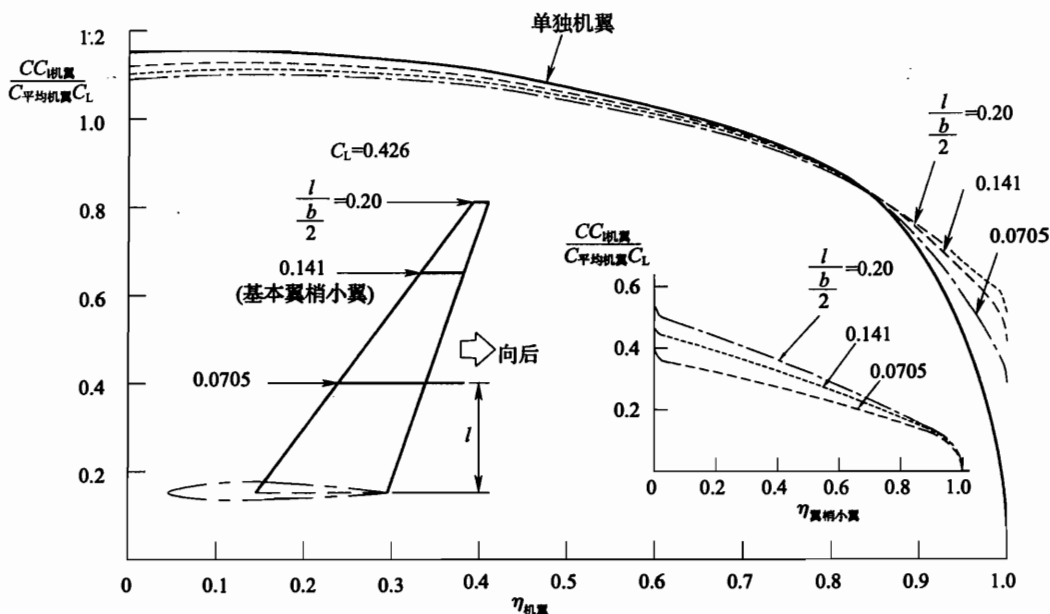


图 6-12 (e) 翼梢小翼高度对展向载荷的影响

对于不同高度的翼梢小翼，机翼最小诱导阻力的最佳展向载荷所要求的翼梢小翼剖面的升力系数为 $C_{L_{\text{翼梢小翼}}}$ 。当翼梢小翼高度增加时，所要求的 $C_{L_{\text{翼梢小翼}}}$ 是增加的，这时将可能发生气流分离。

如图 6-12 (e) 所示，当翼梢小翼高度增加时，就会增加最佳翼梢小翼载荷。这种状态在机翼的外侧部位有较高载荷和翼梢小翼有较长力臂组合，就会导致较大的机翼根部弯曲力矩。

当 $C_L = 0.426$ 时，翼梢小翼高度对诱导阻力和翼根弯曲力矩的影响如图 6-13 所示。 C_{Di} 和 C_{MX} 变化的百分比是基于单独机翼的数值，高度为 $0.135b/2$ 的翼梢小翼将使诱导阻力 C_{Di} 减小 12.6%，而使翼根弯曲力矩增加 3.8%。

七、翼梢小翼倾斜角研究——可变翼展

在翼梢小翼倾斜角研究中允许翼展逐渐加大，规定的倾斜角研究如图 6-14 所示。请注意，翼梢小翼高度为 $0.135b/2$ 。

图 6-15 (a) ~ 图 6-15 (e) 所示为可变翼展的翼梢小翼倾斜角对气动力特性影响较大。在整个倾斜范围内，使升力线斜率增加很多（见图 6-15 (a)）。这种结果是预料到的，因为展弦比增加了，随着倾斜角增大，使纵向稳定性增加，俯仰力矩产生了一个大的增量。翼梢小翼倾斜 30° 所产生的俯仰力矩增量大约是无倾斜时的 2 倍。这样，当考虑翼梢小翼倾斜角的好处时，配平阻力越来越成为一个重要的影响因素。

诱导阻力极曲线（见图 6-15 (b)）随翼梢小翼倾斜角的增加而稳定地得到改善，因为展弦比增加了。但是，随着倾斜角的增加，改善的比例是减小的。当翼梢小翼倾斜

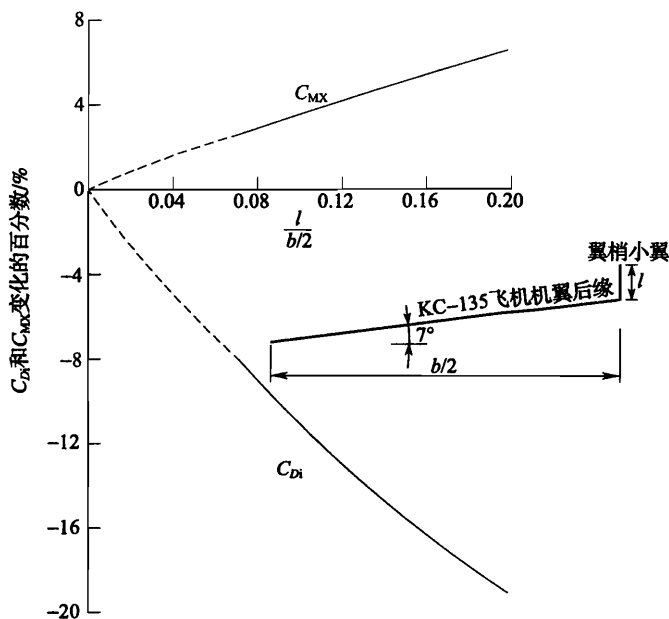


图 6-13 $C_L = 0.426$, 倾斜角为 0° 时翼梢小翼的高度研究

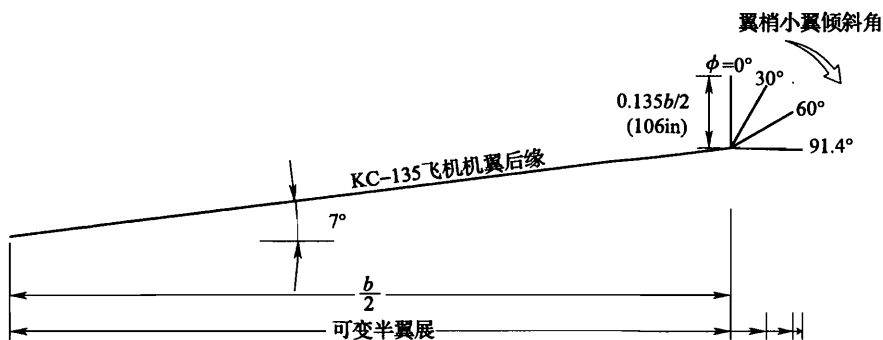


图 6-14 翼梢小翼倾斜角研究——可变翼展

角增大时, 产生比较大的翼根弯曲力矩 (见图 6-15 (c)), 随着倾斜角增大, 翼根弯曲力矩增加率在低倾斜角时最高。

图 6-15 (d) 所示是对于不同倾斜角时具有最小诱导阻力的最佳展向载荷分布所要求的翼梢小翼剖面升力系数为 $C_{L_{\text{翼梢小翼}}}$, 随着倾斜角的增加, 所要求的 $C_{L_{\text{翼梢小翼}}}$ 是增加的。

因为随着倾斜角的增大, 载荷的升力分量也比较大, 在给定 C_L 时, 机翼本身没有如此大的载荷。图 6-15 (e) 所示为在较低的 C_L 和较小的迎角时, 整个机翼上的载荷明显地掉下来了, 倾斜角从 0° 到 60° , 翼梢小翼上的载荷逐渐增加。倾斜角对诱导阻力和翼根弯曲力矩的影响如图 6-16 所示。如果翼梢小翼高度完全用来增加翼展, 那么诱导阻力几乎能减小 24%, 这比用垂直翼梢小翼所得到的 10% 的改善要大得多。但是, 要在翼根弯曲力矩和俯仰力矩方面付出过高代价。

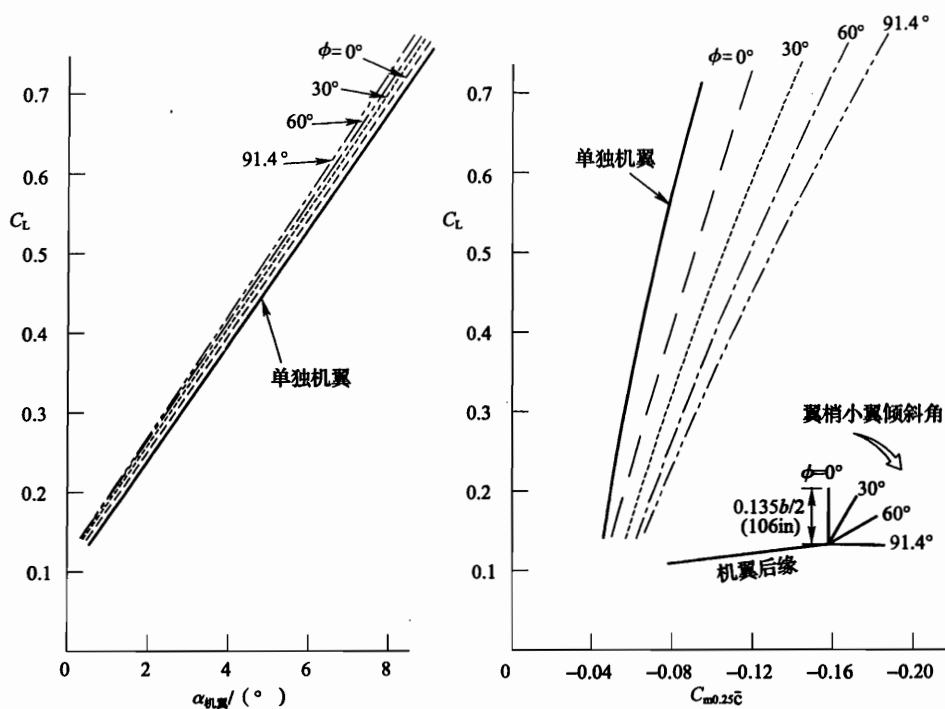


图 6-15 (a) 翼梢小翼倾斜角对升力和俯仰力矩的影响 (可变翼展)

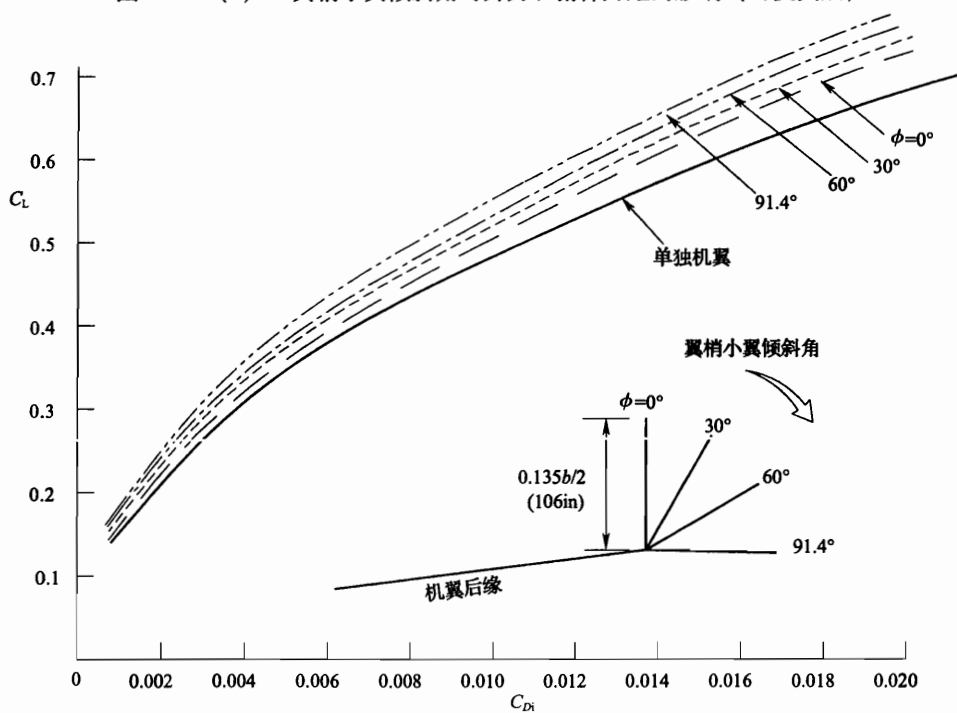


图 6-15 (b) 翼梢小翼倾斜角对诱导阻力的影响 (可变翼展)

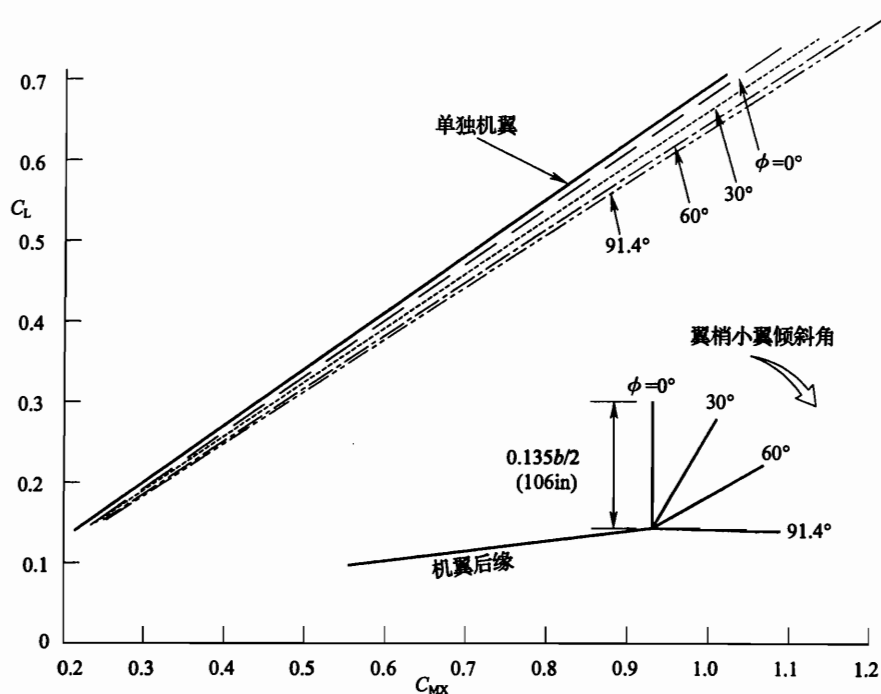


图 6-15 (c) 翼梢小翼倾斜角对翼根弯曲力矩的影响 (可变翼展)

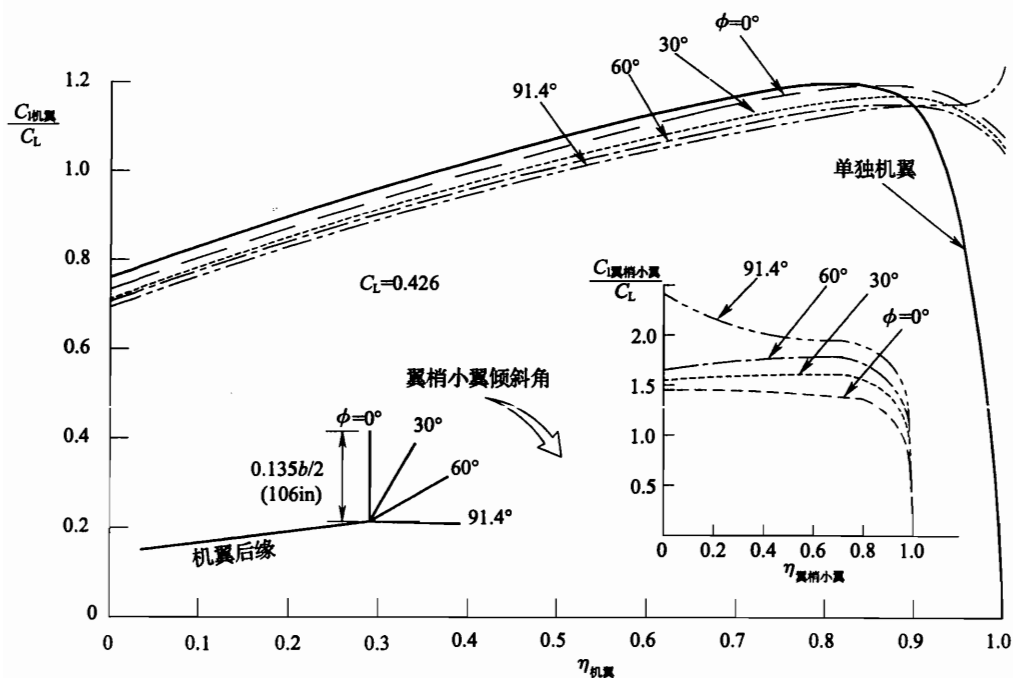


图 6-15 (d) 翼梢小翼倾斜角对剖面升力的影响 (可变翼展)

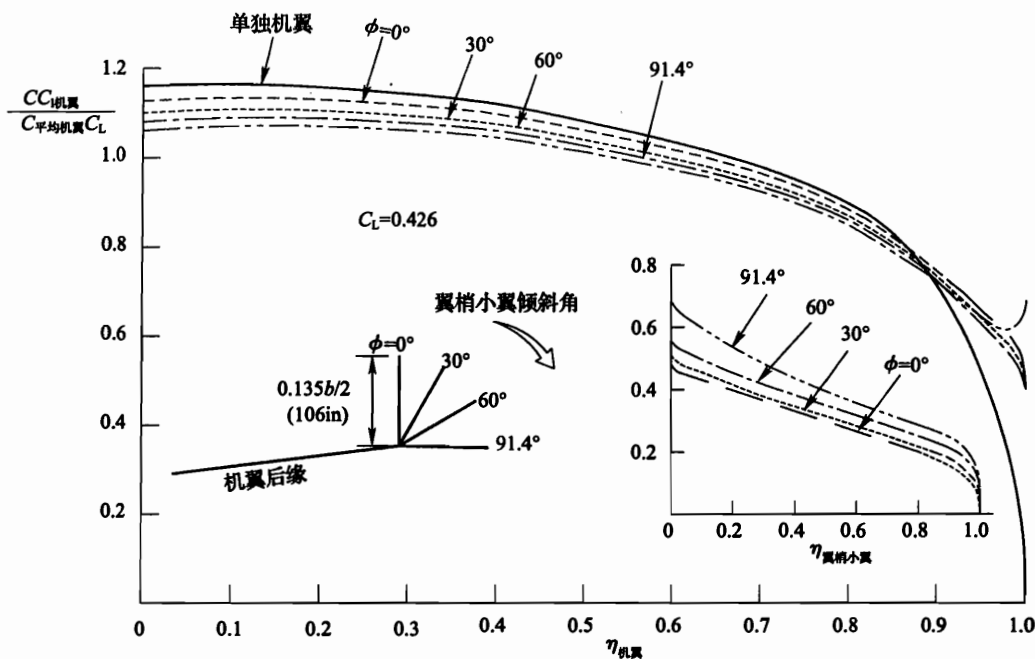


图 6-15 (e) 翼梢小翼倾斜角对展向载荷的影响 (可变翼展)

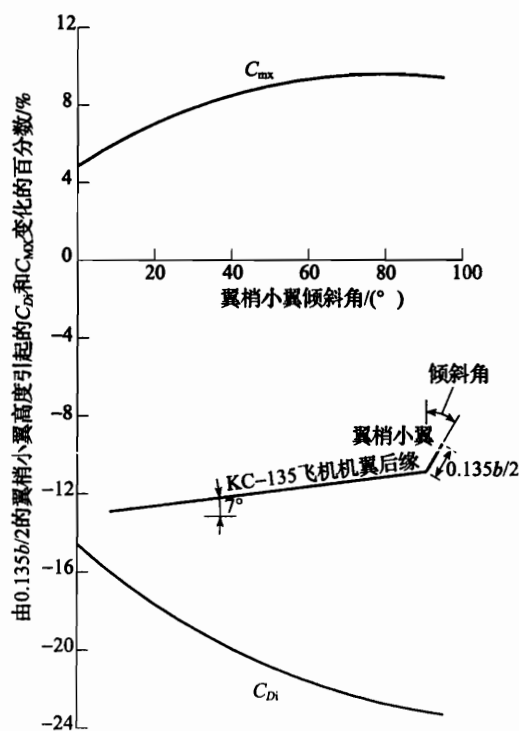


图 6-16 $C_L = 0.426$, 高度为 $0.135b/2$ 时, 翼梢小翼的倾斜角研究

八、KC-135 飞机翼梢小翼最终构型

1. 翼梢小翼翼型剖面特性

对于先进技术翼型，一组典型的翼型特性如图 6-17 所示。图中给出了不同相对厚度的翼型的设计 C_L 包线和激波诱导分离边界。这种包线是对应 $(l/d)_{\max}$ 的 C_L 交叉线（其中 l/d 为翼型的升阻比）。图中还示出阻力发散马赫数 Ma_{DD} 的曲线。对于一个常值相对厚度，包线是由变化弯度而形成的。也就是说，图 6-17 中是弯度为 0%、2% 和 3%，并具有 10% 相对厚度的翼型的最大剖面升力系数。 $C_{L\max}$ 曲线是由后缘边界层分离决定的，并且是翼型的弯度和厚度的函数。对其他相对厚度的翼型， $C_{L\max}$ 曲线与 10% 相对厚度的翼型的曲线相比稍有不同。但一般来说将有相同的形状和等级。

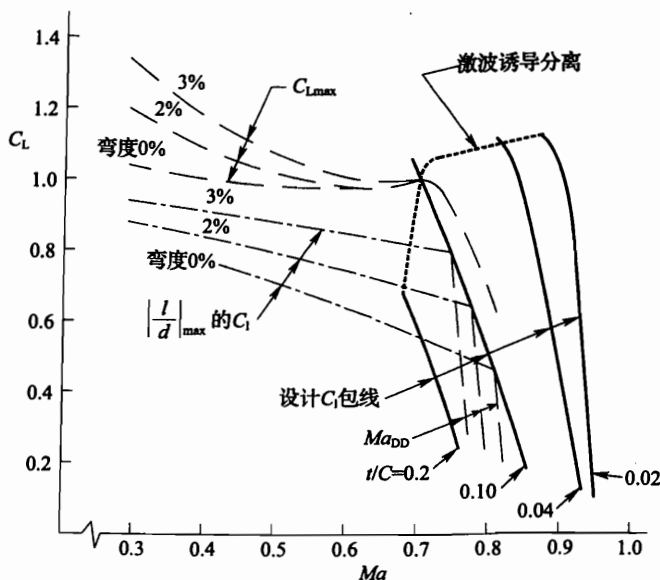


图 6-17 翼型剖面特性（先进技术翼型）

在翼梢小翼设计过程中，图 6-17 中说明的翼型剖面特性用到参数研究中所决定的翼梢小翼平面形状和最大翼型相对厚度。参数研究和简单的后掠理论决定设计剖面升力系数。设计剖面升力系数 $C_{L\text{设计}}$ 就像在巡航升力系数下具有最小诱导阻力的最佳展向载荷所要求的翼梢小翼剖面升力系数 C_L 那样来确定。所要求的阻力发散马赫数是由巡航马赫数和简单后掠理论来确定。在 $C_{L\text{设计}}$ 和 Ma_{DD} 已知情况下，可根据翼型剖面特性来确定翼梢小翼翼型的相对厚度。

2. 翼梢小翼的弯曲和扭转

当翼梢小翼平面形状和翼型特性确定后，根据在规定所示升力值下产生最小诱导阻力的要求，翼梢小翼的弯曲和扭转可利用涡格法程序（见图 6-18）确定。

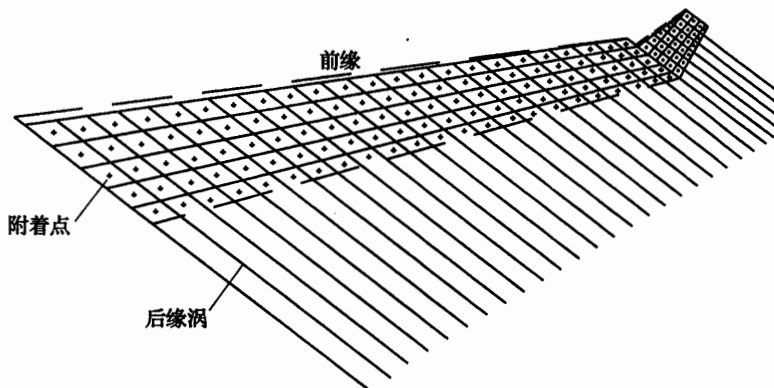


图 6-18 多马蹄涡网格表示的机翼和翼梢小翼

KC-135 飞机的翼梢小翼扭转分布如图 6-19 所示。从图中可以看出，在翼梢小翼 40% 高度以下扭转角度是非线性的。KC-135 飞机的翼梢小翼扭转角随高度的变化值见第三章。

3. 翼梢小翼的三个顺气流展向剖面

把厚度分布附加到有涡格法程序确定的弯度面上，最终确定的翼梢小翼各位置剖面如图 6-20 所示。对于 KC-135 飞机，设计选择最大相对厚度为 6.5% 的翼型是合适的，而且最大相对厚度还可稍微增大（如接近 8%），也不会降低翼梢小翼的性能。

从图 6-20 可以看到，翼梢小翼上半部采用等相对厚度的翼型剖面。

4. KC-135 飞机翼梢小翼的最终构型

从翼梢小翼参数研究所得到的数据为最终选择翼梢小翼平面形状和位置提供了良好的基础，但是一些附加因素也必须考虑。第一是翼梢小翼本身的型阻，第二是机翼/翼梢小翼连接处的干扰。由于翼梢小翼的弦向位置、前缘后掠角、梢根比和面积的变化对诱导阻力只有较小的影响，所以从气动力的观点看，这些参数能够按照它们对型阻和干扰的影响来选择；另一方面，翼梢小翼高度和倾斜角主要取决于它们的诱导阻力。第三是对可能的干扰问题的潜在影响。

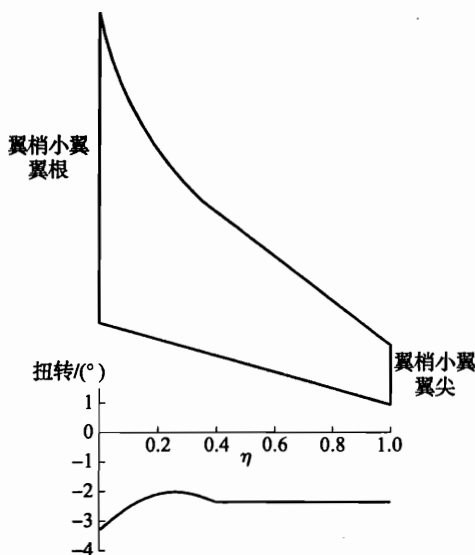


图 6-19 KC-135 飞机翼梢小翼的扭转分布

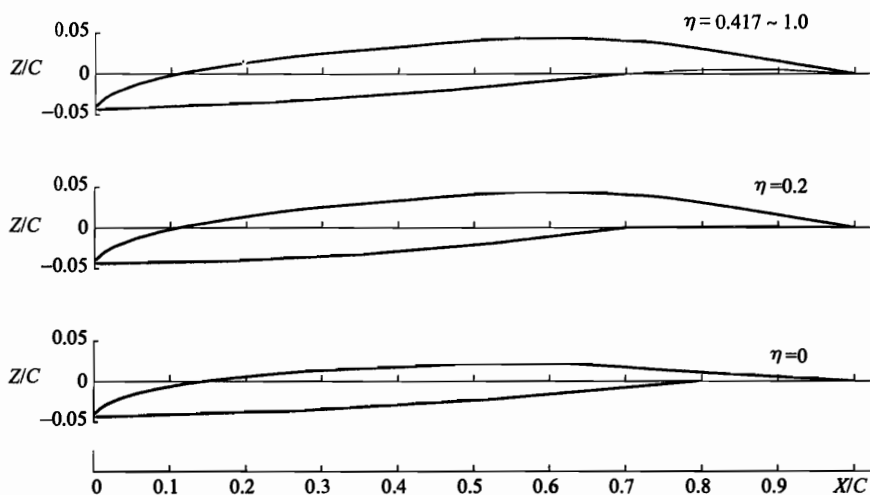


图 6-20 KC-135 飞机翼梢小翼顺气流翼型剖面

根据这种参数研究, 选择了梢根比、面积、前缘后掠角、高度和倾斜角的组合。在选择翼梢小翼几何参数时, 一方面要考虑尽量减小诱导阻力, 另一方面还要考虑结构上能承受多大的翼根弯曲力矩, 同时使要求的 $C_{L_{\text{翼梢小翼}}}$ 在可承受的限制范围内。对于 KC-135 飞机, 翼梢小翼的高度为机翼半翼展的 13.5%, 外倾角为 20° 外, 选择翼梢小翼 20° 外倾角的选择依据如下:

- (1) 应尽可能大地减小诱导阻力和较小增加翼根弯曲力矩;
- (2) 应减小机翼与翼梢小翼之间的干扰。

图 6-21 所示为 KC-135 飞机最终选择的翼梢小翼构型。从图上的翼梢小翼平面

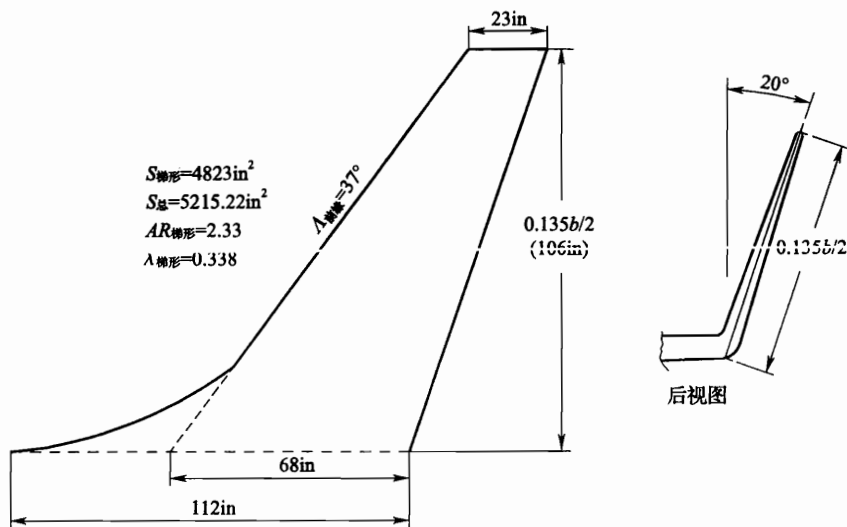


图 6-21 KC-135 飞机翼梢小翼的最终构型

形状可以看出,翼梢小翼与机翼之间进行了光滑过渡整流,也称为S形前缘,这可使翼梢小翼翼根区域所要求的扭转角度减小。

九、翼梢小翼翼根整流(即S形前缘)对机翼和翼梢小翼的压力分布的影响

图6-22所示为上翼梢小翼翼根区域没有整流的侧视图。翼梢小翼倾斜角和下翼梢小翼对接于上翼梢小翼的机翼展向位置($\eta=0.975$)压力分布的影响,如图6-23所示。

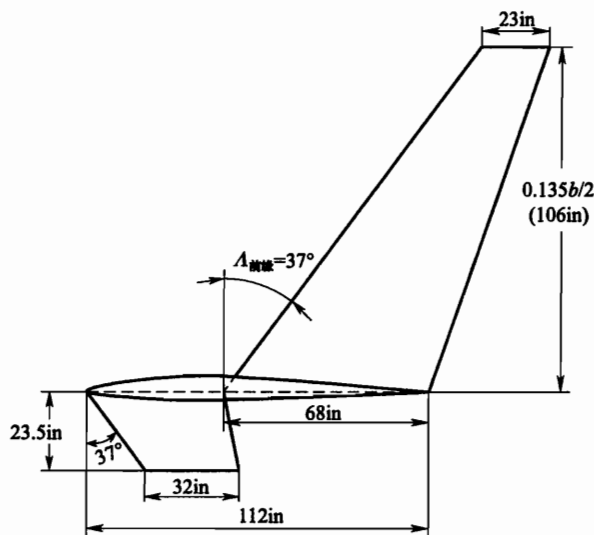


图6-22 上、下翼梢小翼分析

下面进行定性分析。从图6-23中可以看出,上翼梢小翼倾斜角为 0° 无下翼梢小翼时,机翼压力分布在 $(X/C)_{前缘}=0.3$ 位置有明显的低谷。引起后压力峰发展(机翼上大约是在 $(X/C)_{前缘}=0.6$ 位置)。当马赫数增加时,这种压力峰将变得更加增强。于是,这种压力分布是不希望的,因为存在着潜在的强激波发展和气流分离问题。

图6-24示出,倾斜角和下翼梢小翼对上翼梢小翼压力分布的影响。从图中可以看出,在翼梢小翼上的流动是可以接受的,倾斜角和下翼梢小翼主要是改变前缘吸力峰。当翼梢小翼向外倾斜时,峰值达到了很高的值(低压)。而最终的机翼/翼梢小翼压力分布示于图6-25(机翼上的)和图6-26(翼梢小翼上的)。

在图6-25中,曲线对应于机翼的 $C_L=0.426$ 和 $C_L=0.735$ 。而在图6-26中,曲线对应于翼梢小翼的 $C_L=0.624$ 和 $C_L=0.908$ 。

前一项 C_L 表示为设计巡航状态的,后一项 C_L 用于估算机翼上或翼梢小翼上的载荷,提供最大载荷的目的是要决定机翼外侧和翼梢小翼的结构要求。

我们注意到在图6-25中,机翼在 $\eta_{机翼}=0.983$ 展向位置的弦向压力分布形状相比图6-23有很大改善。同样,在图6-26中,翼梢小翼在 $\eta_{翼梢小翼}=0.0833$ 展向位置的弦向压力分布形状相比图6-24也有很大改善。这些压力分布的改善是翼梢小翼的S形前缘起了主要作用。而翼梢小翼外倾 20° ,对压力分布有些改进,低谷稍微填满了,后部峰值也下去了,并向前移动。

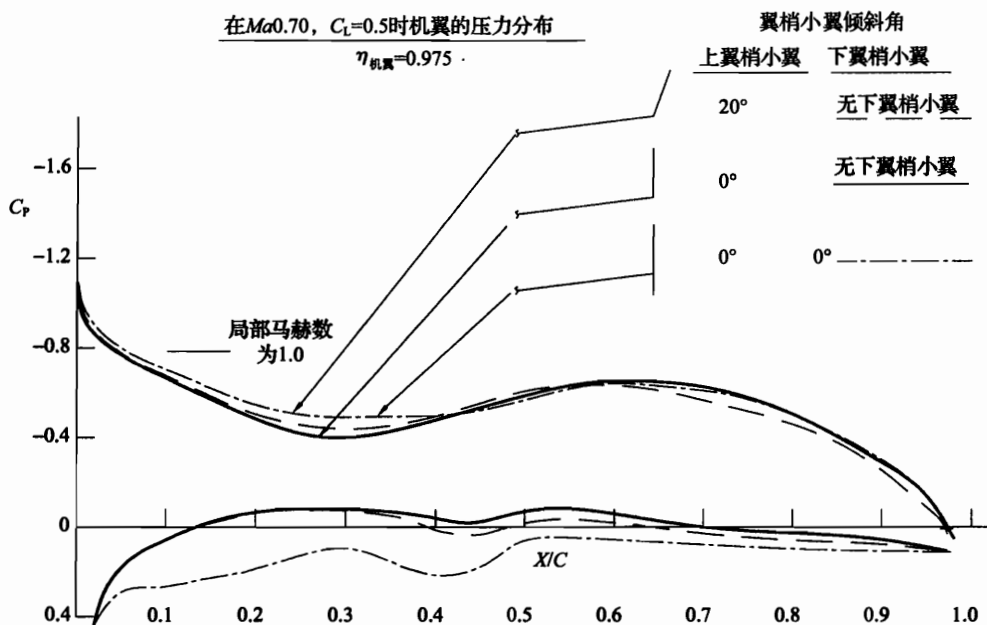


图 6-23 倾斜角和下翼梢小翼对机翼压力分布的影响

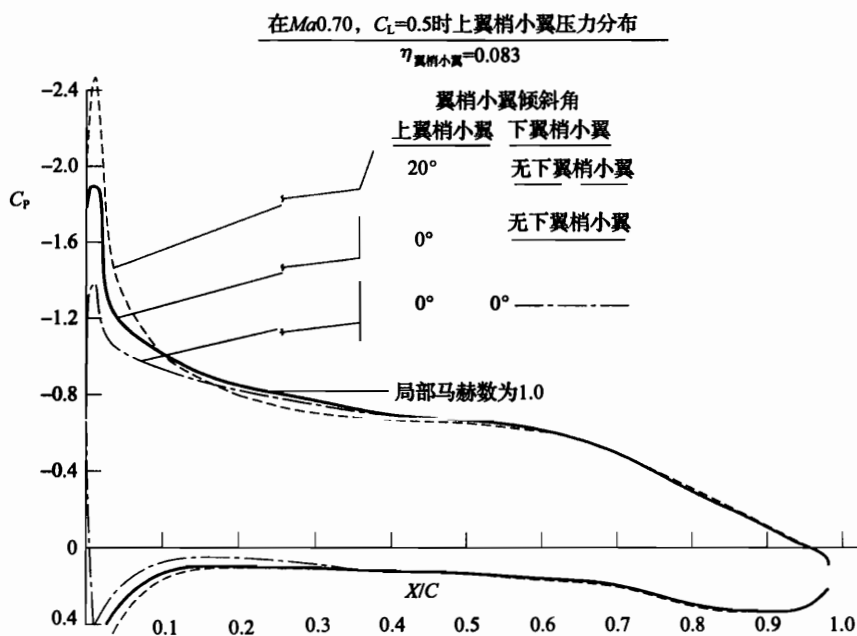


图 6-24 倾斜角和下翼梢小翼对上翼梢小翼压力分布的影响

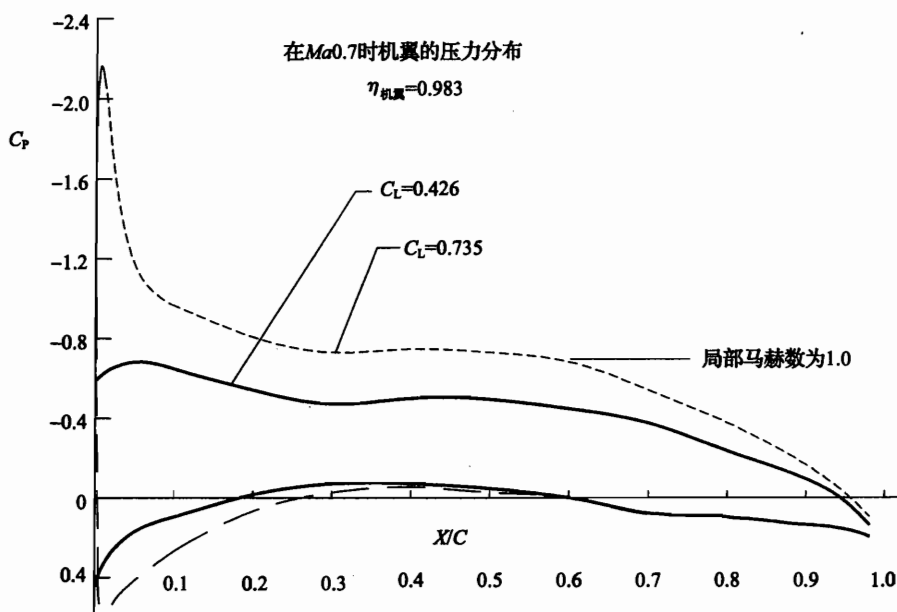


图 6-25 KC-135 飞机装翼梢小翼 (S 形前缘) 时外侧机翼压力分布

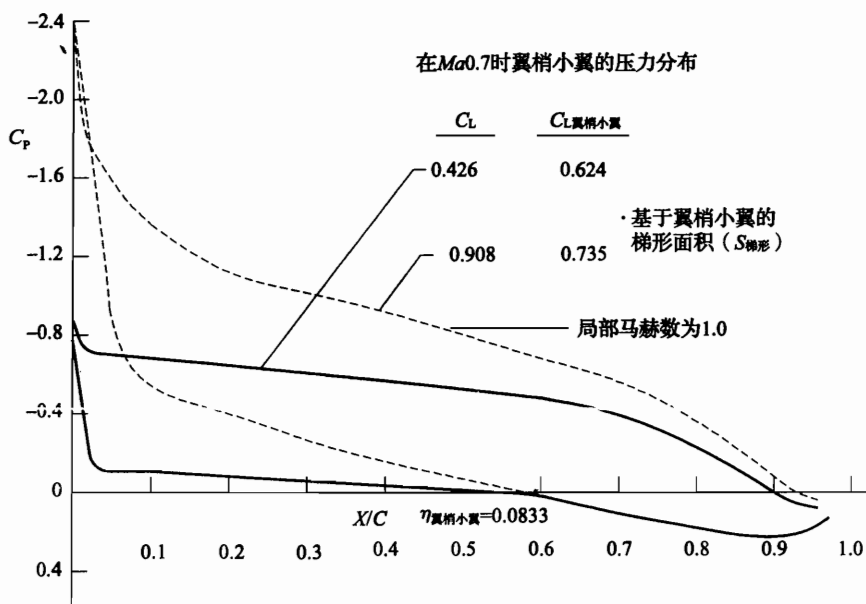


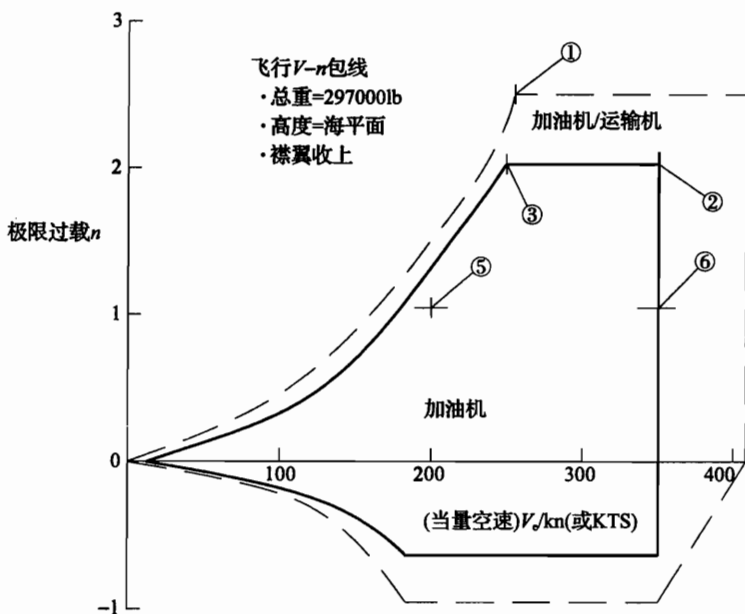
图 6-26 KC-135 飞机翼梢小翼 (S 形前缘) 上的压力分布

十、KC-135 飞机的结构载荷分析

对于结构设计应用来说,研究了若干种设计飞行状态。图 6-27 和图 6-28 及表 6-2 中对分析飞行状态作了说明。对称机动飞行状态如图 6-27 所示。该图为空中加油机/运输机的 $V-n$ 飞行包线图。对在 $n=2.5g$ 的 KC-135A 空中加油机/运输机的 $V-n$ 图上的一个拐角的分析可用来确定这种构型可能出现的任何问题。对所设计的临界机翼载荷和临界翼梢小翼载荷各种状态的研究示于图中。翼梢小翼过偏航 (over yaw) 的设计状态如图 6-28 所示,其 3 号 (③) 状态是 $n=1.0g$ 作为翼梢小翼设计载荷。与之相反的是 $n=2.0g$ 作为机翼设计载荷,如图 6-27 所示。也应注意,对 KC-135A 飞机,当速度为 250kn 时供操纵方向舵作动筒的压力是受限制的。在许可的高速状态其液压压力从正常的系统压力 $3000\text{lb}^{\text{①}}/\text{in}^2$ 减小到 $1000\text{lb}/\text{in}^2$ 。

翼梢小翼与机翼连接件的极限设计过载准则见表 6-3。

KC-135A 飞机的翼梢小翼用于载荷分析的参考轴系和符号规定如图 6-29 所示。



注:

- 机翼设计状态——①、②和③
- 翼梢小翼设计状态——①、②、⑤和⑥
- 在 29000ft 高度, 状态②在 $V-n$ 图上是相同的
- 状态⑤为侧向阵风速度, 65ft/s
- 状态⑥为侧向阵风速度, 50ft/s
- 在 24000ft 高度为垂直阵风状态

图 6-27 对称机动飞行状态

① 1lb = 0.4536kg。

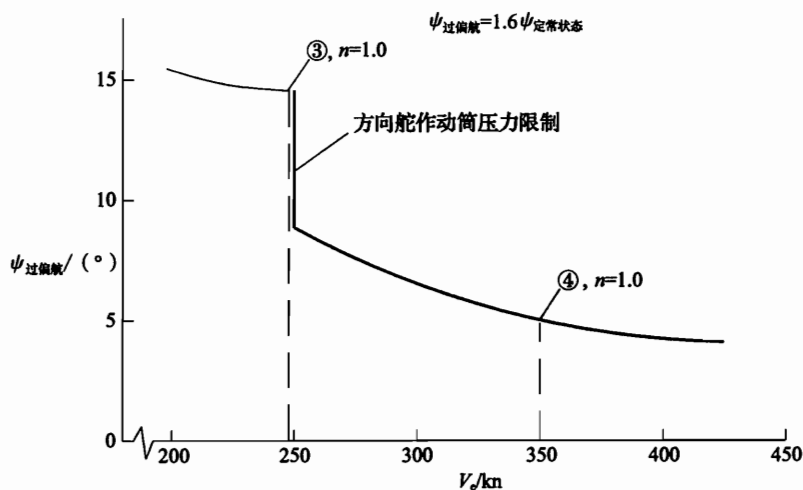


图 6-28 过偏航状态

表 6-2 机翼和翼梢小翼设计状态

状态	形式	总重/lb	高度/ft	真空速/kn	马赫数	过载	迎角 (α) / (°)	过偏航角 (Ψ)	阵风引起的 迎角/(°)
1	对称	245000 \	海平面	253	0.38	2.5	15.425	—	—
2	对称	297000	29000	350	0.95	2.0	7.903	—	—
3	对称	29700	海平面	248	0.375	2.0	15.394	14.4	—
	不对称过偏航	29700	海平面	248	0.375	1.0	7.289		
4	不对称过偏航	297000	29000	350	0.95	1.0	3.793	5.1	—
5	对称侧向阵风	297000	海平面	201	0.304	1.0	11.26	—	10.84
6	对称侧向阵风	297000	24000	350	0.85	1.0	3.105	—	4.48

表 6-3 极限过载

极限过载	过载方向
11	向下
8	向上
± 4	横侧向
± 3	纵向

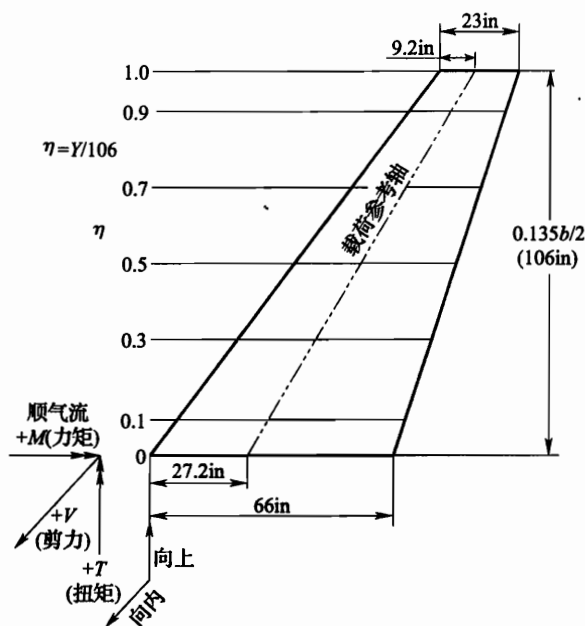


图 6-29 KC-135A 翼梢小翼载荷参考轴

对于 6 种飞行状态中所涉及的翼梢小翼的展向极限载荷见表 6-4 ~ 表 6-9。对其飞行状态 1 ~ 4 的分析而获得的极限弦向压力分布，如图 6-30 和图 6-31 所示。对于临界较高载荷飞行状态，基本小翼飞机与装翼梢小翼的飞机其极限翼根弯曲力矩的比较见表 6-10。表中显示，在飞行状态 1 时，其翼根极限弯曲力矩的最大增量为 2%。对于 3 个相同的飞行状态，基本小翼飞机与装翼梢小翼飞机其沿翼展的载荷和挠度见表 6-11 ~ 表 6-13。注意：装有翼梢小翼的机翼翼尖挠度较大并引起机翼翼尖产生轻微的负扭转（机翼前缘向下），相比刚性分析，这两个因素会减小翼根弯曲力矩。

表 6-4 KC-135A 飞机的翼梢小翼展向载荷

状态	真空速/kn	高度/ft	总重/lb	过载	重心	侧向阵风速度/(ft/s) ^①
1	253	0.0	245000	2.5	0.16c	0.0
η	极限剪力 /lbf ^② × 10 ³	极限力矩 / (ft · lbf) ^③ × 10 ⁶	极限扭矩 / (ft · lbf) × 10 ⁶	垂直于载荷参考 轴的极限力矩	平行于载荷参考 轴的极限力矩	
1.00	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	
0.90	0.247	0.001	-0.001	0.002	0.000	
0.70	1.687	0.022	-0.013	0.025	0.000	

注：①1ft/s = 0.3048m/s；

②1lbf = 4.4482kN；

③1ft · lbf = 1.3558J。

续表 6-4

η	极限剪力 /lbf ^② $\times 10^3$	极限力矩 / (ft · lbf) ^③ $\times 10^6$	极限扭矩 / (ft · lbf) $\times 10^6$	垂直于载荷参考 轴的极限力矩	平行于载荷参考 轴的极限力矩
0.30	6.316	0.187	-0.108	0.216	0.000
0.10	9.407	0.353	-0.206	0.409	0.000
0.00	11.229	0.463	-0.270	0.536	0.000

表 6-5 KC-135A 飞机的翼梢小翼展向载荷

状态	真空速/kn	高度/ft	总重/lb	过载	重心	侧向阵风速度/（ft/s）
2	350	29000	297000	2.0	0.16c	0.0
η	极限剪力 /lbf × 10 ³	极限力矩 /（ft · lbf） × 10 ⁶	极限扭矩 /（ft · lbf） × 10 ⁶	垂直于载荷参考 轴的极限力矩	平行于载荷参考 轴的极限力矩	
	1.00	0.000	0.000	0.000	0.000	
	0.90	0.347	0.002	-0.001	0.002	0.000
	0.70	2.363	0.031	-0.018	0.036	0.000
	0.50	4.997	0.109	-0.063	0.126	0.000
	0.30	7.996	0.247	-0.144	0.285	0.000
	0.10	11.357	0.452	-0.264	0.523	0.000
	0.00	13.229	0.582	-0.340	0.674	0.000

表 6-6 KC-135A 的翼梢小翼展向组合载荷 (偏航 + 诱导影响)

状态	真空速/kn	高度/ft	总重/lb	过载	重心	侧向阵风速度/（ft/s）
3	248	0	297000	1.0	0.16c	0
η	极限剪力 /lbf $\times 10^3$	极限力矩 /（ft · lbf） $\times 10^6$	极限扭矩 /（ft · lbf） $\times 10^6$	垂直于载荷参考 轴的极限力矩	平行于载荷参考 轴的极限力矩	
1.00	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	
0.90	0.504	0.002	-0.001	0.003	0.000	
0.70	2.468	0.033	-0.019	0.038	0.000	
0.50	5.167	0.114	-0.066	0.132	0.000	
0.30	8.393	0.257	-0.150	0.297	0.000	
0.10	12.060	0.473	-0.276	0.548	0.000	
0.00	14.026	0.612	-0.357	0.708	0.000	

表 6-7 KC-135A 飞机的翼梢小翼展向组合载荷 (偏航 + 诱导影响)

状态	真空速/kn	高度/ft	总重/lb	过载	重心	侧向阵风速度/ (ft/s)
4	350	29000	297000	1.0	0.21 $\bar{c}$	0.0
η	极限剪力 /lb $\times 10^3$	极限力矩 / (ft · lb $\times 10^6$)	极限扭矩 / (ft · lb $\times 10^6$)	垂直于载荷参考 轴的极限力矩	平行于载荷参考 轴的极限力矩	
1.00	-0.000	-0.000	-0.000	-0.000	-0.000	
0.90	0.505	0.003	-0.001	0.003	-0.000	
0.70	2.269	0.036	-0.021	0.042	-0.000	
0.50	5.535	0.123	-0.072	0.142	0.000	
0.30	8.785	0.274	-0.160	0.318	0.000	
0.10	12.223	0.497	-0.290	0.575	0.000	
0.00	13.838	0.635	-0.371	0.735	0.000	

表 6-8 KC-135A 飞机的翼梢小翼展向组合载荷 (阵风 + 诱导影响)

状态	真空速/kn	高度/ft	总重/lb	过载	重心	侧向阵风速度/ (ft/s)
5	201	0.0	297000	1.0	0.21 $\bar{c}$	65
η	极限剪力 /lb $\times 10^3$	极限力矩 / (ft · lb $\times 10^6$)	极限扭矩 / (ft · lb $\times 10^6$)	垂直于载荷参考 轴的极限力矩	平行于载荷参考 轴的极限力矩	
1.00	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	
0.90	0.303	0.002	-0.001	0.002	0.000	
0.70	1.584	0.021	-0.012	0.024	0.000	
0.50	3.365	0.073	-0.043	0.085	0.000	
0.30	5.516	0.167	-0.098	0.194	0.000	
0.10	8.018	0.311	-0.181	0.360	0.000	
0.00	9.406	0.403	-0.236	0.466	0.000	

表 6-9 KC-135A 飞机的翼梢小翼展向组合载荷 (阵风 + 诱导影响)

状态	真空速/kn	高度/ft	总重/lb	过载	重心	侧向阵风速度/（ft/s）
6	350	24000	297000	1.0	0.21c	56
η	极限剪力 /lbf $\times 10^3$	极限力矩 /（ft · lbf） $\times 10^6$	极限扭矩 /（ft · lbf） $\times 10^6$	垂直于载荷参考 轴的极限力矩	平行于载荷参考 轴的极限力矩	
1.00	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	
0.90	0.475	0.002	-0.001	0.003	0.000	
0.70	2.525	0.034	-0.020	0.039	0.000	
0.50	5.181	0.115	-0.067	0.133	0.000	
0.30	8.215	0.257	-0.150	0.297	0.000	
0.10	11.375	0.464	-0.271	0.538	0.000	
0.00	12.785	0.592	-0.346	0.686	0.000	

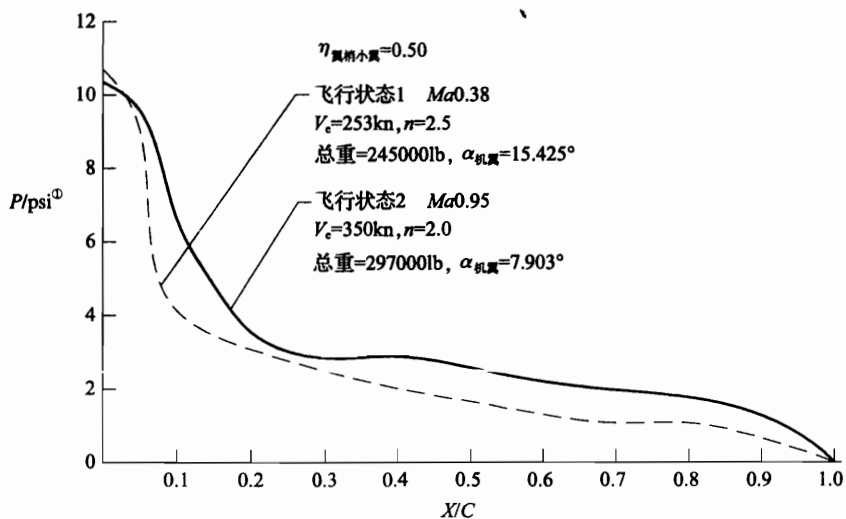


图 6-30 对称飞行状态极限弦向压力分布

① 1psi = 6.8948kPa。

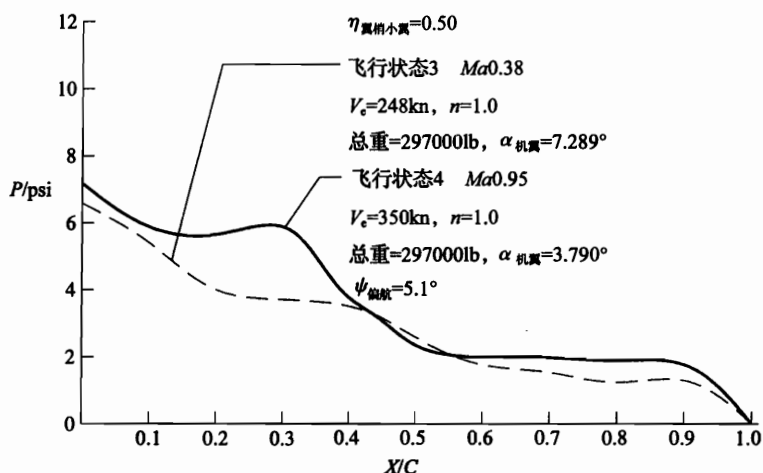


图 6-31 非对称飞行状态极限弦向压力分布

表 6-10 翼根弯曲力矩 (极限)

飞行状态	类型	总重 /lb	高度 /ft	真空速 /kn	马赫数	过载	基本小翼飞机极限翼根弯曲力矩 / (ft · lbf) × 10 ⁶	飞机 + 翼梢小翼极限翼根弯曲力矩 / (ft · lbf) × 10 ⁶	翼根弯曲力矩增量/%
1	对称	245000	海平面	253	0.38	2.5	72.834	74.244	1.9
2	对称	297000	29000	350	0.95	2.0	79.118	79.662	0.7
3	对称	297000	海平面	248	0.375	2.0	78.211	79.242	1.3

表 6-11 机翼载荷和挠度 (飞行状态 1)

总重 = 245000lb, 高度 = 海平面, 重心 = 16% MAC, Ma0.38, 过载 = 2.5, 真空速 = 253kn。 基本小翼飞机						
η	升力分布 / (lbf/in)	剪力 / (lbf × 10 ³)	沿弹性轴的力矩 / (in · lbf ^① × 10 ⁶)	沿弹性轴的扭矩 / (in · lbf × 10 ⁶)	沿弹性轴的挠度/in	相对自由流的机翼局部迎角 α/ (°)
0.05	0.54	150	52.7	-10.3	0.00	15.22
0.15	0.52	118	43.4	-4.36	0.84	14.95
0.25	0.49	100	35.4	-1.24	2.65	14.6

① 1 in · lbf = 12.2698J。

续表 6-11

η	升力分布 / (lbf/in)	剪力 / (lbf $\times 10^3$)	沿弹性轴的力矩 / (in $\cdot$ lbf $\times 10^6$)	沿弹性轴的扭矩 / (in $\cdot$ lbf $\times 10^6$)	沿弹性轴的 挠度/in	相对自由流的机翼 局部迎角 α / ($^\circ$)
0.35	0.45	88	27.4	-0.65	6.01	14.05
0.45	0.42	83	19.2	0.19	11.6	13.37
0.55	0.39	67	12.6	-0.37	19.6	12.59
0.65	0.36	46	7.8	-0.76	30.2	11.69
0.75	0.31	35	3.6	0.33	43.5	10.91
0.85	0.24	19	1.2	0.18	59.4	10.45
0.95	0.17	5.6	0.1	0.03	76.7	10.26
基本小翼飞机 + 翼梢小翼						
η	升力分布 / (lbf/in)	剪力 / (lbf $\times 10^3$)	沿弹性轴的力矩 / (in $\cdot$ lbf $\times 10^6$)	沿弹性轴的扭矩 / (in $\cdot$ lbf $\times 10^6$)	沿弹性轴的 挠度/in	相对自由流的机翼 局部迎角 α / ($^\circ$)
0.05	0.54	150	53.6	-10.5	0.00	15.22
0.15	0.52	118	44.3	-4.40	0.85	14.96
0.25	0.49	100	36.3	-1.17	2.7	14.6
0.35	0.45	88.7	28.2	-0.54	6.1	14.08
0.45	0.42	83.9	19.9	0.25	11.9	13.41
0.55	0.39	67.5	13.22	-0.28	20.1	12.64
0.65	0.36	46.4	8.39	-0.67	31	11.75
0.75	0.31	56.2	4.1	0.43	44.9	10.96
0.85	0.24	19.9	1.6	0.28	61.5	10.45
0.95	0.18	6.0	0.4	0.13	80.13	10.17

表 6-12 机翼载荷和挠度 (飞行状态 2)

总重 = 297000lb, 高度 = 29000ft, 重心 = 21% MAC, Ma0.95, 过载 = 2.0, 真空速 = 350kn. 基本小翼飞机						
η	升力分布 / (lbf/in)	剪力 / (lbf $\times 10^3$)	沿弹性轴的力矩 / (in $\cdot$ lbf $\times 10^6$)	沿弹性轴的扭矩 / (in $\cdot$ lbf $\times 10^6$)	沿弹性轴的 挠度/in	相对自由流的机翼 局部迎角 α / ($^\circ$)
0.05	0.63	183	57.1	-20.36	0.00	7.6
0.15	0.6	141.9	46.6	-11.4	0.95	7.1
0.25	0.55	113.8	36.5	-6.0	2.98	8.6
0.35	0.5	92.8	26.99	-3.7	6.64	5.8
0.45	0.44	80.2	17.95	-1.66	12.6	4.96

续表 6-12

η	升力分布 / (lbf/in)	剪力 / (lbf $\times 10^3$)	沿弹性轴的力矩 / (in $\cdot$ lbf $\times 10^6$)	沿弹性轴的扭矩 / (in $\cdot$ lbf $\times 10^6$)	沿弹性轴的 挠度/in	相对自由流的机翼 局部迎角 α' ($^\circ$)
0.55	0.38	60.2	11.18	-1.13	20.8	4.06
0.65	0.33	39.2	6.66	0.94	31.2	3.14
0.75	0.37	29.5	2.92	0.27	44.1	2.43
0.85	0.2	15.2	0.94	0.18	59.0	2.04
0.95	0.13	4.4	0.07	0.02	75.1	1.9
基本小翼飞机 + 翼梢小翼						
η	升力分布 / (lbf/in)	剪力 / (lbf $\times 10^3$)	沿弹性轴的力矩 / (in $\cdot$ lbf $\times 10^6$)	沿弹性轴的扭矩 / (in $\cdot$ lbf $\times 10^6$)	沿弹性轴的 挠度/in	相对自由流的机翼 局部迎角 α' ($^\circ$)
0.05	0.63	183.0	57.4	-20.4	0.0	7.63
0.15	0.6	141.9	46.9	-11.38	0.95	7.13
0.25	0.55	113.7	36.9	-5.94	3.0	6.58
0.35	0.5	92.7	27.34	-3.6	6.7	5.83
0.45	0.44	80.0	18.32	-1.58	12.7	4.96
0.55	0.38	60.0	11.57	-1.05	21.0	4.05
0.65	0.33	39.0	7.07	-0.85	31.6	3.11
0.75	0.37	29.4	3.33	0.38	44.8	2.36
0.85	0.2	15.3	1.35	0.29	60.3	1.91
0.95	0.135	4.4	0.43	0.19	77.5	1.66

表 6-13 机翼载荷和挠度 (飞行状态 3)

总重 = 297000lb, 高度 = 海平面, 重心 = 21% MAC, Ma0.375, 过载 = 2.0, 真空速 = 248kn。 基本小翼飞机						
η	升力分布 / (lbf/in)	剪力 / (lbf $\times 10^3$)	沿弹性轴的力矩 / (in $\cdot$ lbf $\times 10^6$)	沿弹性轴的扭矩 / (in $\cdot$ lbf $\times 10^6$)	沿弹性轴的 挠度/in	相对自由流的机翼 局部迎角 α' ($^\circ$)
0.05	0.51	164.0	56.6	-11.01	0.0	15.2
0.15	0.5	131.8	46.23	-4.15	0.90	14.9
0.25	0.47	111.2	37.0	-0.81	2.85	14.52
0.35	0.43	96.1	28.14	-0.16	6.4	13.96
0.45	0.4	86.7	19.54	0.35	12.24	13.25
0.55	0.37	68.7	12.68	-0.17	20.54	12.47
0.65	0.34	47.3	7.71	-0.54	31.46	11.6

续表 6-13

η	升力分布 / (lbf/in)	剪力 / (lbf $\times 10^3$)	沿弹性轴的力矩 / (in $\cdot$ lbf $\times 10^6$)	沿弹性轴的扭矩 / (in $\cdot$ lbf $\times 10^6$)	沿弹性轴的 挠度/in	相对自由流的机翼 局部迎角 α / ($^\circ$)
0.75	0.29	35.1	3.58	0.30	45.03	10.84
0.85	0.23	18.7	1.19	0.16	61.11	10.36
0.95	0.16	5.5	0.11	0.002	78.61	10.16
基本小翼飞机 + 翼梢小翼						
η	升力分布 / (lbf/in)	剪力 / (lbf $\times 10^3$)	沿弹性轴的力矩 / (in $\cdot$ lbf $\times 10^6$)	沿弹性轴的扭矩 / (in $\cdot$ lbf $\times 10^6$)	沿弹性轴的 挠度/in	相对自由流的机翼 局部迎角 α / ($^\circ$)
0.05	0.51	164.0	57.2	-11.2	0.0	15.2
0.15	0.5	132.0	46.9	-4.2	0.91	14.9
0.25	0.47	111.6	37.6	-0.77	2.9	14.5
0.35	0.43	96.4	28.7	-0.1	6.5	13.97
0.45	0.40	87.1	20.1	0.42	12.4	13.25
0.55	0.37	69.1	13.2	-0.1	20.9	15.45
0.65	0.34	47.8	8.2	-0.47	32.1	11.55
0.75	0.29	35.7	4.0	0.4	46.1	10.74
0.85	0.23	19.3	1.56	0.26	62.9	10.2
0.95	0.17	5.8	0.40	0.13	81.6	9.2

十一、应力分析

根据分析基本翼梢小翼构型来确定翼梢小翼及其与基本机翼的连接件的恰当内部载荷路线,以评价其结构可行性。从讨论的结构载荷分析中可得到临界的翼梢小翼到机翼翼尖载荷。

对于翼梢小翼到机翼翼尖载荷,其应力是由梁的弯曲力矩和剪力载荷引起的,而梁的弯曲力矩和剪力要受到翼梢小翼后掠角的影响。接近后掠翼梢小翼的翼根部分,在后梁处的载荷路线要比在前梁处的载荷路线短,因靠近后梁处的结构受弯曲力矩影响较大。剪流取决于各段切面末端的载荷变化率;同样,剪流也受翼梢小翼后掠角的影响。由外形图给出的翼梢小翼结构导致载荷分布作如下假设:

(1) 作用在梁上的根部剪力和弯曲力矩其 40% 施加在前梁上,80% 施加并分布在后梁上;

(2) 翼梢小翼所受的扭矩分别施加到它的前梁和后梁上。

对于图 6-32 所示的翼梢小翼的几何外形,临界机翼向上弯曲载荷和向下弯曲载荷详见表 6-14。

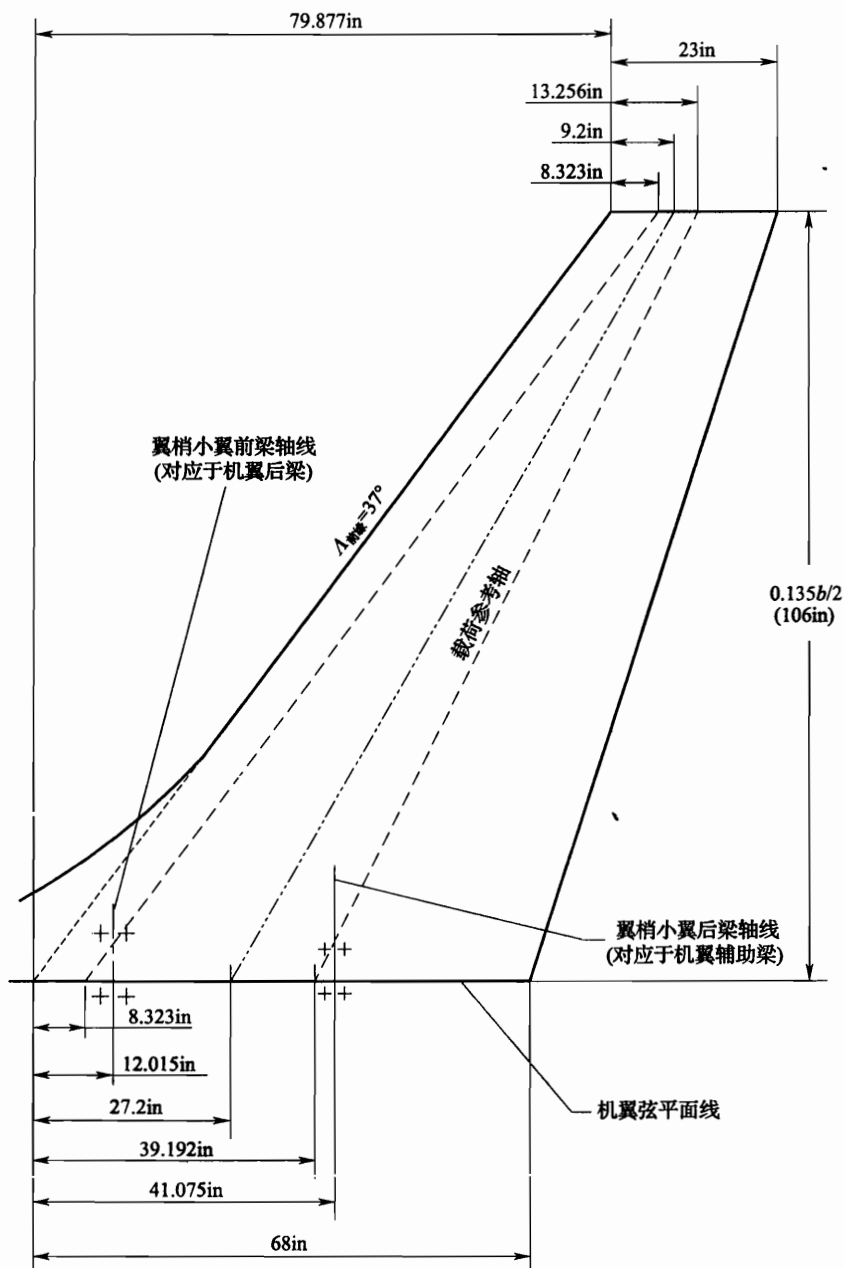


图 6-32 翼梢小翼的几何外形

表 6-14 翼梢小翼到机翼翼尖载荷

状 态	后梁向上弯曲 力矩/ (in · lbf)	后梁所 受拉力 /lbf	辅助梁所 受拉力 /lbf	后梁向下弯曲 力矩/ (in · lbf)	辅助梁向下弯曲 力矩/ (in · lbf)	后梁所 受压力 /lbf	辅助梁所 受压力 /lbf
1 对称飞行状态 (在每边机翼上有相同载荷)	185200	4799	18274	—	—	—	—
2 对称飞行状态 (在每边机翼上有相同载荷)	232800	6380	22339	—	—	—	—
3 过偏航状态 (一边机翼)	244800	6675	23506	—	—	—	—
3A 	—	—	—	38400	76800	1227	3428
4 	254000	7232	23837	—	—	—	—
4A 过偏航状态 (另一边机翼)	73200	2197	6652	—	—	—	—
5 阵风状态 (一边机翼)	161200	4325	15612	—	—	—	—

续表 6-14

状 态	后梁向上弯曲 力矩/ (in · lbf)	辅助梁向上弯曲 力矩/ (in · lbf)	后梁所受拉力 /lbf	辅助梁所受拉力 /lbf	后梁向下弯曲 力矩/ (in · lbf)	辅助梁向下弯曲 力矩/ (in · lbf)	后梁所受压力 /lbf	辅助梁所受压力 /lbf
5A 阵风状态 (另一边机翼)	—	—	—	—	26000	52000	706	2407
6 阵风状态 (一边机翼)	236800	473600	6792	22134	—	—	—	—
6A 阵风状态 (另一边机翼)	90400	180800	2636	8354	—	—	—	—

注: ① 在这个表中载荷是极限的; ② 临界机翼向下弯曲; ③ 临界机翼向上弯曲。

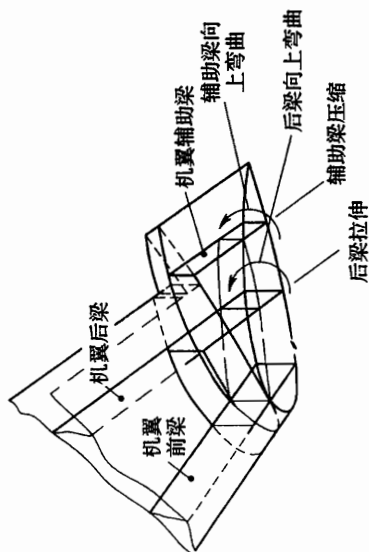


图 6-33 所示为用有限元计算模型来确定所给出的设计外形图中翼梢小翼到机翼翼尖的内部载荷、挠度和应力。认为机翼的辅助梁内部传递载荷的能力较弱，故计算模型中不计及此处的结构，在 $\eta = 0.91$ 位置的元素 28、29、128 和 129 的参数取自波音公司技术报告中的 KC-135 飞机机翼应力分析。列于表 6-14 中临界机翼向上弯曲载荷（状态 4）和向下弯曲载荷（状态 3A）施加于计算模型上。加上去的这些载荷垂直和平行于 W. B. L. 780 翼尖肋。计算模型的受压的反作用力节点挠度、弦向载荷和应力，以及板的最大剪切应力和剪流见表 6-15 ~ 表 6-18。

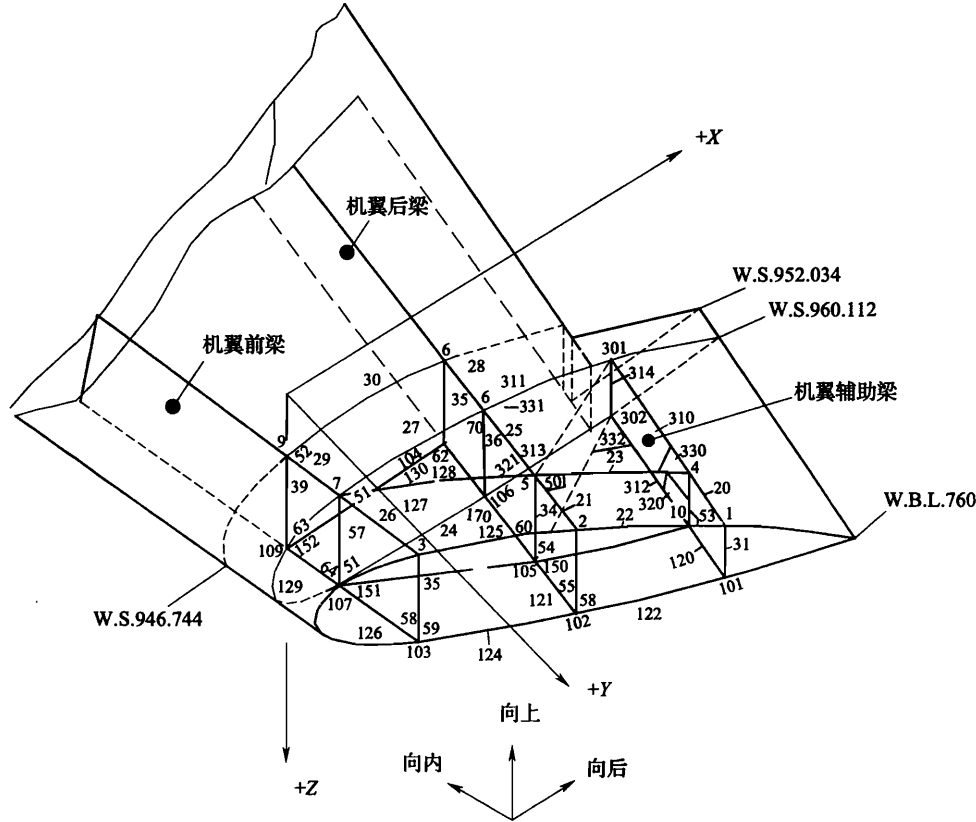


图 6-33 翼梢小翼到机翼翼尖的计算模型细节

表 6-15 模型受压束后的反作用力@ W. S. 948. 744

节点	机翼向上弯曲 各个坐标轴的反作用力/lbf			机翼向下弯曲 各个坐标轴的反作用力/lbf		
	X	Y	Z	X	Y	Z
8	-3392	60221	-4348	502	-8808	-659
9	897	32863	4361	-181	-5141	-659
108	3131	-17970	-4361	-491	2999	659
109	-7854	-60189	4348	1135	8971	-659

表 6-16 模型节点挠度

机翼向上弯曲 各个坐标轴的挠度/in				机翼向下弯曲 各个坐标轴的挠度/in		
节点	X	Y	Z	X	Y	Z
1	0.346	-0.314	-0.940	-0.050	0.045	0.143
2	0.156	-0.225	-0.878	-0.022	0.033	0.133
3	0.045	-0.079	-0.532	-0.006	0.012	0.081
4	0.139	-0.235	-0.225	-0.020	0.033	0.035
5	0.095	-0.135	-0.332	-0.014	0.020	0.051
6	0.044	-0.118	-0.060	-0.006	0.017	0.009
7	0.001	-0.044	-0.165	0	0.007	0.025
8	0	0	0	0	0	0
9	0	0	0	0	0	0
101	0.090	-0.038	-0.939	-0.011	0.003	0.143
102	0.045	0.144	-0.379	-0.005	-0.023	0.133
103	0.013	0.129	-0.532	-0.002	-0.019	0.081
104	0.041	-0.100	-0.225	-0.005	0.013	0.035
105	-0.001	0.061	-0.334	0.001	-0.010	0.051
106	-0.028	0.047	-0.060	0.004	-0.008	0.009
107	0.029	0.087	-0.165	-0.004	-0.013	0.025
108	0	0	0	0	0	0
109	0	0	0	0	0	0
301	0.004	-0.205	0.369	-0.001	0.029	-0.056
302	-0.070	-0.128	0.369	0.011	0.017	-0.056

表 6-17 模型的弦向载荷和应力

元素	机翼向上弯曲		机翼向下弯曲		元素	机翼向上弯曲		机翼向下弯曲	
	弦向载荷 /lbf	弦向应力 / (lbf/in ²)	弦向载荷 /lbf	弦向应力 / (lbf/in ²)		弦向载荷 /lbf	弦向应力 / (lbf/in ²)	弦向载荷 /lbf	弦向应力 / (lbf/in ²)
20	-101959	-49256	15311	7397	120	80801	39035	-12276	-5930
21	-39120	-55090	5814	8189	121	37526	52853	-5801	-8171
22	32711	43041	4864	-6400	122	-10515	-13836	1657	2181
23	1222	1797	193	-284	123	-9042	-13297	1354	1991
24	8687	11430	-1236	-1627	124	5436	7153	-759	-998
25	-14099	-9859	2107	1474	125	15234	10653	-2361	-1651
26	-13811	-19191	2120	2944	126	19978	27747	-2990	-4153

续表 6-17

元素	机翼向上弯曲		机翼向下弯曲		元素	机翼向上弯曲		机翼向下弯曲	
	弦向载荷 /lbf	弦向应力 / (lbf/in ²)	弦向载荷 /lbf	弦向应力 / (lbf/in ²)		弦向载荷 /lbf	弦向应力 / (lbf/in ²)	弦向载荷 /lbf	弦向应力 / (lbf/in ²)
27	4775	11646	-725	-1768	38	0	0	0	0
28	-64346	-105485	9439	15474	39	0	0	0	0
29	-28299	-37732	4446	5929	127	-6401	-15612	970	2365
30	0	0	0	0	128	22625	41897	-3695	-6843
31	1958	1088	-293	-163	129	55564	80528	-8278	-11997
32	13	15	-2	-2	130	0	0	0	0
33	-1086	-835	153	118	310	-15984	-11100	2374	1649
34	-1142	-1586	165	229	311	1032	2517	-171	-417
35	14	23	-2	-3	312	21205	10244	-3231	-1561
36	1032	688	-142	-95	313	-9687	-23606	1449	3533
37	41	27	-6	-4	314	32	47	-5	-7

表 6-18 模型板的最大剪切应力和剪流

元素	机翼向上弯曲		机翼向下弯曲		元素	机翼向上弯曲		机翼向下弯曲	
	最大剪切应力 / (lbf/in ²)	最大剪流 / (lbf/in)	最大剪切应力 / (lbf/in ²)	最大剪流 / (lbf/in)		最大剪切应力 / (lbf/in ²)	最大剪流 / (lbf/in)	最大剪切应力 / (lbf/in ²)	最大剪流 / (lbf/in)
50	5886	538	879	137	64	18721	1198	2833	181
51	2993	464	473	73	150	1367	213	223	35
52	4750	323	700	48	151	6843	1060	1017	157
53	8330	3748	1264	569	152	3448	221	546	35
54	12399	1934	1890	295	320	9034	1807	1365	273
55	4848	756	742	116	321	35180	1794	5316	271
56	35921	5604	5442	849	70	10584	(i)	1598	(i)
58	8018	1251	1211	189	170	9998	(1)	1527	(1)
59	5374	838	212	127	330	8023	(1)	1186	(1)
60	6627	331	957	48	331	8068	(1)	1175	(1)
61	538	27	77	4	332	8524	(1)	1279	(1)
62	16004	1024	2423	155	333	16392	(1)	2400	(1)
63	0	0	0	0					

在最后的结论中, 由计算模型对现有机翼的分析所得到的应力水平超过了在 $\eta = 0.91$ 位置的 KC-135 飞机所分析的机翼允许的应力值, 因此要修改机翼外段结构以满足翼梢小翼的安装。基于静定要求, 在上、下梁弦杆的最大拉伸允许值为 $6600\text{lb}/\text{ft}^2$, 在前、后梁弦杆的最大压缩允许值为 $25000\text{lb}/\text{ft}^2$, 后梁的上端为 $40000\text{lb}/\text{ft}^2$, 前梁的上端为 $39000\text{lb}/\text{ft}^2$ 。

十二、重量估算

对机翼修形、翼梢小翼与机翼之间连接件和翼梢小翼结构作了初次重量估算, 以便为最初的颤振分析作准备。初次估算的翼梢小翼重量为 141.3lb , 与机翼翼尖修形有关的重量为 50.1lb 。接着完成了结构设计和布置图。在初次重量估算的基础上不断细化而达到更详细和精确的重量估算值, 见表 6-19。表中给出了增加的飞机重量和配套件重量。配套件重量包括全部新结构的重量和在修形区经反复修改的结构重量。这些重量是为满足估算配套件和装配件的成本所要求的。在气动力性能分析中也要用到增加的这些重量。

表 6-19 重量总计

飞机增加重量的部件	重量/lb	飞机增加重量的部件	重量/lb
翼尖安装, 0° 安装角	92	翼尖安装, $0^\circ \pm 2^\circ$ 安装角	167
机翼修形	204	机翼修形	364
最终组装	296	最终组装	296
飞机增加的总重量	592	飞机增加的总重量	827

十三、颤振分析

首先完成了对 KC-135A 飞机每侧翼尖 ($\text{WBL} \pm 780$) 装翼梢小翼的初步颤振分析, 得到了包括翼梢小翼在内的飞机颤振边界敏感性的初步分析数据。

在总重构型为 245300lb 时进行对称和反对称分析, 这代表了 KC-135A 飞机 5.1h 的组合任务的最初巡航阶段。选择这种构型作分析是因为过去的颤振飞行试验曾指出, 当机翼油箱满油或接近满油时气动弹性阻尼最低。颤振分析状态包括 21500ft 和 29000ft 两个高度, 其说明如图 6-34 所示。图 6-35 所示为 KC-135A 飞机的翼梢小翼, 假定其为刚性的。在分析中包括了翼梢小翼的重量 141.3lb 和翼尖修形的重量 50.1lb 。翼梢小翼重心位于 BS 1234、 $\text{WBL} \pm 780$ 和 $\text{BWL}300.926$ (即在机翼弦平面 $\text{WBL} \pm 780$ 以上 39.0in)。

表 6-20 说明所使用的燃油状态。表 6-21 描述了完整的构型分析, 它包括翼梢小翼重量、翼梢小翼重心位置、翼梢小翼频率和飞机飞行高度的变化。

图 6-36 所示为颤振速度对翼梢小翼重量的关系曲线。图中表明, 两个高度的颤振速度都大于 $1.15V_D$ (1.15 倍设计速度), 结果还包括名义结构阻尼值 ($g=0.015$)。

图 6-37 所示为颤振速度对翼梢小翼重心位置的关系曲线。由图可看出, 翼梢小翼重心位置对颤振速度影响不大。

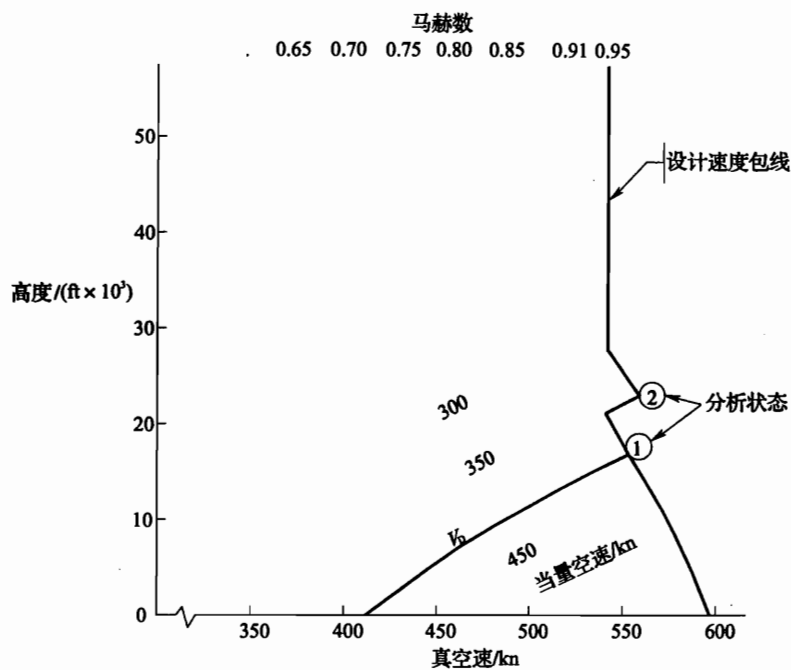


图 6-34 颤振分析状态

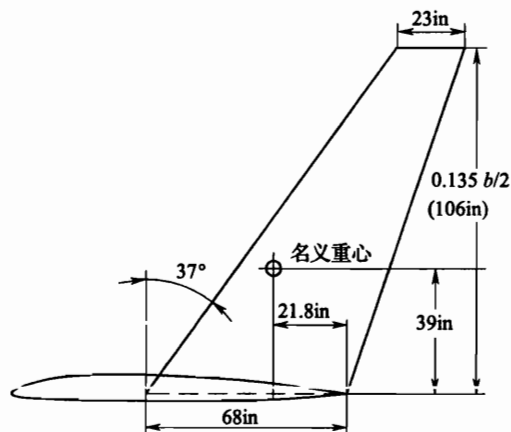


图 6-35 名义的 KC-135A 飞机翼梢小翼

表 6-20 燃油状态

油箱	前机身	后机身	上层舱	中央翼	内侧主油箱	外侧主油箱	外侧备用
占全部的百分比/%	13.23	22.67	0.14	23.40	19.26	17.30	4.00
重量/lb	18661.0	31982.0	200.0	33000.0	27166.0	24398.0	5642.0

表 6-21 分析构形

构形号	飞行高度/ (ft × 10 ³)	对称	不对称	翼梢小翼重量/lb	翼梢小翼重心位置	翼梢小翼频率/Hz
1	29.0/21.5	×		0.0	—	—
2			×	0.0	—	—
3		×		141.3	名义	刚性
4			×	141.3	名义	刚性
5		×		200.0	名义	刚性
6		×		300.0	名义	刚性
7			×	200.0	名义	刚性
8			×	300.0	名义	刚性
9		×		141.3	15in 前	刚性
10		×		141.3	15in 后	刚性
11			×	141.3	15in 后	刚性
12			×	141.3	15in 后	刚性
13	21.5	×		141.3	名义	5.0
14	21.5	×		141.3	名义	10.0
15	21.5		×	141.3	名义	5.0
16	21.5		×	141.3	名义	10.0

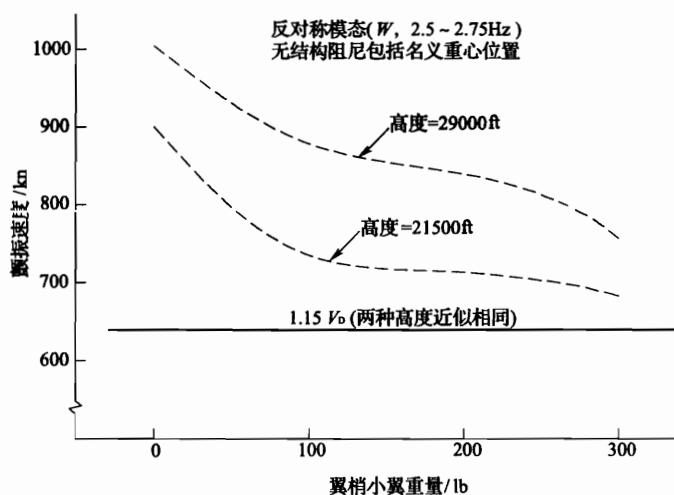


图 6-36 反对称颤振边界对翼梢小翼重量的关系曲线

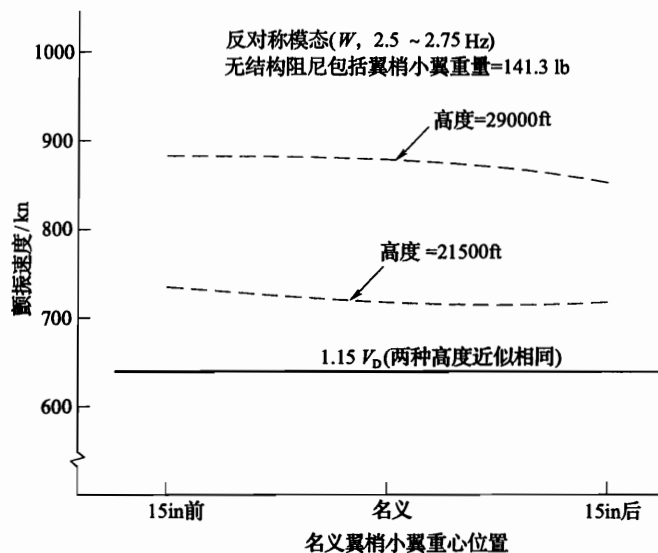


图 6-37 反对称颤振边界对翼梢小翼重心位置的关系曲线

图 6-38 所示为颤振速度对翼梢小翼频率的关系曲线（飞行高度为 21500ft），翼梢小翼频率为 5Hz、10Hz 和刚性翼梢小翼，该图说明翼梢小翼频率对颤振速度的影响不大。可以预料，翼梢小翼的实际频率将大于 5Hz。

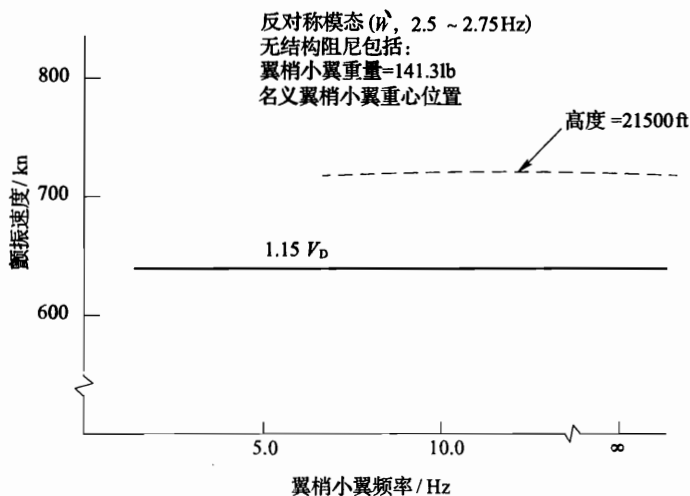


图 6-38 反对称颤振边界对翼梢小翼频率的关系曲线

十四、对 KC-135 飞机装翼梢小翼的设计评价

1. 翼梢小翼对 KC-135 飞机总阻力的影响

在飞行状态为 $Ma0.77$, $C_L=0.426$ 情况下, 由翼梢小翼引起的对 KC-135 飞机总阻力的变化可由诱导阻力的变化、翼梢小翼废阻力的变化和机翼废阻力的变化总和来决定。

其表达式为

$$\Delta C_{D_{\text{翼梢小翼}}} = \Delta C_{D_i} + \Delta C_{D_{P_{\text{翼梢小翼}}}} + \Delta C_{D_{P_{\text{机翼}}}}$$

式中: $\Delta C_{D_i} = -0.00155$;

$\Delta C_{D_{P_{\text{翼梢小翼}}}} = 0.00021$;

$\Delta C_{D_{P_{\text{机翼}}}} = -0.00034$ (对应低巡航迎角, 不包括发生在机翼外侧部分高局部迎角引起的)。

飞机不装翼梢小翼时 $C_D = 0.024$

总阻力降低百分数为

$$\frac{-0.00168}{0.024} \times 100 = -7.0\%$$

图 6-39 所示为 KC-135 飞机的计算和试验的 $\Delta C_{D_{\text{翼梢小翼}}}$ 。从该图可以看出, 计算和试验值的一致性极好的。

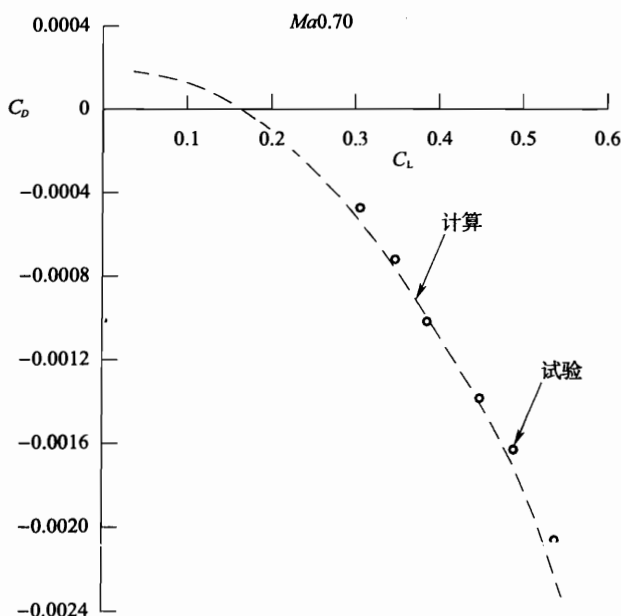


图 6-39 KC-135 飞机翼梢小翼计算阻力增量与试验值的比较

翼梢小翼引起 KC-135 飞机总阻力减小的百分比如图 6-40 所示。从该图可看出, KC-135 飞机加装高度为机翼半翼展的 13.5% (9ft) 的翼梢小翼所引起的总阻力值的变化, 其计算和试验数据是一致的。当巡航 $C_L = 0.45$ 时, 翼梢小翼引起诱导阻力的减小可使飞机总阻力降低 6.5%。

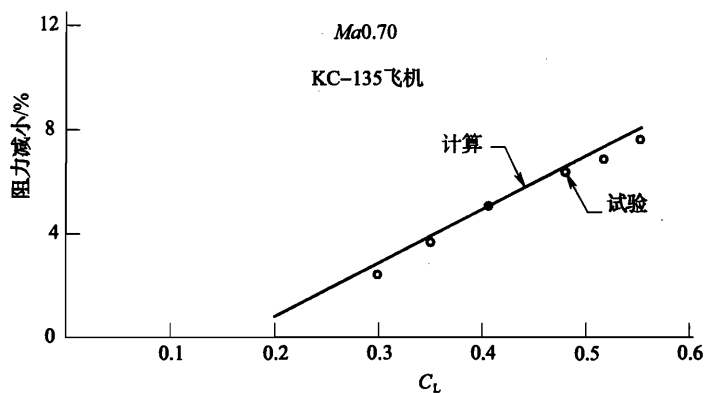


图 6-40 由翼梢小翼引起的飞机阻力减小的百分数

图 6-41 所示为 KC-135 飞机加装翼梢小翼后机翼根部所需增加的弯曲力矩。当巡航 $C_L=0.45$ 时，翼梢小翼使机翼根部弯曲力矩增加 3.1%，这就会引起飞机空重的增加。

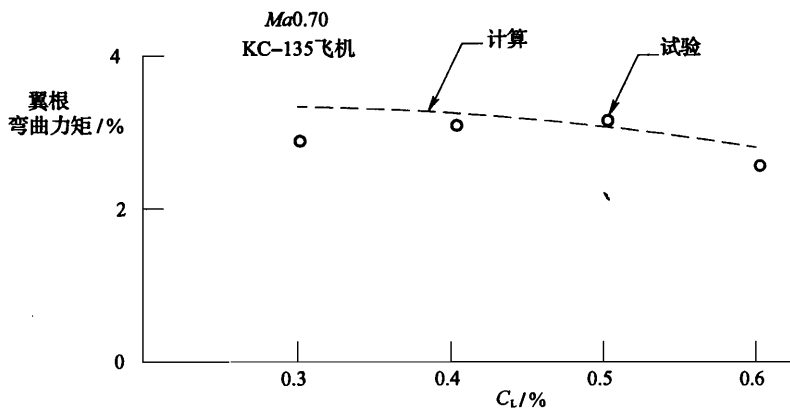


图 6-41 由翼梢小翼引起的弯曲力矩增量的百分数

2. 翼梢小翼对 KC-135A 飞机的抖振边界及阻力发散马赫数的影响

KC-135A 飞机装翼梢小翼后的初始抖振和阻力发散马赫数的边界，如图 6-42 所示。

图 6-43 (a) 所示为马赫数从 0.5 到 0.8 时初始抖振升力系数 $C_{L_{\text{初抖振}}}$ 的增量为 1.6%~5.2%。图 6-43 (b) 所示为当升力系数从 0.2 到 0.7 时，阻力发散马赫数 Ma_{DD} 的增量为 0.4%~0.8%。

3. 飞机性能的改善

KC-135 飞机装翼梢小翼后性能改善（最大航程巡航状态）见表 6-22 和图 6-44。

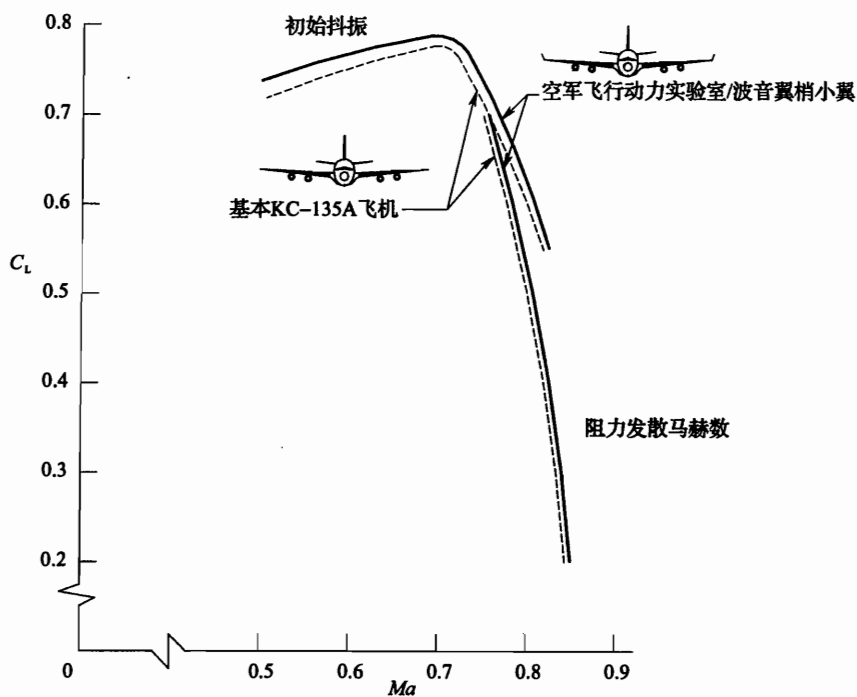
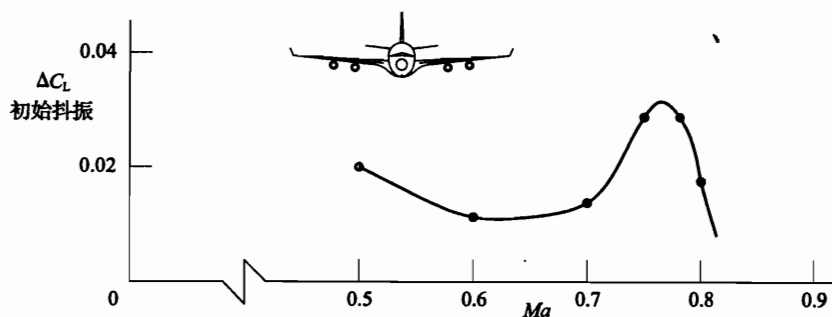
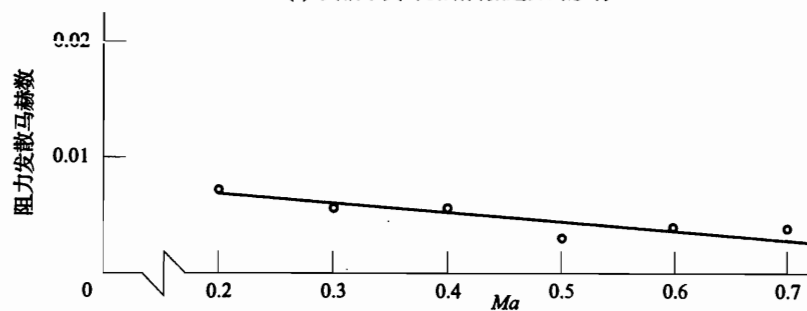


图 6-42 翼梢小翼对 KC-135A 飞机初始抖振和阻力发散边界的影响



(a) 翼梢小翼对初始抖振边界的影响



(b) 翼梢小翼对阻力发散马赫数的影响

图 6-43 KC-135A 飞机高速边界的变化

表 6-22 KC-135 飞机装翼梢小翼后性能改善情况

	马赫数	l/D	MaL/D	航程/n mile
KC-135 (基本)	0.77	17.8	13.7	8065
KC-135 (装翼梢小翼)	0.774	19.2	14.9	8720
相对基本 KC-135 的百分数变化	—	+7.8%	+8.4%	+8.1%

注：总重 210000lb。

航程改善 +8.1%
 使用空重增加 (592lb) -0.6%
 航程增加 +7.5%

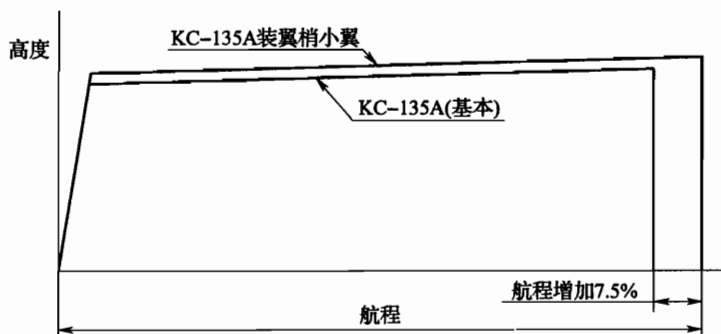


图 6-44 翼梢小翼对航程的影响

第二节 DC-10 飞机加装翼梢小翼

DC-10 飞机属于第二代喷气式运输机，是最早采用翼梢小翼的民航机。虽然第一代喷气式运输机波音 707 的前身空中加油机 KC-135 装翼梢小翼的效果很好，但在 DC-10 飞机上装翼梢小翼的效果却需要研究，因为两代飞机的机翼设计思想不同。

DC-10 飞机装翼梢小翼的计划实施考虑了详细设计、翼梢小翼制造、飞机准备（包括机翼结构改装、安装、地面试验和飞行试验以及飞机返回到航线服务前的整形）。

详细设计的专门部分包括载荷和准则分析、结构设计、应力分析和颤振分析。

飞机评估计划利用道格拉斯公司申请的飞机进行。从美国大陆航空公司租借来一架 DC-10 飞机做飞行试验机，从 1981 年 4 月开始到同年 11 月底结束。不装翼梢小翼飞了 12 次，装翼梢小翼飞了 49 次。当计划完成后，该飞机经整形再回到航空公司作航线飞行。

一、翼梢小翼构型

DC-10 飞机的翼梢小翼是把 R. T. 惠特科姆设计的翼梢小翼作了改型, 具体尺寸如图 6-45 所示。

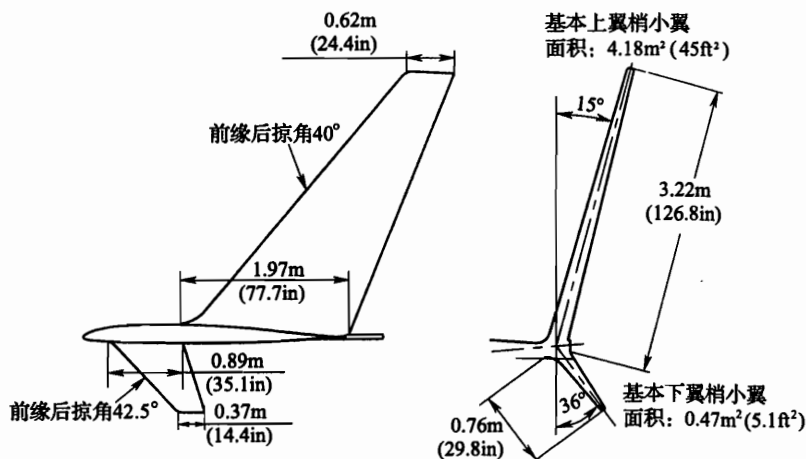


图 6-45 DC-10 飞机翼梢小翼几何外形

图 6-45 上的翼梢小翼有一个 -2° 的安装角 (相对机身轴线), 而下翼梢小翼的安装角为 0° , 上、下翼梢小翼都没有扭转。

翼梢小翼在飞机上的布局如图 6-46 所示。

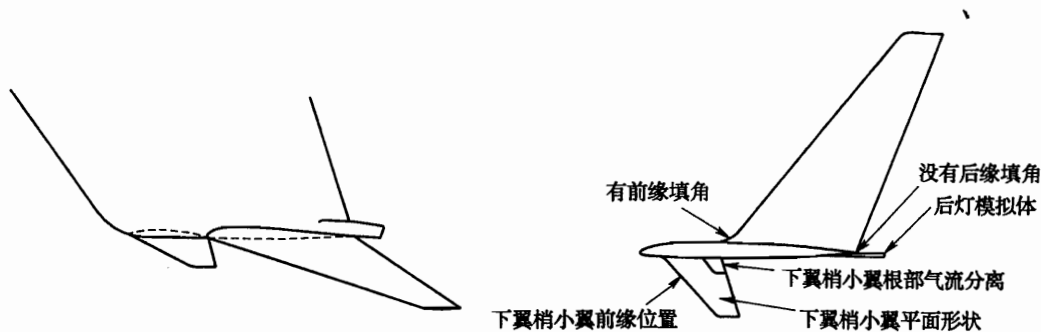


图 6-46 翼梢小翼在飞机上的布局

风洞模型制造外形反映的是 $1g$ 飞行状态, 它与型架外形的气动弹性扭转是不同的。翼梢小翼在飞机上安装的几何图形是确定的。图 6-47 所示为翼梢小翼的巡航外形和型架外形的区别。

二、结构设计准则

为了飞行试验完成后使飞机用很少的整形就能很快返回到航线服务, 因此决定飞机应飞速度、总重、重心限制以及过载就刚好满足计划目标。飞机构型要求是由试验飞机的说明书得到的。这些考虑的结果, 包线限制 (见图 6-48) 应用了机动包线 (见图 6-49)。

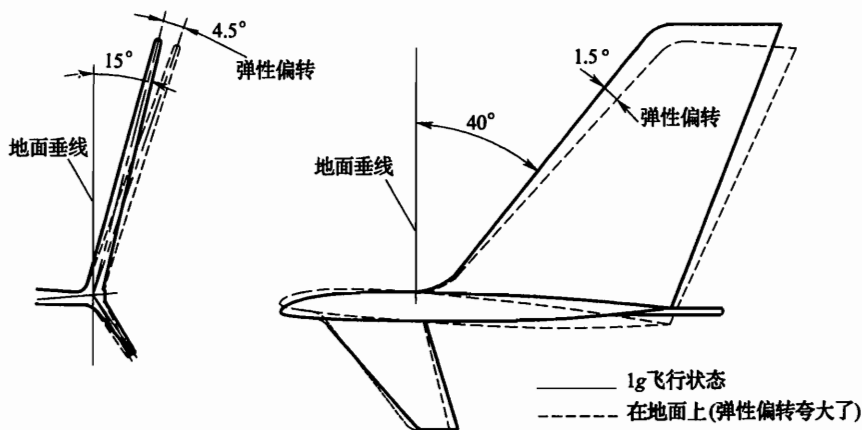


图 6-47 计及翼梢小翼弹性偏转的外形图

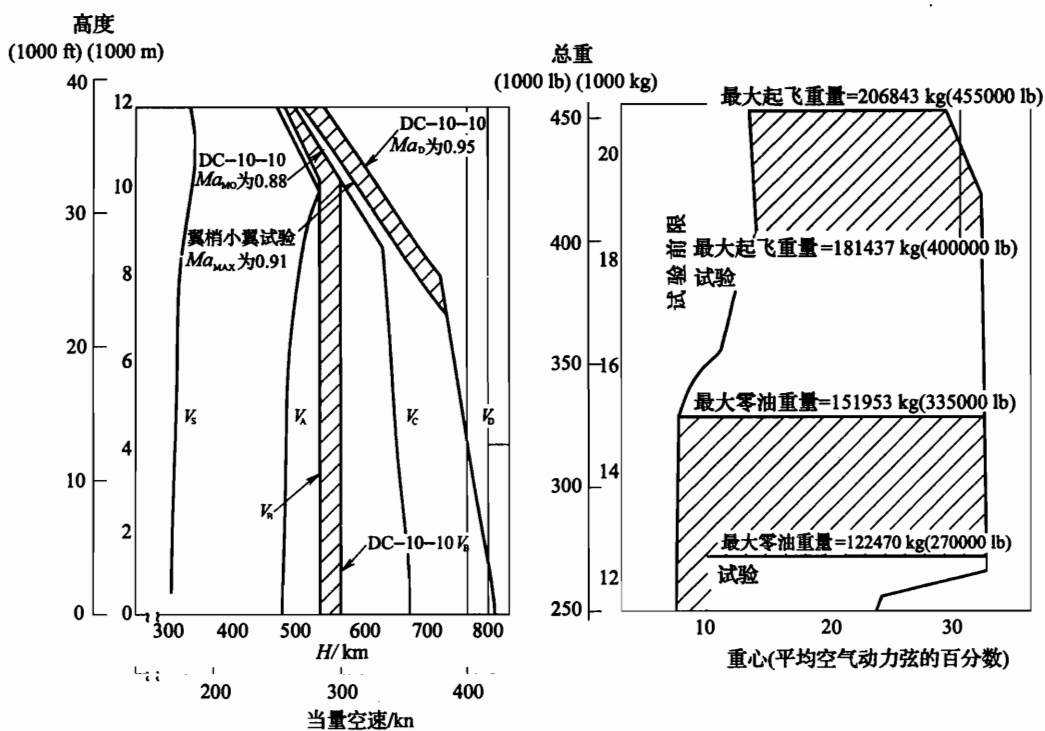


图 6-48 包线限制

美国联邦航空条例 FAR-25 部中的静强度要求 ($2.5g$ 限制) 控制着翼梢小翼的设计以及它在机翼上的安装。在新的结构中这种设计要求提供了基本的安全余量。对净空大气扰动阵风强度的设计水平应包括在设计中。

设计翼梢小翼要应用特殊准则, 以便在有飞行偏差情况下保证空气动力数据的质量。直到最大 $1g$ 巡航状态, 避免翼梢小翼蒙皮产生弹性扭曲。

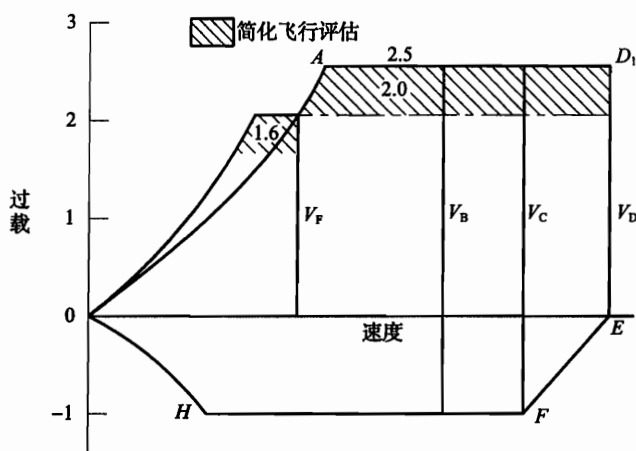


图 6-49 机动包线

由于限制了飞行试验时间，在翼梢小翼飞行试验阶段不考虑疲劳。但是，当试验完成后对飞机作整形返回航空公司时，假定飞机具有满意的疲劳寿命。

三、预测飞行载荷

翼梢小翼上的载荷是采用理论数据和风洞试验数据来估算的。把估算的外部载荷、合力和力矩用到已服役的飞机机翼结构的气动弹性模型中去。另外，还估算了翼梢小翼对机翼展向载荷分布的影响。

在估算法向力（翼梢小翼上力的主要分量）时，考虑了可选用的几种方法，如图 6-50 所示。估算法向力的第一种方法是采用线性（涡格）理论，但当风洞试验数据成为可用时，这种线性理论估算法就显得太保守了。线性风洞数据是在典型的巡航升力系数下得到的，而要得到较低迎角和较高迎角的法向力系数，应采用外插线性的方法。下面的非线性风洞数据（见图中虚线）由于在较高迎角时翼梢小翼上出现了严重的气流流动分离，表明了卸载的影响，这些数据是在广泛的迎角和侧滑角范围试验

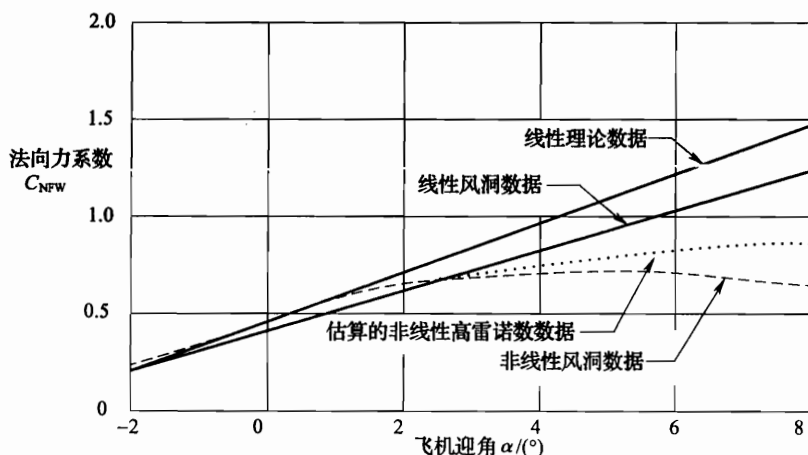
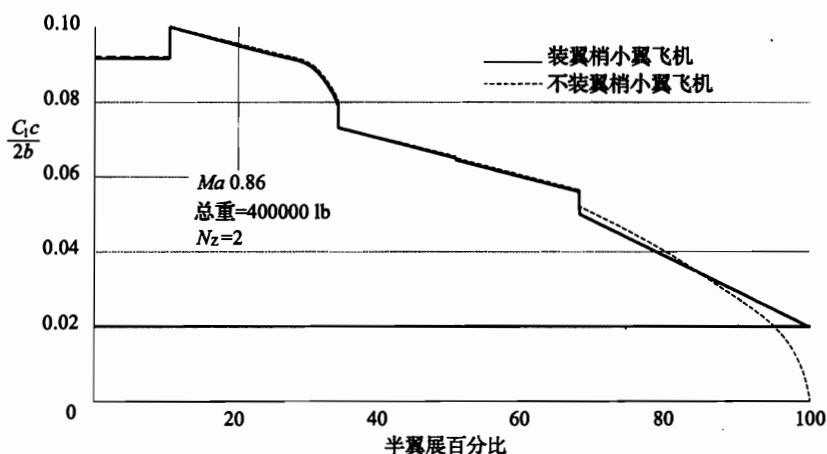


图 6-50 选择翼梢小翼设计载荷可选用的几种方法

其马赫数直到 0.95 而得到的, 风洞试验结果使数据成为可用的了。图 6-50 中用小圆点表示的曲线是考虑了雷诺数的影响而分析得到的非线性数据; 但是, 对应于较高迎角, 经调整的非线性系数仍低于线性的风洞试验系数。所以, 在载荷估算中, 为了保守起见, 在较高迎角时, 就采用线性风洞数据。相反, 在较低的迎角范围内, 就采用非线性风洞数据。

由于翼梢小翼的存在, 改变了机翼展向升力分布, 采用非平直涡格法技术来估算其变化, 估算装和不装翼梢小翼的升力分布。如图 6-51 所示为机翼上装和不装翼梢小翼的展向升力分布的比较。图中数据的不连续性是与机翼下吊挂发动机短舱有关。



注: $C_l c / 2b$ 为展向载荷系数, 等于剖面升力系数乘局部弦长除以机翼翼展。

图 6-51 典型估算的机翼展向升力分布

四、结构描述

为飞行试验设计的结构由上翼梢小翼、下翼梢小翼和附于机翼翼盒的延伸段所组成 (如图 6-52 所示)。另外, 还要加强机翼翼盒上表面蒙皮段。

翼梢小翼结构如图 6-53 所示。上翼梢小翼设计成具有普通铝合金构成的主结构, 它有前梁、后梁、蒙皮和肋。机翼翼盒延伸段的前梁和后梁分别与翼梢小翼的前梁和后梁连接在一起, 即翼梢小翼的后梁铰接于机翼的后梁上。另外, 通过外部铰接板和内部安装把蒙皮、加强件铰接起来。新的延伸段由普通铝合金结构的蒙皮和肋构成。机翼翼盒延伸段的前缘和后缘是经过修形的生产件。上翼梢小翼和翼尖延伸段之间的连接为光滑配合, 在它的后端有一个安装后缘位置灯的光滑体。不操作的灯安装在这个位置, 要操作的翼尖灯安装在每一个翼尖前缘位置。

每一个下翼梢小翼只用一根铝合金梁。其蒙皮由玻璃钢纤维环氧树脂布层压制而成。这种材料也使用在上翼梢小翼的前缘、后缘和新机翼翼盒延伸段的翼尖。上翼梢小翼前缘组件连接光滑并且模拟翼尖后缘灯外形。上、下翼梢小翼的翼尖采用硬红木制成。

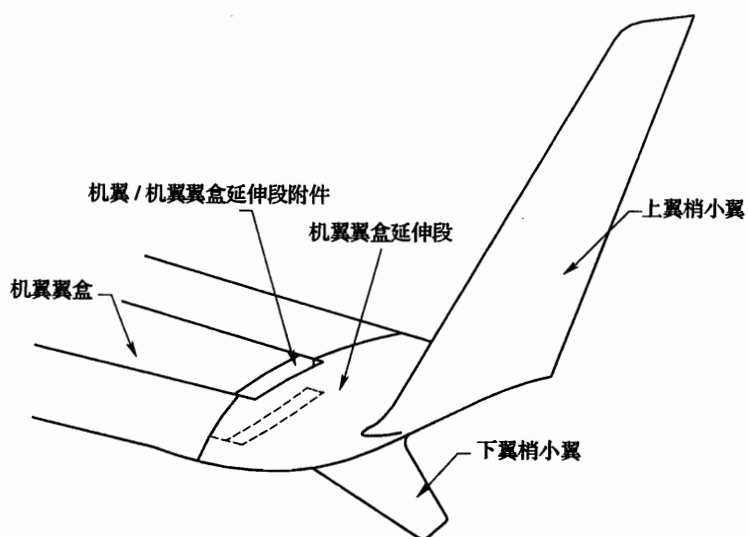


图 6-52 翼梢小翼部件的安装

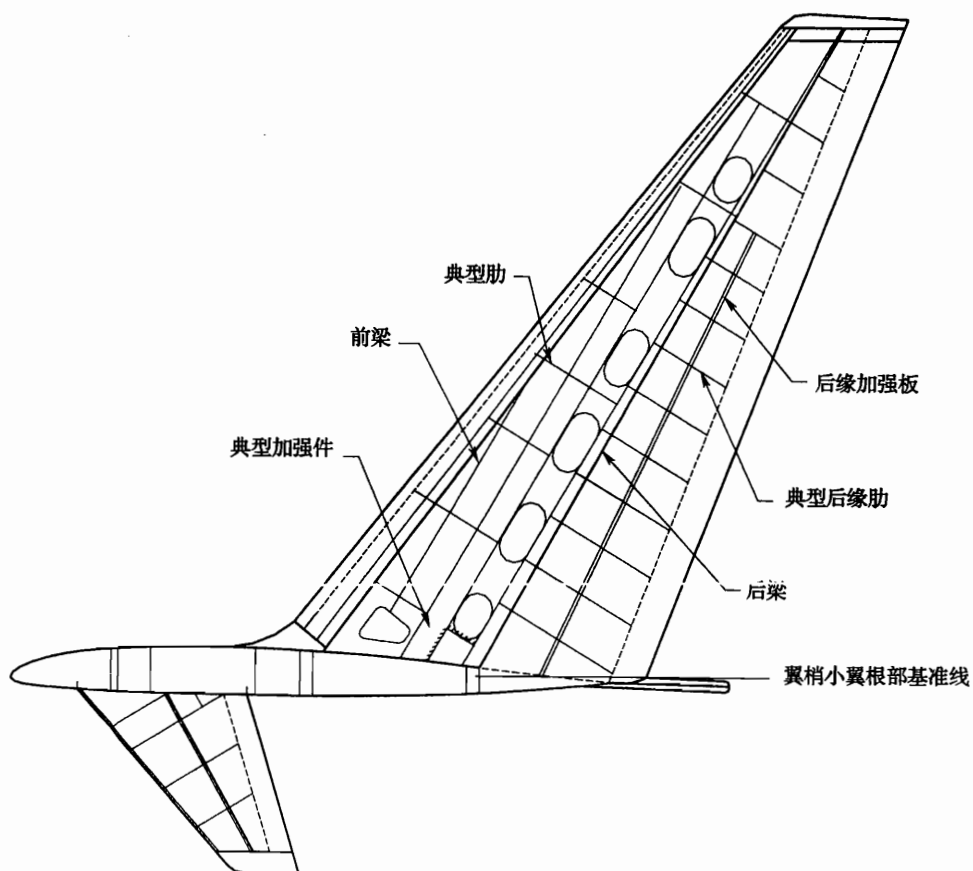


图 6-53 翼梢小翼结构构型

机翼的加强如图 6-54 所示。上表面翼段用角件附于肋（参考数从 737.6 到 1042.3）之间的加强件（从 S_1 到 S_{22} ）上。加强影响区近似为机翼翼盒延伸段参考站位 $X_w 912.4$ 以内 7.6m (300in)。一般来说，加强形式为简单角件。在延伸附件区域，是用更基本的角件和双角件来加强。

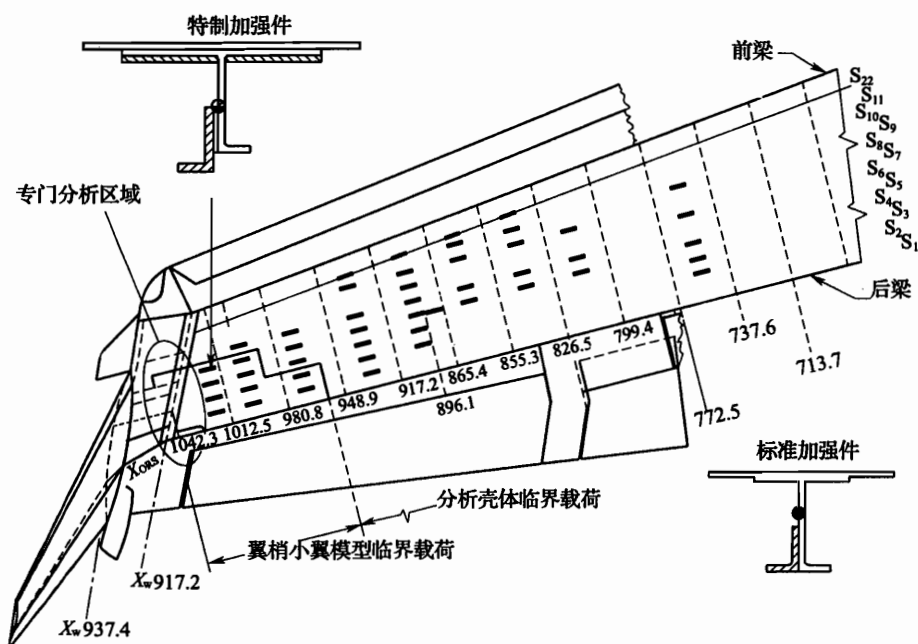


图 6-54 机翼加强件——上翼面

五、应力分析

用有限元计算模型来分析上翼梢小翼、机翼翼盒延伸段和从翼尖起向内长度近似为 4 倍机翼翼尖弦长的结构应力。

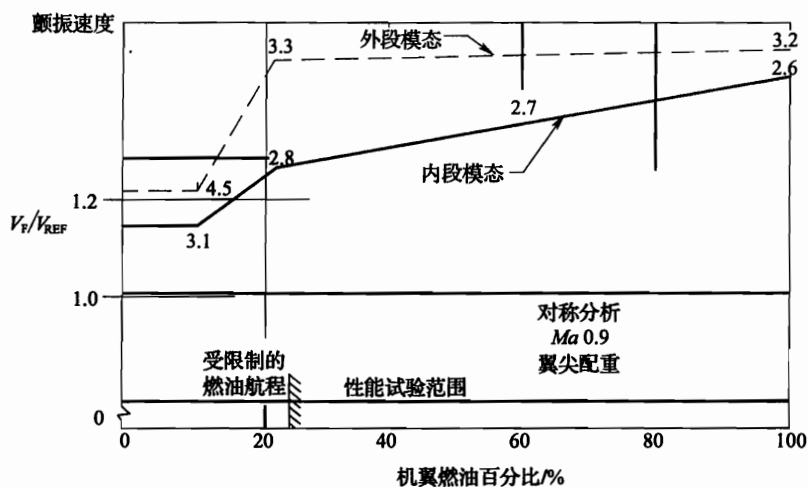
六、颤振分析

对于 3Hz（内侧端）和 4.5Hz（外侧端）模态附加质量配重的颤振速度，如图 6-55 所示。

在全部燃油状态，颤振速度都大于 $1.2V_{REF}$ 。但是，对于 3Hz 模态，燃油载荷大约在 15% 以上，颤振速度才大于 $1.2V_{REF}$ 。对于燃油载荷低于 12% 时，附加翼梢小翼后，对 3Hz 机翼模态的影响是使颤振速度减小到 $1.09V_{REF}$ 。另外，对 4.5Hz 颤振模态的影响是使最小颤振速度为 $1.4V_{REF}$ 。因为预测了翼梢小翼的这些不利影响，所以要在每一个机翼翼尖安装 226.80kg (500lb) 的质量配重，才能保证飞行试验有合适的颤振余量。

装翼梢小翼构型 1 的飞机其频率和阻尼数据分别如图 6-56 和图 6-57 所示。

从图 6-56 可以看出，在高马赫数时，测量的阻尼要比预测的阻尼小一些。图中纵坐标 C/C_c 表示阻尼比，其中 C_c 是临界阻尼。



注: V_F —设计颤振速度, V_{REF} —对应于 $Ma\ 0.9$ 的参考速度。

图 6-55 装翼梢小翼后预测的颤振速度对机翼燃油的曲线

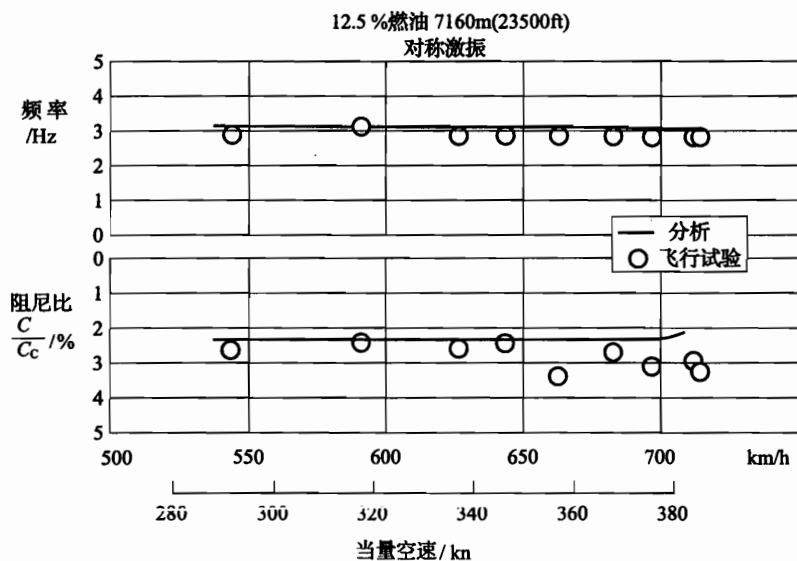


图 6-56 3Hz 模态的频率和阻尼特性 (由翼尖法向加速度决定)

从图 6-57 可以看出 4.5Hz 模态对颤振速度的影响。由于预测值和测量值之间有 $1.5\% C/C_c$ 之差, 预测的阻尼小于 1.5% , 也就是使颤振速度减小 1.5% , 但是减小后的颤振速度仍然在 $1.2V_D$ 之上 (V_D 为俯冲速度)。

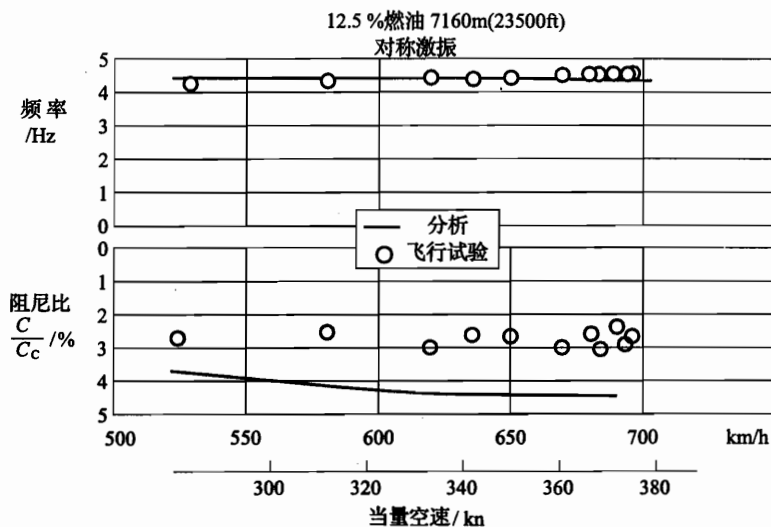


图 6-57 4.5Hz 模态的频率和阻尼特性 (由翼梢小翼纵向加速度决定)

七、载荷测量

载荷测量的结果指出:

- (1) 测量的翼梢小翼法向力近似等于预测的水平。
- (2) 翼梢小翼法向力系数随飞机迎角的变化和预测的相一致 (如图 6-60 所示)。
- (3) 气动弹性的影响明显显示出来了。对于一个给定的迎角, 与 1g 飞行水平相比, 1.6g 机动产生较低的法向力系数。也就是说在较高的过载水平, 随迎角的变化率是低的, 这种气动弹性的影响在载荷分布中是要考虑的。

(4) 无校准的机翼应变仪数据与不装翼梢小翼的飞机数据相比, 证实增加弯曲的总水平与装翼梢小翼有关。由翼梢小翼向内作用的载荷和机翼后掠引起的水平弯曲效应也是明显的。

图 6-58 所示为翼梢小翼展向三个站位上所测得的压力分布 ($Ma0.82$, $C_L=0.50$, 有下翼梢小翼)。从图中可以看出有大的前缘吸力峰, 导致出现强激波, 特别是翼展外侧。在 12.5% 站位, 压力分布的两种测量结果非常一致。而在 80% 站位, 出现了较强激波, 它对翼梢小翼的巡航性能可能是不利的。由于有较高的翼梢小翼载荷, 激波损失抵消了诱导阻力改善带来的好处。

翼梢小翼展向载荷和法向力系数如图 6-59 和图 6-60 所示, 从风洞到飞行的吸力峰压力可能是不同的。展向载荷和法向力系数的水平和随飞机升力系数的变化两种测量结果是非常一致的。

图 6-61 所示为飞行试验和风洞试验中测量的翼尖剖面载荷, 两者非常一致。

图 6-62 所示为 DC-10-10 飞机和 DC-10-30/40 飞机的机翼展向载荷分布。DC-10-10 飞机的机翼翼尖延伸翼展的 6.4% 就是远程型 DC-10-30/40 飞机的机翼。这也说明翼尖延伸对载荷分布的影响。

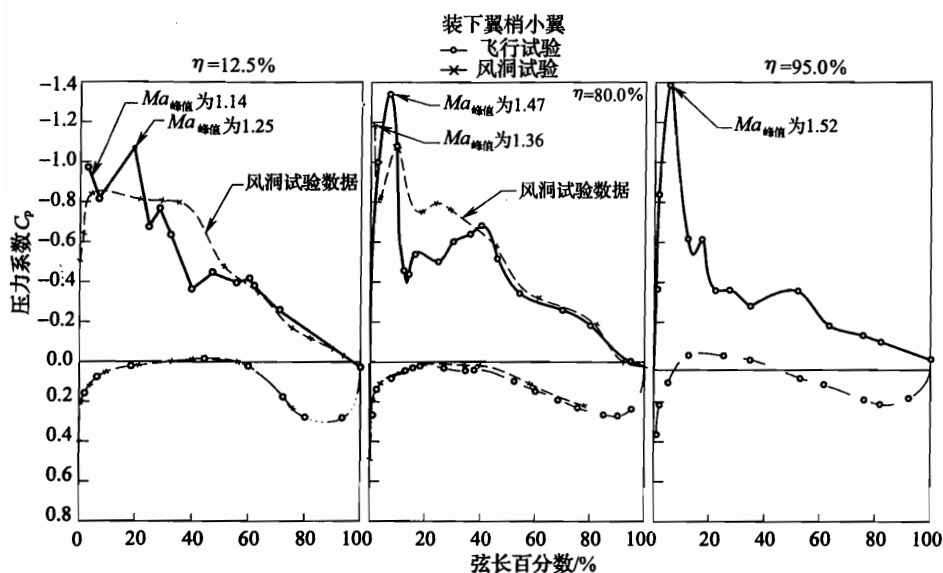


图 6-58 在巡航时翼梢小翼上的压力分布

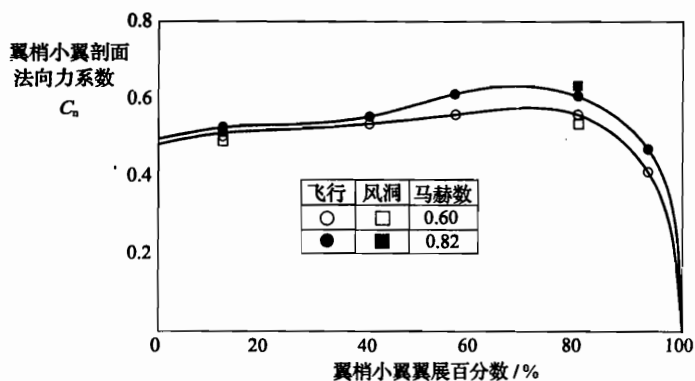


图 6-59 在巡航时翼梢小翼的展向载荷

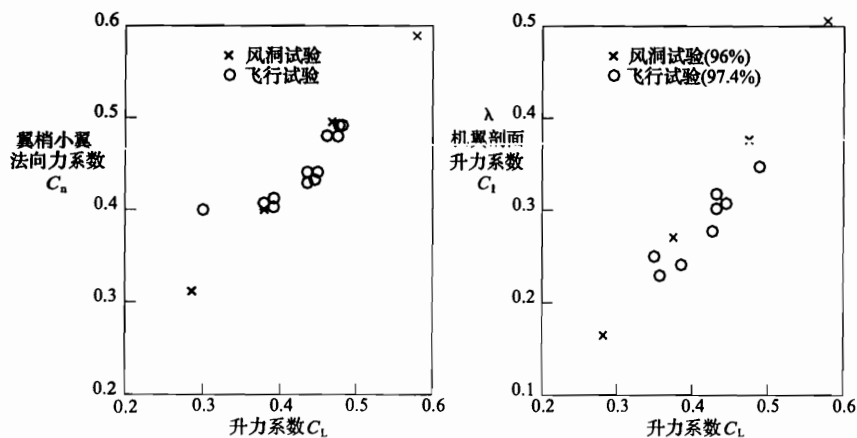


图 6-60 在巡航时翼梢小翼和机翼翼尖载荷

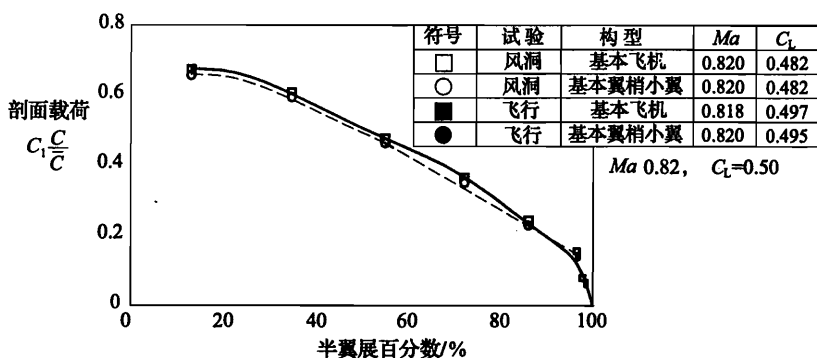


图 6-61 基本翼梢小翼对机翼展向载荷的影响——飞行试验和风洞试验结果

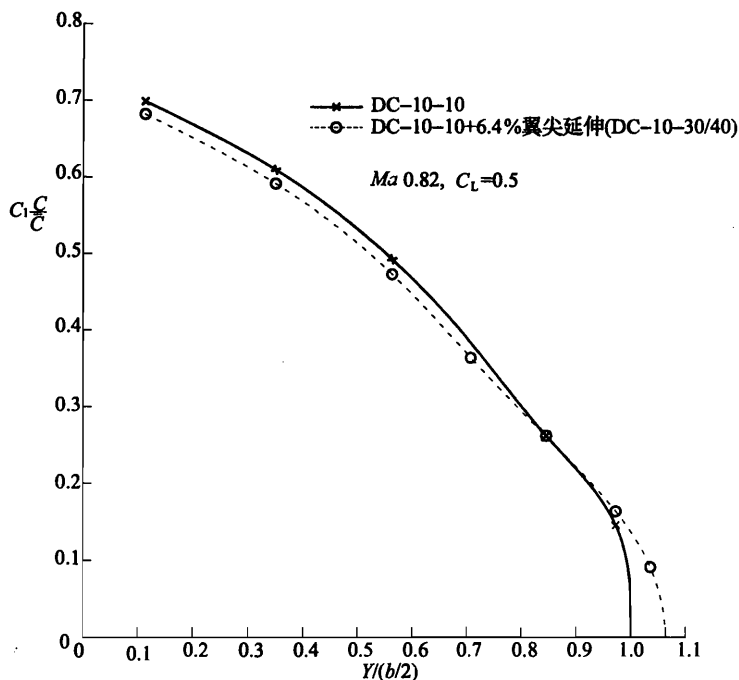


图 6-62 DC-10-10 飞机和 DC-10-30/40 飞机的机翼展向载荷分布的比较

八、低速抖振

在最初的翼梢小翼飞行试验阶段，为了解决低速抖振问题，发展了大量的构型（如图 6-63 所示）并进行了飞行试验，有几个构型达到了可接受的低速抖振特性。当上、下翼梢小翼装上市后，使低速阻力有较大减小。为了在巡航和低速飞行范围使阻力有较大减小，又装上了下翼梢小翼。

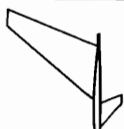
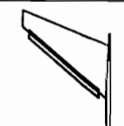
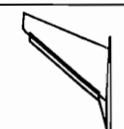
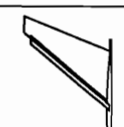
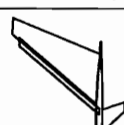
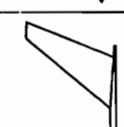
构型编号	1	2	3	4、5	6、8	7	9	10	11	12
图形										
描述	在最初设计的基本上,装下翼梢小翼	在构型1中,将上翼梢小翼前缘加偏转 50° 的克鲁格襟翼	在构型2中,去掉下翼梢小翼	在构型3中,加1号后掠背鳍。它从翼尖灯后部开始到克鲁格襟翼下部	基本的上翼梢小翼,前缘克鲁格襟翼延伸到机翼翼尖	在构型6的基础上加下翼梢小翼,克鲁格襟翼偏 40°	去掉构型1的下翼梢小翼	在构型1的基础上加2号大后掠背鳍,从翼尖灯后部开始至上翼梢小翼 37% 翼展。在 37% 翼展以上为修形下垂前缘翼型	去掉构型10的下翼梢小翼	在构型10中去掉修形翼型并在2号大后掠背鳍上装克鲁格襟翼
					克鲁格襟翼偏度		克鲁格襟翼偏度			
					构型左		构型右			
					编号	左	右	编号	左	右
					4	50°	50°	6	45°	40°
				5	45°	40°	8	40°	40°	
飞行编号	A13 · A26	A27	A28	4: A29 5: A30	6: A30 8: A33 · A41	A32	A42 · A46	A47	A48	A49

图 6-63 翼梢小翼的构型识别 (翼梢小翼的飞行计划)

图 6-63 中描述了 12 种翼梢小翼构型：

(1) 构型 1 是原始翼梢小翼（见图 6-45）。

(2) 构型 2 是在构型 1 的基础上在上翼梢小翼的前缘加克鲁格襟翼。

(3) 构型 3 是在构型 2 的基础上去掉下翼梢小翼。

(4) 构型 4 和 5 是在克鲁格襟翼下部（上翼梢小翼 8% 翼展处）与翼尖前灯后之间的上翼小翼前缘后掠角增大（称 1 号），相当于飞机垂直尾翼的背鳍。它用平板制造，尖前缘而且忽略了厚度。

(5) 构型 6 和 8 是把构型 3 上的克鲁格襟翼延伸到上翼梢小翼根部（见图 6-64）。实际上在克鲁格襟翼的下部加 0.61m (24in)。

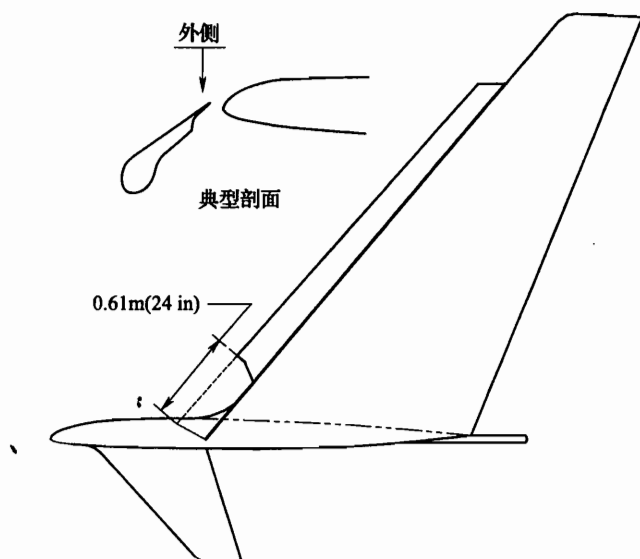


图 6-64 上翼梢小翼的前缘克鲁格襟翼的几何外形

(6) 构型 7 是在构型 6 上把下翼梢小翼装上。

(7) 构型 9 是把构型 1 的下翼梢小翼去掉。

(8) 构型 10 是在构型 1 上加大上翼梢小翼前缘后掠角（称 2 号），范围从上翼梢小翼根部起至 37% 翼展。这类似于垂直尾翼大背鳍。它是在金属平板构架上用玻璃纤维和泡沫制造的，并对翼梢小翼翼型作了修形。

(9) 构型 11 是在构型 10 上去掉下翼梢小翼。

(10) 构型 12 是在构型 10 上去掉修形翼型，并把克鲁格襟翼装在 2 号前缘大后掠角上面。

颤振计划后的第一次飞行（A-17）决定作翼梢小翼构型 1 的流动显影和抖振评估，任何潜在的低速问题希望早作决定，特别是因为风洞研究已指出可能的气流分离早于机翼失速。对于低于临界迎角状态，速度为 $1.2V_{\min}$ ，除了翼梢小翼后缘有局部展向流外，在机翼和翼梢小翼上气流是顺流的。在 $1.2V_{\min}$ 状态，大的展向流发展了，超

过 V_2 状态, 但早于失速, 在翼梢小翼和机翼上局部地方已存在分离流。

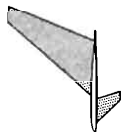
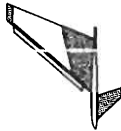
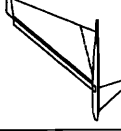
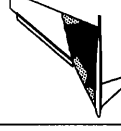
在飞行试验期间, 抖振分别发生在 $1.2V_{\min}$ 和 $1.3V_{\min}$ 的临界起飞和着陆状态。从 DC-10 飞机的座舱中作了流动显影观察, 有一架跟踪飞机指出, 在上、下翼梢小翼吸力一边抖振对应于完整的分离流。分离流是逐渐发展的。对于速度为 $1.5V_{\min}$ 的升力状态, 这些地方就没有抖振。尽管在下翼梢小翼上大约有 70% 的地方出现了气流分离, 但上翼梢小翼上没有出现气流分离。当飞行速度减小时, 气流分离从下翼梢小翼发展到上翼梢小翼的根部区域, 直到速度为 $1.2V_{\min}$ 时, 在上翼梢小翼上的气流分离更加严重。在驾驶舱内已感受到一种不可接受的抖振。抖振特点是一种强烈的垂直颤动分量, 按照驾驶员的意见, 使得飞机是不可验证的。除了在风洞试验中发生的气流分离对应于高升力系数外, 作为从飞行中发现的结果, 为了发现一种具有可接受的抖振特性的构型, 作了更广泛的努力。因为抖振特性和没有出现气流分离取决于襟翼和缝翼构型, 构型研究主要限于襟翼偏转 15° 和缝翼在起飞位置。

图 6-65 提供几种翼梢小翼构型概要, 这些构型是为了研究抖振和观察气流分离用的。图中提供了驾驶员评定抖振等级的水平, 其速度状态对应于所有发动机在起飞状态 ($1.35V_{\min}$) 和一台发动机停车的起飞状态 ($1.2V_{\min}$), 以及有关驾驶员对抖振时垂直颤动分量存在的评定。第四行给出在速度为 $1.2V_{\min}$ 状态上、下翼梢小翼吸力面所观察到的流动显影的大体情况。最后是在驾驶员座位处对每种构型所测量到的加速度幅值 (即最大值和最小值之间)。结论是有关这些测量的意义和它们所对应的飞行经验用于发展可接受的准则, 这些都概述在图 6-66 中。测试设备系统已接近于 $0.03g$ 幅值噪声水平。没有翼梢小翼时评估飞机的抖振特性指出, 它们在正常范围内。可接受的构型范围从 $0.03g \sim 0.06g$, 取决于由小迎角变化引起的抖振强度变化和法向机动的变化。接近于 $0.03g$ 有较高可接受的可信度。存在明显的垂直颤动分量相信是不可接受的。

安装克鲁格襟翼的第一个意图是消除抖振问题。从图 6-67 可以看到, 对于构型 2, 气流流动特点有很大差别, 但是抖振特性保持不变。接下去, 移走下翼梢小翼, 因为从流动显影来看, 它是清楚的, 从下翼梢小翼分离流的尾迹发展到上翼梢小翼根部剖面区域。用构型 3, 抖振开始推迟到较高升力系数, 但在速度为 $1.2V_{\min}$ 时的抖振等级基本上是不变的。

为防止根部范围的气流分离, 对构型 4 附加一种前缘大后掠的背鳍 (1 号), 抖振等级和气流分离量是减小了。但是, 这种构型仍然是不可接受的。

承认根部区域的重要性, 决定去掉上翼梢小翼前缘大后掠的背鳍 (1 号), 并延长前缘装置向下到机翼, 这导致可接受的构型 6。因为克鲁格襟翼不是全翼展的, 除了翼尖小区域无法预测外, 气流流动基本上是附着的。抖振强度是大大减小了, 垂直颤动分量几乎没有看到。图 6-67 给出了克鲁格襟翼对翼梢小翼 57% 翼展处的剖面载荷的影响。它表示没有克鲁格襟翼则在大部分弦长范围存在着气流分离, 但装上克鲁格襟翼后基本没有气流分离现象。从翼梢小翼剖面载荷可以清楚地看到, 克鲁格襟翼允许翼梢小翼载荷连续直到飞机升力增加到 V_2 状态。其他剖面分析也产生类似结果。

构型编号	1	2	3	4	6	7	9	10	11	12
构型描述	基本的上翼梢小翼和下翼梢小翼	上、下翼梢小翼和固定弯度克鲁格襟翼	上翼梢小翼和固定弯度克鲁格襟翼	上翼梢小翼和固定弯度克鲁格襟翼及1号后掠背鳍	上翼梢小翼和固定弯度克鲁格襟翼并向下延伸	上、下翼梢小翼和固定弯度克鲁格襟翼并向下延伸	只有上翼梢小翼	2号大后掠背鳍前缘下垂修形翼和下翼梢小翼	2号大后掠背鳍，前缘下垂修形翼型、无下翼梢小翼	2号大后掠背鳍，固定弯度克鲁格襟翼，装下翼梢小翼
飞行编号	A·17	A·27	A·28	A·29	A·31	A·32	A·44/A·45	A·47	A·48	A·49
在 $1.35V_{\min}$ 时的抖振	轻度	轻度	很轻	很轻	没有	明显	明显	轻度	轻度	轻度
在 $1.20V_{\min}$ 时的抖振	中等	中等	中等	中等	轻度	中等	轻度	中等	中等	中等
在 $1.20V_{\min}$ 时垂直颤动	有	有	有	有	出现	有	刚出现	出现	出现	没有(横侧分量)
机翼流动显影	分离	分离	分离	附着	附着	分离	附着	附着	附着	附着
在 $1.20V_{\min}$ 时翼梢小翼流动显影										
驾驶员座位处加速度 $ATV = 1.2V_{\min}$ (幅值)	0.080	0.200	0.175	0.170	0.045	0.150	0.060	测试设备不工作	测试设备不工作	0.125

注：在上翼梢小翼内侧和下翼梢小翼外侧的流动显影：□ 附着流；■ 分离流；■ 展向流动；■ 间断分离。

图 6-65 翼梢小翼低速抖振特性概要

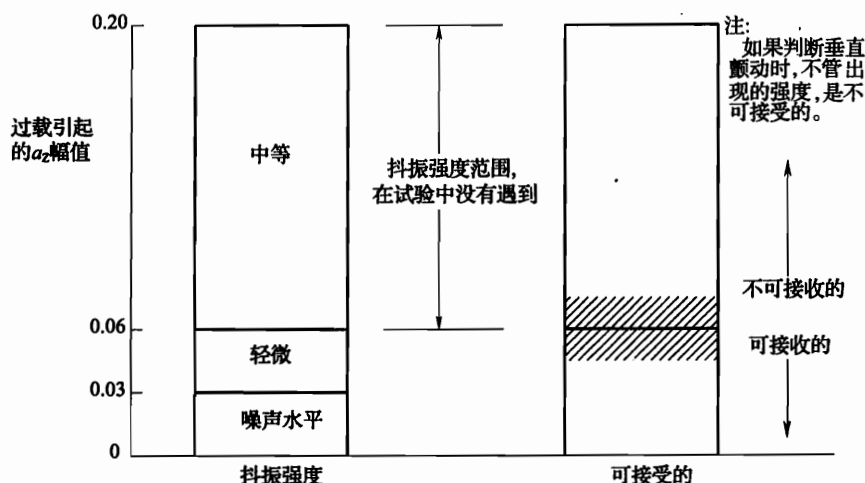


图 6-66 翼梢小翼低速抖振——可接受的准则

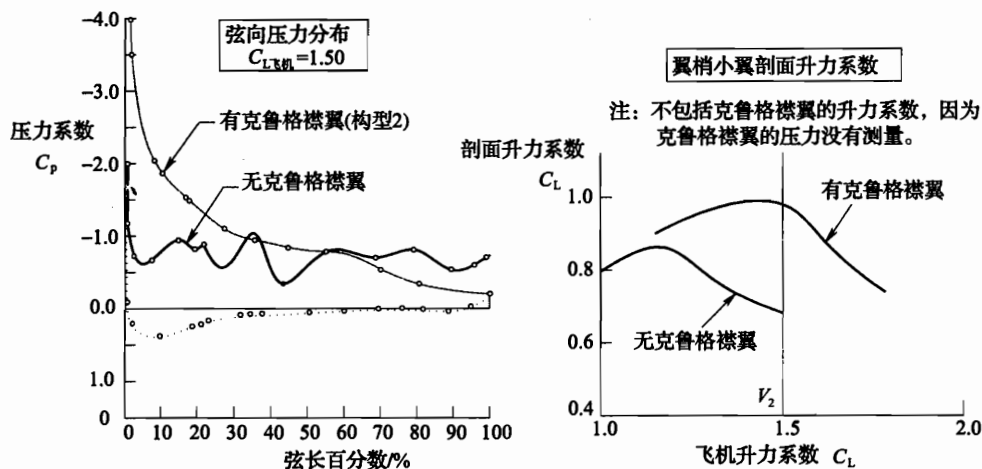


图 6-67 翼梢小翼上克鲁格襟翼对翼梢小翼剖面载荷的影响 ($\eta = 57\%$)

考虑巡航性能时下翼梢小翼是一个重要的因素，再装上下翼梢小翼（构型 7）并作试验，结果在下翼梢小翼到上翼梢小翼根部区域又出现了气流分离，因此这种构型经证实不可能接受。

去掉克鲁格襟翼和下翼梢小翼后对巡航飞行和抖振作出评估，最后对构型 9 的抖振分析表明它是可以接受的，但是在翼梢小翼的 75% 翼展处仍然存在着气流分离，这种分离表明由于翼梢小翼导致阻力改善的量值减小了。

为了进一步评价没有前缘装置而可接受的构型，对选择平面形状和翼型前缘修形也作了评估。

为了进一步评估翼梢小翼在没有前缘装置时可接受的构型，用位流程序作了计算，计算包括翼型前缘经过修形的平面形状。在另一种运输机的翼梢小翼上，用计算机方法发展了翼型修形并在道格拉斯公司的低雷诺数风洞中作了试验。结果指出，在翼梢小翼上仍然没有出现气流分离，也没有引起机翼失速。因此，作飞行评估它是一个好的候选方案。大后掠背鳍的影响使翼梢小翼内侧出现大的展向流动，并引起外侧气流分离。为防止气流从外侧分离，在外侧安装了前缘装置（其形状是原来的翼型形状），但使内侧具有很复杂的三元流谱，局部地方存在气流流动分离。三种构型变化的评估均未产生可接受的方案。

对所有翼梢小翼构型进行评价后得出了如下结论：图 6-65 中构型 6 和 9 两种翼梢小翼构型对改善低速抖振特性是可以接受的。

由于下翼梢小翼对高、低速阻力特性有好的影响，最终还是保留了下来。

九、低速阻力

采用翼梢小翼的重点是减小巡航阻力，但对起飞和进场的阻力减小也是很有好处的。在一台发动机停车的爬升速度（ V_2 ）所对应的升力系数时，在襟翼偏转为 0° 和 15° 时，翼梢小翼使阻力改善了 5.7%，如图 6-68 所示。

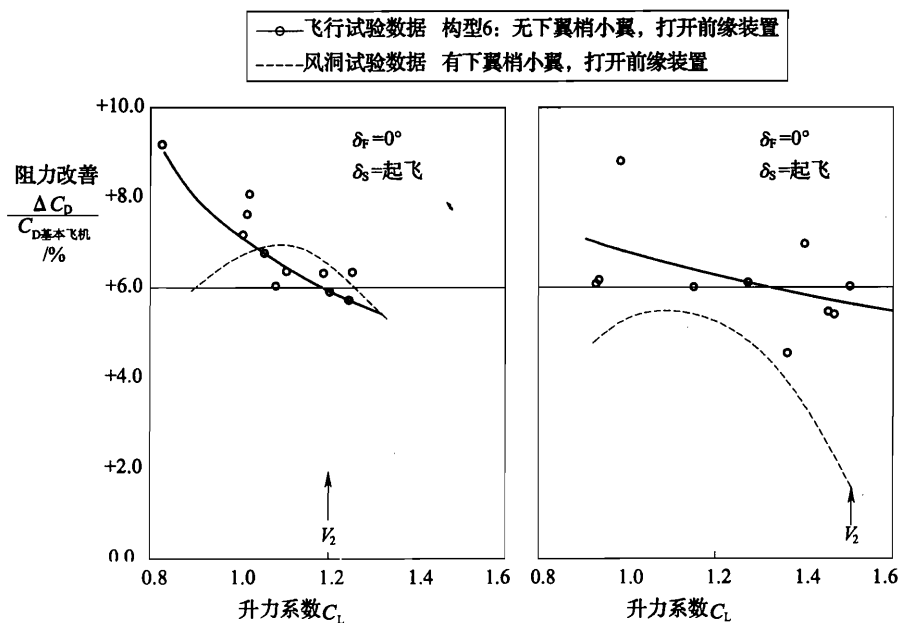


图 6-68 翼梢小翼改善低速阻力

十、失速特性

由于安装翼梢小翼，对飞机的失速特性基本没有影响，飞行试验和风洞试验是一致的，如图 6-69 所示。

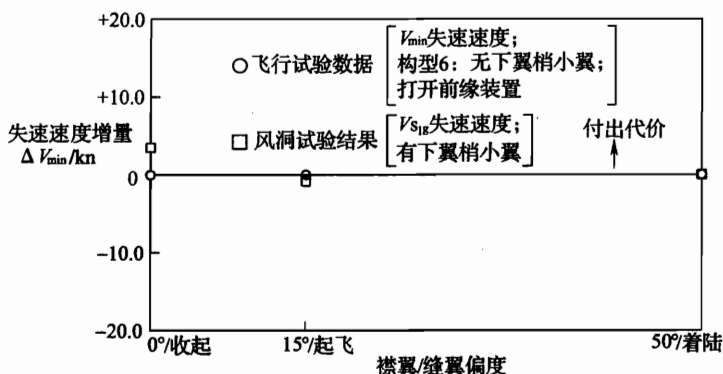


图 6-69 翼梢小翼对最小失速速度的影响

十一、巡航性能

现从两个方面来说明装翼梢小翼后对巡航性能的改进:

(1) 测量阻力系数。决定从发动机风扇速度 (N_1) 来考虑。

(2) 航程因子。决定从飞机的重量、速度和测量的燃油流量来考虑。为了估算航程因子, 要求分析发动机的燃油流量。

图 6-70 表明, 当马赫数从 0.80 到 0.85 时, 翼梢小翼对巡航性能是有利的。相对于没有装翼梢小翼的飞机, 阻力得到了改善。

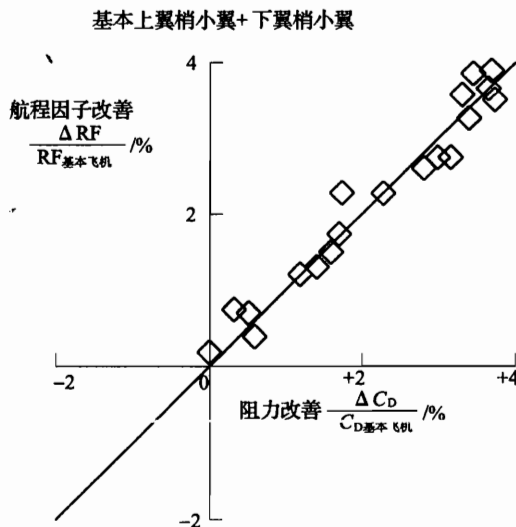


图 6-70 有翼梢小翼时测量的航程因子和阻力改善的关系曲线 (Ma 为 0.8 ~ 0.85)

翼梢小翼对巡航阻力改善的影响如图 6-71 所示, 图中给出了阻力改善的百分数。对 DC-10-10 飞机在典型巡航使用状态 ($C_L = 0.47$), 装翼梢小翼使飞机阻力减小 2.5%, 这大约是风洞试验结果的 3/4 (风洞测量值是 3.4%)。表 6-23 列出了典型巡航升力系数时阻力系数的减小。

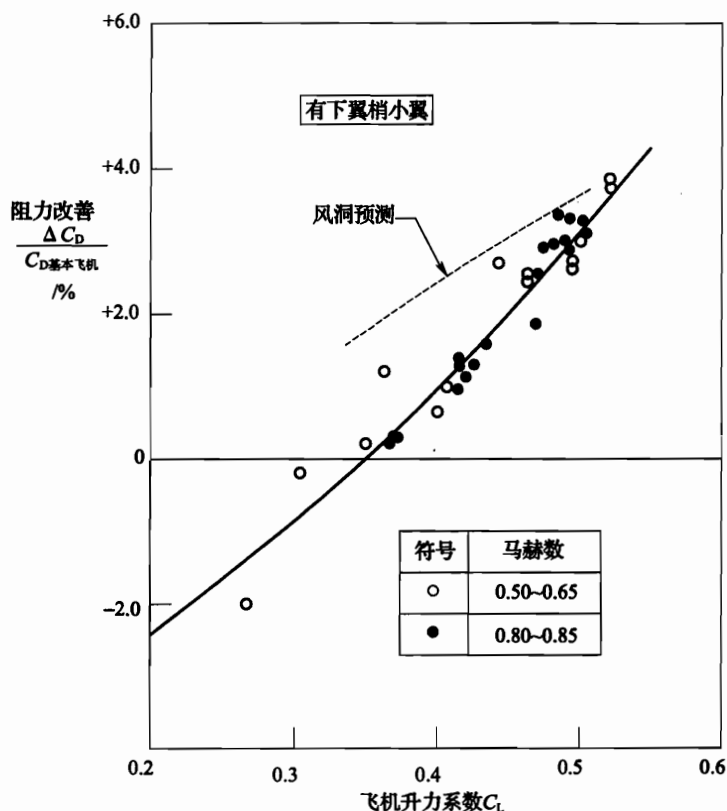


图 6-71 翼梢小翼对巡航阻力改善的影响

表 6-23 典型巡航升力系数时阻力系数的减小

Ma	DC-10-10 (装翼梢小翼) $C_L = 0.45$	DC-10-10 到 DC-10-30/40 (翼尖延伸) $C_L = 0.45$	DC-10-30/40 (装翼梢小翼) $C_L = 0.40$
0.82	0.0011	0.0009	0.0009
0.74	0.0010	0.0007	0.0010
0.60	0.0011	0.0007	0.0008

图 6-72 比较了 DC-10-10 飞机和 DC-10-30/40 飞机装翼梢小翼和翼尖延伸对巡航阻力改善和翼根弯曲力矩的影响。

十二、巡航抖振

DC-10 的巡航抖振边界由在飞机重心处的 $0.2g$ 幅值法向加速度的强度来决定。从 0.75 到 0.83 的较高马赫数范围来测量有 (构型 1) 无翼梢小翼的飞机的抖振边界。从不装翼梢小翼的飞机的 $0.1g$ 、 $0.15g$ 和 $0.2g$ 幅值加速度, 对应这些加速度所测得的抖振升力系数增量的结果, 如图 6-73 所示。采用 $0.2g$ 值是出于 FAA (美国联邦航空局) 验证要求。从图中可以看出, 翼梢小翼对高速抖振边界的影响很小或没有影响。飞行试验和风洞试验结果是一致的。风洞试验数据表明, 从高速抖振开始, 机翼上的气

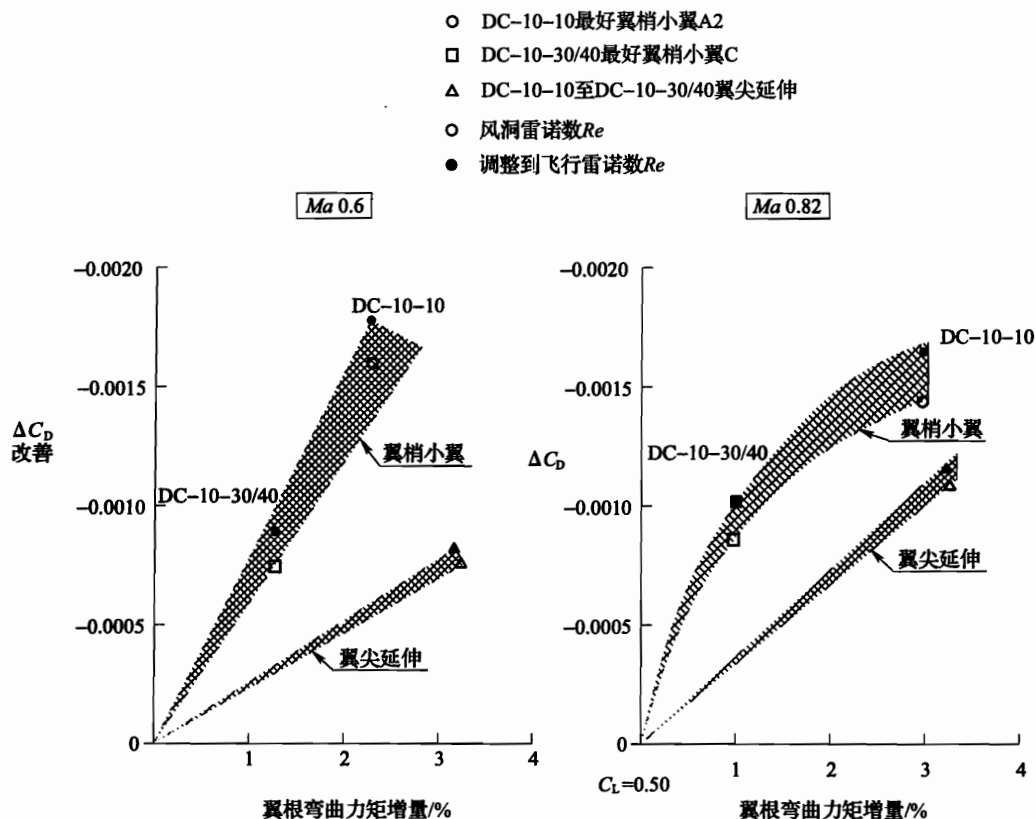


图 6-72 翼梢小翼和翼尖延伸对巡航阻力改善和翼根弯曲力矩影响的比较

流分离受到了控制, 由于翼梢小翼的存在, 对此也没有改变。压力测量和流动显影指出, 在抖振状态, 翼梢小翼上的气流流动仍然是附着的, 而机翼外段经受着气流分离, 这也符合翼梢小翼设计原则。所以, 翼梢小翼对飞机的高速抖振没有影响。

十三、纵向静稳定性

纵向静稳定性是用具有良好气动构型(构型9)作试验的, 其试验状态为: 在 V_{M0} 时, 高度为 4572m (15000ft) 和 $Ma0.85$ 时, 高度为 10668m (35000 ft) 的巡航状态。在 648km/h 时 (350kn), 高度为 3048m (10000ft) 的爬升状态。

图 6-74 给出了操纵驾驶杆力作为马赫数的函数。对于巡航状态, 配平在高度为 10668m (35000ft), 并作为当量空速的函数。对于爬升状态, 配平在高度 3048m (10000ft) 和空速为 648km/h (350kn)。图中表示出翼梢小翼的飞行数据和不装翼梢小翼的 DC-10-10 飞机计算结果。对于巡航和爬升两种情况, 数据表明, 有翼梢小翼时, 为了减小马赫数或当量空速(即增加迎角), 比起不装翼梢小翼来, 装翼梢小翼时要求高的操纵拉力。这就指出, 装翼梢小翼后使飞机具有较高的纵向静稳定性。这种增加的稳定性是预计到的, 因为翼梢小翼在翼尖附近产生附加升力, 作用点在重心后面, 提供了飞机头部向下力矩。图 6-74 表示出爬升状态的纵向静稳定性。翼梢小翼的飞行试验数据与不装翼梢小翼的飞机计算数据作了比较, 数据再次表示出装翼梢小翼的飞机具有较高的纵向静稳定性。

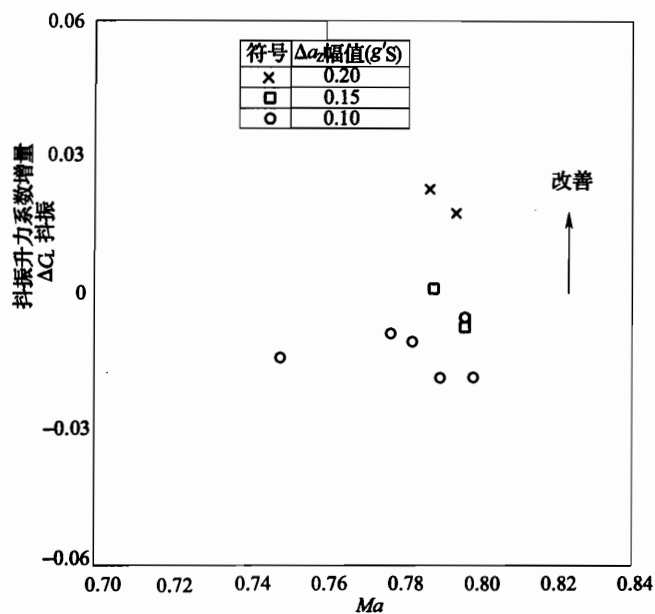


图 6-73 翼梢小翼对高速抖振边界的影响

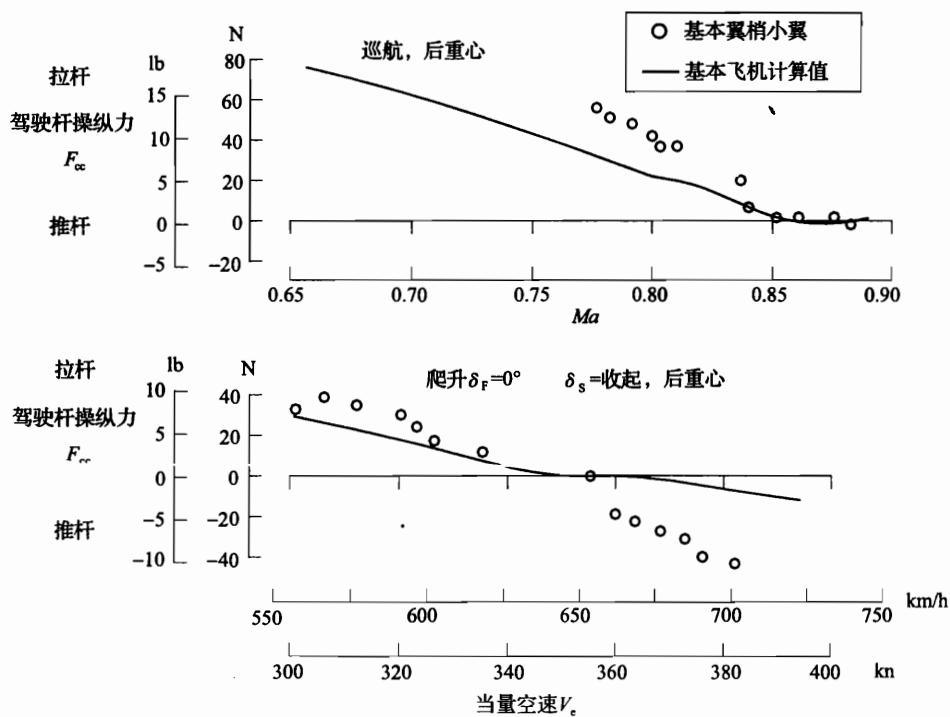


图 6-74 翼梢小翼对纵向静稳定性的影响

十四、纵向机动稳定性

纵向机动稳定性试验是在高度为 11247m (36900ft) 和 $Ma0.80$ 的巡航构型和速度为 $1.4V_{min}$ 的着陆构型进行, 两者都在后重心位置作试验, 结果如图 6-75 所示。

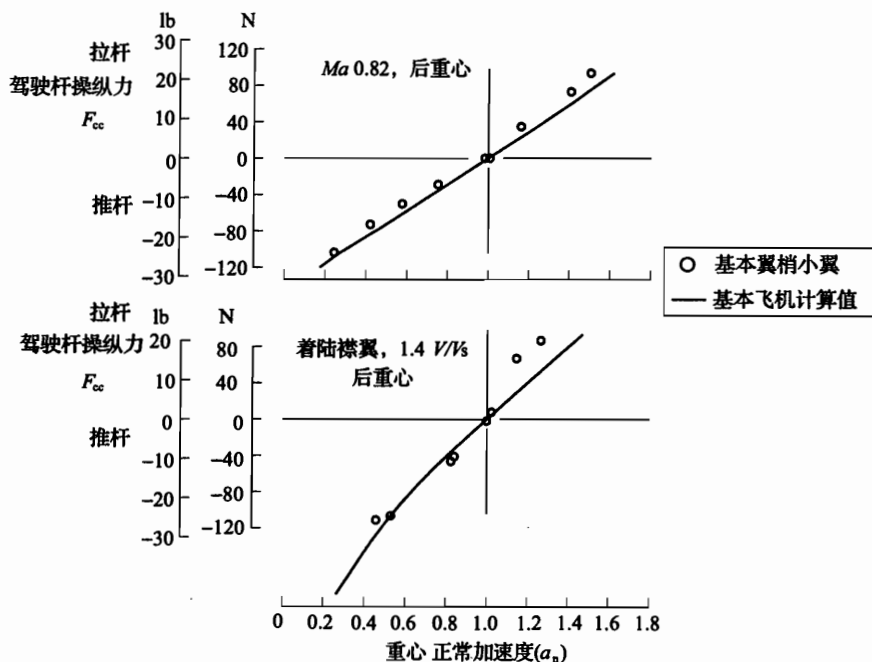


图 6-75 翼梢小翼对纵向机动稳定性的影响

在高空巡航时装有翼梢小翼的飞机飞行试验数据和不装翼梢小翼的 DC-10-10 飞机计算情况之间是一致的。驾驶杆操纵位置数据和计算曲线是不一致的, 但曲线形状好像是正确的, 差别可能在于测试仪器有问题。低空着陆构型纵向机动稳定性情况示出飞机试验数据与计算情况 (DC-10-10 飞机不装翼梢小翼) 之间是非常一致的。

对于飞行试验巡航过载限制在 1.6, 而着陆过载限制在 1.3。而在试验中上述两种状态的最大过载分别只达到 1.46 和 1.26。

十五、纵向配平特性

为了在高度 7620m (2500ft) 和重心位于 10.5% 到 30.7% MAC (平均空气动力弦) 之间巡航, 图 6-76 所示为配平飞机对安定面安装角的要求。装翼梢小翼的飞机在重心位于 24.5% MAC 处所得数据与不装翼梢小翼的飞机数据两种符号完全相同。而且估算值和飞行试验结果一致, 但装翼梢小翼的数据与不装翼梢小翼的飞机的配平没有大的变化。

十六、静方向稳定性

飞行试验结果与计算值是一致的, 并且翼梢小翼对静方向稳定性没有影响。在图 6-77 和图 6-78 中对装翼梢小翼和不装翼梢小翼 (试验值和计算值) 的两种构型进行了比较, 图中示出在给定侧滑角下为了保持定常飞行的方向, 需要偏转方向舵和副翼

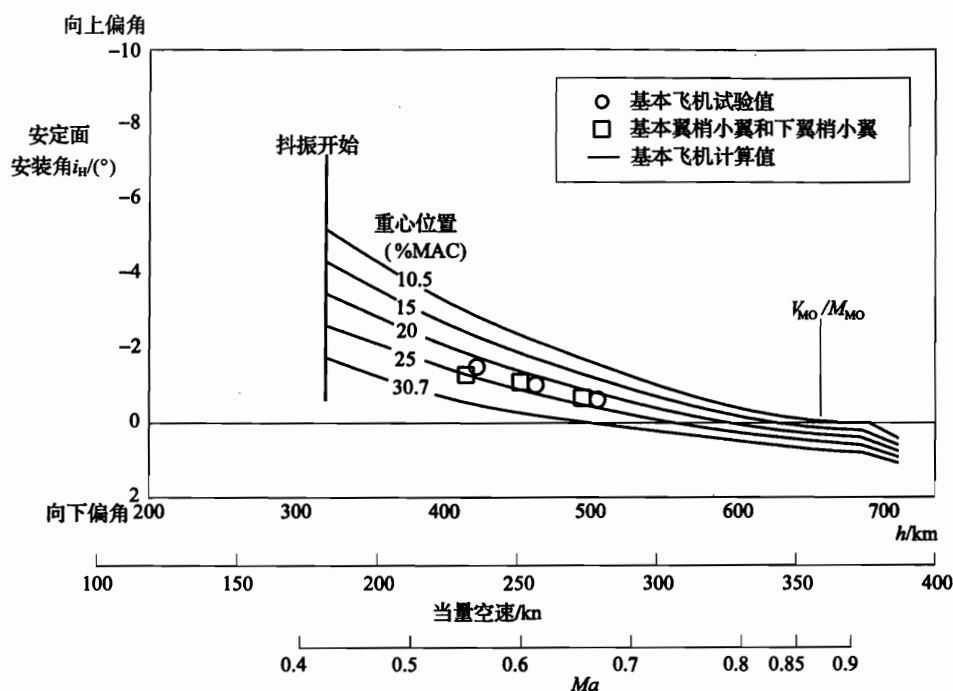


图 6-76 翼梢小翼对巡航纵向配平特性的影响

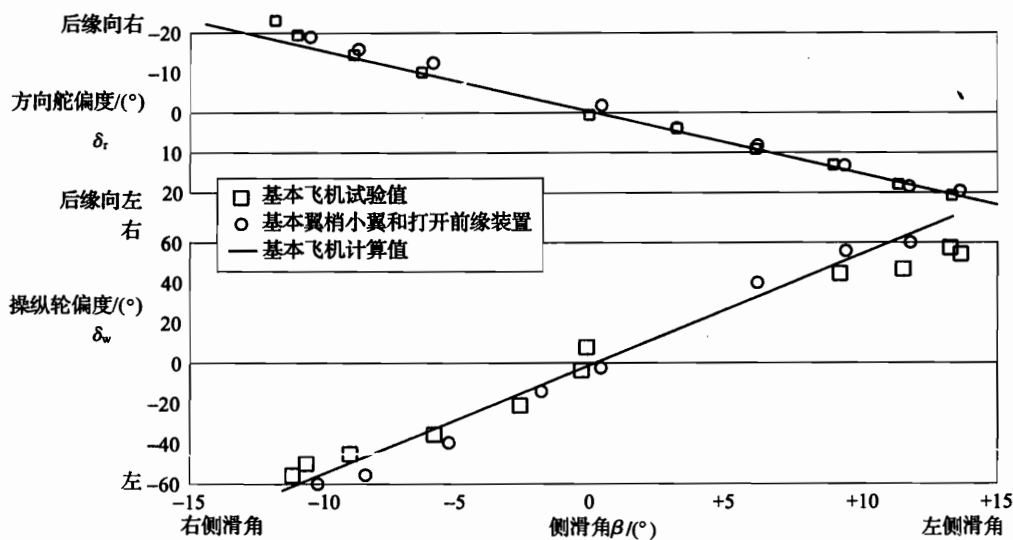


图 6-77 翼梢小翼对起飞静方向稳定性的影响

操纵轮。图中的符号代表了有翼梢小翼飞机的飞行试验数据和航线飞机（没有翼梢小翼的 DC-10-10 飞机）的数据。对起飞构型（ $\delta_F = 0^\circ$ /起飞）和着陆构型（ $\delta_F = 50^\circ$ /着陆）作了飞行试验，对于每种构型都对应两种速度 $1.2V_{min}$ 和 $1.4V_{min}$ 。结果表示的是对应速度为 $1.4V_{min}$ 状态。尽管操纵轮偏度有变化，特别是着陆情况，不像预测的那样线性，但和预测值的关系是很好一致的。从图中可以看出，翼梢小翼对静方向稳定性没有明显的影响。

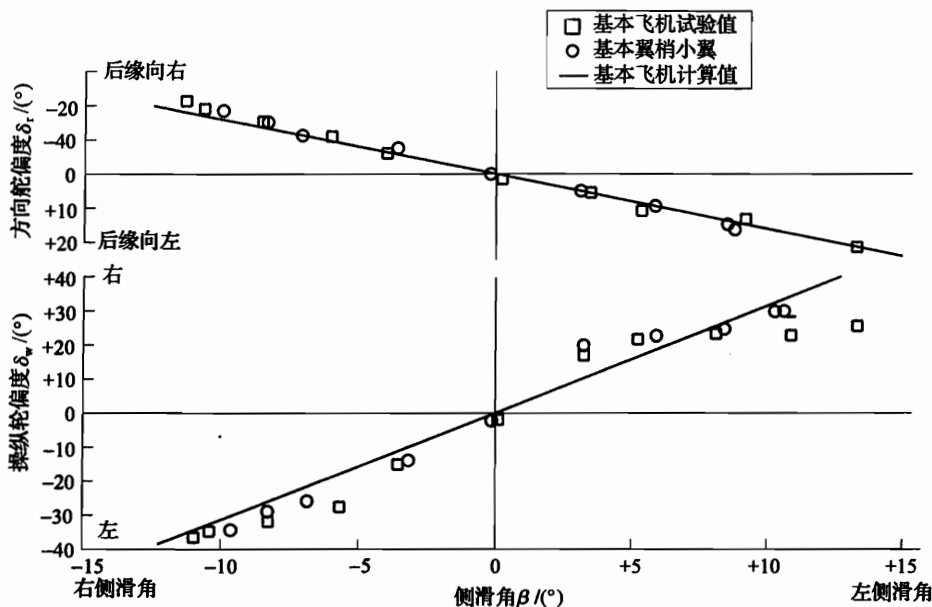


图 6-78 翼梢小翼对着陆静方向稳定性的影响

十七、动态横侧稳定性“荷兰滚”

对三种巡航状态进行研究：高度为 6069m (20000ft)、 $Ma0.7$ ；高度为 9144m (30000ft)、 $Ma0.80$ 和高度为 10668m (35000ft)、 $Ma0.82$ 。对每种状态，在阻尼器断开后，一半振幅的时间与阻尼之比要比没有翼梢小翼的 DC-10-10 飞机的计算值低。这说明“荷兰滚”阻尼大于不装翼梢小翼的 DC-10-10 飞机。

“荷兰滚”阻尼在着陆构型 ($\delta_F = 50^\circ$ /着陆) 的两种速度 $1.2V_{min}$ 和 $1.4V_{min}$ 时也进行了研究。一半振幅的时间与阻尼之比要比没有翼梢小翼的 DC-10-10 飞机的计算值大，这说明“荷兰滚”阻尼要小于没有装翼梢小翼的 DC-10-10 飞机。

十八、飞行评估结果对使用性能的影响

为了在已服役的 DC-10-10 飞机上安装翼梢小翼，飞行测量的载荷是用来决定增加使用空重 (ΔOEW)。这些增加空重的项目见表 6-24。

巡航和低速阻力改善是输入到飞机性能的计算程序中作为升力系数的函数。对于巡航和一个新的襟翼偏度的起飞允许飞机性能在新的升力系数下最佳化。应当注意，这是在典型使用条件下的一种平均值。

翼梢小翼构型对关键使用条件的影响见表 6-25，对于 DC-10-10 飞机，代表典型使用航程为 3704km (2000n mile) 时，翼梢小翼构型可节约燃油 1.8%。但航程减小 9km，起飞场长减小 198m。

图 6-79 为商载—航程图。翼梢小翼对航程的影响相对来说较小，只损失航程 9km (5n mile)。可以看到，翼梢小翼使 OEW 增加，更多地抵消了阻力的改善，导致在航程方面稍有损失。

表 6-24 增加使用空重

	(使用空重) OEW/kg (lb)
	基本翼梢小翼
翼梢小翼	382 (842)
机翼:	
翼盒 (弯曲)	207 (457)
翼盒 (剪力)	10 (22)
缝翼, 襟翼	
副翼	72 (159)
颤振	635 (1400)
系统	34 (75)
总重	1340 (2955)

表 6-25 翼梢小翼对 DC-10-10 飞机性能特性的影响

阻力和重量变化	基本翼梢小翼
巡航阻力改善/%	2.5
使用空重/kg (lb)	1340(2955)
低速阻力改善/%	6.8
飞机性能变化	
节省燃油/%	
飞行 370km (2000n mile)	-1.8
飞行 6112km (3300n mile)	-2.1
航程/km (n mile)	-9(-5)
起飞场长/m (ft) (在最大起飞总重下)	-198 (-650)

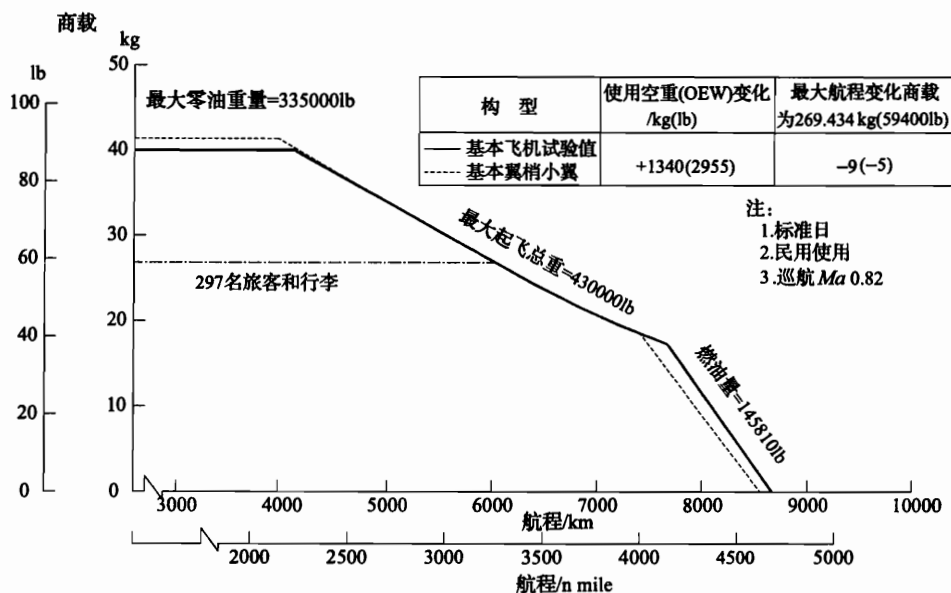


图 6-79 翼梢小翼对商载—航程的影响

图 6-80 所示为在海平面温度为 29℃ 下的起飞场长包线。在最大起飞总重 195045kg (430000lb) 时, 翼梢小翼使起飞场长改善较多。应当注意, 在这种条件下, 飞机受发动机停车爬升限制 (要求爬升梯度为 2.7%), 在给定襟翼偏度下改善升阻比, 允许较高的襟翼偏度而仍然满足爬升梯度要求。当襟翼偏度从 9° 增加到 15° 时, 这样的影响会有低的速度 V_2 和低的场长。

燃油消耗的改善对航程的关系曲线如图 6-81 所示。翼梢小翼使燃油节省 2%, 但翼梢小翼又使空重 (OEW) 增加, 这就抵消了阻力改善的好处。

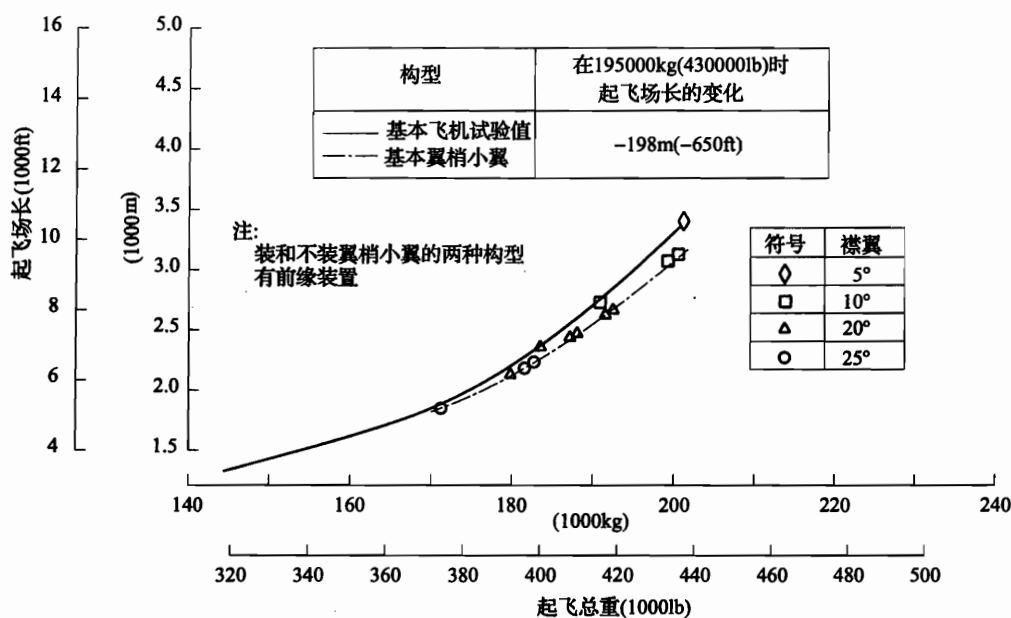


图 6-80 翼梢小翼构型对起飞场长的影响

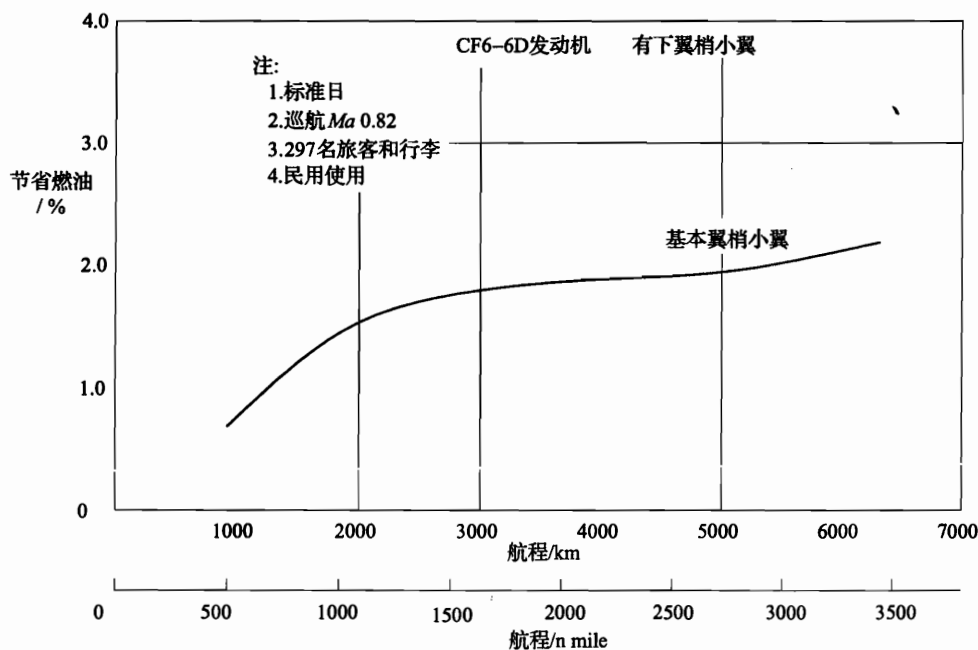


图 6-81 翼梢小翼构型对燃油消耗的影响

第三节 KC-135 空中加油机与 DC-10 飞机 加装翼梢小翼和翼尖延伸的比较

一、机翼载荷比较

从气动力的角度考虑，翼梢小翼的作用与原来机翼的载荷分布有直接关系，载荷比较接近椭圆分布的机翼，翼尖附近翼型的升力系数较大，则翼梢小翼的减阻效果就比较明显。反之，如果机翼设计时为照顾其他因素，像增加机翼的扭转，其载荷分布已偏离椭圆分布，翼梢区的翼型升力系数较低，则翼梢小翼的减阻作用就较小。KC-135 空中加油机属于第一代喷气式运输机，其机翼载荷接近椭圆分布，安装翼梢小翼后减阻效果比较明显，在巡航升力系数为 0.42 条件下可使诱导阻力减小 25%。而 DC-10 飞机属于第二代喷气式运输机，其机翼翼梢区的载荷较低，安装同样高度的翼梢小翼（翼梢小翼高度等于机翼翼尖弦长），在 0.42 升力系数下，诱导阻力只减小 12%，如图 6-82 所示。从图中曲线可以看出，当飞机升力系数越小时，翼梢小翼的减阻作用也越小。所以翼梢小翼的设计点应定在飞机巡航状态。

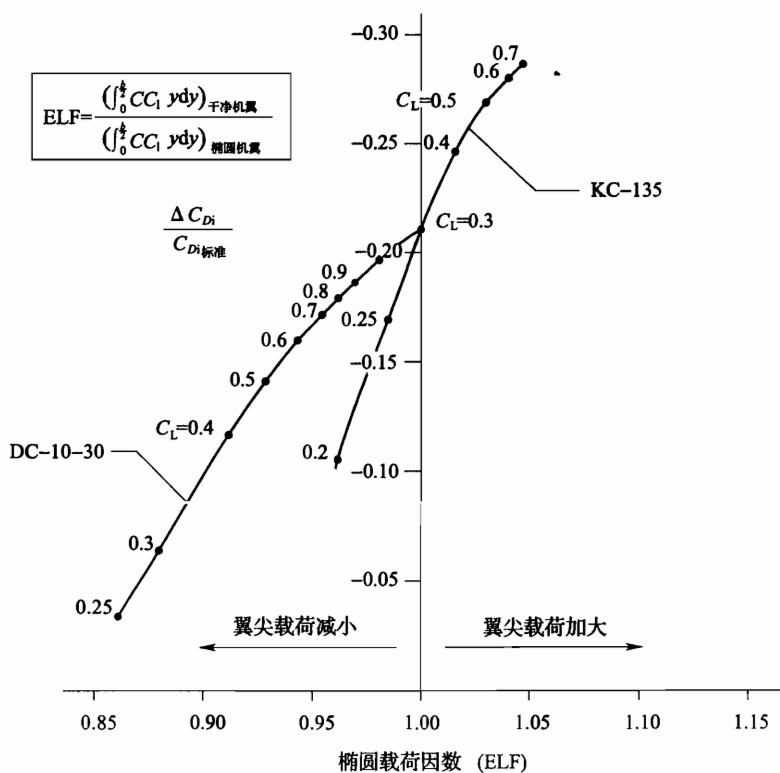


图 6-82 机翼载荷分布对翼梢小翼最佳性能的影响

图 6-82 中 ELF 为椭圆载荷因数:

$$\begin{aligned}
 \text{ELF} &= \frac{\left(\int_0^{\frac{b}{2}} C C_l y dy \right)_{\text{干净机翼}}}{\left(\int_0^{\frac{b}{2}} C C_l y dy \right)_{\text{椭圆机翼}}} \\
 &= \frac{\left(\int_0^{\frac{b}{2}} y \rho v_{\infty} \Gamma(y) dy \right)_{\text{干净机翼}}}{\left(\int_0^{\frac{b}{2}} y \rho v_{\infty} \Gamma(y) dy \right)_{\text{椭圆机翼}}} \\
 &= \frac{\left(\int_0^{\frac{b}{2}} y dL \right)_{\text{干净机翼}}}{\left(\int_0^{\frac{b}{2}} y dL \right)_{\text{椭圆机翼}}} \\
 &= \frac{(\text{半个机翼在翼根处的弯曲力矩})_{\text{干净机翼}}}{(\text{半个机翼在翼根处的弯曲力矩})_{\text{椭圆机翼}}}
 \end{aligned}$$

二、气动力效率因子 (e) 比较

对于两种不同展向载荷分布的机翼, 用装翼梢小翼和翼尖延伸来检验运输机机翼改型效果。图 6-83 所示为第一代运输机 (即 KC-135 空中加油机) 高翼尖载荷机翼翼尖延伸 15% 翼展。如预料的那样, 翼尖延伸在气动力效率因子 (e 值见式 (1-11) ~ 式 (1-13)) 上产生较大收益, 但是翼根弯曲力矩也有较大增加。图 6-84 所示为大多数近代飞机具有现代载荷机翼 (即翼尖低载荷机翼) 翼尖延伸 15% 翼展所得到的最佳气动力、效率因子。

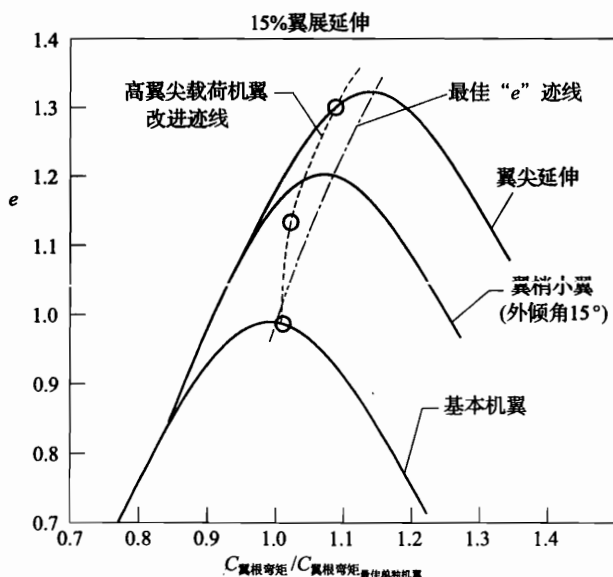


图 6-83 对于高翼尖载荷的机翼改型, 机翼气动力效率因子随翼根弯曲力矩的变化

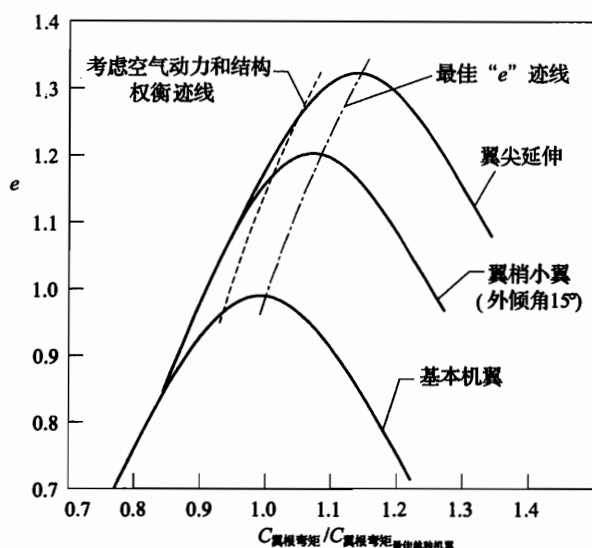


图 6-84 对于现代载荷的机翼改型，机翼气动效率因子随翼根弯曲力矩的变化

图 6-85 和图 6-86 分别给出气动效率因子对翼根弯曲力矩的关系曲线。最后决定机翼是否加装翼梢小翼还是采用简单的翼尖延伸显然是取决于所有气动力和结构获益与损失的总体评价。但从图 6-85 和图 6-86 可以看出，翼梢小翼要比翼尖延伸优越。

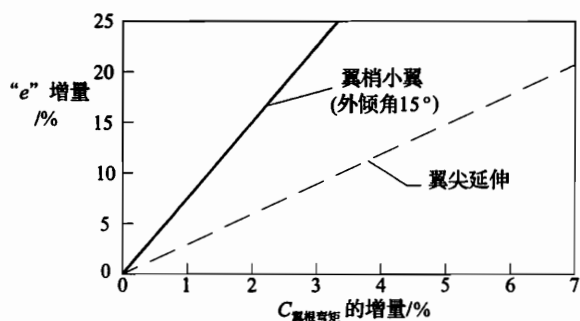


图 6-85 对于高翼尖载荷的机翼，典型气动效率因子对翼根弯曲力矩的关系曲线

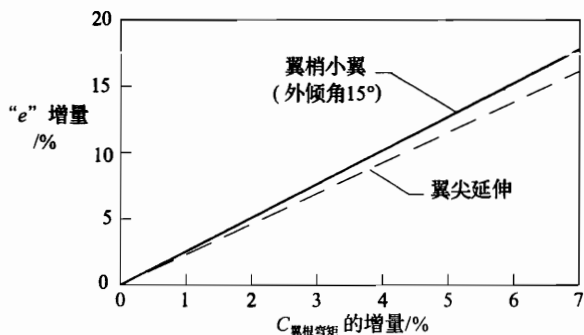


图 6-86 对于现代载荷的机翼，典型气动效率因子对翼根弯曲力矩的关系曲线

当高翼尖载荷的机翼作改型时,在给定的气动力效率因子改进情况下,翼梢小翼引起的翼根弯曲力矩值只是翼尖延伸的 35%。当现代载荷机翼作改型时,在给定的气动力效率因子改进情况下,翼梢小翼引起的翼根弯曲力矩增量比翼尖延伸的值小 10%, 所以,不论是高翼尖载荷机翼,还是现代载荷机翼,翼梢小翼都是最好的。

三、升力和阻力的计算值与试验值的比较

对于 KC-135 飞机的翼梢小翼构型,从图 6-87 的阻力系数与升力系数的关系曲线可以看出,理论计算数据和从风洞及飞行中得到的数据之间的一致性是相当好的。

对于 DC-10-10 飞机的翼梢小翼,从图 6-88 的阻力系数与升力系数的关系曲线可以看出,理论计算数据和风洞试验数据之间的一致性是很好的。从图 6-87 和图 6-88 的比较可以得出,在 $C_L = 0.42$ 时, KC-135 飞机装翼梢小翼可使总阻力减小 6.5%, 而 DC-10-10 飞机只能减小 3%。

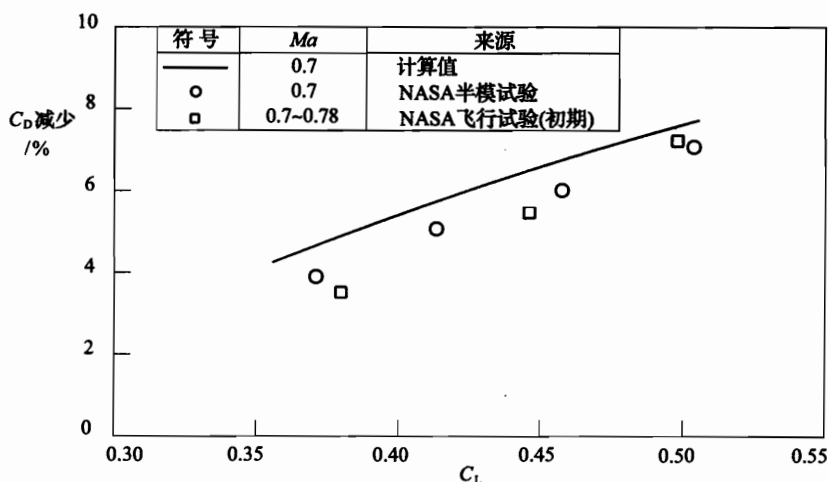


图 6-87 KC-135 飞机装翼梢小翼的理论和试验阻力性能之间的比较

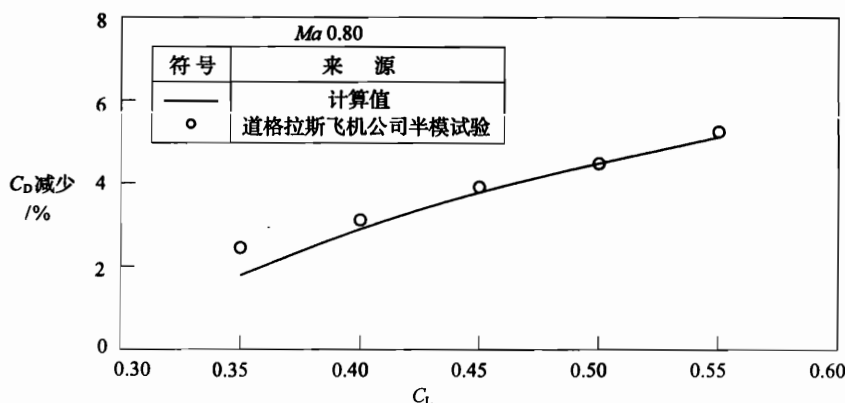


图 6-88 DC-10-10 飞机装翼梢小翼的理论和试验阻力性能之间的比较

从图 6-89 的阻力系数与升力系数的关系曲线可以看出, 对于 DC-10-10 飞机, 机翼翼尖延伸的理论计算数据、风洞试验数据和飞行试验数据之间的一致性是很好的。

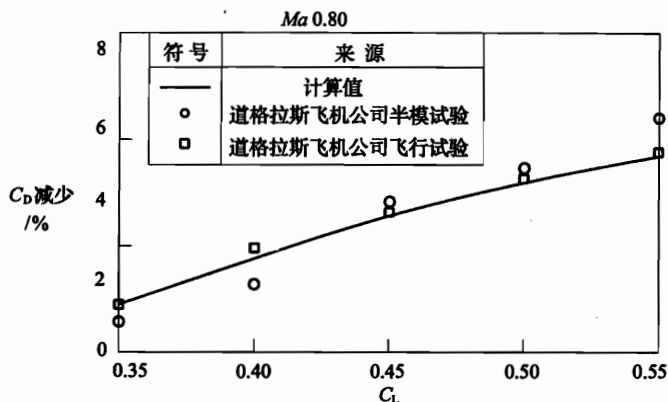


图 6-89 DC-10-10 飞机机翼翼尖延伸的理论和试验阻力性能之间的比较

四、价值比比较

无论是加装翼梢小翼还是使翼尖平直延伸, 都会产生附加气动力载荷所带来的适当数量的结构成本, 用好处与成本之比来表示, 其定义如下:

$$\text{价值比} = \frac{\left[\frac{\Delta(L/D)}{(L/D)_{\text{基本}}} \right]_{\text{cr}}}{\left[\frac{\Delta M}{M_{\text{基本}}} \right]_{\text{max}}}$$

式中 $(L/D)_{\text{基本}}$ 和 $M_{\text{基本}}$ 分别为没有修形的机翼在巡航时的平均升阻比和在最大载荷时机翼根部弯曲力矩。而 $\Delta(L/D)$ 和 ΔM 表示由于附加翼梢小翼或翼尖延伸所对应的升阻比和翼根弯曲力矩的增量。图 6-90 所示为 KC-135 飞机和 DC-10 飞机机翼加装翼梢小翼或翼尖延伸的价值比的比较。从图中可以看出, 翼梢小翼比翼尖延伸好, 而 KC-135 飞机加装翼梢小翼效果最好 (即价值比最高), 原因是它具有高翼尖载荷特性。

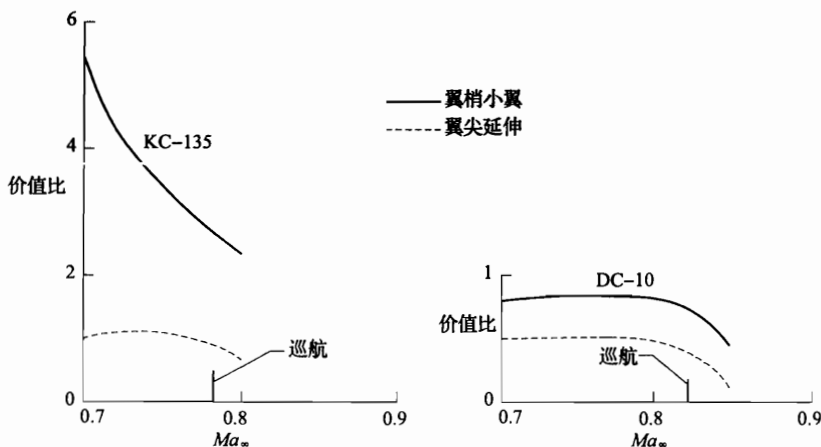


图 6-90 KC-135 飞机和 DC-10-10 飞机机翼加装翼梢小翼及翼尖延伸的价值比比较

第四节 波音 747-400 飞机加装翼梢小翼

由于 20 世纪 70 年代出现了能源危机, 当时美国国家航空航天局 (NASA) 就提出发展一种节能高效运输机 (EET) 计划。波音公司选择波音 747-200B 作为试验机 (见图 6-91), 其中翼尖修形 (翼尖延伸和加装翼梢小翼) 就包括在该计划中, 直至最后作为生产型投入航线使用的就是波音 747-400 这一机型, 其翼尖延伸 1.83m (6ft), 在此基础上再加装 1.83m (6ft) 高的翼梢小翼, 减阻效果达 3%。

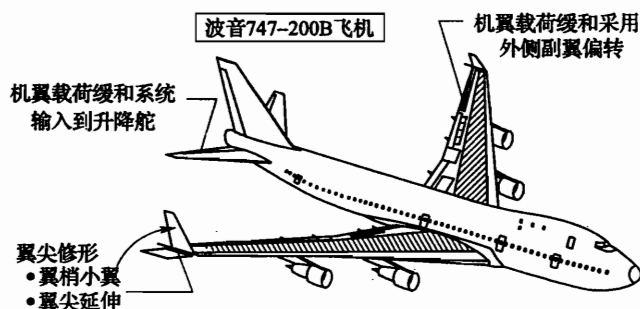


图 6-91 研究构型

因此, 本节首先叙述波音 747-200B 试验机的翼尖修形, 然后再讨论波音 747-400 的翼尖修形。

翼尖修形的目的是改善气动效率, 提高升阻比, 达到节省燃油的目的。另外, 主动控制外侧副翼以缓和机翼上的载荷, 达到由于翼尖修形使结构重量增加最小。对波音 747-200B 飞机的翼尖修形, 可使航程增加 75~150n mile, 如果结构和商载不变, 可以少装燃油 2%~4%。根据当时的燃油价格, 每年每架飞机可节省 10 万~20 万美元。

波音 747 飞机 EET 的两年研究计划如图 6-92 所示。

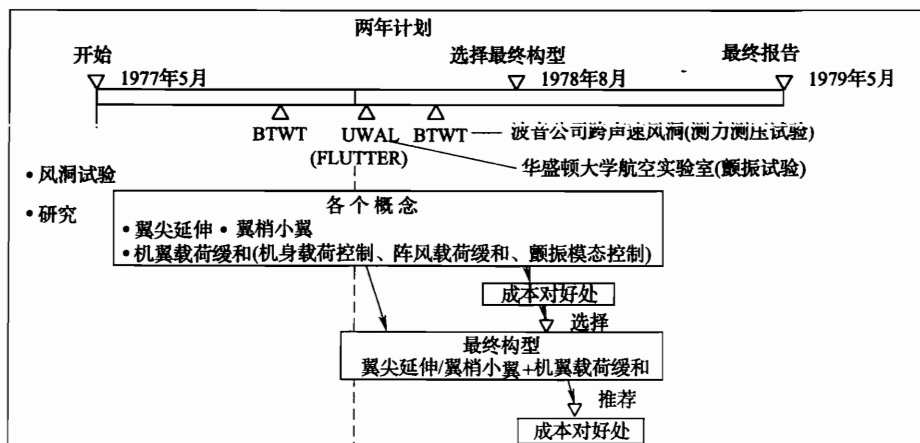


图 6-92 波音 747 飞机 EET 计划概要

下面分别对波音 747-200B 试验机的翼尖延伸和加装翼梢小翼作研究分析。

一、波音 747-200B 试验机的翼尖延伸

选择最好的翼尖延伸是大量因素之间的折中，包括气动性能、制造成本、机库门/滑行间距、飞行品质以及有关颤振抖振课题研究。

1. 翼尖延伸对性能的影响

波音 747-200B 飞机的翼尖延伸 1.83m (6ft) 是 WBL 从 1174in 到 1246in，如图 6-93 所示。等弦长的翼尖延伸使全机升阻比提高 1.9%，如图 6-94 所示。

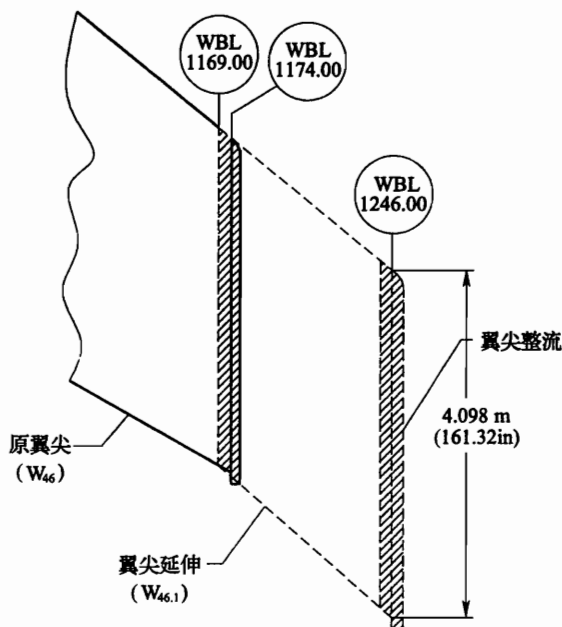


图 6-93 翼尖延伸 1.83m (6ft) 的几何外形

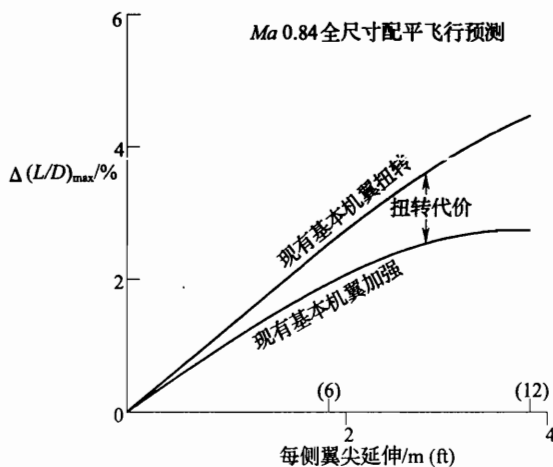


图 6-94 翼尖延伸 1.83m (6ft) 对性能的影响

等弦长的 1.83m (6ft) 的翼尖延伸其翼型厚度和型架外形扭转值与现有的波音 747 飞机的 WBL1169 位置的数值相同。翼尖延伸的型架外形扭转和气动弹性扭转值如图 6-95 所示。

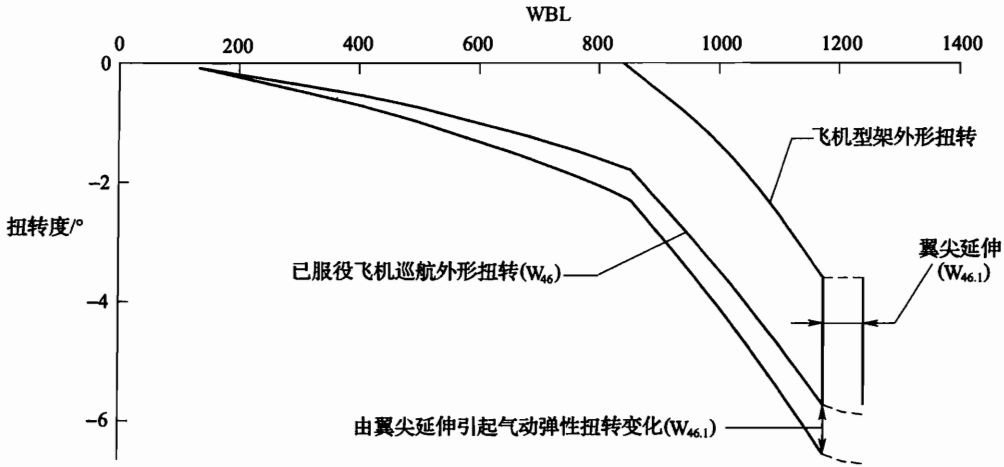


图 6-95 翼尖延伸 1.83m (6ft) 的型架外形扭转和气动弹性扭转

2. 翼尖延伸对结构重量的影响

由于翼尖延伸使翼展增加，随之载荷也增加，必须对内侧翼盒进行加强。通过更改机械加工蒙皮、长桁和前缘而达到加强。在现有的机翼上保持相同的蒙皮/长桁厚度比，以满足破损安全要求。通过对现存原始板材挤压成形来提供更改零部件所要增加的厚度。翼尖延伸的结构更改如图 6-96 (a) 和图 6-96 (b) 所示。

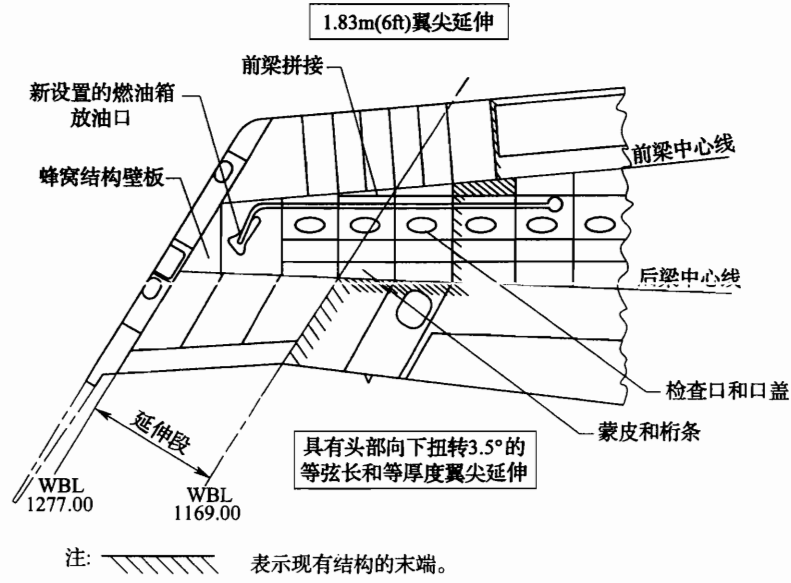


图 6-96 (a) 翼尖延伸结构设计图 (下表面视图)

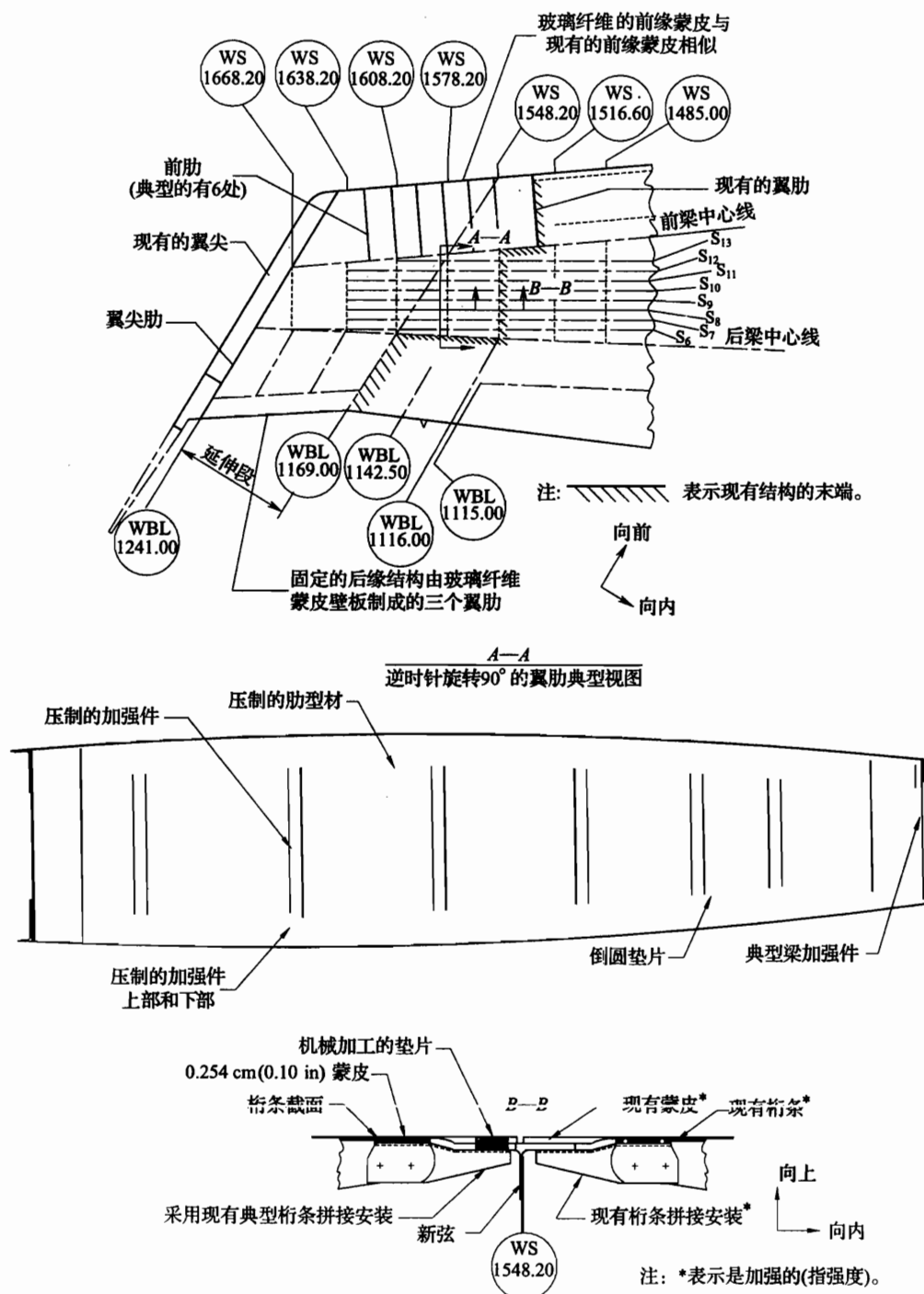


图 6-96 (b) 翼尖延伸结构设计图 (上表面视图)

翼尖延伸所增加的安装重量见表 6-26。表 6-27 为翼尖延伸 1.83m (6ft) 使每架飞机增加的质量。

表 6-26 翼尖延伸所增加的安装重量

改型内容	质量/kg	重量/lb
翼盒延伸	243	535
前缘延伸（无前缘装置）	82	180
后缘延伸	38	84
附加口盖	7	16
从原型机删去的重量	-54	-120
一些杂件	2	5
增加重量	318	700

表 6-27 翼尖延伸使每架飞机增加的质量（重量）

内容	吃掉现有安全余量/kg (lb)	保持现有安全余量/kg (lb)
翼尖安装	318 (700)	318 (700)
翼盒加固：		
· 静载荷	190 (420)	1360 (3000)
· 疲 劳	45 (100)	0
· 颤 振	0	0
增加总重/每架飞机	553 (1220)	1678 (3700)

3. 翼尖延伸 1.83m (6ft) 对稳定性和操纵性的影响

翼尖延伸增加刚性机体的纵向稳定性，原因是在 1/4 平均空气动力弦（MAC）后增加了升力。但是，这种稳定性增加大都被气动弹性损失所抵消，而净结果只增加 2% MAC（襟翼收上），襟翼放下 30°（指着陆时），相应增加 3% 纵向稳定性，如图 6-97 所示。纵向稳定性的增加将导致机动飞行时的杆力加大。但是，如果希望的话，只要对感觉系统作些修改就能达到把每 g 杆力减小到原有飞机的水平。

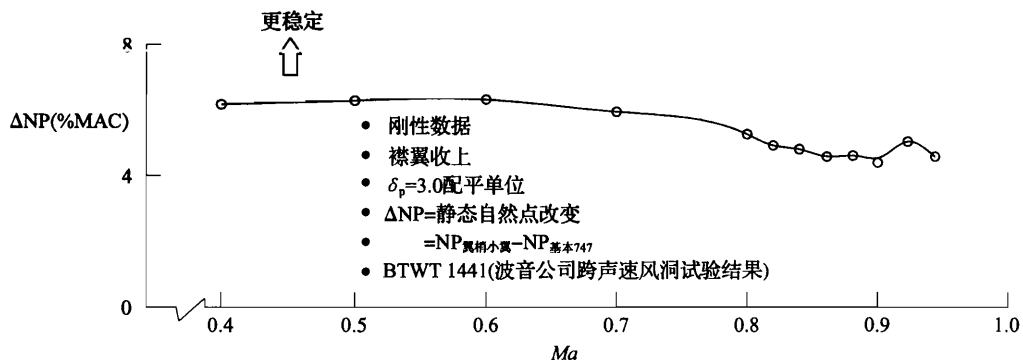


图 6-97 翼尖延伸 1.83m (6ft) 对静纵向稳定性的影响

波音 747 飞机的翼尖延伸对横—航向稳定性导数只有小的影响。例如，由于侧滑增加滚转 ($C_{l\beta}$) 为 2% ~ 3%；由于外侧副翼偏转增加滚转 ($C_{l\delta a}$) 为 3% ~ 4%，增加滚转阻尼 ($C_{l\dot{\beta}}$) 为 2% ~ 3%。翼尖延伸对偏航力矩和侧力导数的影响可以忽略不计。

这些变化对横—航向静稳定性特性（即发动机停车后操纵、侧风能力和方向舵诱导侧滑）由如下事实产生的影响为最小，当襟翼放下后被抵消。对于襟翼收上的飞行，外侧副翼已切断，在侧滑时要求滑轮偏转多 2% ~ 3%，这都可以忽略。

襟翼放下飞行，滚转阻尼增加 2% ~ 3% 和副翼效率增加 3% ~ 4%，这两项组合引起滚转性能损失 1%。襟翼收上，最大滚转率将减小 2% ~ 3%。两种变化影响是可以接受的（尽管是不希望的），所以，当翼尖延伸时，副翼翼展延伸没有遵循满足飞行品质要求。

预计在 $C_{l\beta}$ 和 $C_{l\dot{\beta}}$ 上的增加，会抵消荷兰滚特性。在阻尼和周期上净影响变化是不显著的，只稍微增加螺旋稳定性。

为了补偿翼尖延伸对稳定性和操纵性的影响，要对飞行操纵系统作些修改。

4. 翼尖延伸对颤振的影响

对于具有全机翼燃油和全部商载的飞机，图 6-98 所示为反对称基本颤振模态最小阻尼的相对变化作为翼尖延伸长度的函数。该图的结果表明，对于翼尖延伸 1.83m (6ft)，最小阻尼减小 0.008，这是可以接受的，为了颤振不必附加刚度。

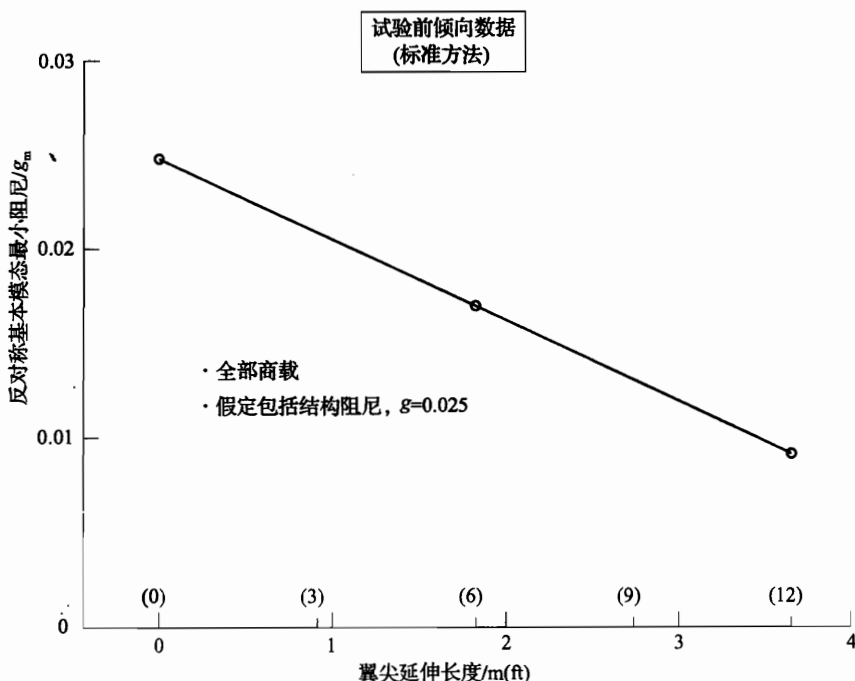


图 6-98 翼尖延伸长度对颤振的影响

二、波音 747-200B 试验机加装翼梢小翼

在波音 747-200B 试验机上共设计了五种翼梢小翼作试验，其平面特性见表 6-28。

表 6-28 五种翼梢小翼平面特性数据

翼梢小翼编号 翼梢小翼参数	Z4	Z9 (Z10)	Z11	Z12	Z13
1/4 弦线后掠角 ($\Lambda_{1/4}$) / (°)	35	38	35	35	38
翼梢小翼翼展占机翼半翼展百分数/%	13.5	约 13.5	13.5	13.5	约 13.5
翼梢小翼翼展长/m (ft)	4.03 (13.21)	4.01 (13.16)	4.03 (13.21)	4.03 (13.21)	4.01 (13.16)
展弦比	2.0	1.6	2.0	2.0	1.6
翼型相对厚度 (t/c) _{max}	0.070	0.087	0.070	0.070	0.075
梢根比	0.35	0.23	0.35	0.35	0.23
参考面积/m ² (ft ²)	7.99 (86.0)	10.15 (109.3)	7.95 (85.6)	7.95 (85.6)	10.26 (110.4)
外倾角 / (°)	15	15	15	30	30
撇角 (安装角) / (°)	—	-1.5	-1.0	+1.0	0
机翼与翼梢小翼连接处是否融合	是	否	是	是	否
载荷	更佳	最佳	亚最佳	亚最佳	亚最佳

下面对这五种翼梢小翼进行分析比较。

1. 翼梢小翼的设计压力载荷

翼梢小翼 Z9、Z11、Z12 和 Z13 的设计压力载荷如图 6-99 所示。对 Z4 和 Z9 的载荷研究后发现，它们对飞机性能的提高不是很理想，后又发展了 Z11、Z12 和 Z13 翼梢小翼。另外，为了改进机翼与翼梢小翼连接处跨声速干扰影响，采用倒圆的融合连接。特别是 Z12 和 Z13 的外倾角加大到 30°，这样做开始认为可能增加结构重量并加剧颤振，经研究得知只付出小的重量代价。

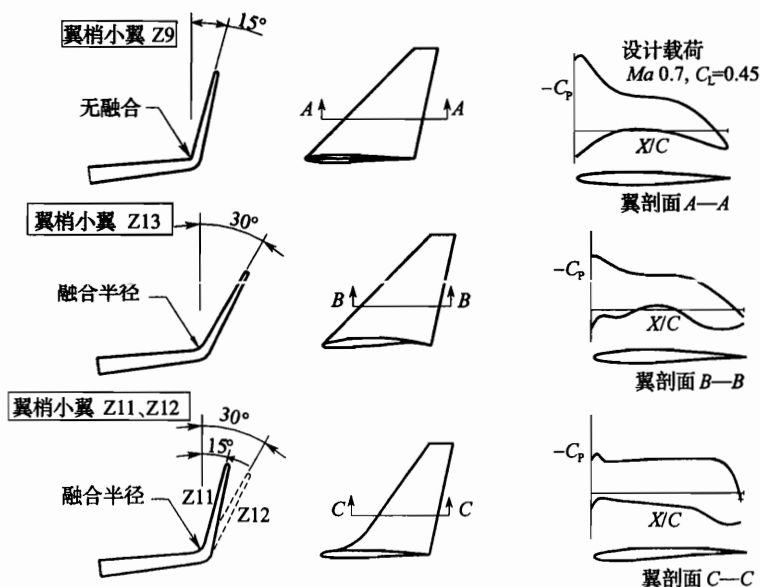


图 6-99 在波音公司跨声速风洞中试验的翼梢小翼构型

2. 翼梢小翼弯度面和压力分布计算

利用涡格法程序设计翼梢小翼弯度面, 再利用无黏性亚声速程序计算翼梢小翼的表面压力分布。翼梢小翼设计和迭代过程如图 6-100 所示。

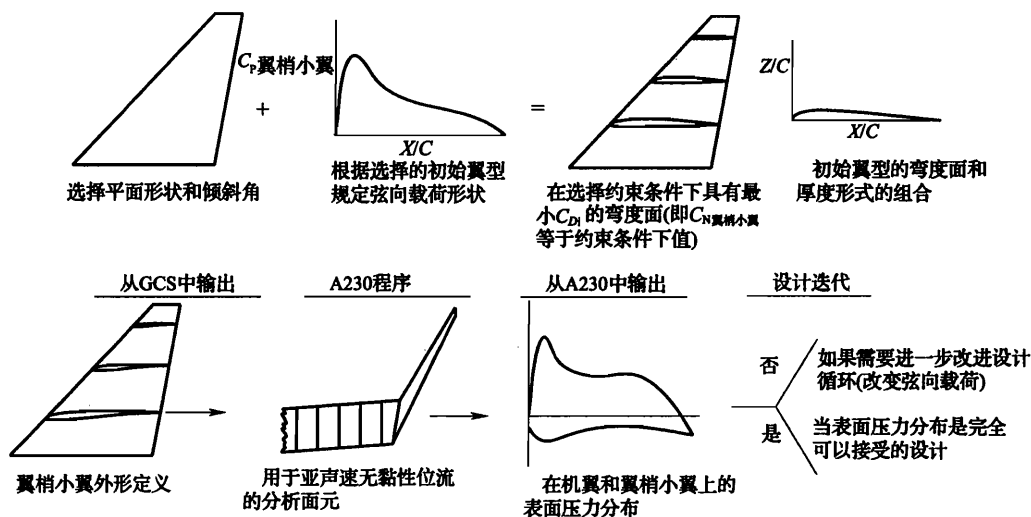


图 6-100 设计迭代过程

3. 五种翼梢小翼平面形状的比较

五种翼梢小翼平面形状如图 6-101 所示。Z4 翼梢小翼类似于 KC-135 飞机装的翼梢小翼。而 Z9 和 Z13 翼梢小翼有类似的平面形状。Z11 和 Z12 翼梢小翼的根弦像 Z4 翼梢小翼那样, 只占机翼翼尖弦长的一部分, 然后光滑整流到机翼翼尖的前缘。

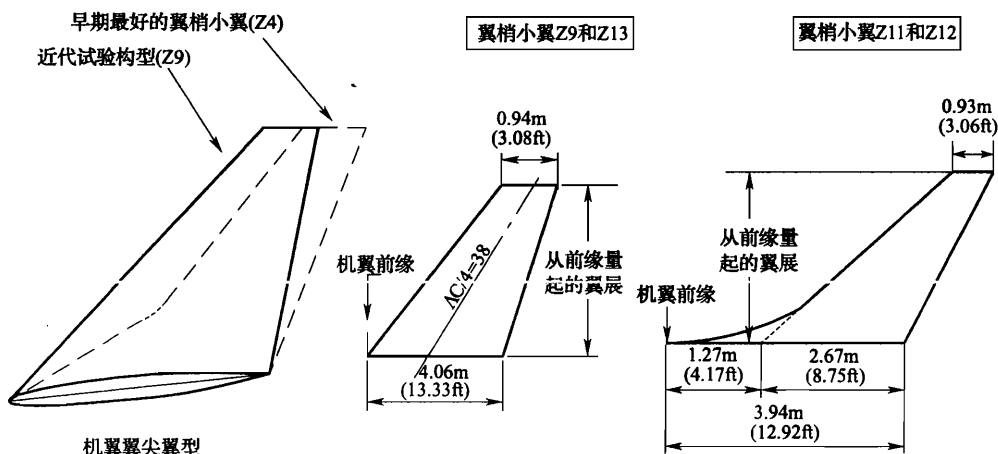


图 6-101 翼梢小翼的几何形状比较

4. 翼梢小翼剖面形状的比较

Z9 和 Z10 翼梢小翼剖面形状如图 6-102 所示。

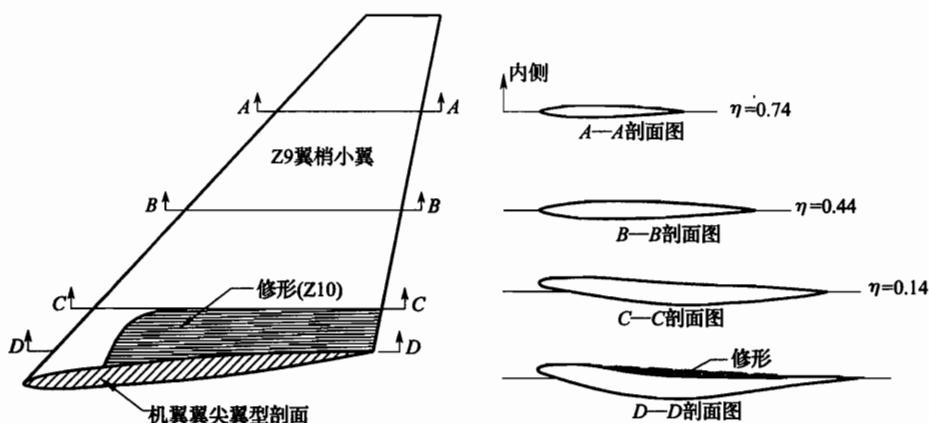


图 6-102 近代试验的翼梢小翼剖面形状

Z9 翼梢小翼根部区域的剖面过分弯曲（即为反弯度），在 Z9 翼梢小翼根部反弯度区进行修形而得到 Z10 翼梢小翼。

图 6-103 所示为：在接近巡航状态，翼梢小翼 Z9、Z10 和翼尖修形对机翼外侧上表面压力分布的影响。翼梢小翼 Z9 在接近 50% 翼弦处产生明显激波，机翼翼尖修形希望减弱这种激波；同时填平翼梢小翼根部区域剖面内侧凹坑，以消除剖面反弯度，这两种修形的组合成功地把速度峰值向前缘移动，但由于前缘出现激波（接近 10% 弦长处），因此在阻力获益方面受到限制。而翼尖上表面翼弦中部的速度水平仍然很高。当没有翼尖修形时，Z10 对 Z9 的压力分布只有轻微的改善。这也说明了设计全翼尖弦长的翼梢小翼没有带来什么好处，因为这不合本书第二、第三章中论证的翼梢小翼在翼尖弦长上的布局原则。

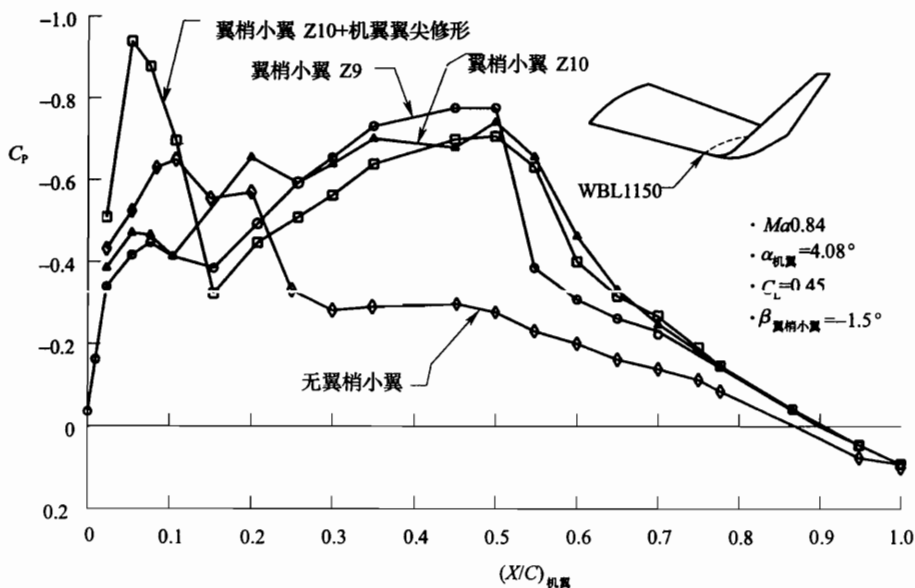


图 6-103 翼梢小翼和机翼翼尖修形对机翼上表面压力分布的影响

Z9、Z10、Z11、Z12 和 Z13 翼梢小翼的详细数据比较如图 6-104 ~ 图 6-106 所示。

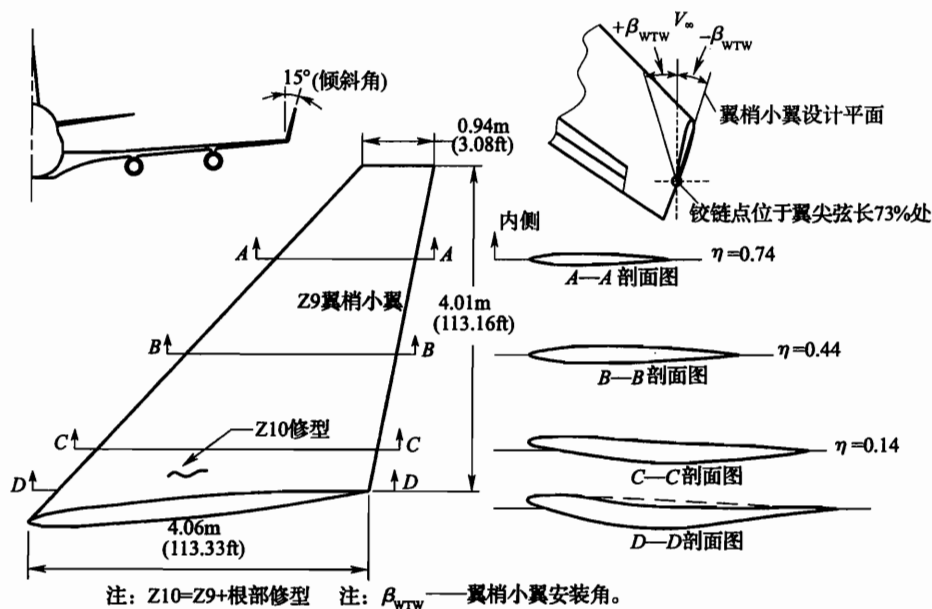


图 6-104 翼梢小翼 Z9 和 Z10 的几何外形

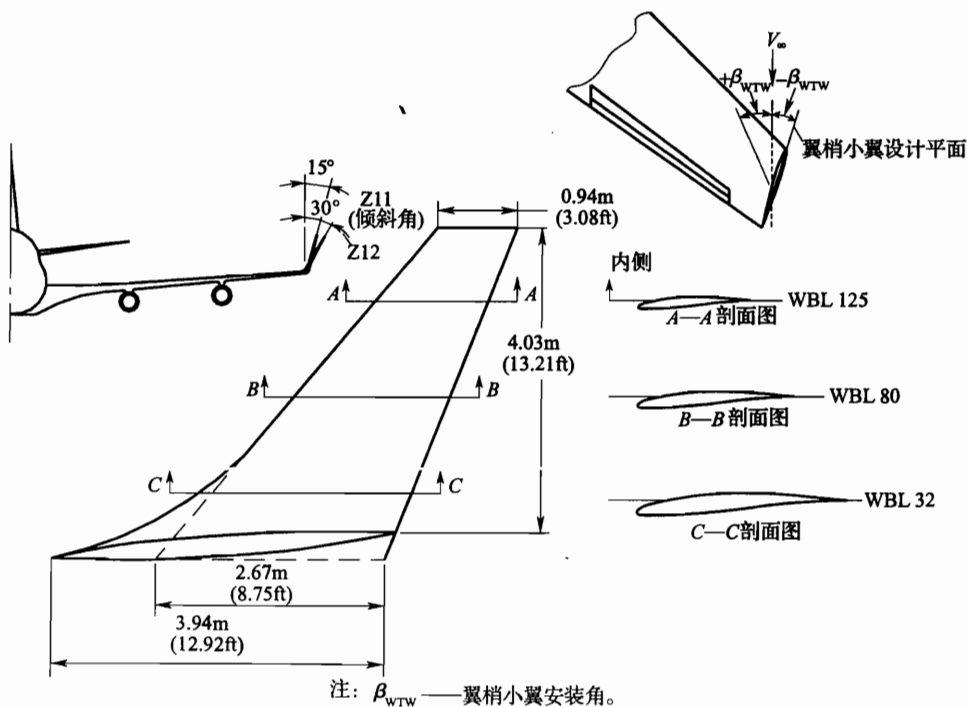


图 6-105 翼梢小翼 Z11 和 Z12 的几何外形

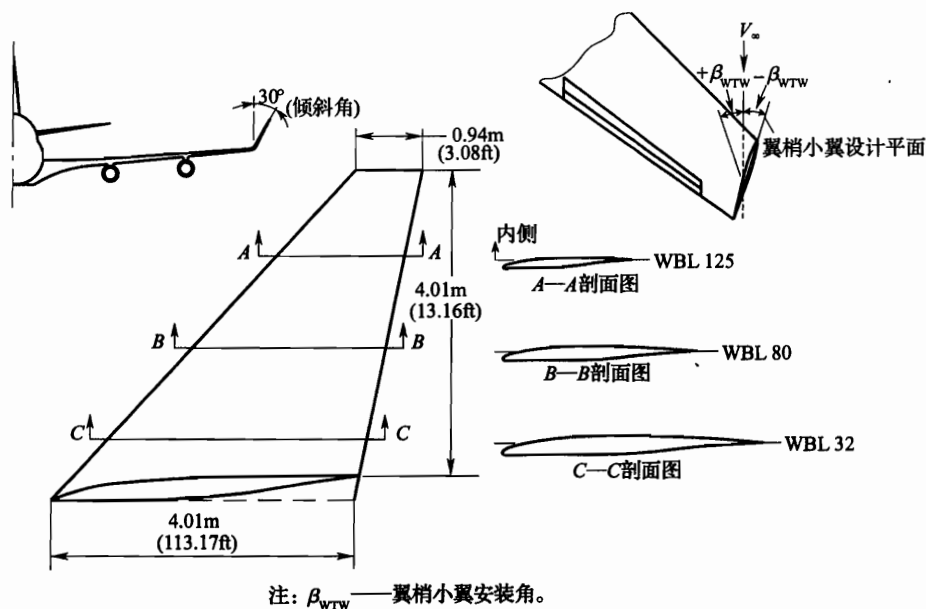


图 6-106 翼梢小翼 Z13 的几何外形

从图 6-104 ~ 图 6-106 的比较可得出, Z11、Z12 和 Z13 与 Z9 不同之处是像 KC-135 飞机的翼梢小翼那样采用了先进技术翼型。Z11 的外倾角为 15° , 而 Z12 和 Z13 的外倾角为 30° 。

5. 翼梢小翼的载荷 (C_N) 比较

Z4 和 Z9 翼梢小翼的载荷如图 6-107 所示。

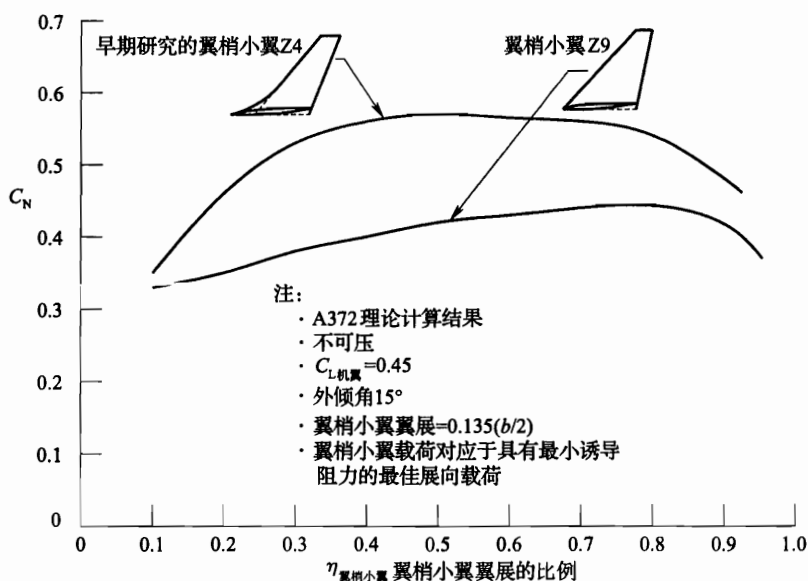


图 6-107 翼梢小翼平面形状对剖面法向力系数的影响

Z4 的面积比 Z9 小 27%，导致 Z9 剖面升力系数小 20%，这使诱导阻力减小要损失 6%。图 6-108 所示为最佳载荷对翼梢小翼 Z11 的亚最佳载荷。

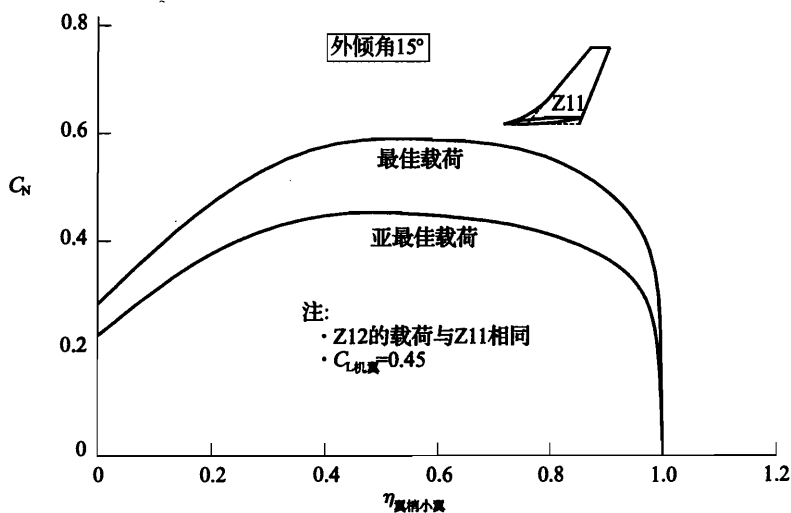


图 6-108 最佳载荷对翼梢小翼 Z11 的亚最佳载荷

图 6-109 所示为最佳载荷对翼梢小翼 Z13 的亚最佳载荷。

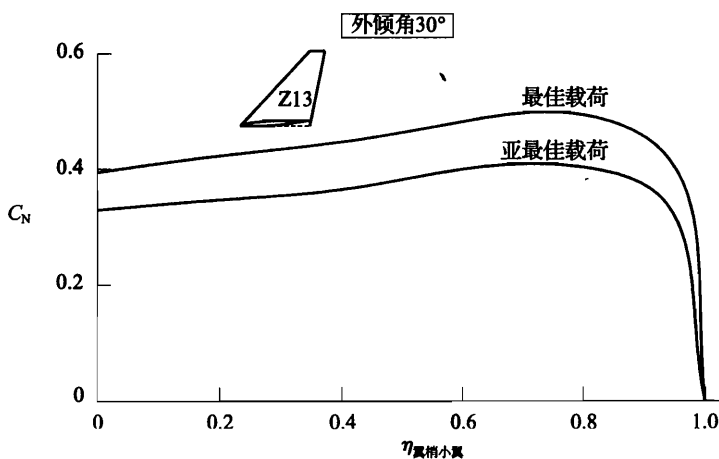
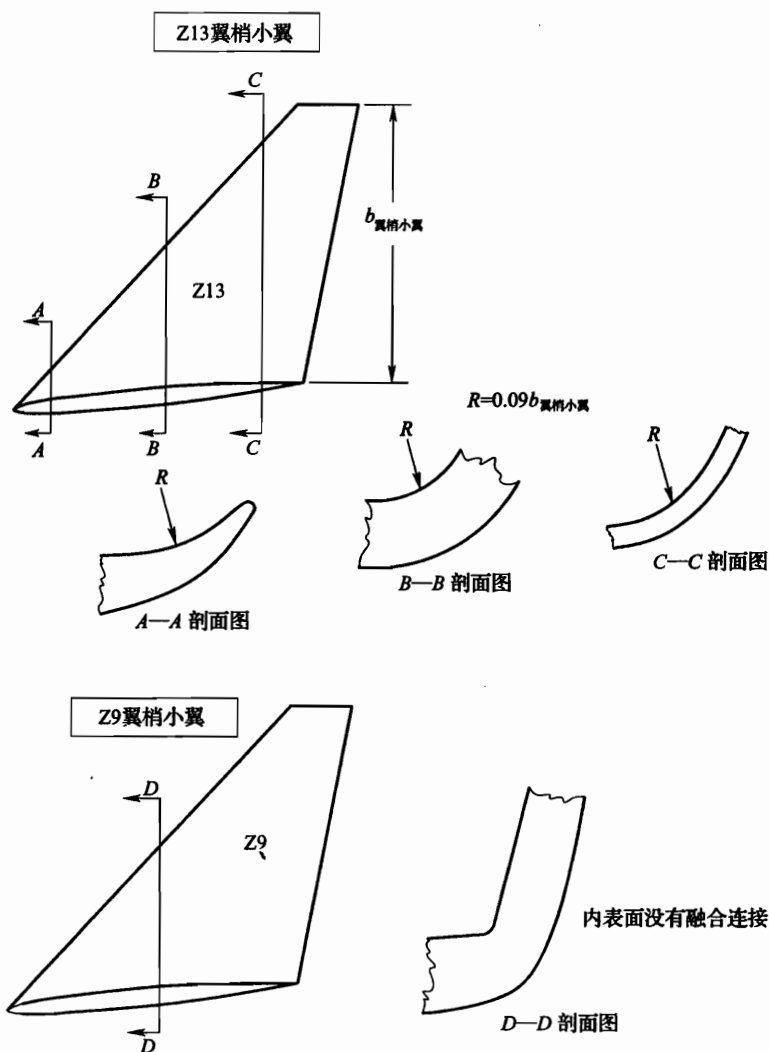


图 6-109 最佳载荷对翼梢小翼 Z13 的亚最佳载荷

6. 机翼—翼梢小翼连接处融合过渡比较 (如图 6-110 所示)

从图 6-110 可以看出, Z11、Z12 和 Z13 翼梢小翼在机翼翼尖与翼梢小翼连接处为融合过渡, 而 Z9 翼梢小翼没有融合过渡。

根据 KC-135 飞机装翼梢小翼的成功经验, Z11、Z12 和 Z13 翼梢小翼有以下几个共同特点:



注：Z13翼梢小翼连接是类似于Z11、Z12的连接；本图不按比例。

图 6-110 机翼—翼梢小翼连接处详图

(1) 机翼翼尖与翼梢小翼连接处采用融合连接，机翼梢弦平滑地过渡到翼梢小翼上，使图 6-110 中的 R 值大，这不仅充分发挥了翼梢小翼的作用，优化了展向升力分布，而且大大改善了翼梢小翼与机翼两端交接区的流场，将气流干扰和气流分离降到最低程度，并通过精心设计和试验使加装翼梢小翼后对机翼结构改动最小。

(2) 设计载荷（即亚最佳载荷）比最佳载荷小 20% ~ 25%。

(3) 根部剖面没有像 Z9 翼梢小翼那样采用反弯度，而只是采用常规弯度的先进技术翼型。

7. 翼梢小翼对阻力的影响

(1) 翼梢小翼 Z4、Z9 和 Z10 的减阻效果如图 6-111 所示。

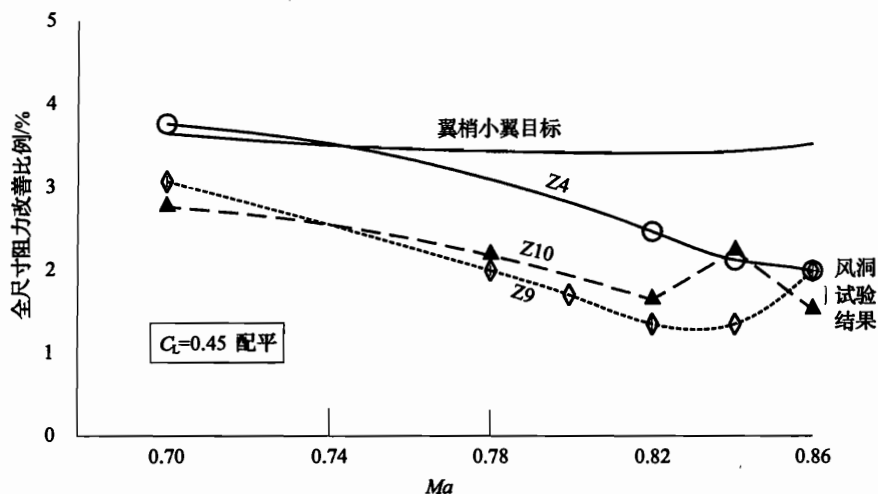
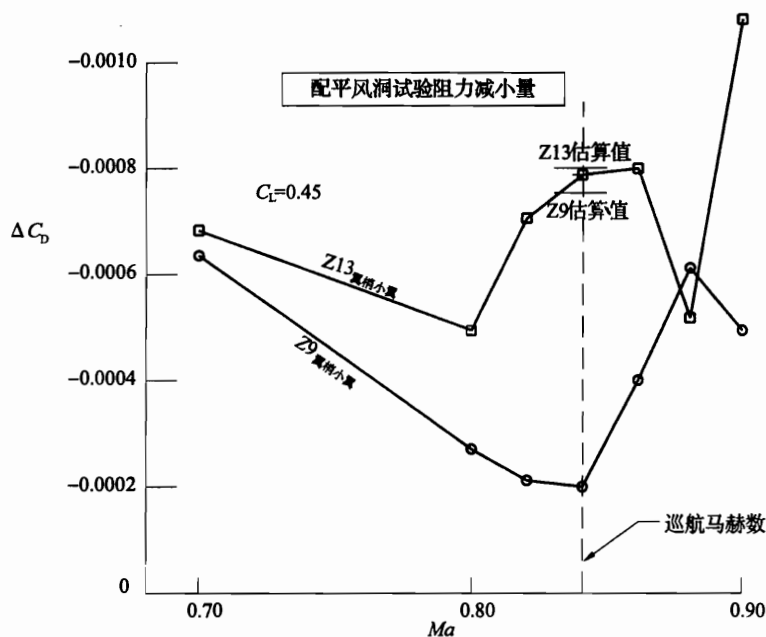


图 6-111 翼梢小翼减阻效果比较

(2) 翼梢小翼 Z9 和 Z13 的减阻效果如图 6-112 所示。



注：连接区详情见图6-110。

图 6-112 Z9 和 Z13 翼梢小翼减阻效果比较

从图 6-112 可以看出, Z9 翼梢小翼的风洞试验阻力值高于估算值 20%, 原因是前缘激波引起大的波阻, 导致不希望的翼尖干扰损失。图 6-113 所示为翼梢小翼 Z9、Z10 和机翼修形对阻力的影响。

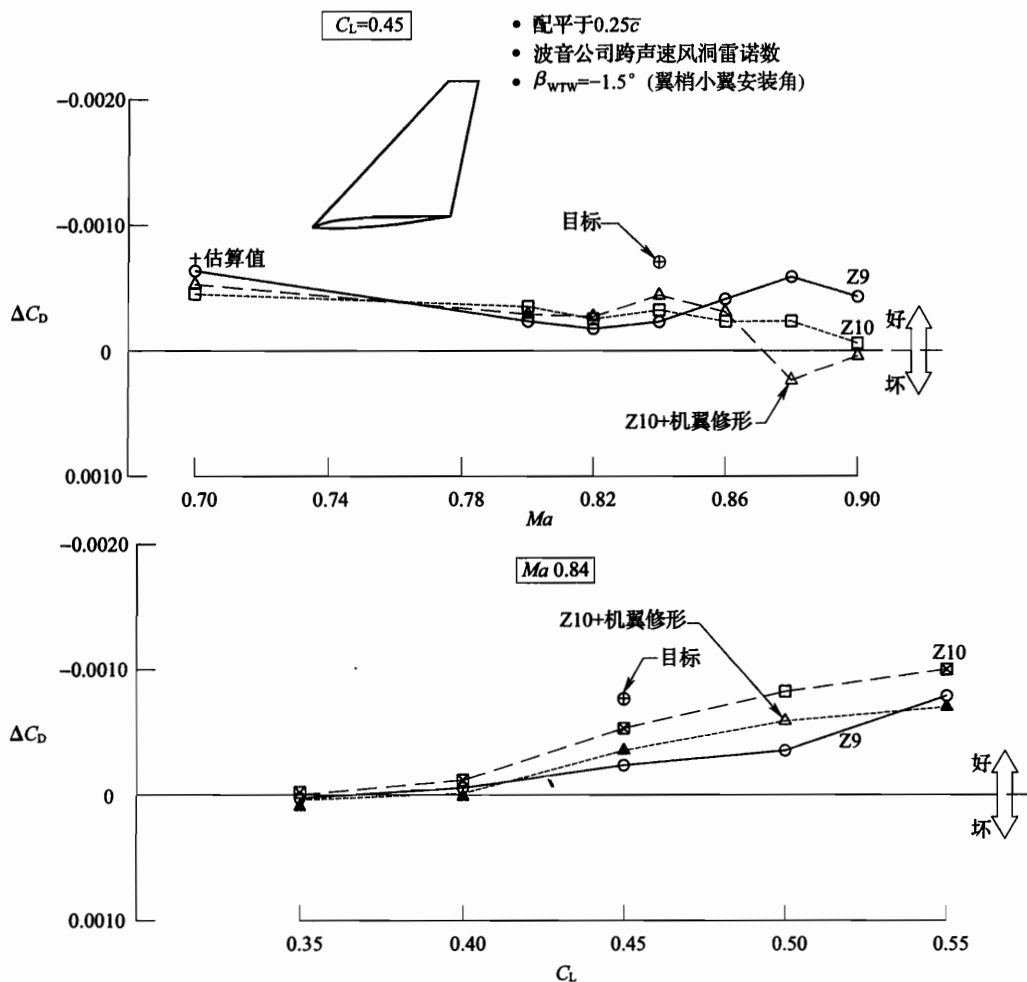


图 6-113 翼梢小翼 Z9、Z10 和机翼修形对阻力的影响

从图 6-113 可以看出，翼梢小翼 Z9 和 Z10 使阻力得到改善。在 $Ma 0.7$ ， $C_L = 0.45$ 时，翼梢小翼 Z9 的阻力测量值的减小接近估算值。但是，随着马赫数的增加，阻力减小就少了。对翼梢小翼 Z9 修形，得到翼梢小翼 Z10，导致阻力有一些改善。但是翼梢小翼 Z10 与机翼修形加在一起时，从测量的阻力值看出没有带来好处。

图 6-114 所示为翼梢小翼 Z11、Z12 和 Z13 对阻力的影响。

图 6-114 表示翼梢小翼 Z11、Z12 和 Z13 对阻力测量增量与估算值的比较。Z11 和 Z12 的阻力测量值大大低于估算值。而在 $Ma 0.84$ ， $C_L = 0.45$ 时，Z13 的阻力测量值非常接近于估算值。Z13 翼梢小翼易于安装在翼尖局部弦长上（像 Z12 那样），所以将再作选择并进一步作性能、载荷、稳定性和操纵性试验。

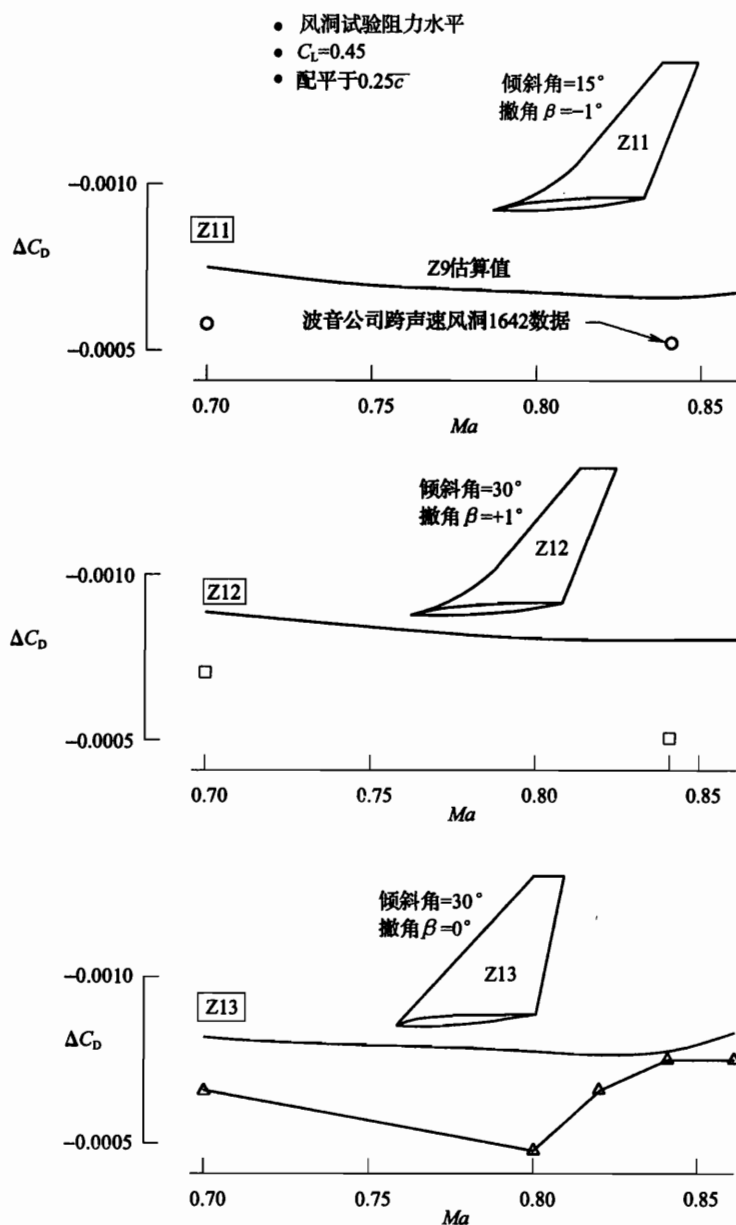


图 6-114 翼梢小翼 Z11、Z12 和 Z13 对阻力的影响

翼梢小翼 Z13 对阻力的影响如图 6-115 所示。

图 6-115 所示为翼梢小翼 Z13 的阻力增量与巡航状态估算值的比较，阻力增量是马赫数和 C_L 的函数。

8. 翼梢小翼翼展和倾斜角对性能的影响

由于翼梢小翼使气动弹性扭转增加，故在诱导阻力方面要付出代价。随着倾斜角的增加，阻力好处得到改善，因为重量和扭转的影响不是很大，加上 Z12 和 Z13 的倾斜角

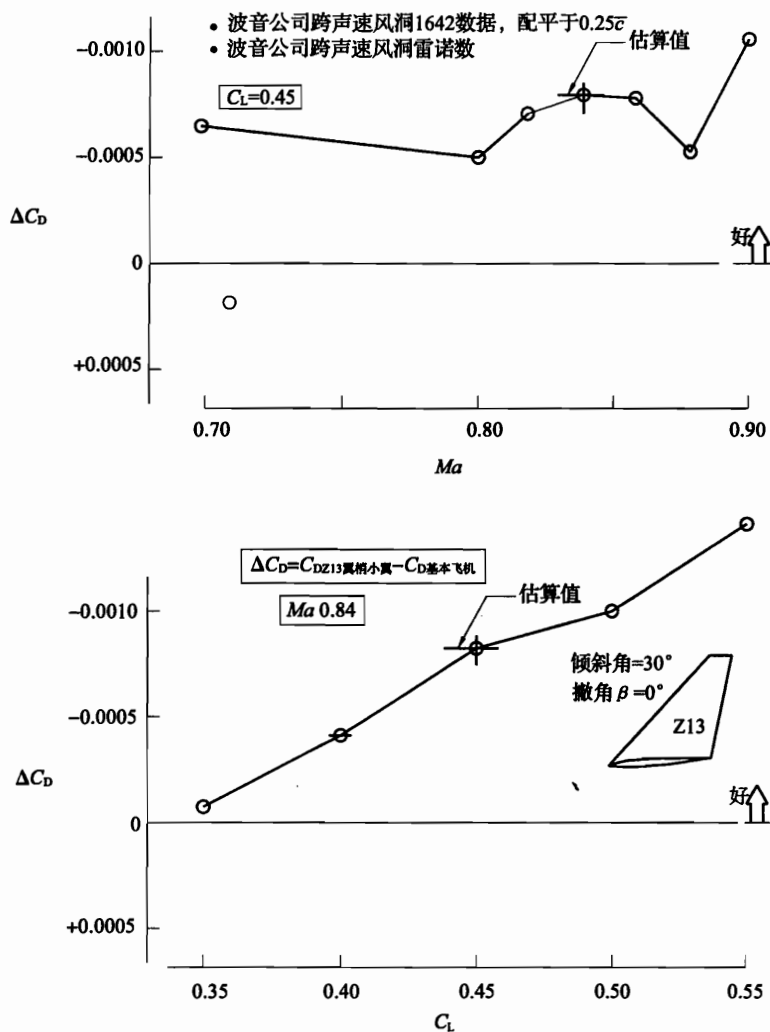


图 6-115 翼梢小翼 Z13 对阻力的影响

为 30° ，考虑到颤振要求，翼梢小翼的翼展为 $0.135b/2$ 不再增加。翼梢小翼翼展和倾斜角对升阻比的影响如图 6-116 所示。

9. 翼梢小翼对稳定性和操纵性的影响

由于安装翼梢小翼，波音 747 飞机的纵向和横-航向稳定性受到影响。翼梢小翼 Z9 和 Z13 有类似影响。有可能要求改进纵向飞行操纵系统，而飞机侧风能力稍有下降。由于增加了 $1/4MAC$ 后的升力，所以，翼梢小翼增加了刚性飞机的纵向稳定性，如图 6-117 所示。翼梢小翼 Z13 比 Z9 稍微稳定，而气动弹性损失是估计到的，它抵消了一部分增加的稳定性。

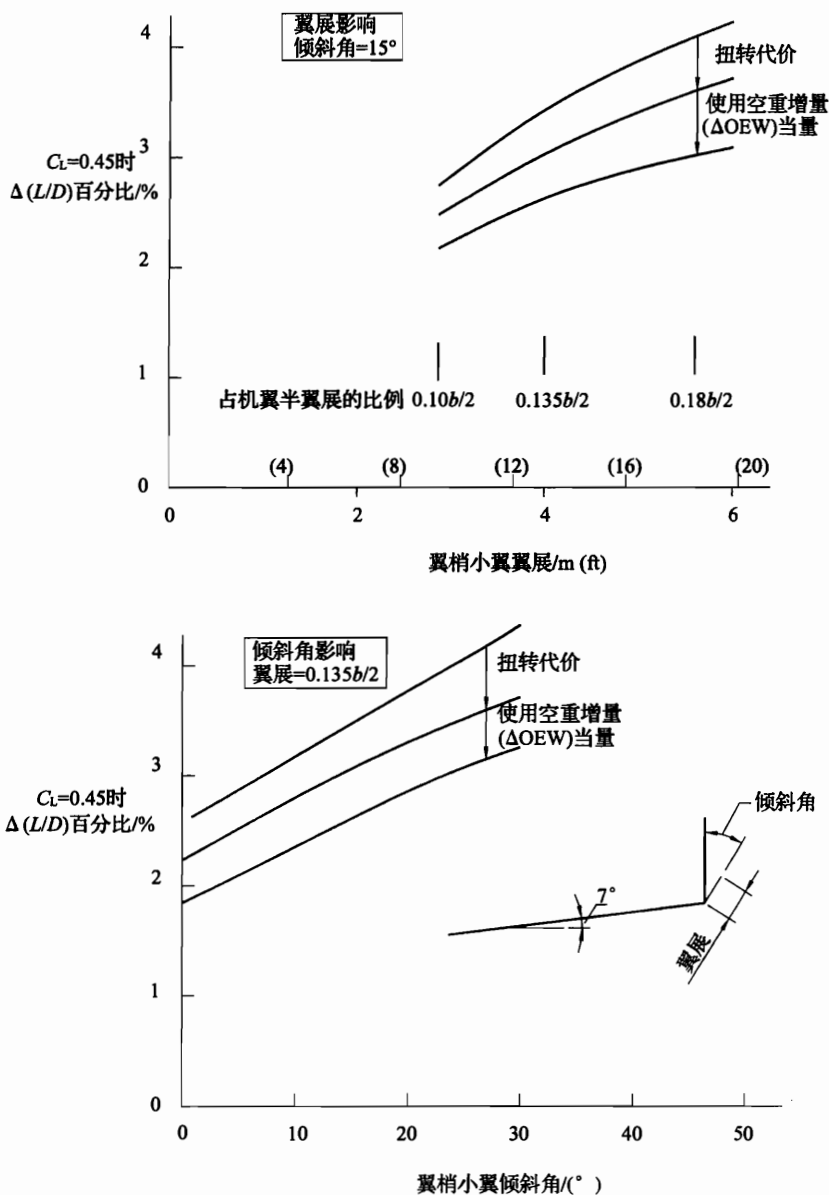


图 6-116 翼梢小翼翼展和倾斜角对飞机性能的影响

如图 6-118 所示, 翼梢小翼对 FAA 的速度稳定性可以忽略不计。在巡航时, 翼梢小翼使飞机头部更向下, 要求安定面能配平并使机头向上, 而 Z9 和 Z13 两种翼梢小翼有类似的数值。包括气动弹性影响在内, 这种差别近似为 0.2 单位。

翼梢小翼使横-航向稳定性导数产生大的变化, 翼梢小翼 Z9 的变化类似于 Z13 的变化, 如图 6-119 所示。在巡航马赫数范围, 由于侧滑 ($C_{y\beta}$) 和方向稳定性 ($C_{n\beta}$) 引起侧力近似增加 15%, 上反效应近似增加 35%。

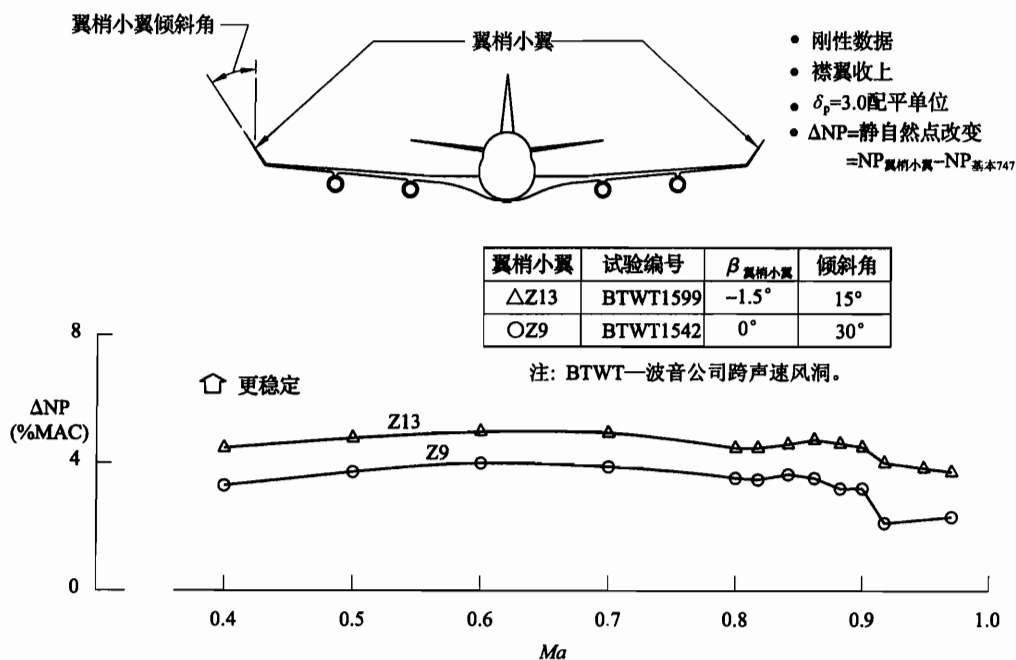


图 6-117 翼梢小翼对纵向静稳定性的影响

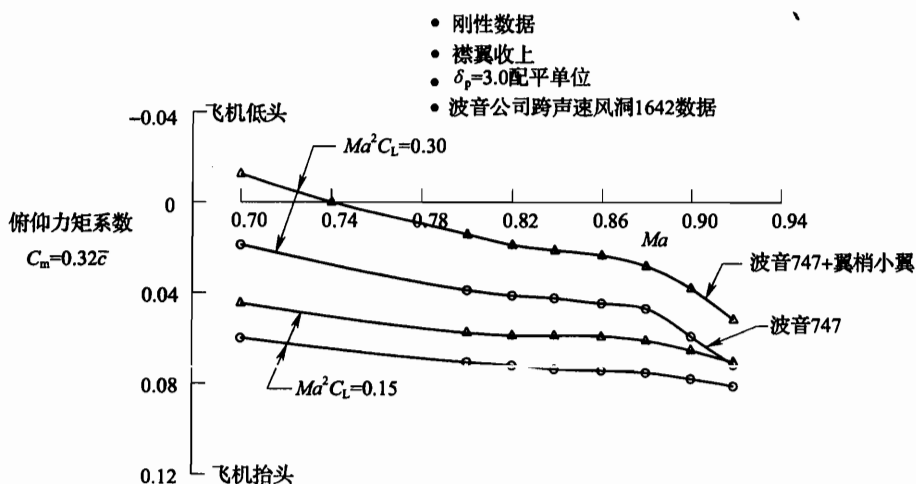


图 6-118 装翼梢小翼 Z13 的纵向速度/配平稳定性

方向稳定性 ($C_{n\beta}$) 和上反效应 ($C_{l\beta}$) 增加的组合使在最大侧滑、襟翼收上及低速时要求驾驶盘偏度近似大于 10° ，最大侧滑大约减小 1° 。在起飞时这些影响减小、侧滑能力和降低速度 $4 \sim 7 \text{ kn}$ ，这取决于重心位置。但是，为了满足正常使用和 FAA 的侧风要求，总的能力显然是足够的。

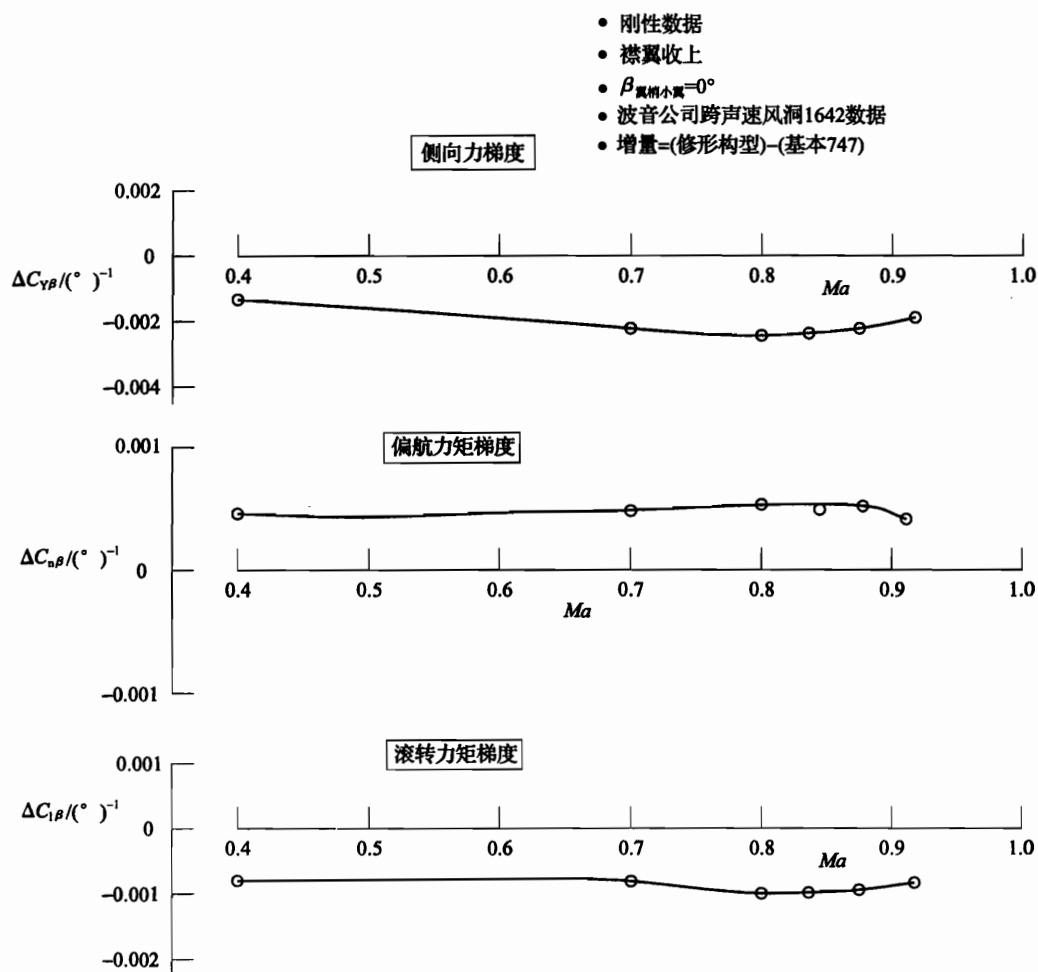


图 6-119 Z13 翼梢小翼对横-航向稳定性的影响

为了满足波音“跟随性”准则，由于 $C_{n\beta}$ 的增加，发动机停车时横向操纵要求会受到不利影响。

“跟随性”是衡量当临界发动机失效后，仅仅在 $1.4V_S$ 起飞爬升（没有方向舵输入）操纵驾驶盘时保持航向的能力。

虽然由于 $C_{n\beta}$ 的增加而使侧滑减小， $C_{n\beta}$ 不成比例地较大增加，为了平衡就要求更大的横向操纵，主要是由于在这些机动中遇到了较小的侧滑，而 FAA 的空中和地面的操纵速度要求是不变的。

由于翼梢小翼引起 $C_{l\beta}$ 和 $C_{n\beta}$ 增加，已稍许抵消了荷兰滚特性的影响，导致在阻尼方面有轻微减小，伴随着周期也有些减小。对荷兰滚振荡的净影响可忽略不计。

10. 翼梢小翼对结构重量的影响

图 6-120 所示为翼梢小翼的倾斜角和翼展的变化对机翼翼盒增重的影响。它是根

据波音公司的机翼尺寸数据来估算的,以保持现有机翼翼盒结构安全余量。从图中曲线的变化可看出倾斜角变化对机翼翼盒重量的影响不是很大,而翼展变化对机翼翼盒重量的影响很大。

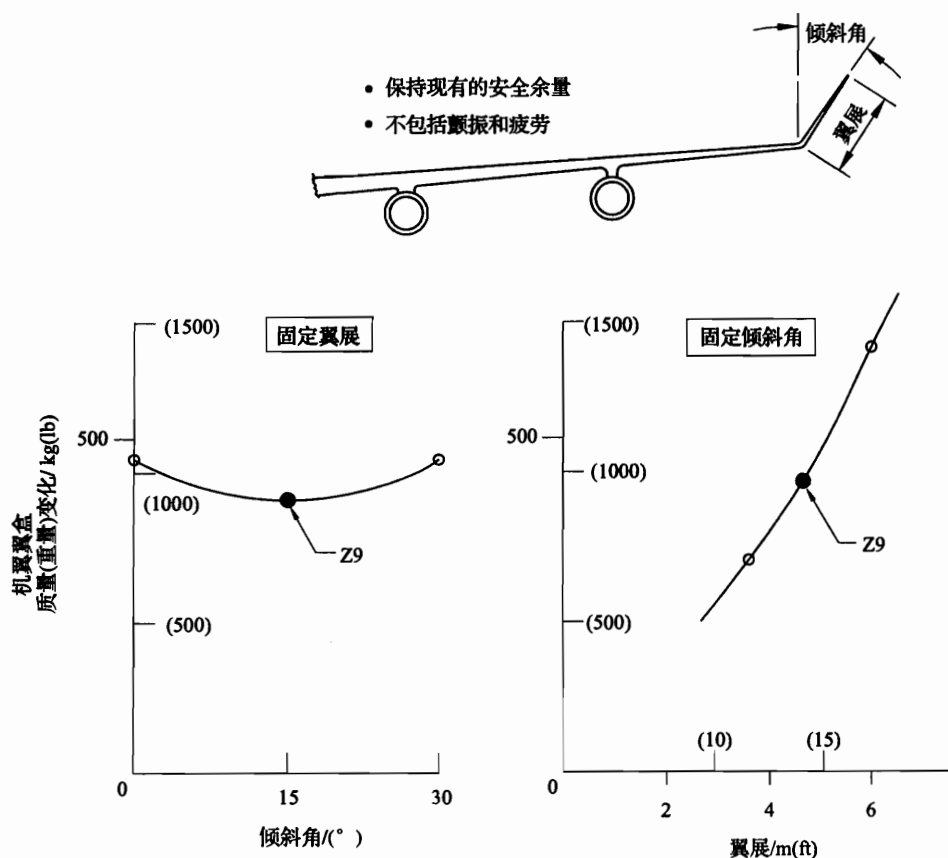


图 6-120 翼梢小翼倾向研究得到的机翼翼盒重量增量

图 6-121 所示为翼梢小翼 Z9 的最初结构图。图 6-122 所示为翼梢小翼 Z13 的最终结构图。

对这两种翼梢小翼做了安装设计可行性研究。

第一种翼梢小翼 Z9 考虑用常规蒙皮和刚度构架,其前梁和后梁与机翼相应梁连接,辅助梁能把翼梢小翼根部大的弯曲力矩传递到机翼翼尖上,并符合破损-安全准则。复杂的机械安装要求把翼梢小翼的梁和根肋与机翼的梁到翼尖肋连在一起。要求采用一些大的螺栓把翼梢小翼安装在机翼翼尖上。

第二种翼梢小翼 Z13 采用多梁结构,倾斜角由 15° 增加到 30° 。

翼梢小翼 Z9、Z11、Z12 和 Z13 的重量估算采用 KC-135 飞机翼梢小翼的现存方法比较可靠。为了得到增重趋势,采用了经验机翼重量方法,其参数有机翼面积、展弦

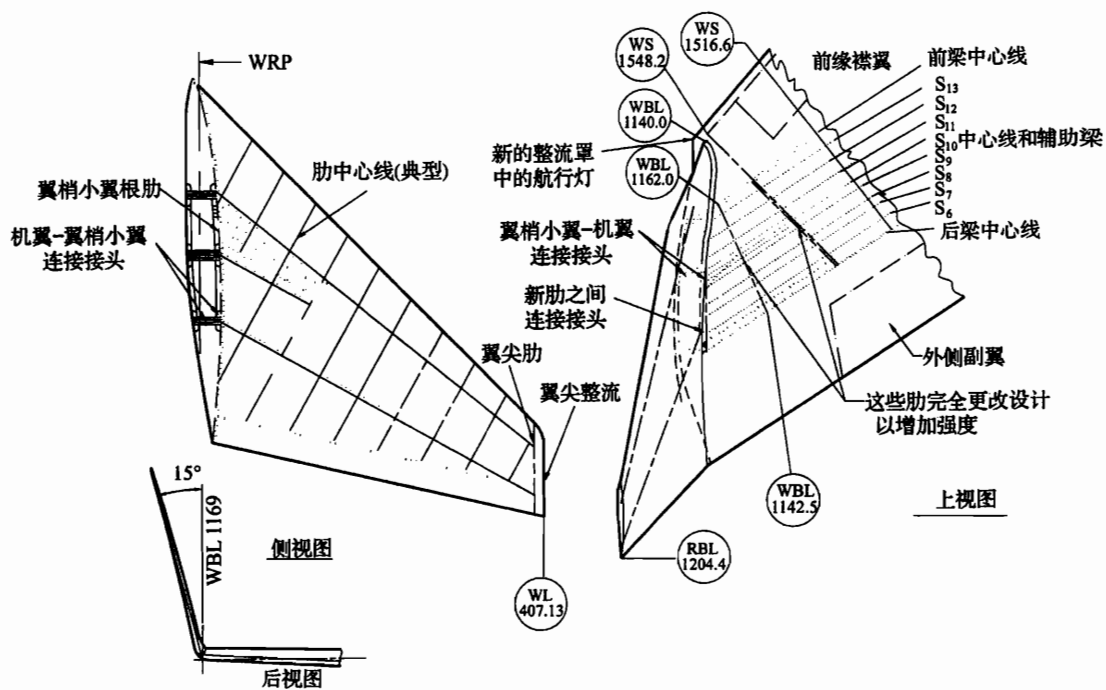


图 6-121 翼梢小翼 Z9 最初结构方案

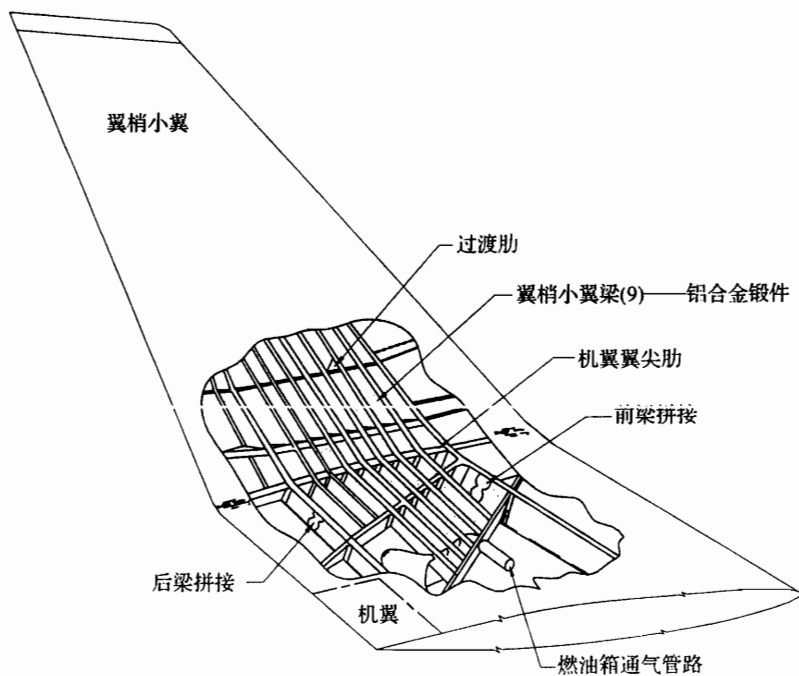


图 6-122 翼梢小翼 Z13 最终结构方案

比、后掠角、梢根比和翼型相对厚度，这些参数都是可变的。最后得到装翼梢小翼后每架飞机的增重为：

翼梢小翼 Z9	1000 lb/架
翼梢小翼 Z11 / Z12	870 lb/架
翼梢小翼 Z13	1010 lb/架

11. 翼梢小翼对颤振的影响

随着翼梢小翼倾斜角和翼展变化，临界反对称基本颤振模态给出最小阻尼敏感性。图 6-123 所示为在无商载情况下，随着翼梢小翼倾斜角增加，反对称基本颤振模态的最小阻尼是增加的。满商载情况与上面趋势相类似。

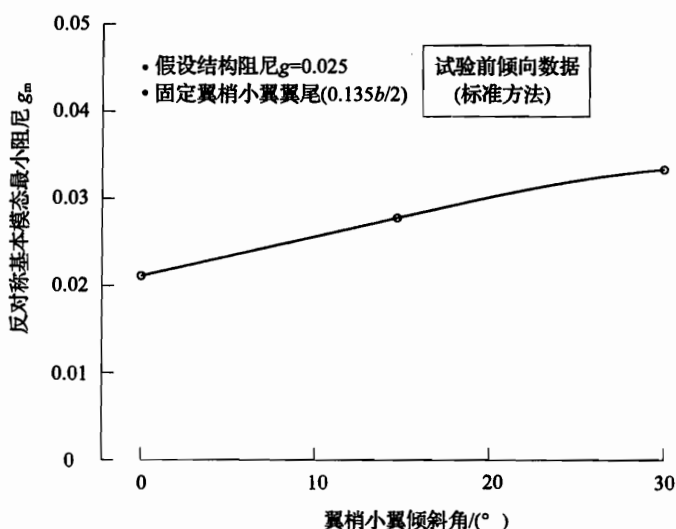


图 6-123 翼梢小翼倾斜角的影响

图 6-124 所示为在无商载情况下，随着翼梢小翼翼展增加，反对称基本颤振模态的最小阻尼是减小的。对于满商载情况，也有类似特性。随着翼展增加，阻尼有很大降低。

随着倾斜角变化，图 6-125 所示为标准的和改进的方法结果。标准方法产生的仅是反对称结果。改进方法导致了对称的颤振模态和机翼翼尖的颤振模态，也显示出倾斜角仍然不是一个大的影响参数。

三、波音 747-200B 试验机的翼尖延伸和翼梢小翼的比较

翼梢小翼和翼尖延伸是减小诱导阻力的两种装置，从而改善了升阻比 (L/D)。翼尖延伸增加机翼的实际展弦比，而简单端板增加机翼的有效展弦比。

1. 翼梢小翼的力矢量和基本机翼、翼尖延伸及翼梢小翼上的展向载荷分布

因为翼梢小翼为弯曲升力面，它会产生向内的法向力（合力）。法向力的向前分量就是推力，如图 6-126 所示。

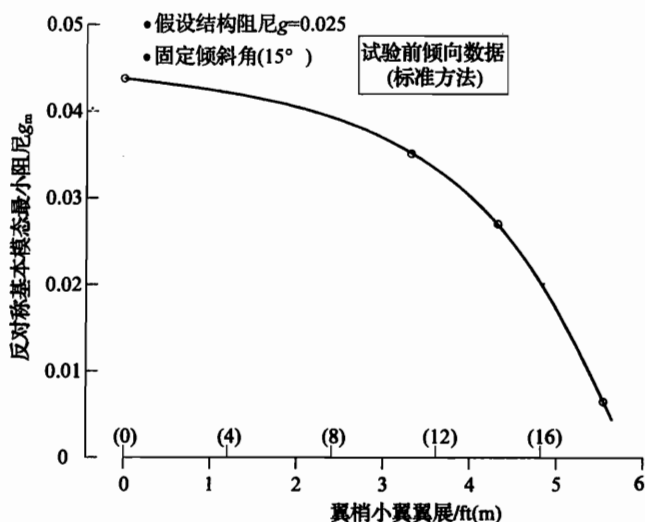


图 6-124 翼梢小翼翼展的影响

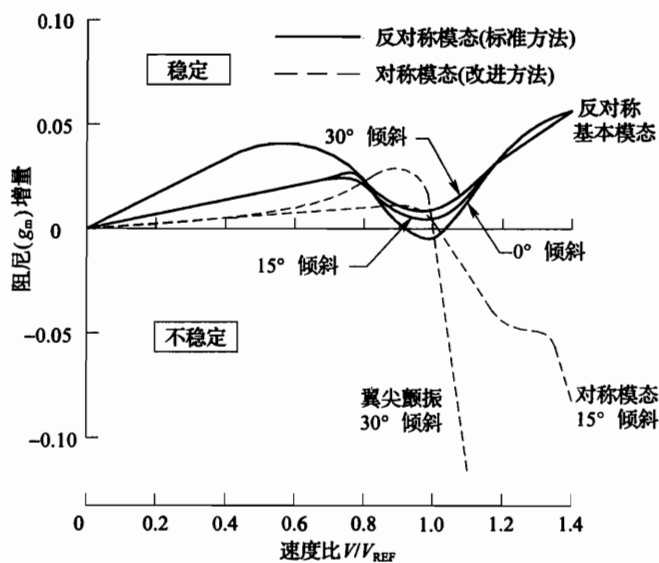


图 6-125 速度—阻尼随倾斜角变化的影响

翼梢小翼上载荷积分产生有效向内大侧向力。翼梢小翼使机翼外翼载荷增加，展向载荷分布如图 6-127 所示。翼梢小翼产生气动扭转（外洗—前缘向下）并使机翼结构重量增加。但翼梢小翼合起来的好处超过翼尖延伸（在给定的增加飞机重量的情况下）。

2. 翼尖延伸和翼梢小翼对初始抖振边界的影响

对于 1.83m (6ft) 的翼尖延伸所预测的初始抖振边界，如图 6-128 所示。翼梢小翼 Z13 所预测的抖振边界，如图 6-129 所示。

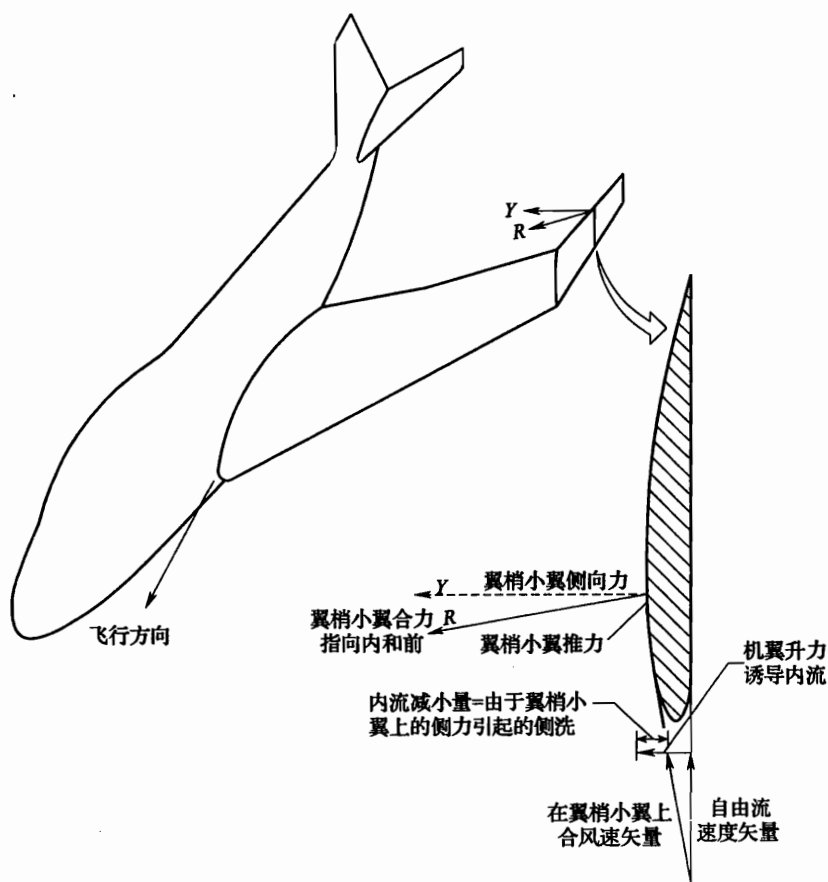


图 6-126 翼梢小翼力矢量说明图

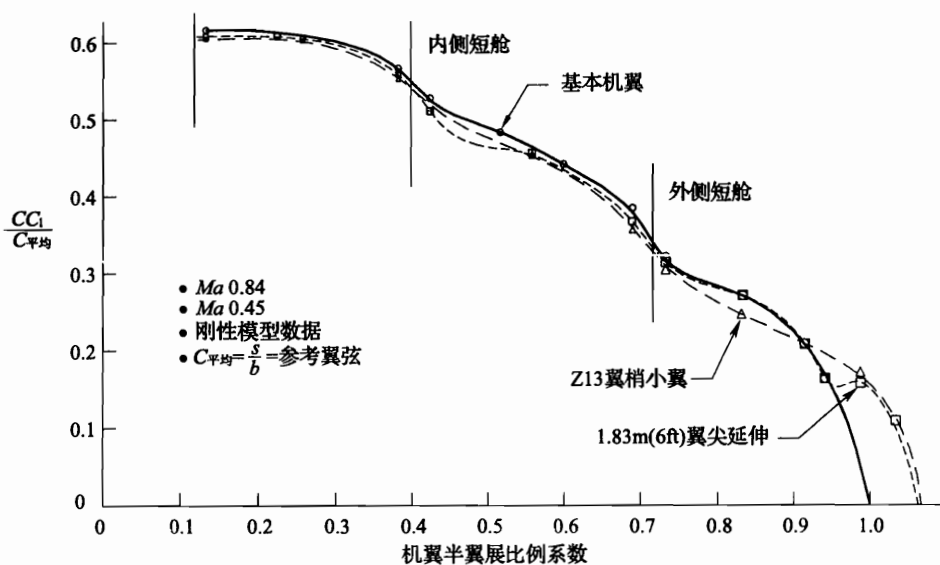


图 6-127 展向载荷分布

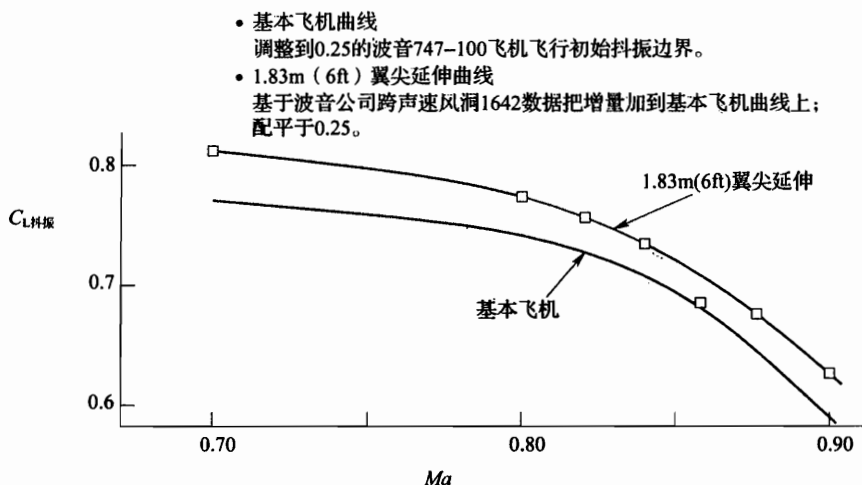


图 6 - 128 1.83m (6ft) 翼尖延伸对初始抖振的影响

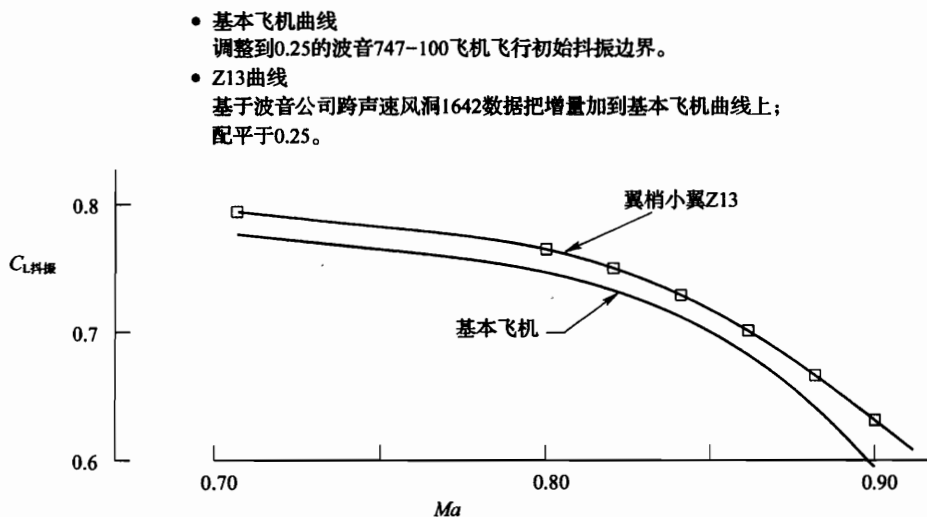


图 6 - 129 翼梢小翼 Z13 对初始抖振的影响

从图 6 - 128 和图 6 - 129 可以看出，不论是翼尖延伸还是翼梢小翼，都使基本机翼的初始抖振边界得到了改善。

3. 翼尖延伸和翼梢小翼对低速特性的影响

波音 747 - 200B 翼尖延伸的位流分析结果指出，在起飞构型时，机翼翼尖失速将发生在一台临界发动机失效的爬升状态 (V_2)。在襟翼偏 30° 的进场状态，失速是无法预测的，需要做低速风洞试验来决定，要求附加前缘襟翼翼展以消除由于过早失速所引起的问题。但是，理论分析指出，前缘襟翼延伸到 WBL1234 (大约为翼尖延伸的

50%) 应该可适当防止达到 $C_{L_{max}}$ 前的失速。

图 6-130 指出, 翼尖延伸使进场速度减小。假定前缘襟翼延伸到 WBL1234, 对于 1.83m (6ft) 的翼尖延伸, 可使进场速度减小 1.6kn。

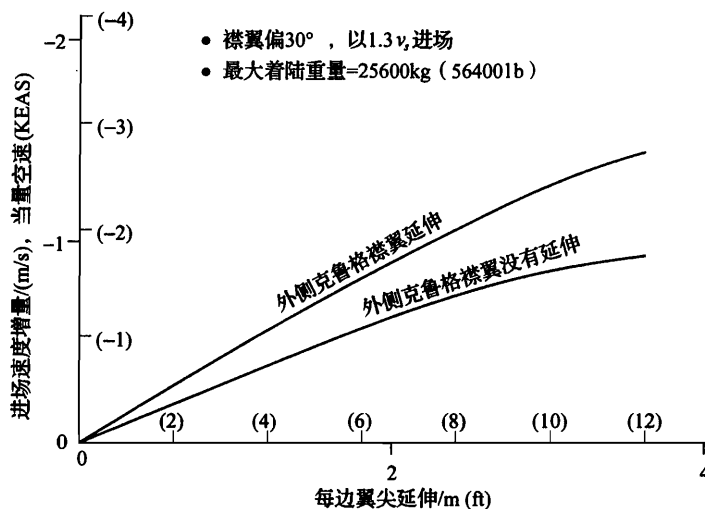


图 6-130 由翼尖延伸引起的进场速度改善的估算值

图 6-131 所示为波音 747-200B 上安装翼梢小翼后, 当襟翼偏转 30° 时, 进场速度的减小约低于 0.5kn。这种估算是基于 1976 年早期的翼梢小翼设计的试验结果。对于翼梢小翼 Z13, 类似结果可预先处理, 证明没有气流分离和抖振问题。要求做低速风洞试验以估计低速气流分离和抖振开始点。由于翼梢小翼 Z13 的设计载荷低于最佳翼梢小翼载荷, 可以想象, 没有过早发生翼梢小翼/翼尖失速。进一步低速风洞试验揭示出早先失速。最早的想法是有更大的前缘弯度和较大的头部半径。

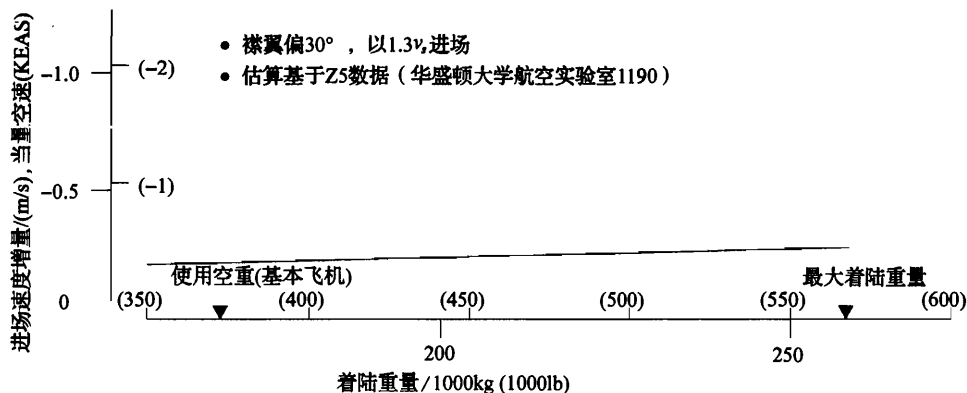


图 6-131 由翼梢小翼引起的进场速度改善的估算值

加上翼尖延伸和翼梢小翼后，进场姿态没有大的变化。

4. 翼尖延伸和翼梢小翼对稳定性、操纵性影响的比较

由于翼尖延伸和翼梢小翼使波音 747 飞机的稳定性和操纵性有轻微改变，具体影响示于图 6-132。翼尖延伸和翼梢小翼都使纵向稳定性和配平增加，但翼尖延伸对纵向稳定性的影响要大于翼梢小翼的影响，近似大 2% MAC（在大多数马赫数范围）。

纵向影响	翼尖延伸	翼梢小翼
增加静稳定性	✓	✓
FAA 速度/配平稳定性	小的影响	小的影响
纵向 FCS 分量可能要求更改	翼尖延伸	翼梢小翼
俯仰感觉系统	✓	✓
升降舵刚度（向下）	✓	✓
安定面电配平限制	✓	✓
起飞配平绿带	✓	✓
横 - 航向影响	翼尖延伸	翼梢小翼
在 $C_{l\beta}/C_{l\alpha}$ 上增加	忽略影响	✓
增加方向稳定性	无影响	✓
减小侧风能力	无影响	✓
减小“跟随性”	无影响	✓
荷兰流动态	忽略影响	忽略影响

图 6-132 翼尖延伸/翼梢小翼对飞行操纵系统和飞行品质的影响

翼梢小翼对横 - 航向稳定性的影响要比翼尖延伸的影响大，翼梢小翼使方向稳定性增加，但翼尖延伸对方向稳定性的影响不大，增加方向稳定性可使在侧风着陆滑跑时将轻微减小方向操纵性。翼梢小翼增加由侧滑引起的滚转力矩 ($C_{l\beta}$) 相对于增加方向稳定性 ($C_{n\beta}$) 成比例大于翼尖延伸。由于 $C_{l\beta}$ 、 $C_{n\beta}$ ，预见荷兰滚特性变化不大，而对滚转阻尼已相互抵消。

5. 翼尖延伸与翼梢小翼对颤振影响的比较

图 6-133 所示为翼尖延伸和翼梢小翼的颤振稳定特性比较。翼尖延伸的数据是由分析得到的，而翼梢小翼数据是根据风洞试验得到的。

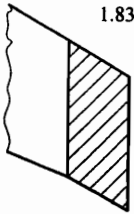
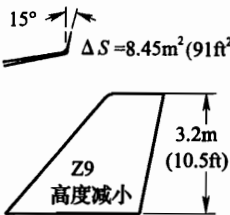
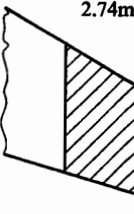
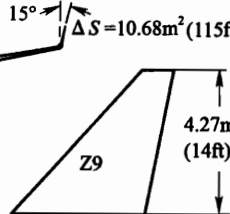
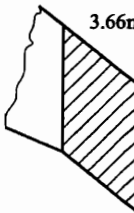
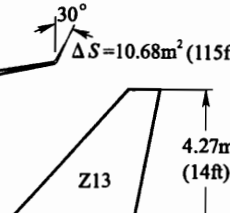
翼尖延伸	临界模态	V_F/V_{REF}	翼梢小翼	临界模态	V_F/V_{REF}
 $\Delta S = 7.43\text{m}^2 (80\text{ft}^2)$	反对称外侧短舱 侧向弯矩 1.98 Hz 反对称基本模态 1.76 Hz	颤振 1.305 稳定 ($g_{\min} = 0.037$)	 $\Delta S = 8.45\text{m}^2 (91\text{ft}^2)$	反对称 外侧短舱 侧向弯矩 1.95 Hz	颤振 1.085
 $\Delta S = 10.22\text{m}^2 (110\text{ft}^2)$	对称 2.65 Hz 反对称外侧短舱 侧向弯矩 1.98 Hz 反对称基本模态 1.76 Hz	低阻尼 0.68~1.11 颤振 1.325 稳定 ($g_{\min} = 0.034$)	 $\Delta S = 10.68\text{m}^2 (115\text{ft}^2)$	对称 2.35 Hz	颤振 0.985
 $\Delta S = 14.66\text{m}^2 (160\text{ft}^2)$	对称不确定 反对称基本模态 1.70 Hz	对称不确定 低阻尼 ($g_{\min} = 0.009$)	 $\Delta S = 10.68\text{m}^2 (115\text{ft}^2)$	翼尖颤振 5.67 Hz	颤振 0.965
分析			风洞试验		

图 6-133 翼尖延伸和翼梢小翼的颤振比较

6. 翼尖延伸与翼梢小翼的刚性和弹性比较

图 6-134 说明法向力矢量的数值和方向以及气动弹性对机翼剖面升力系数的影响。对于翼根设计载荷，所对应的状态是 2.5 临界机动状态。对于这种状态，翼梢小翼产生最大局部载荷（即法向力矢量），主要是由于它有较大的面积（比翼尖延伸大 40%）。在刚性状态，翼梢小翼对机翼翼根产生最大弯曲力矩。但在弹性状态，翼梢小翼的法向力矢量的方向改变很大，使翼梢小翼力臂有大的减小。但是，对于翼尖延伸，无论是在刚性状态还是弹性状态，实际力矩基本差不多。

所以，从图中的比较可以得出：

力 × 力臂

翼梢小翼 < 翼尖延伸，弹性状态；

翼梢小翼 > 翼尖延伸，刚性状态。

翼梢小翼对气动弹性影响增加了翼尖负扭转，使压力中心向内翼移动。但是，增加翼尖负扭转，可使在 1g 巡航状态的性能显著下降。

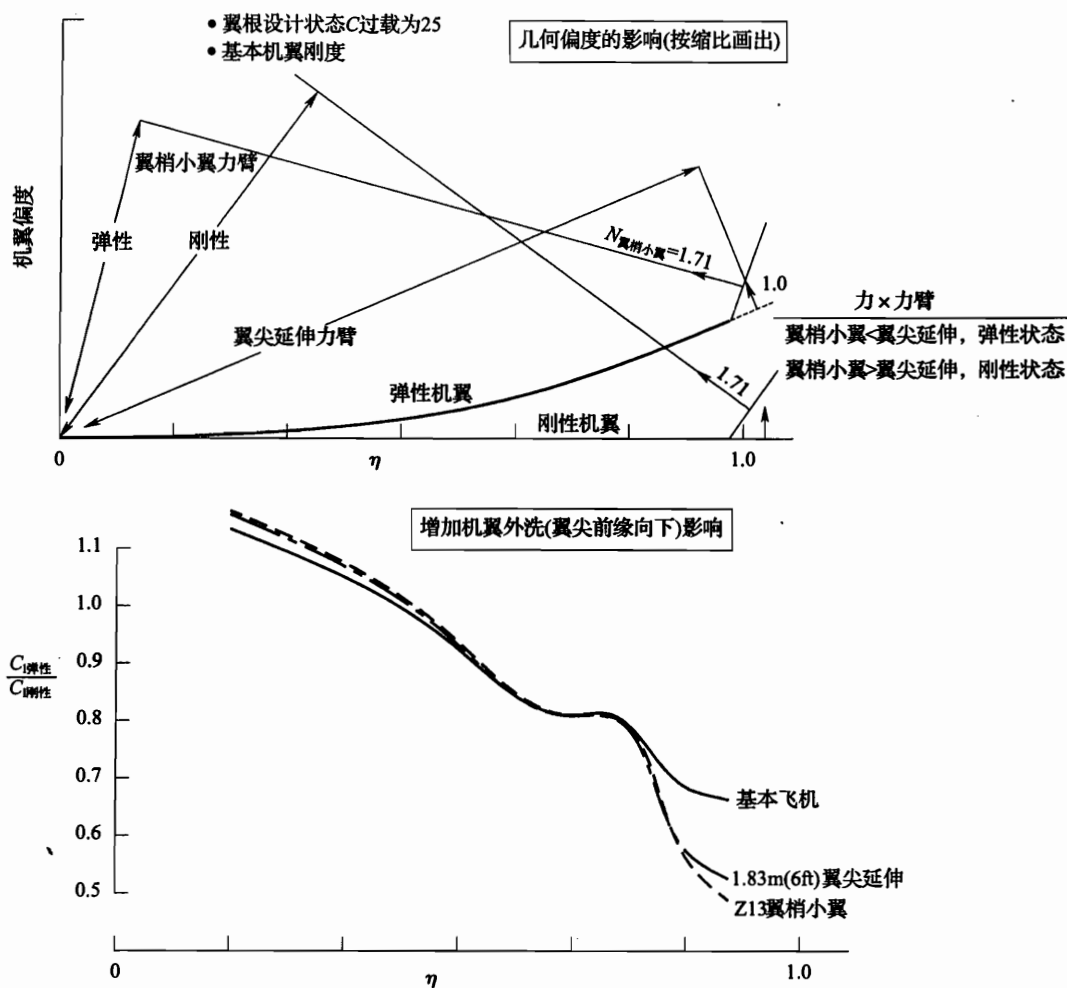


图 6-134 气动弹性对翼尖延伸/翼梢小翼载荷的影响

7. 翼尖延伸与翼梢小翼的结构复杂性比较

翼梢小翼的结构比起 1.83m (6ft) 的翼尖延伸来说要复杂些 (如图 6-135 所示)。在该图中翼梢小翼投影到与翼尖延伸相同的平面里。为了清楚起见, 大多数加强件没有画上去。为了复杂性比较目的, 考虑翼梢小翼安装由三部分组成, 第一, 现存机翼翼尖必须修形, 这对翼梢小翼来说更复杂; 第二, 翼梢小翼有过渡段, 能容纳 9 根铝合金锻件, 并精确地保持着翼梢小翼—机翼连接处的外形, 而翼尖延伸就没有这种过渡段; 第三, 翼梢小翼有一段与翼尖延伸相似, 这段长度大约是翼尖延伸的 2 倍, 但弦长较短。由于翼梢小翼面积大, 结构和外形又复杂, 估计翼梢小翼制造成本大约为翼尖延伸的 3 倍。

8. 翼尖延伸与翼梢小翼在气动力/结构效率方面的比较

图 6-136 所示为翼尖延伸和翼梢小翼在气动力/结构效率方面的比较, $(L/D)_{\max}$ 改善的百分数对飞机重量增量的关系曲线。在现有的结构余量中, 翼梢小翼比翼尖延伸更有效。

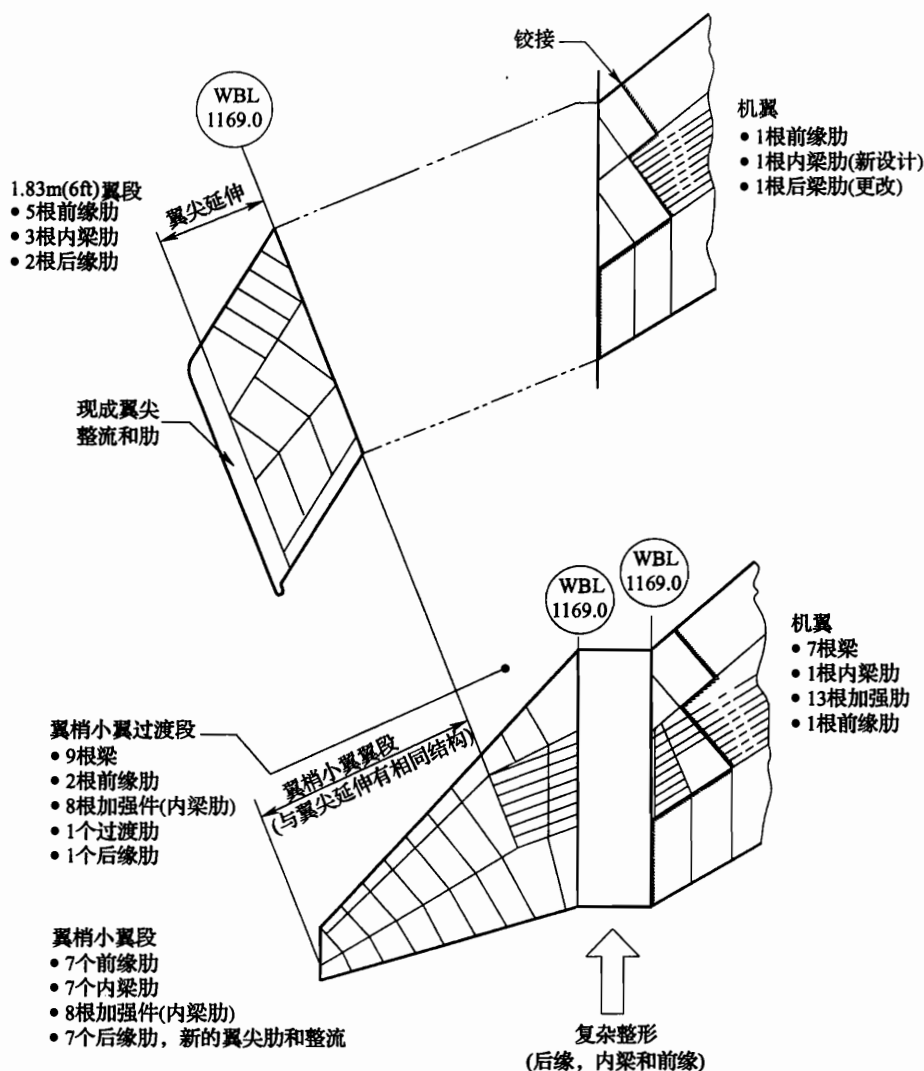


图 6-135 翼尖延伸与翼梢小翼结构复杂性比较

四、波音 747-400 飞机翼尖延伸和加装翼梢小翼

1. 综述

波音 747-400 飞机翼尖延伸和加装翼梢小翼后, 与波音 747-100、波音 747-200、波音 747-300 飞机相比, 已成为一种新型级别的飞机。

这里要指出的是, 波音 747-400 设计师选择了两种改型方案来减小诱导阻力。首先把每边机翼翼尖延长 1.83m (6ft), 然后在新翼翼尖上安装 1.83m (6ft) 高的翼梢小翼 (见图 6-137)。翼梢小翼与翼尖延伸使升力增大, 减弱了翼尖涡, 导致飞机具有较小阻力。在波音 747-400 飞机上选择高而明显的翼梢小翼和小而不明显的翼尖延伸, 这是广泛研究了波音 747-400 飞机的几种机翼翼尖修形后决定的。其中对不同的翼尖

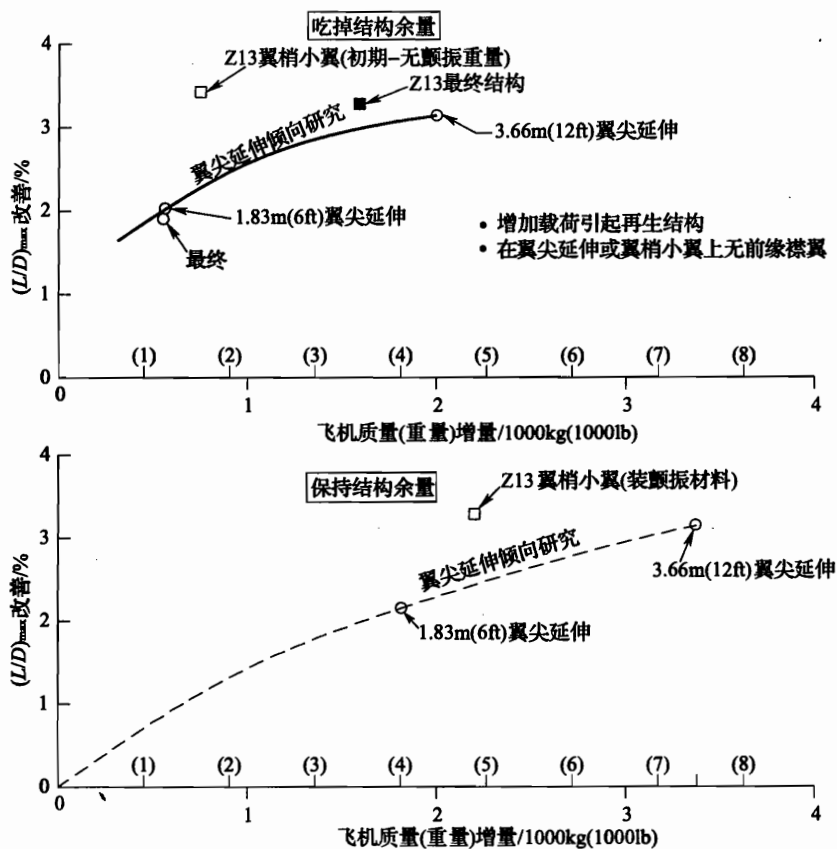


图 6-136 翼尖延伸与翼梢小翼的相关气动/结构效率比较

延伸、梯形比、翼型弯度、副翼下垂修形以及各种各样的翼梢小翼的几何形状作了分析研究和风洞试验。当总翼展为 211ft 时，选择翼梢小翼/翼尖延伸的组合证实有关气动力、结构重量和成本是最佳的，而没有引起固有的展向大于 215ft 的主机门和机库问题。波音 747-400 飞机能够利用现有的波音 747 飞机的机库门而不需作任何改变。

2. 设计方面

翼梢小翼是机翼设计的一个整体。首先，只有考虑了翼梢小翼对气动力、结构、颤振和重量的影响后才能加装到已服役的飞机机翼上作为一个设计变化。通过加装翼梢小翼，使外翼升力增加，翼梢小翼/翼尖延伸的组合增加了波音 747-400 飞机机翼的弯曲力矩，并且改变了机翼的气动弹性、颤振特性和扭转分布。波音 747-400 飞机修改了机翼的结构以适应这些变化。但是，相对服役中的其他波音 747 系列飞机来说，由于加装翼梢小翼，引起广泛的自然修形，没有对成本产生影响。翼梢小翼的结构采用先进复合材料。翼梢小翼/翼尖延伸引起近似重达 1700lb，而每一个翼梢小翼本身只重 136lb。

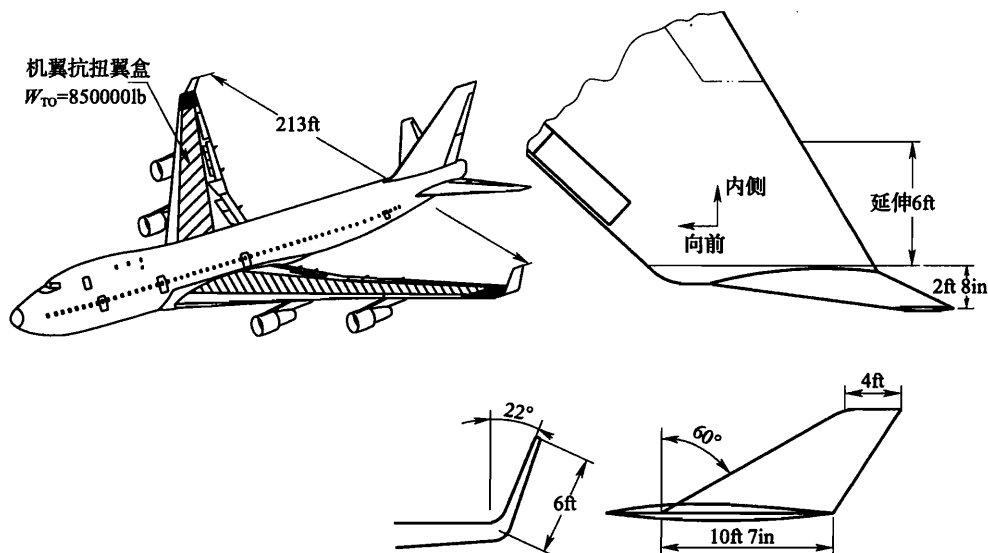


图 6-137 装在波音 747-400 飞机上的翼梢小翼

翼梢小翼的形状和后掠角是经过仔细设计的，使其在起飞和着陆的大迎角下产生稳定的气流，以防止由于翼梢小翼失速而使飞机产生抖振。在波音 747-400 飞机上，为了进一步防止翼尖失速，在翼尖延伸段上还设计了新的前缘缝翼。

3. 阻力减小的好处

翼梢小翼/翼尖延伸的组合对波音 747-400 飞机的好处是减小阻力 3%，对典型远程巡航任务，每次飞行大约节约燃油 7000lb，这使每架飞机每年节约 300000USgal^① 燃油。

尽管没有主要收益，翼梢小翼/翼尖延伸的组合通过最大增加襟翼向下偏转时的升力系数和机翼的升阻比，也改善了飞机的低速性能，对起飞和着陆有好处。升阻比提高对其他方面的影响包括改善越障高度和爬升性能，使飞行高度能力增加，从而使最佳巡航高度增加 1000ft。这样，由于翼梢小翼/翼尖延伸的组合，可使波音 747-400 飞机爬升得更快，飞得较高并能有效巡航。

这里要强调的一点是，波音 747-400 飞机属于第二代喷气式运输机，机翼的设计思想与第一代喷气式运输机不同，翼尖只采用低载荷并带负扭转角。所以在采取翼梢小翼和翼尖延伸的两项措施后使诱导阻力的减小不像 KC-135 飞机和盖茨·利尔公司的“长牛角”那样大，因为后两者翼尖采用的是高翼载。KC-135 飞机机翼装翼梢小翼与波音 747-400 飞机装翼梢小翼/翼尖延伸的减阻效果，如图 6-138 所示。

① 1USgal = 3.785L。

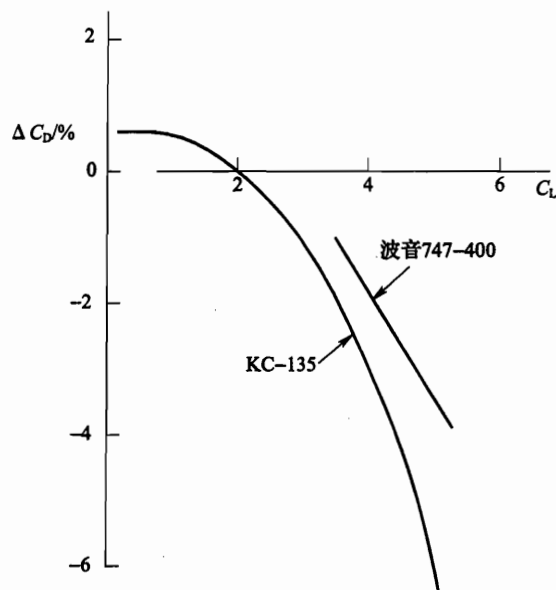


图 6-138 KC-135 飞机机翼装翼梢小翼与波音 747-400 飞机装翼梢小翼/翼尖延伸的减阻效果比较

4. 维护方面

在飞机使用中需对翼梢小翼作检查，在正常服役期间，外部是 30 个月作一次检查，而内部是 60 个月作一次检查。为了作内部检查，在封闭的大肋和后梁上开了一些孔。翼梢小翼设计成可互换的构件而易于装配，并在两块铝板装配处用 3 个插销从翼尖取下。如果损坏的话，要将它取下并包装好，放在飞机里空运到维修中心或用最短的时间进行更换。波音 747-400 飞机取下一个翼梢小翼后也能飞行，具有小的起飞、着陆和爬升飞行及重量代价而没有速度和高度限制。

翼梢小翼小部件损坏能用类似于铝合金部件的修理方法来处理。主要部件损坏可以进行复合材料胶结和热处理。

波音 747-400 飞机滑行必须紧靠门进入机库，当机翼中装满油时，由于机翼的弯曲和翼梢小翼的几何形状，翼展增加到 213ft，这大约比其他波音 747 系列飞机大 17ft。

5. 美学

为了制造方便，要对翼梢小翼喷漆并在组装线的最后阶段安装。不同的喷漆颜色可满足波音 747-400 飞机不同客户的要求。一些地方喷有底漆的特殊色带，其他地方喷有像尾翼的颜色或类似机翼的灰色。少数航空公司在翼梢小翼的内侧画上自己公司的标志。但是，为了在飞行中满足乘客的舒适性要求，要淡化翼尖出现的运动，只在翼梢小翼内侧作简单喷漆。最终图案要由来自对乘客的调查和飞行实践来决定。

第五节 MD-11 飞机加装翼梢小翼

MD-11 飞机机翼翼尖加装上、下翼梢小翼,改进了气动力特性,使阻力降低 3%。
图 6-139 所示为 MD-11 飞机的上、下翼梢小翼的平面形状及参数图。

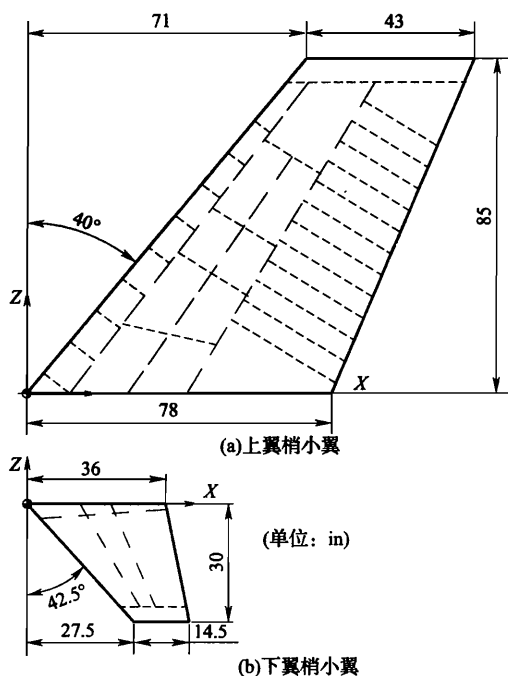


图 6-139 MD-11 飞机的上、下翼梢小翼的平面形状及参数

图 6-140 所示为 MD-11 飞机的上、下翼梢小翼的外倾角度。上翼梢小翼的外倾角度为 19° 左右,下翼梢小翼的外倾角度为 31° 左右。

在 MD-11 飞机的翼梢小翼研制过程中采用了如下手段:

- (1) 外侧机翼采用后加载翼型;
- (2) 上、下翼梢小翼采用超临界翼型,翼型上表面较平坦,到后缘处增加了翼型的弯度。用下列手段来确定翼梢小翼给飞机性能带来的改善:

- 作了 1800h 的风洞试验;
- 在 DC-10-10 飞机上作了 250h 的飞

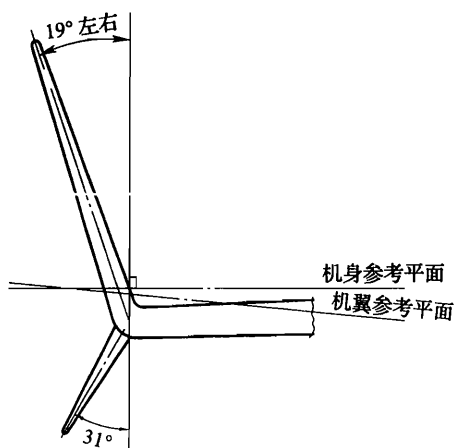


图 6-140 MD-11 飞机的上、下翼梢小翼的外倾角度

行试验；

- 在 MD-11 飞机上作了 50h 的飞行试验。

得到了如下的好处：

- (1) 达到了与机翼每边延伸 5ft 的相同效率；
- (2) 全机阻力减小 3%。

MD-11 飞机的上、下翼梢小翼的立体图如图 6-141 所示。

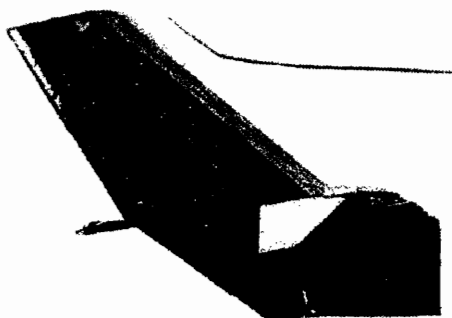


图 6-141 MD-11 飞机的上、下翼梢小翼的立体图

图 6-142 所示为 MD-11 飞机的上、下翼梢小翼的结构图。

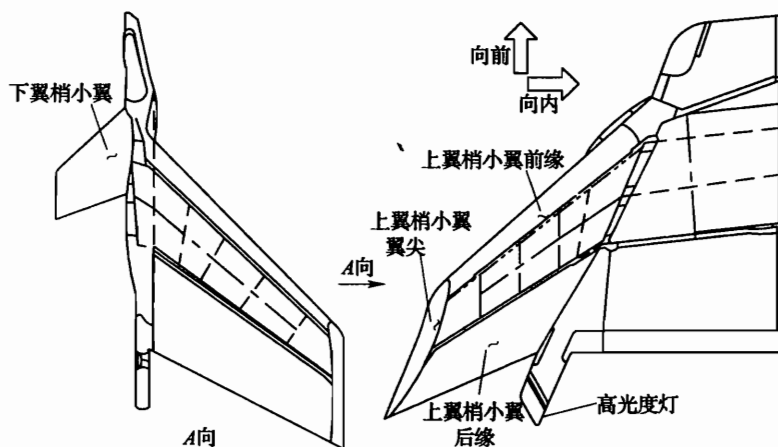


图 6-142 MD-11 飞机的上、下翼梢小翼结构图（上图为左小翼）

上翼梢小翼为由肋、梁和加强的铝合金蒙皮组成的全金属结构，后缘由碳纤维复合材料制成；下翼梢小翼为碳纤维复合材料结构。

第六节 A340 飞机加装翼梢小翼

A340 飞机的翼梢小翼在机翼设计时就采用了，也就是采用机翼与翼梢小翼一体化设计（A350 飞机是把机翼-襟翼导轨整流罩-翼梢小翼作为一体化设计）如图 6-143

所示, 可使升阻比有较大提高。

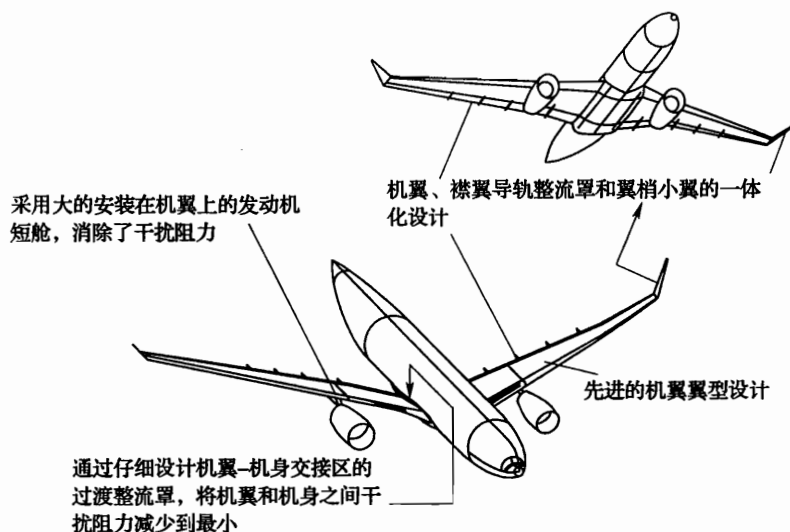


图 6-143 A350 飞机先进的空气动力特征

下面是 A340 型飞机的性能参数:

(1) A340-200/300 飞机

机翼 $1/4$ 弦线后掠角为 30° ;

机翼展长为 60.4m;

机翼面积为 350m^2 ;

翼梢小翼高度 1.51m;

翼梢小翼外倾角 $29^\circ 42'$;

翼梢小翼梢根比近似为 0.31;

翼梢小翼前缘后掠角近似为 60° ;

翼梢小翼高度占机翼半翼展的比例为 5%;

翼梢小翼面积占机翼面积的比例为 1.45%。

(2) A340-500/600 飞机

A340-500/600 系列飞机是在 A340-200/300 系列飞机的基础上增加机翼面积 20%, 每侧翼展再增加 1.6m, 然后在此基础上加 1.61m 高的翼梢小翼;

机翼 $1/4$ 弦线后掠角为 31.1° ;

机翼展长为 63.6m;

机翼面积为 437m^2 ;

翼梢小翼高度为 1.61m;

翼梢小翼外倾角为 $31^\circ 30'$;

翼梢小翼梢根比近似为 0.31;

翼梢小翼前缘后掠角近似为 60° ；
翼梢小翼高度占机翼半翼展的比例为 5%；
翼梢小翼面积占机翼面积的比例为 1.25%。

A340 飞机的翼梢小翼侧视图如图 6-144 所示。

翼梢小翼高度占机翼半翼展的比值和翼梢小翼面积占机翼面积的比值都小于统计值范围。空中客车公司这样选择翼梢小翼参数避免了付出过高的结构重量代价，当然气动上的收益也较小。

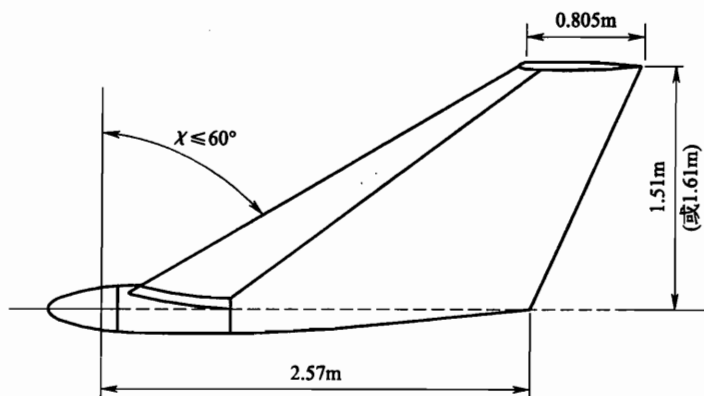


图 6-144 A340 飞机的翼梢小翼侧视图及尺寸

第七节 “长牛角”飞机加装翼梢小翼

1977 年初，当翼梢小翼的概念提出不久，美国盖茨·利尔公司（Gates Learjet）就在风洞研究的基础上，着手对公司的利尔 25 客机进行改装，去掉原来的翼尖油箱，将翼梢向外延长 6ft，装了上翼梢小翼。6 个月以后，这架取名为“长牛角”的首次装翼梢小翼的利尔 28 喷气客机，于 1977 年 8 月 27 日成功地完成了首次飞行。

飞行结果表明，与利尔 25 相比，在同样的商载/速度条件下，巡航飞行时可节约燃油 26%，巡航高度从 45000ft 提高到 51000ft，起降性能也有显著改善。装翼梢小翼的“长牛角”飞机在航程等性能方面有如此大的收益是因为它的机翼翼尖像第一代喷气式运输机那样具有高载荷，所以其性能收益快接近装翼梢小翼的 KC-135 飞机。

这里简要介绍利尔 28 和利尔 29（与利尔 28 的气动布局相同，仅加大了机身油箱）的一些试飞结果和翼梢小翼的设计特点。

一、“长牛角”飞机的翼梢小翼

图 6-145 是“长牛角”飞机的翼梢小翼外形图片和基本参数。其设计特点介绍如下。



图 6-145 “长牛角”飞机的翼梢小翼外形（基本参数见附录）

1. 翼梢小翼的翼型

“长牛角”飞机的翼梢小翼选用的是 LS (1) 0413 翼型，就是 NASA 艾姆斯研究中心的 R. T. 惠特科姆设计的 GA (W) -2 翼型，但作了修形，将相对厚度由 13% 减至 8%。这种翼型既有较好的低速高升力特性，又有令人满意的超临界弱激波特性。

2. 翼梢小翼的后掠角和平面形状

“长牛角”飞机的翼梢小翼选用 40° 前缘后掠角，主要是为了和垂尾的前缘后掠角相匹配，以改善全机的静方向稳定性，同时也是为了美观。平面形状的其他参数选择也是如此。为了使结构重量尽可能轻一些，选用了较小的梢根比；为了使结构尽可能简单，在整个后缘留有一定的厚度。同时翼梢小翼外观也给人以舒展、愉快的感觉。

3. 翼梢小翼的撇角和扭转

“长牛角”飞机的翼梢小翼在研制过程中对撇角的选择特别重视，因为翼梢小翼外撇角十分重要，可减小其根部上表面的气流分离，原因是机翼翼尖上表面有相当大的来流角。最早选用的撇角为 -2° ，风洞试验和飞行试验表明，单从气动力收益来看，可以认为这个角度是最佳的，但带来的翼梢小翼载荷较大，翼梢小翼的结构重量和它引起的机翼根部弯曲力矩略显得大了些，后来的风洞试验表明，将撇角改为 -5° ，可以在气动力损失很小情况下，获得较大的结构增益，还能改善大马赫数飞行时翼梢小翼翼根区的气流分离。

图 6-146 显示了该飞机的翼梢小翼外撇角为 -2° （翼梢小翼前缘向外为负）和 -5° 时对航程因子最大值增量的影响。这是风洞试验结果，图中表明，当马赫数为

0.7、外撇角从 -2° 到 -5° 时马赫 Ma (L/D) 减小, 当马赫数为 0.8 时结果相反。

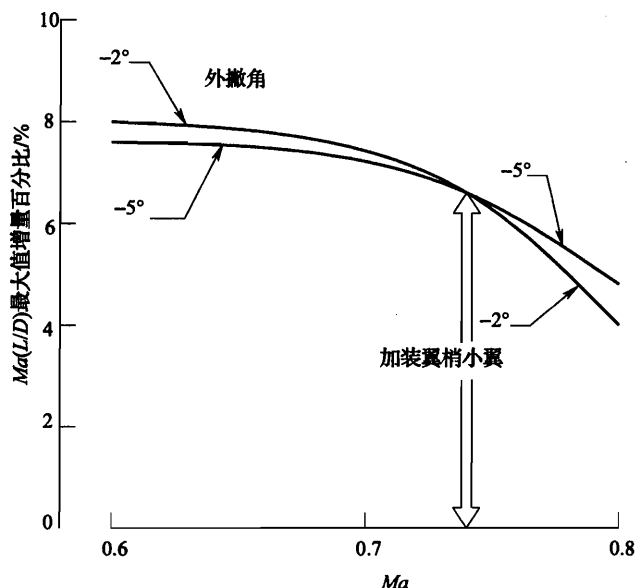


图 6-146 翼梢小翼外撇角对 Ma (L/D) 最大值增量的影响

图 6-147 所示为翼梢小翼外撇角对阻力的影响, 外撇角从 0° 到 -6° , 其中升力系数分别为 0.4、0.5 和 0.6, 马赫数为 0.6 ~ 0.875。图中显示当外撇角为 -5° 时, 阻力在高马赫数时只得到小的改善, 但在较低的马赫数时会使阻力有很小的增大。

为了改善翼梢小翼翼根区的气流分离现象, “长牛角”飞机的翼梢小翼在 40% 展长以内作了前缘扭转, 翼梢小翼翼根的前缘扭转角为向外 1° 。这样根部区的翼型有更大的弯度, 更顺着当地的来流方向, 也即减小了该区域内的翼梢小翼处的局部迎角。在最初的风洞试验中, 翼梢小翼的前缘是一条直线, 飞机改装中, 在翼梢小翼的翼根前缘加了一块前缘边条, 但并不影响扭转要求, 这使翼梢小翼和机翼的过渡更为光滑, 外观也更为舒适。

二、翼梢小翼的一般飞行性能

表 6-29 是在同样的商载下, 完成同样的 1200n mile 典型飞行任务时, 利尔 28 和利尔 25 的性能比较。两架飞机都在自己的最佳巡航高度上飞行, 以得到同样的航线飞行平均速度。

可以看出, 由于利尔 28 用油较少, 起飞重量减少了 1.5%, 起飞距离缩短了 26%。虽然两者的飞行速度相同, 但由于利尔 28 的巡航高度高, 阻力又较小, 总的飞行用油节省了 16.5%。飞行结果还表明, 利尔 28 的阻力减小得比风洞试验结果还要多。

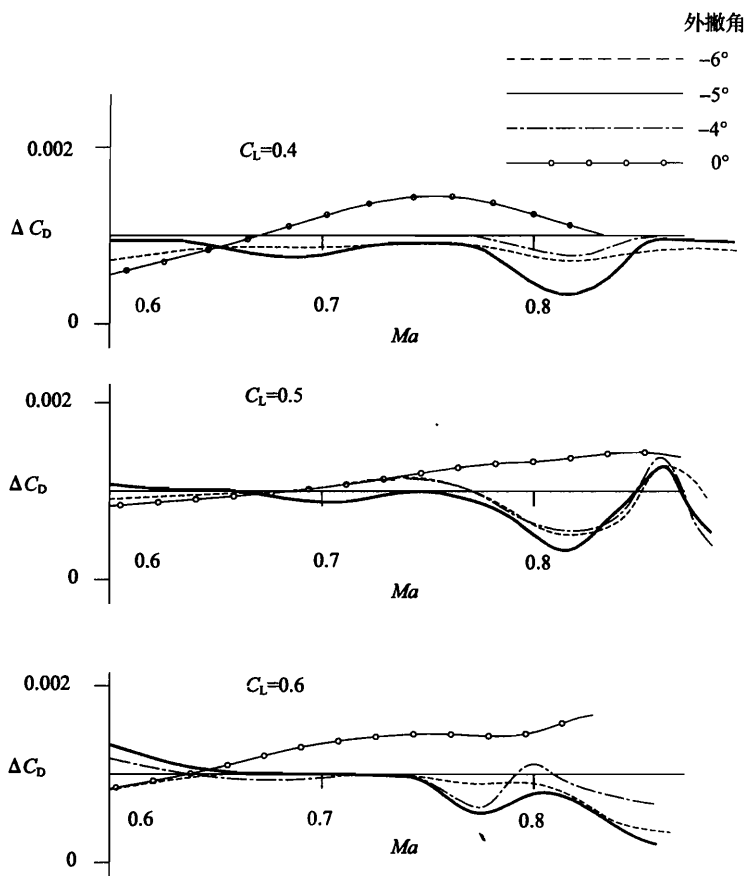


图 6-147 翼梢小翼外撇角对阻力的影响

表 6-29 利尔 28 和利尔 25 的性能比较

性能参数	利尔 25	利尔 28	改善百分数/%
起飞重量/lb	14110	13905	1.5
起飞距离/ft	3450	2540	26
平均速度/(n mile/h)	418	418	—
巡航高度/ft	41000 ~ 47000	47000 ~ 51000	—
飞行用油/lb	4398	3676	16.5

1. 翼梢小翼的升阻特性

图 6-148 所示为利尔 28/29 与利尔 25 的极曲线比较。可以看出，正常的巡航阻力系数都在两条极曲线的交点以上，在这个范围内，阻力减小极为显著。但是由于翼梢小翼本身要产生一定的摩擦阻力，所以在两条极曲线的交点以下，效果相反。这表明，原则上翼梢小翼只对像“长牛角”这类飞机所对应的巡航升力系数较大的布局才是有利的。

图 6-149 所示为利尔 28/利尔 29 在有和没有翼梢小翼时, 航程因子 ($Ma (L/D_{\max})$) 增量值的比较。翼梢小翼使航程因子增加了 6%~8%。

2. 翼梢小翼的纵向稳定性

飞行试验结果表明, 除了因为机翼面积加大和失速速度减小而使低速配平能力略有降低外, 翼梢小翼对全机纵向稳定性没有明显影响。

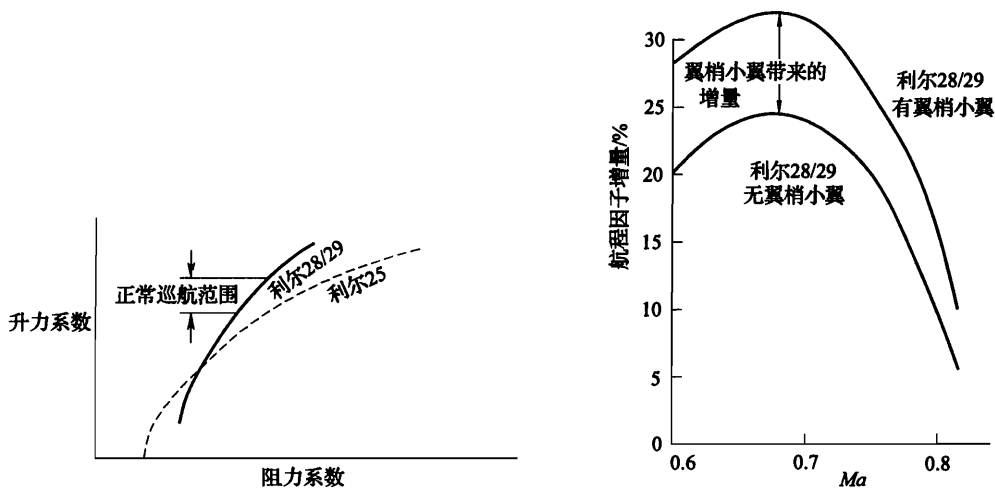


图 6-148 阻力极曲线比较 (利尔 25 是飞行数据, 利尔 28/29 是风洞试验数据加上修正值)

图 6-149 利尔 28/29 相对于利尔 25 的航程因子增量比较 (风洞试验结果)

3. 翼梢小翼的失速特性

翼梢小翼开始失速所对应的飞行速度要比机翼失速速度大 3~5 n mile/h, 但对全机失速特性影响并不大, 反而提供了一定的气动力抖振失速警告。后来研究还证实, 调整外撇角可以控制翼梢小翼的失速形态。

4. 翼梢小翼的方向稳定性

定常侧滑飞行中, 侧滑角在 $6^\circ \sim 8^\circ$ 以前影响还不大; 但侧滑角再增加时, 处于前方的翼梢小翼开始失速, 并引起一个较大的稳定性力矩, 如图 6-150 所示。

图中两条曲线的交叉点就是一侧翼梢小翼开始失速的位置。因此, 在大侧滑角飞行时, 就需要有较大的方向舵脚蹬力。

5. 翼梢小翼的横向安定性

在 10000ft 高度以下, 翼梢小翼对全机横向安定性的影响很小, 但在 25000ft 以上时, 利尔 28/29 出现了一个很弱的发散型荷兰滚。在利尔 25 设计中, 阻尼虽然很弱, 但是安全的, 所以在整个飞行包线上都没有出现这个现象。利尔 28 的这种趋势显然是由于翼梢小翼产生的上反效应造成的。这个上反效应可以从图 6-151 所示的滚转力矩特性上看得很清楚。只要在利尔 25 偏航阻尼器上稍微加一些增益, 即可抑制住这个荷兰滚。

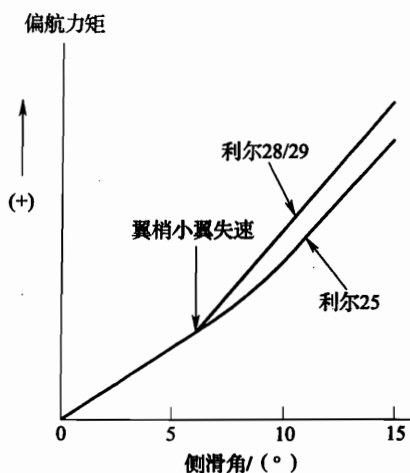


图 6-150 利尔 28/29 相对于利尔 25 的方向安定性比较 (风洞试验结果)

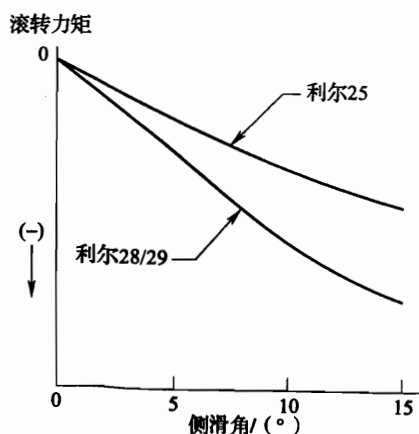


图 6-151 利尔 28/29 相对于利尔 25 的上反效应比较 (风洞试验结果)

6. 翼梢小翼的横向操纵性

利尔 28 的翼尖虽然作了延伸, 但副翼位置没有动, 仍在延伸段的内侧, 加上翼梢小翼后, 副翼的操纵性能仍然很好。另一方面, 由于机翼面积加大了, 全机的最大稳定滚转角速度和角加速度都有所减小, 但正常飞行中使用的滚转角速度和角加速度都仍与利尔 25 类似。这是因为利尔 28 取消了翼梢油箱, 并减小了滚转转动惯量矩的缘故。由于利尔 28 型机翼面积较大, 阻力较小, 所以它在 45000 ~ 51000ft 高度范围内的飞行十分“自在”。又因为利尔 28 低速抖振速度与最大速度之间有一定的余量 (约 65n mile/h), 所以在 51000ft 的高度上作 45° 倾斜机动飞行仍然十分稳定。

三、结束语

无论从风洞试验还是飞行验证都已表明, “长牛角”飞机的翼梢小翼设计是成功的, 它明显地改善了巡航和起飞着陆性能, 节省了燃油, 提高了巡航高度, 而没有带来太大的问题。

第八节 波音 737-800 飞机加装融合式翼梢小翼

本节主要描述波音 737-800 飞机装融合式翼梢小翼的设计特点。

在传统的翼梢小翼基础上, 波音公司在波音 737-800 飞机上安装更先进的融合式翼梢小翼, 如图 6-152 所示。机翼翼梢圆滑弯曲过渡到翼梢小翼, 进一步改善了翼梢小翼的减阻效果, 提高了飞机的效率, 增加了航程或商载, 并给航空公司带来了可观的经济效益。例如, 波音 737-800 飞机加装翼梢小翼后, 每架飞机每年至少可以节约 20 万美元。由此可见, 加装翼梢小翼后可降低飞机的直接使用成本, 具有重要的经济意义。

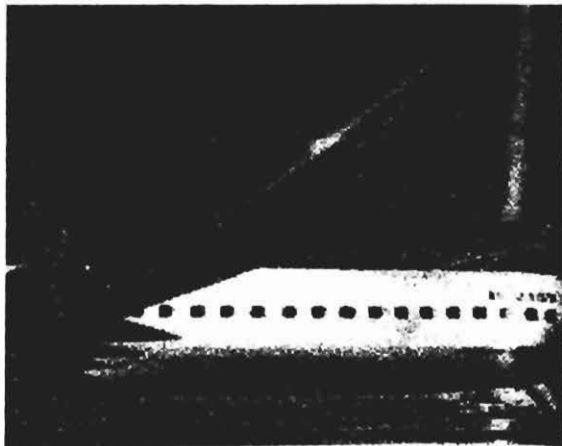


图 6-152 波音 737-800 飞机上加装融合式翼梢小翼

一、融合式翼梢小翼对飞机性能的影响

风洞试验和实际飞行结果表明：加装融合式翼梢小翼后，可降低飞机轮挡油耗 3%~5%（轮挡油耗是指从飞机起飞前轮挡开始到飞行结束所消耗的全部燃油），其结果可使波音 737-800 飞机的航程增加 240~350km；可降低飞机在第二爬升段（从起落架收起到第一爬升段高度）的起飞襟翼阻力，容许飞机在受起飞重量限制的机场起飞时提高起飞商载 3000kg，并使飞机在高温、高原机场起降时更加可靠，在有地形障碍限制的机场飞行时更加有利。

另一方面，由于改进了飞机的气动效率、飞行员只需用较小的油门杆位置就可以达到正常的飞行性能，减少了发动机磨损。这对于航空公司来说意义重大，因为发动机的价格十分昂贵，在一些航空公司的实际运营过程中，降低发动机磨损所节约的费用相当于节约燃油费用的 1/4。

二、翼梢小翼的减阻机理（详细内容见本书第二章）

波音公司在波音 737-800 飞机上安装融合式翼梢小翼的先进性体现在机翼翼梢圆滑弯曲地过渡到翼梢小翼，这不仅充分发挥了翼梢小翼的作用，优化了机翼展向升力分布，而且大大改善了翼梢小翼和机翼翼梢部交接处的流场，将气流干扰和分离降到了最低程度，并通过精心设计和试验使加装翼梢小翼后对机翼结构改动最小。

三、融合式翼梢小翼设计的气动和结构考虑

由于加装翼梢小翼后，导致机翼载荷的增加幅度及对沿机翼载荷分布的影响极大地影响着机翼结构改装成本，所以采用翼梢小翼能在气动力方面获得多大效率，在某种程度上取决于加装翼梢小翼对机翼结构所作的改动是否合算。对于设计时未考虑翼梢小翼而取证的机型来说尤其如此。从载荷和气动力角度来看，影响结构更改主要从三方面来考虑：静载荷，气动载荷和颤振。

1. 静载荷

民用飞机的静载荷是由波音公司和 FAA（美国联邦航空局）的设计要求决定的，

比如基于一个对称的 2.5 不好过载的机动，一个滚转机动，一个导致飞机侧滑机动的方向舵突然输入等。

尽管上述机动动作都会影响翼盒的设计，但是在翼盒的设计中起主要作用的是 2.5 不好过载机动。机翼最大载荷在减速板打开时出现在机翼展向的中外侧，在净形时（即减速板收起）出现在内侧。

机翼翼梢段一般按滚转过载要求来设计，但是当加装翼梢小翼后，侧滑时翼梢小翼上的大载荷会使机翼翼梢段载荷更大，所以侧滑成为机翼翼梢段和翼梢小翼的设计考虑基准。

2. 气动载荷

飞行中的气动载荷对机翼外侧最大载荷包线也有影响。机身结构对阵风和湍流的响应会使机翼和翼梢小翼产生气动载荷。机身对湍流的响应频率取决于飞机的气动特性、惯性及刚度等，因此对这些参数的修改将改变机身对湍流的响应特性。

除了由翼梢小翼引起的气动载荷增加以外，翼梢小翼的自重及其处于远离重心的位置也将增加机翼外侧部分的承载。翼梢小翼越重，相关载荷也越大。

3. 颤振

飞机的颤振是飞机结构中的一种气动弹性现象。飞机的颤振出现在飞行速度超过颤振临界速度时，由于飞机结构和空气动力的耦合作用引发机翼结构失稳或发散，导致机翼振动振幅不断加大以致结构破坏。

四、融合式翼梢小翼的试验和设计

为了能同时满足性能和结构的要求，设计人员通过风洞试验和飞行试验获得了大量有关气动、载荷及颤振等方面的技术数据。

设计人员通过风洞试验对装翼梢小翼的波音 737-600/700/800/900 飞机进行了载荷分析。试验中采用了一个按 1.0 不好巡航外形制作的标模和一个机翼特殊设计的模型。在特殊设计的机翼模型内段设置了一套完整的压力孔，机翼弯曲外形是按 2.5 不好过载的设计机动条件来制作的，如图 6-153 所示。



图 6-153 两种过载状态下的模型在风洞试验中

利用在这种外形下得到的试验数据,给出了机翼弯曲状态下气动载荷在机翼上分布的变化情况,由此来改进分析,并将翼梢小翼导致的大载荷带来的不利影响减小到最低程度。

飞行试验的目标是确定翼梢小翼对降低巡航阻力的作用,并找出有关载荷、操纵品质和气动性能方面的数据。

翼梢小翼和机翼外侧贴有应变和压力测量片,用于测量翼梢小翼对外侧机翼所受弯曲力矩的影响。飞行试验数据还用于对风洞试验数据进行验证和修正。

利用风洞试验和飞行试验中采集到的数据,设计人员搞出了一个翼梢小翼设计方案,它能够很好地在气动性能改善与飞机改装成本及重量增加之间取得折中。这个最佳方案减小了载荷,并在不明显地牺牲翼梢小翼性能的前提下最大程度地减轻了重量并降低了结构改装成本。在得出最佳方案的过程中,有5个重大问题得到了解决。

1. 翼梢小翼的外倾角

在最初设计中,翼梢小翼的外倾角为 0° ,这样可以最大程度地降低诱导阻力,但是会产生大的机翼载荷。

经过对外倾角与翼梢小翼的总阻力关系的仔细试验和分析,最后选定用外倾角为 2° 来降低机翼所受的弯曲力矩,并保持原有的巡航阻力特性。性能试飞的结果表明, 0° 和 2° 外倾角的阻力确实是相当的。

外倾角的改变使得在襟翼放下时由翼梢小翼诱导的升力稍微有些减小,诱导阻力有所增加,但是相比外倾 2° 后对结构改装工作量的减小,这种性能损失还是可以接受的。

2. 减速板角度

机翼中外侧是按打开减速板2.5不好过载的情况设计的。

加装翼梢小翼后会使这个区域的载荷超过设计载荷,一般可以通过飞机在飞行中减小减速板打开角度来降低载荷。但是这个角度能减小多大幅度取决于不同飞机的使用情况。对于波音737-800飞机来说,为了满足紧急下降的取证要求,减速板打开到最大位置。

为了对已经在使用的波音737-800飞机进行翼梢小翼改装,波音公司研制了一种载荷减载系统,能在临界设计载荷条件的大重量和高速度下自动减小减速板的打开角度。在新生产的波音737-800飞机中,对机翼结构作了加强,所以减速板可以允许完全打开。

3. 结构更改

在已经使用的波音737-800飞机上加装翼梢小翼后对飞机的改装,如图6-154所示。

完成了外倾角和减速板角度的研究之后,还要求考虑机翼中外侧的结构材料(因为机翼内侧具有足够的强度裕量,没必要作更改)。为了最大程度地减小结构改动对颤振特性的不利影响,对机翼的扭转刚度和相对于弯曲刚度进行了最大限度的加强。



图 6-154 在已经使用中的波音 737-800 飞机上加装翼梢小翼后对飞机的改装

4. 重量和重心控制

为了解决翼梢小翼对颤振和气动载荷的影响，波音公司仔细研究了翼梢小翼的重量和重心控制，包括在翼梢小翼上安装的灯的位置、油漆规格，以及对翼梢小翼可能的维修等。

因为翼梢小翼是安装在机翼的后位置，所以它的重量会影响到机翼的颤振特性。为了使结构的改动降低到最小程度，最简单的方法是在前梁上加装翼梢配重，以平衡安装在机翼后位置翼梢小翼的重量影响，这比改动翼盒结构既省钱又有效。

对于已经在使用的波音 737-800 飞机，加装翼梢小翼时每个机翼要加的配重为 40kg，对于新生产的带翼梢小翼的波音 737-800 飞机，每个机翼要加的配重为 34.5kg。

5. 损伤容限和疲劳寿命要求

翼梢小翼及机翼改动的设计方案还必须满足波音公司及 FAA 有关损伤容限和疲劳寿命的标准。波音公司分析了在结构不作任何改动情况下，因增加翼梢小翼后载荷增大对结构的影响，以保证所有有关损伤容限和疲劳寿命的标准都能得到满足。对于波音 737-800 飞机，这种有更大的起飞重量和更高的使用率的商用飞机，加装翼梢小翼时就需要对一些机翼蒙皮的紧固孔按照疲劳寿命要求重新进行考虑。

对于已经在使用的波音 737-800 飞机，机翼改装涉及的区域为外侧部分的 35%；对于新生产的波音 737-800 飞机，由于减速板在飞行中可允许完全打开，所以涉及的机翼蒙皮结构更改的区域为 65%。

五、融合式翼梢小翼的改装与维护

翼梢小翼的安装只需 3h。对于已经在使用的波音 737-800 飞机的改装，还涉及能将减速板全部打开至最大位置的载荷卸载系统。

对于新生产的波音 737-800 飞机，整个翼盒都进行了加强，以承载翼梢小翼引起的载荷并使减速板能在飞行中打开至最大位置。不论是已经使用的还是新生产

的波音 737-800 飞机，对加装翼梢小翼的改装所要满足的设计准则都是一样的。但是新生产的飞机是通过加大翼梁、加强筋、翼肋及蒙皮壁板的厚度来增加结构强度的。27 号翼肋采用的是螺栓孔连接方式，这样既可装配翼梢小翼，也可装配标准的翼梢。

翼梢小翼是在飞机最后总装时安装的。增加翼梢小翼后对飞机的正常维护影响很小，而且许多结构维修也很方便。翼梢小翼的主要结构材料是石墨材料的翼梁、蜂窝/石墨蒙皮、铝合金前缘和接头，如图 6-155 所示。

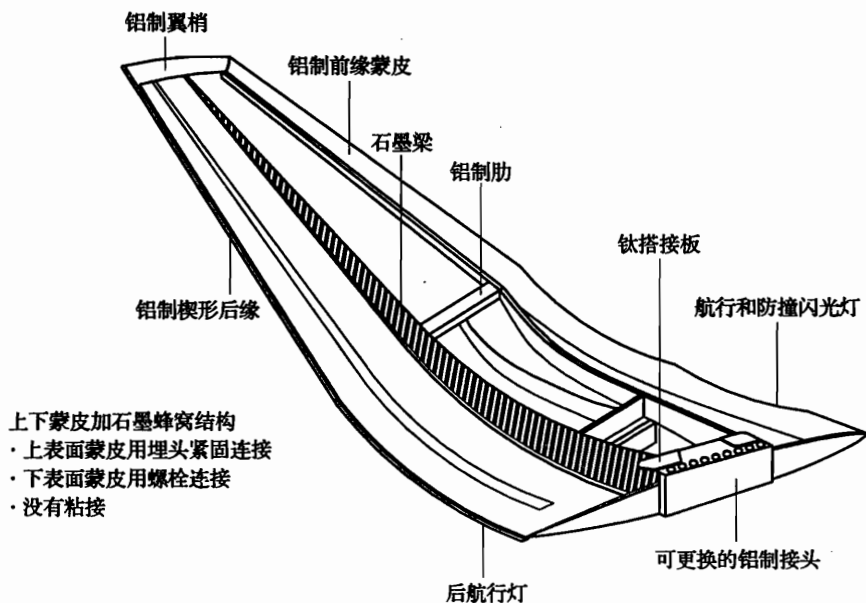


图 6-155 融合式翼梢小翼的结构

翼梢小翼设计满足波音公司和 FAA 的损伤容限和疲劳寿命方面的标准，其结构和系统与当前飞机维护间隔及全寿命完全相同。对机翼改装部分和翼梢小翼结构的维护检查间隔，与波音 737-600/700/800/900 飞机的一样。

波音公司预测，已交付的 780 余架波音 737-700/800 飞机中约有 60% 将逐渐进行融合式翼梢小翼的改装。现役的 1150 多架波音 737-300 飞机中约有 40% 将进行融合式翼梢小翼的改装。

六、波音 737-800 飞机加装融合式翼梢小翼其高度为 2.44m

第九节 欧洲空中客车公司 A300-600、A310-300、A320 和 A380 飞机的机翼翼尖加装涡扩散器

一、涡扩散器的气动力原理

常规机翼翼尖上、下翼面间的压力差在翼尖周围从下至上诱导出一个很强的交叉

流，因此在翼尖附近形成一个很强的翼尖涡，降低了靠近翼尖的升力。

涡扩散器通过下列几点降低阻力：

减少和控制交叉流；

减弱翼尖涡；

改进翼尖的升力分布。

独特的大后掠三角翼的涡扩散器可确保：

巡航时，涡扩散器上不产生激波（可以避免波阻损失）；

所有飞行条件下的气流品质良好。

涡扩散器的几何尺寸保证低速区阻力降低（到第二扇形区）与巡航时相同。

如果在展弦比较大的 A300-600、A310-300、A320 和 A380 飞机的机翼翼尖加装翼梢小翼就会导致机翼根部的弯曲力矩增加，使结构重量代价增大，故在这些飞机的机翼翼尖的翼剖面最大厚度以后只安装了比翼梢小翼小得多的大后掠三角翼的涡扩散器，它主要起抑制翼梢涡的作用。

涡扩散器的优点是：

1. 升力线斜率明显小于一般中等展弦比的梯形翼梢小翼，而引起的机翼根部弯曲力矩较小；

2. 高升力条件下气流分离时，有较好的失速特性。大后掠小三角翼的涡扩散器在高升力时产生逐渐增强的前缘涡，不会引起飞机操纵特性突然变化。

涡扩散器的前缘呈圆形，后缘为楔形。沿机翼弦平面有一个向后延伸的“纺锤体”，它一方面用于抑制翼梢旋涡，另一方面可用来装翼梢灯。涡扩散器与翼梢小翼相比，非设计状态有较好的减阻效果。侧风进场时，涡扩散器本身不会出现失速现象。

欧洲空中客车公司对大后掠小三角翼的涡扩散器进行了使飞机在远程巡航条件下阻力最小的优化设计，对它的弯度、扭转、梢根比、前后位置、左右撇角等参数作了各种组合试验。图 6-156 所示为装在 A310-300、A320 和 A380 飞机机翼翼尖的面积较大的具有复合后掠角的改进型涡扩散器，在给定飞行高度上它的表面摩擦阻力较小。上、下翼面前缘后掠角不同是考虑到它们所处流场的速度不同。

二、涡扩散器在空中客车飞机上的应用

涡扩散器装在 A300-600、A310-300、A320 和 A380 飞机的机翼翼尖上，如图 6-157 所示。在 A300-600 飞机上，翼尖装小三角翼的涡扩散器，在巡航飞行时可使飞机阻力降低 1.5%，如图 6-158 所示。而 A310-300、A320 和 A380 飞机机翼翼尖上装的是如图 6-157 (a) 所示的改进的具有复合后掠角的涡扩散器。

三、涡扩散器的结构特点

图 6-159 所示为 A300-600、A310-300、A320 和 A380 飞机的涡扩散器的简单结构形式。

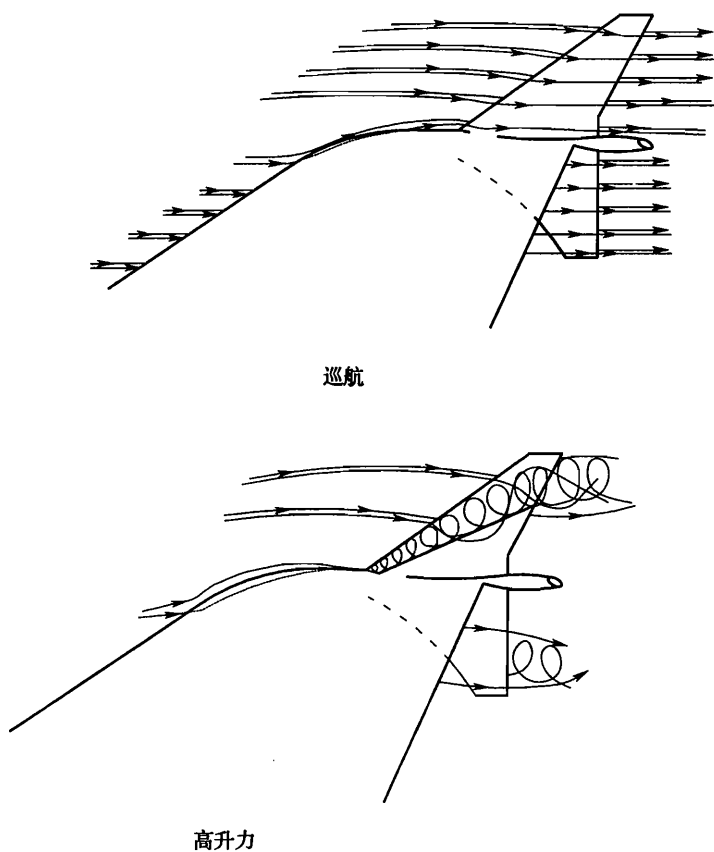


图 6-156 不同飞行速度下改进型涡扩散器的气流流动模型

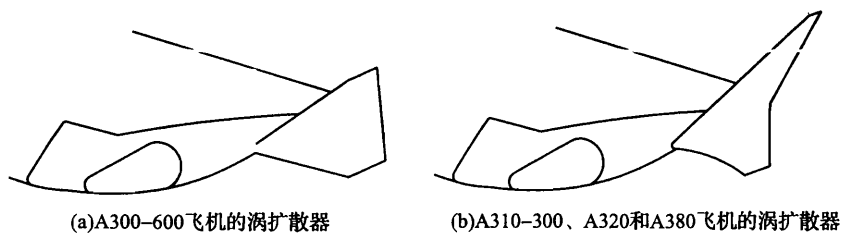


图 6-157 装在 A300-600、A310-300、A320 和 A380 飞机上的涡扩散器形式

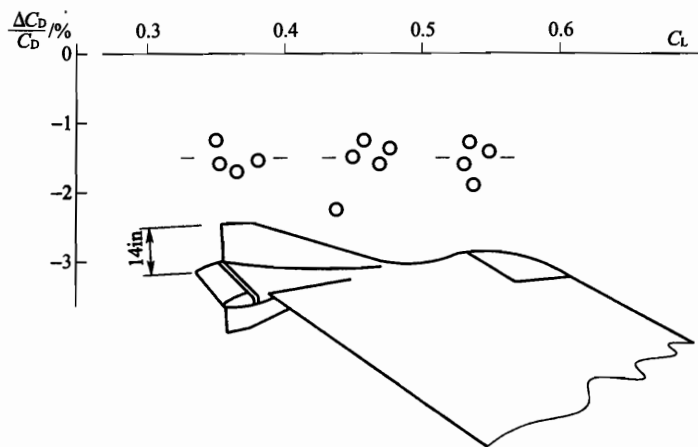
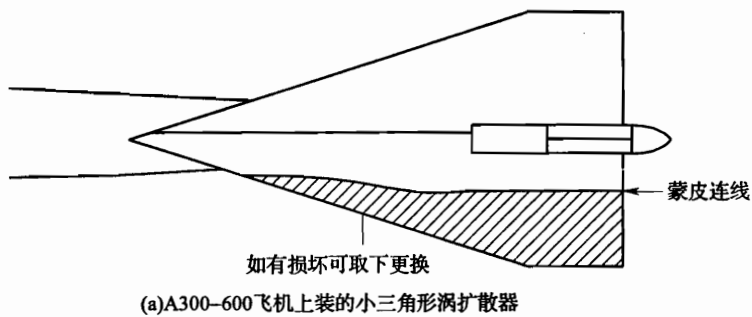
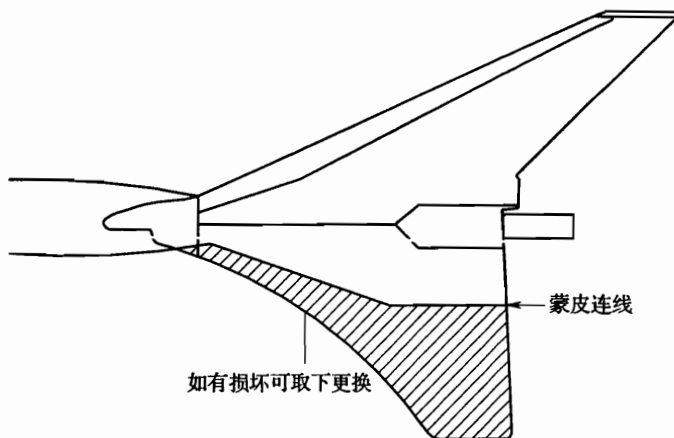


图 6-158 A300-600 飞机的涡扩散器引起的阻力降低与升力系数的关系 (飞行试验结果)



(a)A300-600飞机上装的小三角形涡扩散器



(b)A310-300、A320和A380飞机上装的改进型的具有复合后掠角的涡扩散器

图 6-159 A300-600、A310-300、A320 和 A380 飞机的涡扩散器简单结构形式

第七章 翼梢帆片设计

第一节 采用翼梢帆片的目的

飞机上加装翼梢帆片后能减小飞机的诱导阻力并提高升阻比,是节约燃油消耗的一项气动力措施。实践证明,它是提高飞机性能的有效措施之一。

在机翼翼尖处装翼梢帆片,可抑制尾涡的螺旋运动,将流线拉直,从而减小尾涡强度,降低诱导阻力。但是,由于机翼翼尖处流场方向是多变的,需要安装多个帆片,才能充分发挥抑制翼尖尾涡作用。翼梢帆片一般在低速飞机上采用,而大型运输机和高速公务行政机上都安装翼梢小翼。

图 7-1 是在机翼翼尖装 3 个帆片的流场示意图。从图中可以看出,它像帆船上的风帆一样,利用侧风提供推力;另一方面又像固定不转的风扇叶片,将机翼翼尖的来流“梳成”匀直的气流;同时,可比翼梢小翼更有效地将原来集中的翼尖涡分割得更细小。

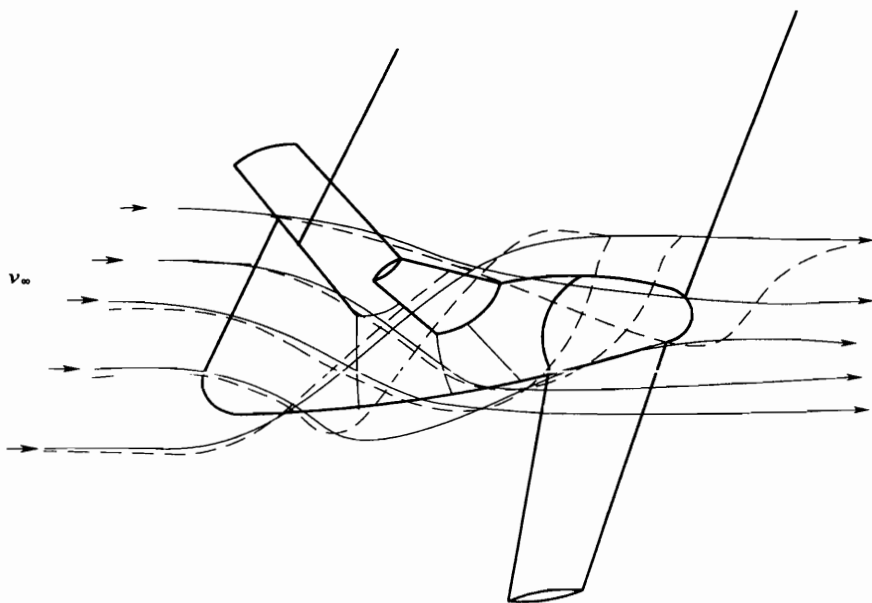


图 7-1 飞机飞行时翼尖处来流流线
(实线为有帆片时的流线,虚线为无帆片时的流线)

第二节 翼梢帆片的几何参数选择及其安装

一、翼梢帆片的几何参数选择

1. 翼梢帆片的长度

图 7-2 所示为国外对机翼翼尖流场的测量结果。在给定迎角下，机翼翼尖处局部流场的方向角 ϕ 与来流迎角 α 的比值 ϕ/α 随着离开机翼上表面的距离增加而急剧下降。如果帆片过长，可能使帆片的一部分超出机翼翼尖流场之外，这不但不能提供升力，还会增加其本身的摩擦阻力。翼梢帆片的长度主要取决于机翼的迎角。迎角较大的（例如 $\alpha = 10^\circ$ ），翼梢帆片的长度取 0.41 机翼翼梢弦长；迎角较小的（例如 $\alpha = 6^\circ$ ），则取 0.3 机翼翼梢弦长，甚至可取到 0.24 机翼翼梢弦长。

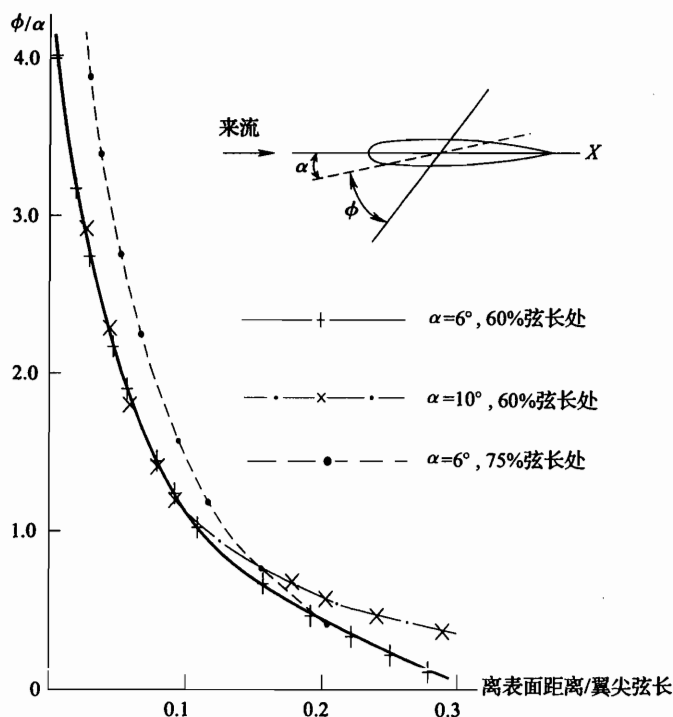


图 7-2 翼尖处流场的一个测量结果

2. 翼梢帆片的形状

一般是梢根比为 0.5 左右的梯形，根弦弦长等于 0.16 机翼翼尖弦长。

二、翼梢帆片的翼型

处在机翼翼尖复杂流场中的翼梢帆片应采用升力系数范围宽的高升低阻翼型。该翼型不仅要在设计状态提供较好的气动力效果，而且还要在非设计状态不使翼梢帆片发生

气流分离。翼梢帆片可采用 NACA 63012 翼型，如图 7-3 所示。为确保翼梢帆片不出现气流分离，靠近帆片翼梢的翼型弯度应当小或无弯度，越接近帆片的翼根，翼型弯度应越大。

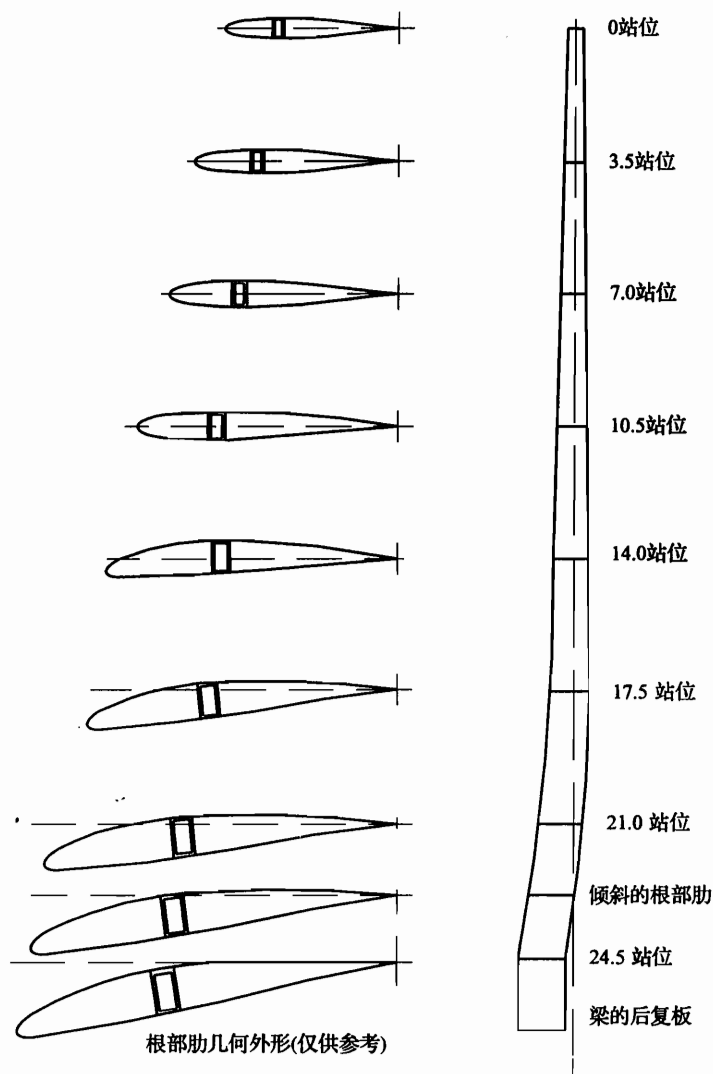


图 7-3 飞机帆片几何外形

三、翼梢帆片的扭角

图 7-2 还表明，当靠近机翼上表面时， ϕ 角剧增，可达到 4 倍来流迎角。但是，当离开翼面只有 0.2 机翼翼梢弦长的高度处， ϕ 角就降低到只有来流迎角的 0.5 倍以下。为确保帆片根部气流不分离，或提高帆片翼梢处的气动力效果，帆片必须做气动扭转设计。若以帆片的翼梢剖面作为扭转设计基准，按线性变化规律，翼根剖面呈负扭角（见图 7-3），最大扭角可达 -20° ，如图 7-4 所示。

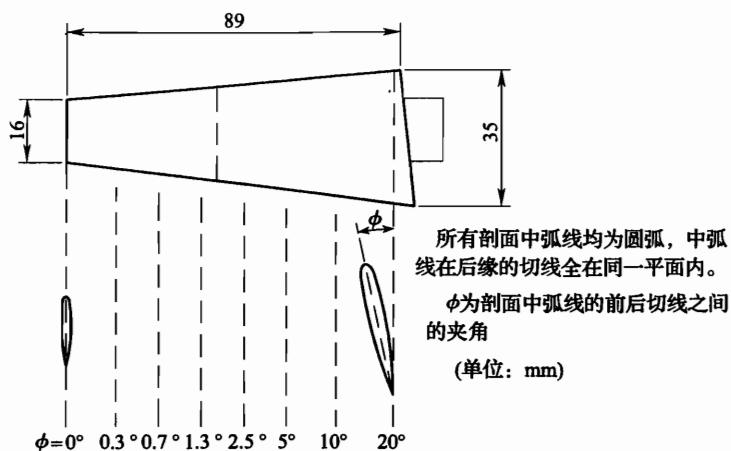


图 7-4 帆片模型几何形状

下面举例说明 3 个帆片安装在机翼翼尖不同位置, 它们处于机翼翼尖的不同流场中。这里用国外一个例子就可完全说明问题。如图 7-5 所示, 3 个帆片根部相对厚度取 16%, 前帆片根部有明显的下偏弯度, 中帆片弯度减小一半, 后帆片的弯度为零。3 个帆片的梢部剖面都是相对厚度为 12% 的对称翼型, 每个帆片的中间剖面形状则由根、梢剖面之间的直线连线自然形成, 帆片相对机翼弦平面的上反角分别为 15° 、 0° 和 -15° 。3 个帆片位于机翼翼尖弦长的 30% ~ 85% 之间。

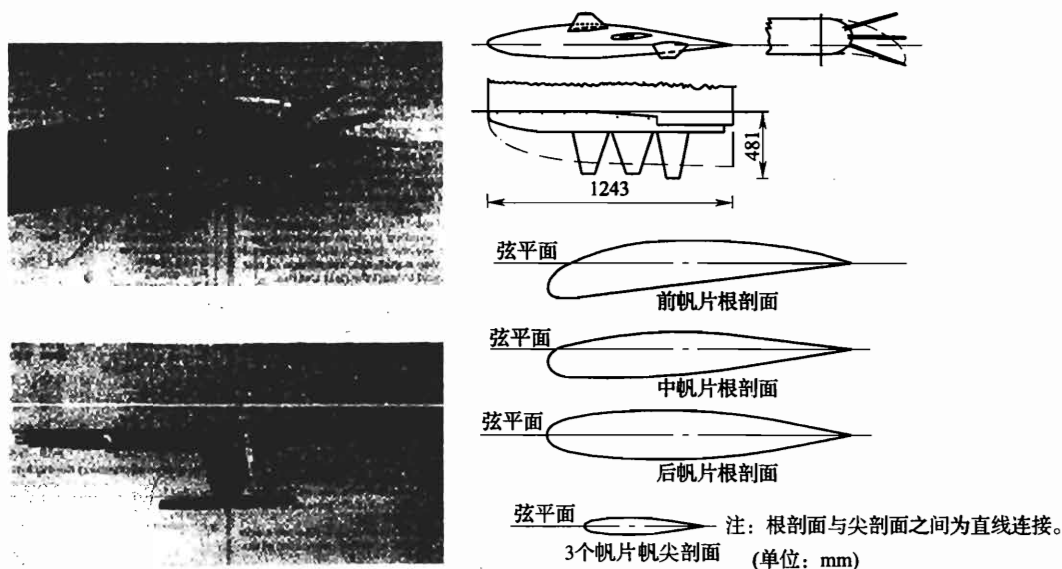


图 7-5 带翼梢帆片的“百长人”试验机的翼梢构型及其帆片翼剖面形状

四、翼梢帆片的倾斜角

帆片的弦平面与机翼弦平面之间的夹角定义为帆片的倾斜角。为了使每一帆片避开来自其他帆片的尾迹, 考虑到帆片对飞机纵横向稳定性的影响以及边界层的因素, 各帆

片应有不同的倾斜角。每两个相邻帆片之间的夹角取 $15^{\circ} \sim 20^{\circ}$ 为宜。

五、翼梢帆片的撇角

撇角是帆片的根弦方向与机翼翼弦方向之间的夹角。该角度实际上决定了帆片的工作迎角。由于各个帆片处于各自不同的流场中，所以撇角也是不同的，以外撇为负。第一个帆片撇角最大，以后依次减小。另外从图 7-2 可见，在接近机翼翼尖处，越靠近前缘， ϕ 角越大。因此，加大撇角相当于减小帆片在机翼交接处的局部迎角，而不致造成帆片的根部气流分离。

六、翼梢帆片的数量及其安装

就降低诱导阻力而言，帆片数量多，其效果好。但是，帆片不仅产生升力，而且还产生摩擦阻力。帆片数量越多，摩擦阻力就越大，帆片之间的相互干扰就越严重。如果帆片过多，难免有的帆片处在其他帆片的尾迹中，加之边界层干扰引起的局部气流分离，会降低帆片的气动力效果。以国外试验为例，帆片展长为 0.24 机翼翼梢弦长，建议 3 片帆片为好。

由图 7-1 可以看到，由于机翼翼尖处的流线呈螺旋形，因此各帆片的位置必须错开，前后两个帆片的夹角（螺旋角）大小由风洞试验来确定。由于各帆片在产生升力的同时，还产生各自的下洗流场，因此螺旋角不应小到使 1 个帆片处在其他帆片的流场中，否则就会降低帆片的升力，增加阻力，并使帆片的绕流过早地出现分离。

第三节 翼梢帆片在运 5 飞机上的应用

我国的运 5（即安-2）双翼飞机，在起飞上升时，诱导阻力占飞机总阻力的 55.6%，巡航时约占 33%，爬升时占 58%，因此采用翼梢帆片的潜力较大。我国的运 5 飞机不仅数量多，而且用途也很广泛。因此从 1982 年 8 月开始，中国民航 102 工厂对运 5 飞机机翼翼尖加装翼梢帆片进行了研究。

一、运 5 飞机机翼翼梢帆片的选取以及在机翼翼尖处的布局

1978 年，英国 J. J. 斯皮尔曼（J. J. Spellman）等人对翼梢帆片进行了风洞试验和飞行试验研究。结果表明，每个机翼翼尖安装 3~4 个帆片，每个帆片的帆展约为机翼翼梢弦长的 $1/4$ ，帆片根弦长约为机翼翼梢弦长的 16%，将其装在机翼翼尖后半部的外侧，能最大限度地降低旋涡阻力。这些帆片需要在机翼翼梢附近排列成螺旋形，每个帆片都比其前方帆片更离开机翼上表面 15° 或更大。帆片根部截面的中弧线的前缘和后缘切线之间存在 20° 的角度差，这个角度随着距帆片根部距离的增加而急剧减小，每当距离增量相当于机翼翼梢弦长的 6% 时，角度就大约减小 $1/2$ 。这样可使翼梢附近从下表面到上表面的螺旋形气流“梳平”到近于自由流方向。根据风洞试验结果，帆片的气动力效果是：在 $\alpha = 6^{\circ}$ 、 $C_L = 0.5$ 时，机翼翼尖只装 1 个帆片，可降低全机诱导阻力 12%，安装 3 个帆片可降低诱导阻力 28%，升阻比提高 25%。后来又作了飞行试验，结果表明，每个机翼翼尖只装 1 个帆片，降低诱导阻力 9%，当机翼翼尖装 3 个帆片，

降低诱导阻力 29%，效果十分可观。

参照上述研究成果，结合运 5 飞机的结构特点，设计了如图 7-6 所示的帆片的几何外形。

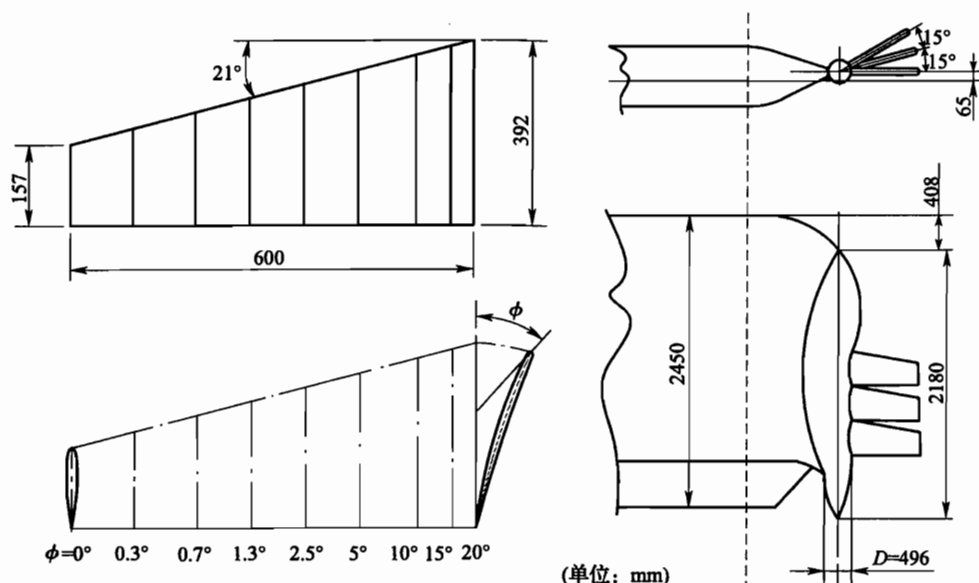


图 7-6 翼梢帆片的主要几何参数及在机翼上的布局

、以机翼翼梢弦长 $C = 2.45\text{m}$ 为基准，取：

帆片展长 $L = 24.5\% C = 0.6\text{m}$

帆片根部弦长 $\alpha = 16\% C = 0.392\text{m}$

帆片前缘与根部剖面垂线的夹角 $\chi = 21^\circ$

帆片梢部弦长 $b = \alpha - L \tan \chi = 0.157\text{m}$

为了延迟帆片根部的气流分离，帆片的前部有较大的弯曲和扭转，使气流在帆片根部的整个弦长上逐渐转向自由流方向，从而使压力分布的峰值减至最小。因此，帆片各剖面的中弧线为圆弧线，且在机翼处于正迎角时，各条中弧线在帆片前缘的切线更接近于局部气流方向。根据试验所得最佳结果，选取帆片根部剖面中弧线的前缘和后缘的切线夹角为 20° ，这个夹角 ψ 随着距根部距离的增加而急剧减小（每当距离增加相当于机翼翼梢弦长 6% 时，就减小约 $1/2$ ），即帆片各剖面的弯扭度自根部向梢部逐渐减小。帆片翼型为 NACA 0012。预选试验证明，帆片为 3 片时，诱导阻力降低效果好，帆片数量再增加，不仅效果增加不多，反而会带来更大的结构载荷。因此，在运 5 飞机上机翼翼梢处各装 3 片帆片。前帆片的前缘距机翼前缘为 $36\% C$ ，相对机翼弦平面的夹角为上反 30° ，中帆片上反 15° ，后帆片为 0° 。这样排列的帆片，可以改变局部气流的方向，把环绕翼尖的从下表面到上表面的螺旋形气流平整到近于平直流线，并可产生向前推力分量。帆片固定在长 2.18m 的圆柱体上。圆柱体末端呈抛物线形收敛。圆柱体以“手套”的方式固定在机翼翼尖上，其轴线与机翼翼尖

弦线平行,并高出机翼翼尖弦线 65mm。帆布在运 5 机翼上的布局如图 7-6 所示。帆布安装在运 5 飞机上的情况见附录图片。

二、运 5 机翼结构的加强

机翼的升力沿翼展的分布是不均匀的。作用在单位长度上的升力,在机翼中部其值最大,而后逐渐下降至翼尖处变为零。在加装帆布后,翼尖载荷增加,升力沿翼展的分布发生了变化,合力作用点外移。为了粗略预估气动力变化对结构强度的影响,假设未加帆布以前,机翼载荷为椭圆分布,加装帆布后为矩形分布,如图 7-7 所示。

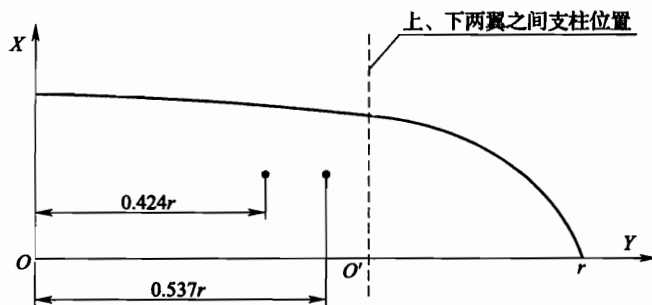


图 7-7 假设加装帆布后机翼载荷按矩形分布

根据上述假设,计算了机翼气动载荷变化比例,分析了这样的变化对结构强度的影响。对加装翼梢帆布的飞机上翼的前梁和后梁的上缘条作了适当的加强。使它们的剩余强度与其他构件同样满足要求。

三、飞行试验结果

试飞科目包括起飞、爬升、大速度平飞、巡航平飞、45°坡度、飘飞、失速、侧滑、下滑、超低空拉起和离陆。试飞中除由飞行员感觉和观察飞机是否正常外,还对上翼的主要构件和翼匣张线的应变量用应变计与 YJ-5 型应变仪、SC-16 型示波器进行测量。对比试飞结果表明,加装翼梢帆布后,飞机安全可靠,无异常情况。由所测得的大量数据可知,加装翼梢帆布后,上翼各主要构件和翼匣张线应力的增加数值均在强度允许范围内,实践证明,机翼强度足够。飞机性能的改善也达到了预期的效果。飞机性能的改善见表 7-1。

表 7-1 装有翼梢帆布的 8077 号飞机性能改善表

机 号	W = 4500kg		W = 5250kg	
	改善程度		改善程度	
	增加/%	减少/%	增加/%	减少/%
最大平飞速度	1.8	—	1.9	—
巡航平飞速度	2	—	2.4	—
爬升率	8.7	—	29	—
爬升时间	—	8	—	22.5
下滑率	—	11.1	—	8.3
下滑时间	12.4	—	9.1	—

由表 7-1 可见, 飞机爬升性能的改善尤为明显。若保持正常爬升性能不变, 那么整机爬升性能提高的那部分潜力, 可用于增加飞机的总重, 这就意味着提高了有效装载, 从而降低了使用成本, 提高了经济性。由试飞中得到的数据绘制成飞机极曲线, 如图 7-8 所示。

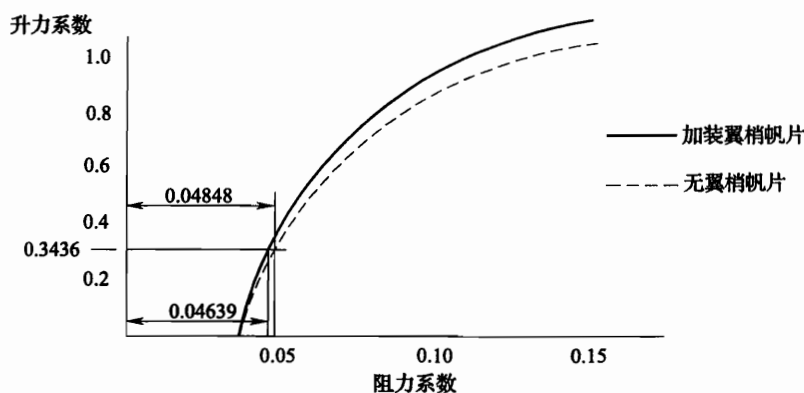


图 7-8 8077 号飞机加装翼梢帆片前后飞机极曲线图

由图中可知, 飞机总重为 4740kg 巡航 ($V=200\text{km/h}$)、升力系数为 0.3436 时, 对应的加装翼梢帆片的阻力系数为 0.04639, 无翼梢帆片时的阻力系数为 0.04848。由此可见, 总阻力下降了 4.31%, 而诱导阻力下降 22.8%。由表 7-1 可以看出, 在全重 5250kg 时爬升率提高 29%, 效果甚为显著。

此外, 飞机全重 5250kg 时, 用额定功率对装与不装翼梢帆片进行了对比试飞。结果表明, 装有翼梢帆片飞机的实用升限提高 900~1000m, 实用升限的提高对飞机在高原飞行及作业尤为有利。升限对比试飞时的进气压力、爬升时间及仪表指示空速随高度变化的曲线, 如图 7-9 所示。

为了进一步考核加装翼梢帆片后的节油效果, 在全重 5252kg 情况下, 用巡航功率作对比试飞。在巡航平飞时, 保持航线高度上的平均表速为 187km/h, 测得加装翼梢帆片时飞机进气压力为 700mmHg^①, 发动机转速为 1700r/min, 不装翼梢帆片时飞机进气压力为 730mmHg, 发动机转速为 1730r/min, 由此通过发动机所需功率的差

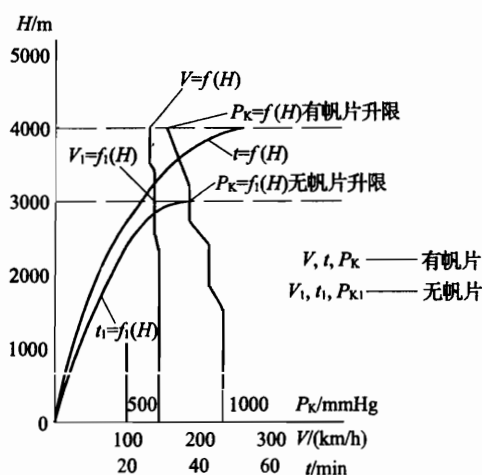


图 7-9 8077 号飞机升限对比试飞爬升性能 (V, t)、进气压力 (P_K) 随飞行高度变化曲线 (转速 2100r/min)

① 1mmHg = 1Pa。

值可知加装翼梢帆片后节油率约为 5%。

运 5 飞机承担的专业飞行任务比重很大,为验证加装翼梢帆片对喷撒效果的影响,进行了 16 次喷粉和 12 次喷液试验,根据喷粉和喷液的抽样统计,得出在加装翼梢帆片情况下,有效喷幅较大,逸散情况与喷撒均匀度均较好。这显然是由于机翼翼尖旋涡强度减弱导致作业性能得到了改善。有、无翼梢帆片各喷雾 3 次,雾粒总均匀度的实测曲线如图 7-10 所示。

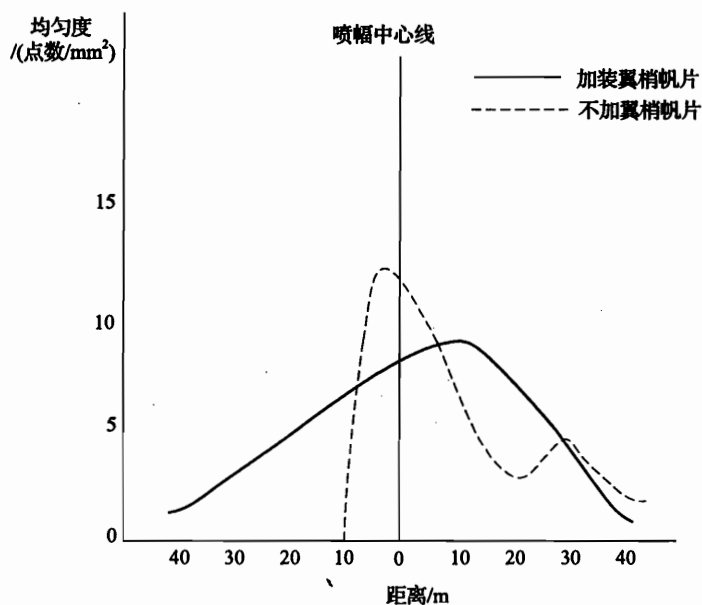


图 7-10 8077 号飞机有和无翼梢帆片时各喷液 3 次雾粒总均匀度曲线

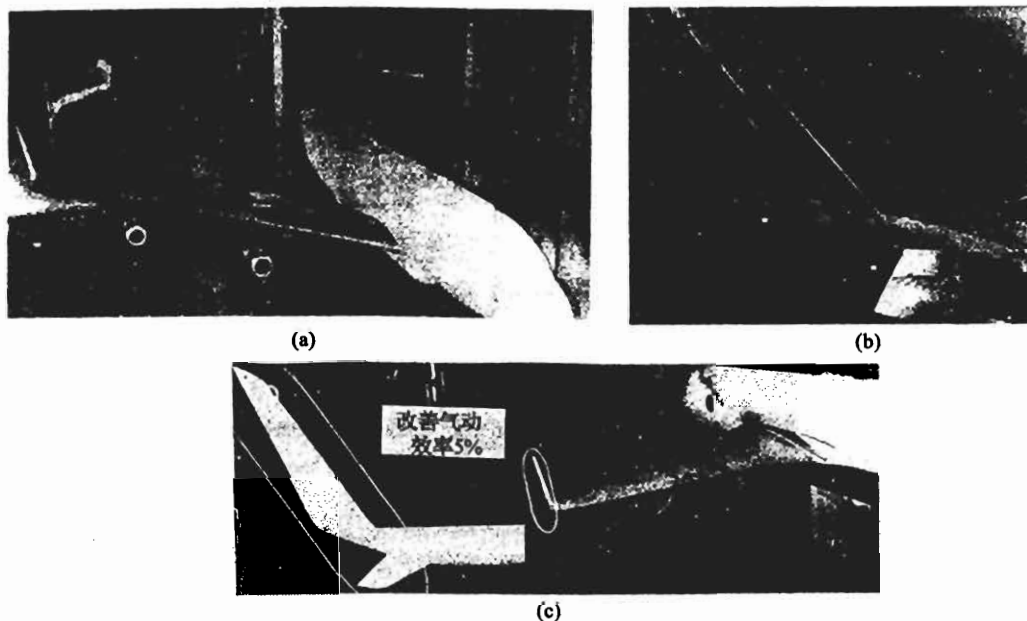
根据试飞员反映,加装翼梢帆片后飞机操纵轻松,反应灵敏,在大坡度或侧滑飞行时比较容易控制,在升限对比试飞时表速在 120km/h,飞机仍处于比较平稳状态,而无翼梢帆片时,仪表指示空速在 125km/h,飞机已有严重的振动,难以保持平稳。

附录 飞机加装翼梢小翼、涡扩散器和帆片的实例

一、翼梢小翼测压试验和改善气动效率

美国 NASA 在风洞试验加装翼梢小翼的 KC-135 空中加油机模型如附图 1 所示。

(a) 图为该模型装在艾姆斯研究中心 8ft 跨声速风洞试验中的照片；(b) 图为翼梢小翼的局部照片，可清晰看出装在上、下翼梢小翼上的测压排；(c) 图为 NASA 在风洞试验中的另一模型及其翼梢小翼的放大图。



附图 1

二、KC-135 飞机加装翼梢小翼



附图 2

三、DC-10 飞机加装翼梢小翼

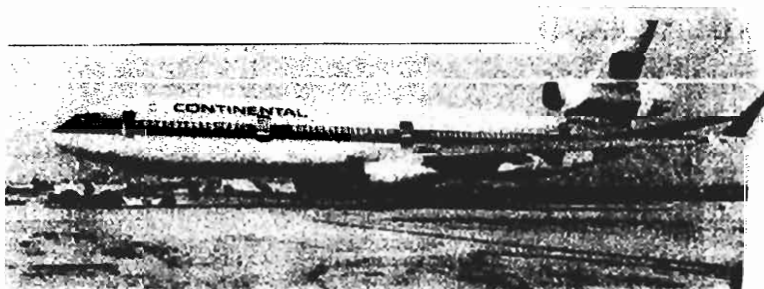
麦克唐纳·道格拉斯公司租借一架飞航班的 DC-10 客机，并加装了翼梢小翼以验证其节油效果，如附图 3 所示。每侧机翼上装上、下翼梢小翼，上翼梢小翼高 10.5ft，外倾角为 15° ，下翼梢小翼高约 30in，外倾角为 36° 。这样，翼梢小翼首次在大民航机上使用，公司人员认为加装翼梢小翼后可节省 3% 的燃油。



(a)



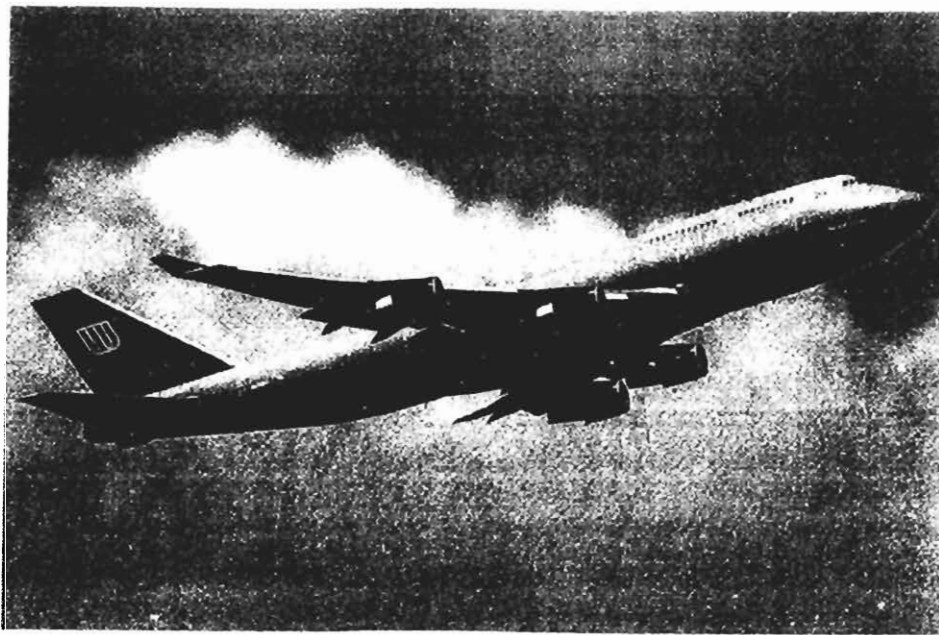
(b)



(c)

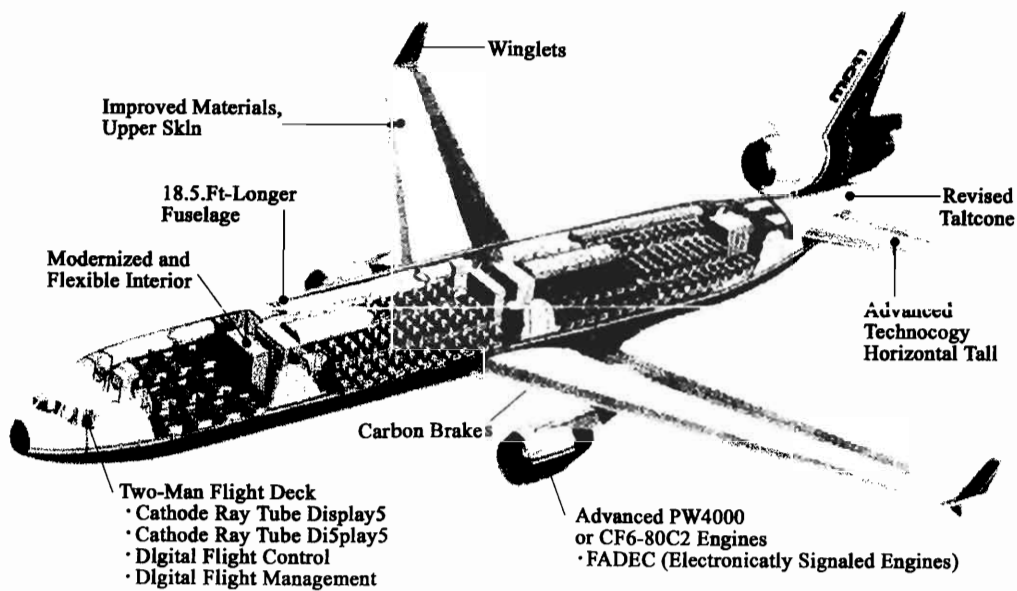
附图 3

四、波音 747-400 飞机加装翼梢小翼



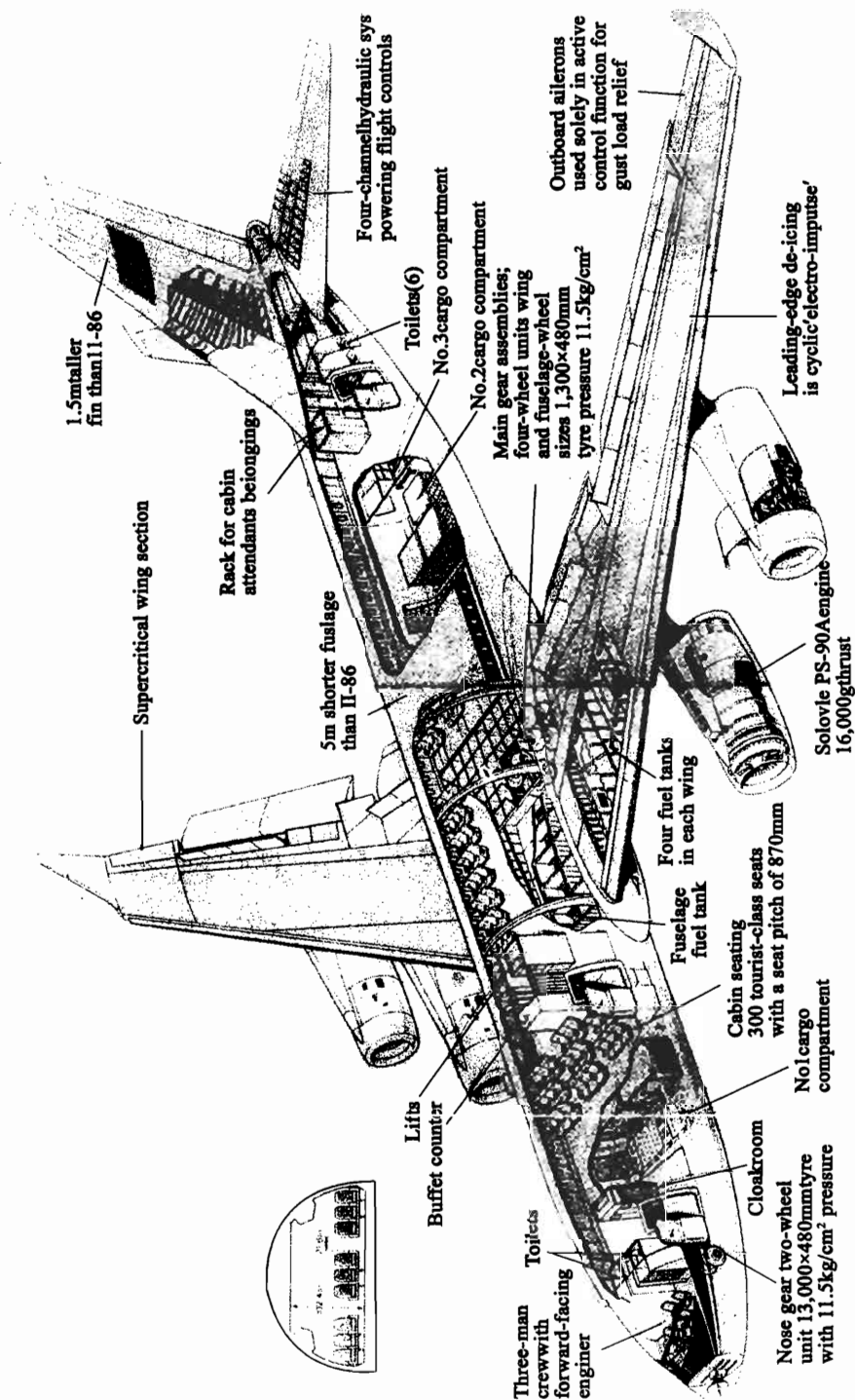
附图 4

五、MD-11 飞机加装翼梢小翼示意图



附图 5

七、伊尔-96 飞机的翼梢小翼示意图



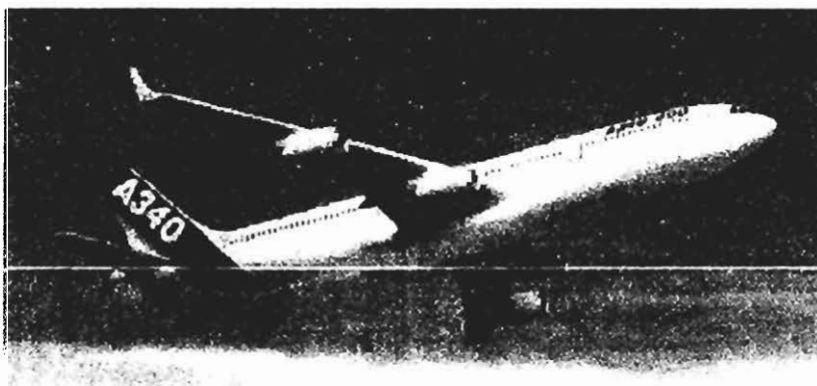
附图 7

八、C-17 重型军用运输机的翼梢小翼



附图 8

九、A340 飞机的翼梢小翼



附图 9

十、“长牛角”飞机加装翼梢小翼和翼梢小翼的参数



附图 10

“长牛角”飞机的翼梢小翼参数:

展长	44.87in	前缘后掠角	40°
面积	6ft ²	倾角	15° 、
根弦	28.53in	40% 展长内	1° 扭转
梢弦	2.33in	翼型	LS (1) 0413
展弦比	2.33	相对厚度	0.008
梢根比	0.35		

十一、波音 737-800 飞机加装融合式翼梢小翼



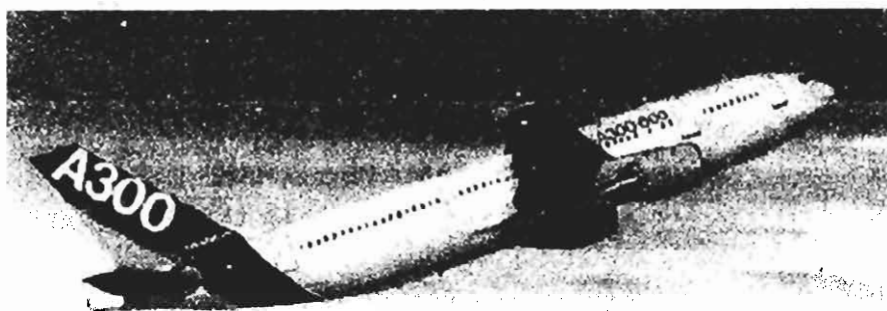
附图 11

十二、波音 737-800 飞机的融合式翼梢小翼



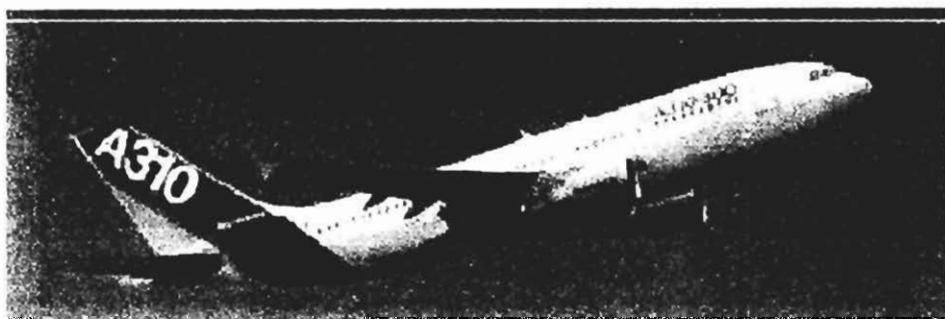
附图 12

十三、A300-600 飞机加装三角形涡扩散器



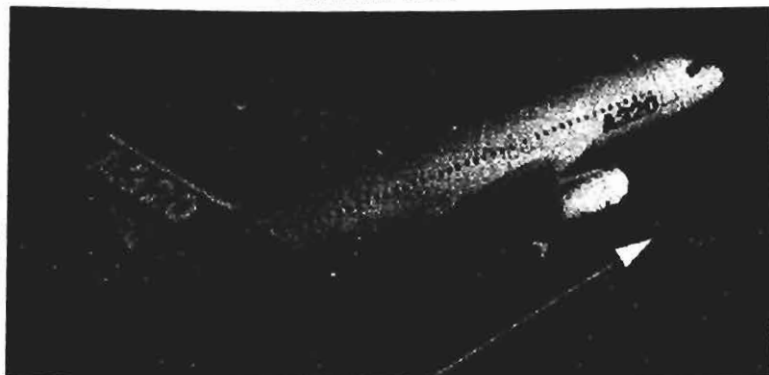
附图 13

十四、A310-300 飞机加装复合后掠角的涡扩散器



附图 14

十五、A320 飞机加装复合后掠角的涡扩散器



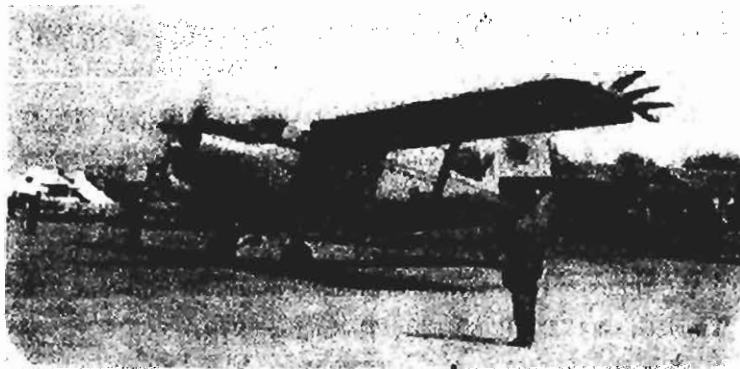
附图 15

十六、A380 飞机的复合后掠角的涡扩散器
涡扩散器高度： $H=2.4\text{m}$ 。



附图 16

十七、运 5 飞机加装帆片



附图 17

参考文献

- [1] Jet Transport Aircraft Aerodynamic. The Boeing Company, Seattle. 1979.
- [2] Bertin J J. Aerodynamics for Engineers. 1979.
- [3] Stinton D. The Design of the Aeroplane. Granada. 1983.
- [4] Raymer D P. Aircraft Design: A Conceptual Approach. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. 1989.
- [5] Goldhammer M I. A Lifting Surface Theory for the Analysis of Nonplanar Lifting Systems. AIAA Paper NO. 76 - 16, January 26 - 28, 1976.
- [6] 江永泉. 论亚声速有限翼展机翼的诱导阻力 [J]. 飞机工程, 1994 (3).
- [7] Whitcomb R T. A Design Approach and Selected Wind - tunnel Result at High Subsonic Speeds for Wing - tip Mounted Winglets. NASA TN D - 8260, July 1976.
- [8] Flechner S G. A High Subsonic Speed Wind - tunnel Investigation of Winglets on a Representative Second - generation Jet Transport Wing. NASA TN D - 8264, 1976.
- [9] Jacobs P F. The Effect of Winglets on the Static Aerodynamic Stability Characteristics of a Representative Second Generation Jet Transport Model.
- [10] Frederick F H. The Effect of Whitcomb Winglets and Other Wingtip Modifications on Wake Vortices. W790765.
- [11] JUPP J. Lanchester Lecture Wing Aerodynamics and the Science of Compromise. Aeronautical Journal November, 2001.
- [12] 徐德康. 国外对翼梢小翼用于低速轻型飞机的研究 [J]. 国际航空, 1980 (1).
- [13] 曾长庚. 某一七型飞机装翼梢小翼研制进展. 1982.
- [14] 赵国强. 民用飞机气动力问题——苏联专家讲课 [J]. 民用飞机设计与研究, 1993 (2).
- [15] 江永泉. 翼梢小翼的空气动力机理 [J]. 民用飞机设计与研究, 1993 (3).
- [16] 凌茂芙. “他山之石”——中俄、中乌民机气动技术合作研究 [M]. 北京: 航空工业出版社, 1996.
- [17] 党铁红. 民用飞机机翼气动设计及优化 [J]. 民用飞机设计与研究, 2003 (1).
- [18] 党铁红. 民用飞机翼梢小翼的设计研究 [J]. 民用飞机设计与研究, 2003 (4).
- [19] Jacobs P F. Effect of Winglets on First Generation Jet Transport Wing I、II、III. NASN TN D - 8473, D - 8474, D - 8478.
- [20] Kuhlman J M. Optimized Aerodynamic Design Process for Subsonic Transport Wing Fitted with Winglets. NASN CR 159180, December 1979.
- [21] 关瑞章. 关于翼梢小翼的研究 [J]. 国际航空, 1980 (2).
- [22] 沈克扬. 某飞机机翼配置翼梢小翼权衡研究, 1995.

- [23] Multhopp H. Methods for Calculating the Lift Distribution of Wings Subsonic Lifting Surface Theory. Aeronautical Research Council R&M2884, 1950.
- [24] Aerodynamics of Wing and Aerofoil Sections Subsonic Lift - Dependent Drag Due to the Trailing Vortex Wake for Wings without Camber of Twist Engineering Sciences Data, 74035.
- [25] Donovan A F. Aerodynamic of Aircraft at High Speeds, 1957.
- [26] Ashley and Landahl. Aerodynamic of Wings and Bodies, 1965.
- [27] Ji Guang An. Chinese Aerodynamic Research and Development Center, Mian Yang Si-chuan, People's Republic of China. An Optimum Spanwise Distribution of Control Points in the Method of Finite Elementary Solutions for Subsonic Wings and Problem of Induced Drag Calculation. AIAA Paper 79 - 1879, August 20 - 22, 1979.
- [28] 安继光. 亚声速机翼的有限基本解计算方法中的展向控制点位置及诱导阻力问题 [J]. 7210 学报, 1977 (12).
- [29] 安继光. 展向的控制点位置 [J]. 气动研究与发展, 1978 (1).
- [30] 安继光. 诱导阻力的计算 (联合流场法) [J]. 气动研究与发展, 1978 (1).
- [31] 周仁良. 非平面机翼亚声速气动特性的计算, 1998.
- [32] 杨岙生, 俞守勤. 飞行器部件空气动力学 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1981.
- [33] 杨岙生, 俞守勤, 陈再新, 等. 空气动力学数值计算方法. 航空专业教材编审组出版, 1984, 7.
- [34] 江永泉. 一种计算机翼加装翼梢小翼气动特性的数值方法 [J]. 飞机工程, 1995 (4).
- [35] 方宝瑞. 飞机气动布局设计 [M]. 北京: 航空工业出版社, 1997.
- [36] Dahlin J A. Aerodynamic Evaluation of Winglets for Transport Aircraft. AIAA Paper 81 - 1215. June 23 - 25, 1981.
- [37] Ruhlin C L. Transonic Flutter Study of a Wind - Tunnel Model of a Super Critical Wing with/without Winglet. AIAA Paper 82 - 0721, 1982.
- [38] Flight International. 27 April, 1985.
- [39] 飞机设计手册总编委会. 飞机设计手册: 第五册 民用飞机总体设计 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2004.
- [40] Ishimitsu K K. Design and Analysis of Winglets for Military Aircraft. AFFDL - TR - 76 - 6, June - Nov, 1975.
- [41] Ishimitsu K K. Aerodynamic Design & Analysis of winglets. AIAA Paper 76 - 940, 1976.
- [42] Taylor A B. Winglet and Long - Duct Nacelle Aerodynamic Development for DC - 10 Derivatives. NASA CP. 2036. P609 - 623, 1978.
- [43] Allison R L. Application of Winglets and/or Wing Tip Extensions with Active Load Control on the Boeing - 747. NASA CP 2036, P625 - 646, 1978.

- [44] Ishimitsu K K. Design and Analysis of Winglets for Military Aircraft: Phase II AFFDL - TR - 77 - 23, May 1977.
- [45] Leonard R.W. Airframes and Aerodynamics. Astronautics & Aeronautics. July/August 1978.
- [46] Gilkey R D. Design and Wind Tunnel Tests of Winglets on a DC - 10 Wing. NASA CR 3119, 1979.
- [47] Staff of Boeing Commercial Airplane Company. Selected Advanced Aerodynamics and Active Controls Technology Concepts Development on a Derivative Boeing - 747 Aircraft. NASA CR 3164, 1980.
- [48] Staff of Douglas Aircraft Company. DC - 10 Winglet Flight Evaluation. NASA CR 3704, 1983.
- [49] MD - 11 Maintenance Facility and Equipment Planning Manual. July, 1990.
- [50] Ballou A E. Airliner/Oct - Dec, 1990.
- [51] MD - 11 Aircraft Maintenance Manual, August 1991.
- [52] Conley N E. Winglet Toe out Angle Optimization for the Gates Learjet Longhorn Wing.
- [53] A340 - 200/300 Structural Repair Manual, May 1996.
- [54] 徐飞. 首次采用翼梢小翼的喷气客机——“长牛角”[J]. 国际航空, 1981 (2).
- [55] 徐德康. 融合式翼梢小翼的功能和设计特点 [J]. 国际航空, 2002 (2).
- [56] Spillman J J. The Use of Wing Tip Sails to Reduce Vortex Drag. Aeronautical Journal, September 1978.
- [57] Spillman J J. Flight Experiment to Evaluate the Effect of Wing Tip Sails on Fuel Consumption and Handling Characteristics. Aeronautical Journal, July 1979.
- [58] Spillman J J. Wing Tip Sails which Give Lower Drag at All Normal Flight Speeds. Aeronautical Journal. October 1984.
- [59] 关瑞章. 某农林机的翼梢帆片试验研究 [J]. 国际航空, 1982 (11).
- [60] 杨大喜. 翼梢帆片在运 5 飞机上的应用 [J]. 国际航空, 1985 (5).
- [61] 杨大喜等. 运 5 型飞机翼尖消涡装置的研究 [J]. 民航科技通讯, 1985.
- [62] Aviation Week. 1975. 11
- [63] Astronautics & Aeronautics. No. 2, No. 10, 1976.
- [64] Flight International. August 1981.
- [65] Flight International. 20 - 26 February 1991.
- [66] Jane's All the World's Aircraft 2003 - 2004.
- [67] Jane's All the World's Aircraft 2005 - 2006.
- [68] Jane's All the World's Aircraft 2006 - 2007.
- [69] Flight International. 3 ~ 9 April 2007.

中航传媒 知识相随

航空工业出版社隆重推出

《世界民用飞机手册》

张庆伟 林左鸣 主编

世界民用飞机手册

WORLD AIRLINER HANDBOOK



定价 545.00元

《世界民用飞机手册》收录了世界各国正在使用、生产和研制中的民用飞机共 94 个型号，按座级编排。全书共分 4 篇：100 座以下机型、100 ~ 200 座机型、200 ~ 300 座机型、300 座以上机型，系统地介绍了它们的研制概况、设计特征及技术数据，特别综述了这些飞机的技术水平和性能特点，从而比较全面地反映了当前民用飞机发展概貌和民机技术的发展历程及最新水平。本书内容丰富、资料翔实、数据可信、图文并茂、特点鲜明，是目前国内第一部集手册与综述于一体的权威性民用飞机参考书。本书可作为从事航空科研、民机生产的政府部门与企事业单位的管理人员和研究人员查阅各种民用飞机概况、设计特点和技术发展以及技术数据的工具书。也可作为广大航空爱好者了解各种民用飞机及民机技术发展的科普读物。

中航传媒

航空工业出版社

航空工业出版社：

订部电话：直销业务：010-64978486 批销业务：010-64815606

邮部电话：010-84936464 liuning@aviationnow.com.cn

009061503

V224
01

飞机翼梢小翼设计

江永泉 编著



航空工业出版社
北京



内 容 提 要

本书全面介绍了飞机翼梢小翼设计,其内容包括:三元机翼的诱导阻力;翼梢小翼的空气动力学原理;翼梢小翼的形状及其布局;一种计算机翼加装翼梢小翼空气动力特性的数值方法;端板、翼尖延伸和翼梢小翼的比较;翼梢小翼在各种飞机上的应用;翼梢帆片设计,以及飞机加装翼梢小翼、涡扩散器和帆片的实例。

本书可作为飞机设计和研究人员,以及航空院校师生的参考书,对空军、海航、陆航和民航有关人员也很有参考价值。

图书在版编目(CIP)数据

飞机翼梢小翼设计/江永泉编著. —北京:航空工业出版社, 2009. 6

ISBN 978 - 7 - 80243 - 345 - 8

I. 飞… II. 江… III. 飞机—小翼—设计 IV. V224

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (2009) 第 105315 号

飞机翼梢小翼设计

Feiji Yishao Xiaoyi Sheji

航空工业出版社出版发行

(北京市安定门外小关东里 14 号 100029)

发行部电话: 010 - 64815606 010 - 64978486

北京地质印刷厂印刷

全国各地新华书店经售

2009 年 6 月第 1 版

2009 年 6 月第 1 次印刷

开本: 787 × 1092 1/16 彩插: 8 印张: 13.5 字数: 301 千字

印数: 1 - 4000

定价: 60.00 元

序

现代飞机设计是集高科技、多学科、高度综合性的精细优化设计技术,在其布局设计中不断出现各种技术创新。它涉及最先进的气动力技术、先进结构材料技术、先进的动力装置技术、大规模电子综合集成技术、隐身技术,甚至专业性很强的防冰、防雷电技术、颤振技术及各系统间的适配技术等。商用大型客、货运飞机还要有良好的安全性、经济性、舒适性和长使用寿命等严酷的技术要求和适航要求,使其有明显的高科技特性。高技术也就意味着强烈的竞争和产权保护。

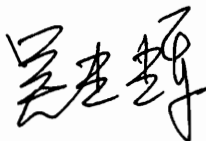
机翼的气动力设计乃是飞机布局设计中最关键的技术之一。现代大型中、远程客、货运飞机具有高气动效率、复杂外形的超临界机翼,设计时除了本身各个参数外,把动力装置的类型和安装特性、机翼-机身及起落架的整流、翼梢小翼的融合、各控制面在高低速时的不同特性及受载时的变形影响等综合分析、精细优化设计,以得到满意效果,达到多个目标的要求。

近年来像融合式翼梢小翼等的出现就是一个很好的精细设计的范例。它有效降低了阻力、提高了升力,从而增加了飞机的航程(例如波音 737-800 飞机增加航程 240~350km)或有效装载,降低了直接使用成本。而对大型客、货运飞机而言,其效果就更加可观了。它具有十分重要的使用经济效益。当然,不同构型的飞机必须具有与之相匹配的翼梢小翼。

《飞机翼梢小翼设计》一书,从理论角度出发,对翼梢小翼的减阻机理进行了论述,详细分析了参数设计的影响,提供了参数的优化方法。书中还列出国外许多飞机翼梢小翼的参数和结构形式、所采用的材料等。这些宝贵的资料对飞机工程设计具有较大的参考价值。

本书作者在我院长期从事飞机气动布局设计,特别对翼梢小翼进行过十多年的专题研究,从设计分析到风洞试验,阅读了大量的有关翼梢小翼文献、资料,在丰富的工程设计经验基础上,撰写了《飞机翼梢小翼设计》一书。这是一本很好的飞机工程设计应用的指导性参考书,也可供教育和部队人员参考。

中国航空工业第一集团公司
第一飞机设计研究院 院长



2007 年 11 月 2 日

