

刘谋倩 吕志咏 丘成昊 著
熊善文 邓学蒙

边条翼及旋涡分离流

COLLECTED WORKS FOR
STRAKE-WINGS VORTICES
AND SEPARATED FLOWS

691563



北京航空學院出版社

691568

V211.4/05

边条翼及旋涡分离流

刘谋佑 吕志咏 丘成昊 著
熊善文 邓学莹

HK30/08



北京航空航天大学出版社



C0193795

内 容 简 介

这是一本论文集，它综合地体现了“边条翼及旋涡分离流研究”课题的成果。在大量试验、理论分析及数值计算的基础上，搞清了边条翼旋涡分离发生发展过程、规律、机理及边条翼气动特性与流动特性的关系，给出了边条翼几何形状、迎角、马赫数对流态、气动特性的影响规律和边条翼设计、参数选择的原则，为高机动战斗机设计提供了基础。本书具有较高的学术价值和实用价值，可供气动研究工作者、飞行器设计师及研究生阅读。

边条翼及旋涡分离流

BIANTIAOYIJI XUANWO FENLILIU

刘谋信 吕志咏 丘成昊 著

熊善文 邓学奎

责任编辑 许传安

北京航空学院出版社出版

新华书店总店科技发行所发行 各地新华书店经售

北京朝阳区科协印刷厂印装

开本：850×1168 1/32 印张：8.5

1988年5月第1版 1988年5月第1次印刷

字数：222千字 印数：1200册 定价：1.65元

ISBN 7-81012-043-3/V·003

COLLECTED WORKS FOR STRAKE-WINGS VORTICES AND SEPARATED FLOWS

Contents.

- Lu Zhiyong, "An Aerodynamic Design Concept for a Strake-wing and Associated Parameter Selecting Rules"
- Qiu, C.H., "Longitudinal Aerodynamics Characteristics of Strake-wing Configurations"
- Xiong Shanwen, "Lateral-Directional Stability Characteristics of Fighter With Slender Wing at High Angles of Attack"
- Deng, X.Y., "Investigation of Flow Separation Phenomena and Vortex Behaviour for Strake-wing"
- Liu, M.J., "Topological Structures and Their Bifurcations of Flow Patterns for Strake-wings"

BIAA PRESS

前 言

边条机翼是一种先进战斗机机翼布局形式，预计到九十年代，同展向吹气、近矩耦合鸭翼一起，构成高机动战斗机设计中的主要气动技术。目前，它正被国内外空气动力学家及飞机设计家所关注。上述三大技术的理论基础是旋涡分离流。对旋涡及三维分离的研究，可以深入地揭示边条翼的流动机理和物理本质，解释和预测边条翼在不同速度和迎角范围内的空气动力特性。

边条翼旋涡分离流课题研究的主要目的是，要在大量试验及理论分析、数值计算的工作基础上，摸清边条翼上旋涡发生、发展、破裂的过程的机理和规律，了解边条翼的气动特性和边条翼流动特性的关系，并寻求边条翼的几何参数、平面形状、迎角、马赫数对流态及边条翼气动特性的影响，进而给出边条翼的设计原则和参数选择的范围。

边条翼的研究始于1975年。我们与有关单位协作，对双三角翼、边条翼做了大量研究工作，1978年，获得第一届全国科技大会奖。1980年以后，该课题改名为“边条机翼及旋涡分离流”，被列为航空工业部重点预研课题之一。1980年以前的工作，着重于边条翼中小迎角的流态及测力试验工作，1980年以后，研究的重点转向大迎角流动特性、测压试验、机理研究和理论分析，并把研究的迎角范围扩展到 90° ，特别是对前缘涡、三维分离、空间流态、增升机理、力矩非线性等作了深入研究，主要结果有：

1. 在大量系统、细致的水洞、风洞(低、亚、跨、超音速，主要在低速范围，改变多种参数)试验研究及综合分析国内外大量资料和数据的基础上，提出了边条翼气动设计参数选择原则。

2. 综合运用多种测试手段和方法(物面和空间流态显示、测力、测压和激光测速等)，对绕边条翼的流动和增升机理作了系统、深入的研究，提出了如下见解：

- (1) 边条翼的升力增量在整个翼面上的分布;
- (2) 边条翼涡破裂点随迎角增加的前移规律;
- (3) 纵向力矩非线性的机理解释;
- (4) 三角翼、边条翼流谱系统的概括分类;
- (5) 在一定雷诺数下,机翼前缘涡、机头边条复杂涡系对横侧特性影响机理的解释。

3. 对边条翼旋涡分离流机理作了系统、深入的分析研究,在国内首先应用拓扑理论分析了流态;

4. 对三维分离的判别准则进行了改进和补充,使准则体现了三维特性;

5. 对边条翼等复杂流态显示技术,从理论基础到方法应用都作了大量工作,有所发展和创新,发展了油流显示和分析技术;在国内发展了一种适用于显示前缘涡的前缘烟丝法,效果良好。

在研究边条翼旋涡分离流课题的过程中,先后在国内外学术会议和学术刊物上发表了论文、报告60多篇(1980年后发表42篇,在国外学术会议和刊物上共发表8篇)。其中,对于某些方面的工作,如旋涡分离流的研究及边条翼低、亚、跨、超气动特性的研究,受到了国内外学术会议的重视和好评。有关研究成果在国内的短训班曾多次作专题讲授,在全国气动研究和飞行器设计单位进行推广。

为了更好地进行学术交流,我们对已发表的报告进行了概括和总结,分了五个大的方面,介绍了边条翼旋涡分离流的主要成果。

参加本课题工作的成员,除文集作者以外,还有高先坤、苏文翰、周伯诚、刘志忠和李有浩等。此外,还有李志芳、沈玉熙、韩建奎等同志也参加了部分工作。

作者

于1987年10月

目 录

边条翼气动设计思想及其参数选择原则

一、前言	(1)
二、边条机翼气动设计思想	(2)
三、边条机翼的参数选择原则	(20)
四、结论	(37)
参考文献	(38)

边条机翼纵向气动特性的研究

一、序言	(41)
二、边条机翼上的旋涡流场	(46)
三、边条机翼的升力特性	(56)
四、边条机翼的阻力特性及升阻比	(75)
五、边条机翼的俯仰力矩特性	(78)
六、双三角翼的纵向气动特性	(84)
七、改善俯仰力矩非线性的措施	(91)
参考文献	(98)

大迎角下边条翼飞机的横侧特性

一、前言	(101)
二、非对称流态特性	(102)
三、涡流对滚转稳定性的影响	(117)
四、机翼涡对航向特性的影响	(121)
五、机头形状对航向特性的影响	(128)
六、机翼襟翼和其它装置的作用	(147)
七、立尾形式的作用	(153)

八、结语.....	(157)
参考文献.....	(159)

边条翼流动中的分离现象和旋涡特性研究

一、前言.....	(163)
二、三维分离流的基本现象和流动特性.....	(164)
三、边条翼和细长翼绕流中的旋涡特性.....	(177)
四、结束语.....	(205)
参考文献.....	(206)

奇点、拓扑、分叉在边条翼流动中的应用

引言.....	(212)
一、基本奇点.....	(213)
二、流线拓扑规律和奇点连接原则.....	(218)
三、分叉和高次奇点.....	(220)
四、三维分离流及其类型.....	(224)
五、切尖三角翼流动拓扑结构.....	(226)
六、边条翼流动拓扑结构.....	(229)
七、边条翼流动拓扑结构随迎角变化过程.....	(232)
八、有无边条时机翼流动拓扑结构的比较.....	(236)
附图.....	(239)
参考文献.....	(258)

边条翼气动设计思想及其参数选择原则

吕志咏

一、前言

当代战斗机的最大飞行速度都是超音速的,例如美国的F-16、F-18,苏联的Миг-23,我国的歼7、歼8飞机,最大飞行速度都在马赫数 $M=2$ 左右。虽然战斗机不可能用最大速度作巡航飞行,但在战斗时可用来追击或躲避敌机。实际上,战斗机的空战速度通常是在高亚音速或跨音速范围。起飞着陆是低亚音速。因此,一架高质量的战斗机,应该适合于在三种速度范围内飞行。此外,由于导弹的发展及格斗的需要,战斗机的机动能力是非常重要的。为此,特别希望新设计的战斗机有尽可能高的可用升力、大的失速迎角,使飞机既能在较宽的 M 数范围内飞行,也能在较大的迎角范围内飞行。也就是说,在较大的飞行包线范围内,飞机应有良好的气动效率和稳定性及操作性。概括起来说,战斗机设计的目标主要是为了夺取空中优势,这要靠航空的各个领域尽可能研究和采用先进的技术。从空气动力学领域来看,为了满足上述要求,一种从70年代开始发展起来的新的机翼布局形式——边条机翼,已广泛地引起人们的重视^[1]。预计直到90年代,边条翼、近耦合鸭翼布局以及展向吹气技术,将一直会是飞机设计家们用来改进战斗机性能,提高战斗机机动能力的有效的措施^{[1][2]}。

边条机翼在美国、德国、法国特别得到重视。航空工业部有的设计所自70年代初就开始探索边条机翼的设计。长期以来,我们

课题组也在边条机翼及与此有关的旋涡分离流方面做了一些研究工作。本文打算从空气动力学的观点来探讨一下边条机翼的气动设计思想及它的参数选择的原则。

二、边条机翼气动设计思想

所谓边条机翼是指一种特定的混合平面形状机翼，分别由前翼和后翼组成。前翼为大后掠的细长三角翼，称为边条；后翼也叫基本翼，为中等展弦比中等后掠的切尖三角翼。边条翼的外形如图1所示。这种机翼前缘具有折点，即前缘斜率不连续。这样，从加工来说不那么方便，但从空气动力学观点来说，采用这种平面

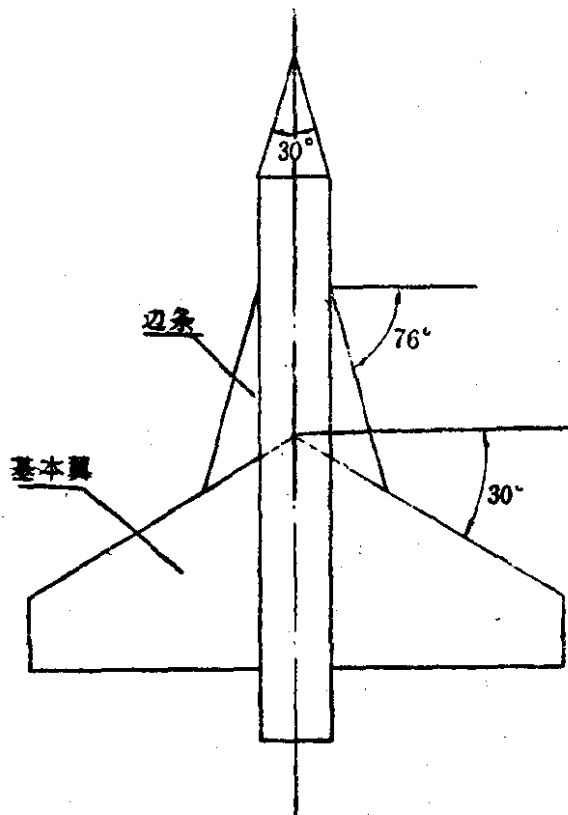


图1 边条机翼示意图

形状的机翼是有其充分理由的。以下将从不同的角度加以讲述。

2.1 协调不同速度范围对机翼形状要求的矛盾

众所周知，由低速飞机发展到超音速飞机，飞机机翼的形状

发生了巨大的变化。低速一般采用大展弦比梯形翼，高亚音速、跨音速采用中等展弦比的中等后掠翼，以超音速飞行为主时则采用细长三角翼。不同速度范围的飞机机翼平面形状如图2所示。图2中说明，机翼展弦比及前缘后掠角随 M 数变化，主要原因是为了降低机翼的阻力，保持足够的升力，提高升阻比。

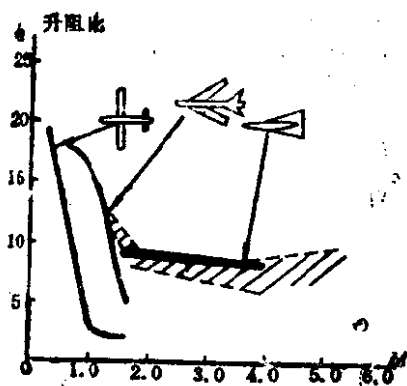


图2 机翼平面形状、升阻比与 M 数的关系

2.1.1 适合于低亚音速的机翼形状

当飞行速度在低亚音速范围，机翼的阻力主要由两部分组成：摩擦阻力和诱导阻力。摩擦阻力同机翼的表面积有关。如果用无量纲的系数形式，总阻力系数 C_D 可以用公式表示如下：

$$C_D = C_{DF} + K_V \frac{C_L^2}{\pi \lambda} \quad (1)$$

式中， C_{DF} 为摩阻系数，在飞行中可近似认为不变。 K_V 为涡阻因子，同机翼的平面形状有关。 λ 为机翼展弦比。 C_L 为升力系数。由(1)式可以看出，诱阻同展弦比 λ 成反比，在 C_L 一定时，展弦比 λ 越大，诱阻越小。这种趋势对于不同平面形状的机翼都是一样的。因此，为了降低低速飞机的阻力，提高升阻比，一条有效的途径就是增大展弦比。此外，机翼展弦比增大还可以提高升力系数斜率。因为翼尖处三元流动的影响区相对减少，更接近于二元机翼的流动，从而增大了升力和升力系数。其次，为了提高升阻比还应选择有利的平面形状。由机翼理论已经证明，对于椭圆形机翼的涡阻因子最小， $K_V = 1$ 。梯形翼的诱阻因子 K_V 也接近于1。因而常常被采用。此外，机翼的剖面形状也很重要。公式(1)是假定机翼上没有分离的情况下导出的，一旦机翼上有分离，就会产生压差阻力，使总阻力大大增加。因而，常选用圆头尖尾、

相对厚度比较大的流线形剖面作机翼剖面，防止机翼在前缘或后缘出现分离。

2·1·2 高亚音速、跨音速的机翼平面形状

当飞机主要飞行在亚跨音速范围时，机翼形状的选择应考虑翼面上会出现局部超音速区，在局部超音速结尾处会形成激波，使阻力急剧增加。为了避免或推迟翼面激波的出现，选用后掠翼。因为后掠翼上的有效 M 数同机翼后掠角有关，后掠角越大，有效 M 数越小，阻力发散的临界 M 数就越高。因此采用后掠翼，可以提高临界 M 数、提高亚跨音速飞机的升阻比。与此相应，机翼展弦比也要选用小于低速飞机的展弦比。翼剖面的相对厚度及前缘半径也要减少。上述变化的理由，在谈到超音速时再讲。

2·1·3 适合于超音速飞行的机翼平面形状

当飞机作超音速飞行时，机翼前面和后缘会出现激波。因为激波造成了很大的能量损失，形成了激波阻力。对于超音速机翼，阻力可以归结为4个主要部分：

1. 表面摩阻系数 C_{DF} ，这是同低速一样的，但应考虑压缩性的影响。

2. 由于机翼的厚度或者说机翼的体积引起的波阻，或称为零升波阻，这部分阻力系数可用下式表达

$$C_{DW_0} = K_0 \frac{128}{\pi} \frac{V^2}{Sc^4} \quad (2)$$

(2) 式中， K_0 为无量纲系数，当 $K_0 = 1$ 时，相当于Sears-Haack旋成体。即当体积一定时，尖头尖尾细长旋成体具有最小的零升波阻系数。其它形状物体， $K_0 > 1$ 。上式中 V 表示机翼的体积， S 表示机翼的投影面积， c 表示翼根弦长（或纵向最大长度）。为了便于分析，引进下列参数：

平面形状参数

$$P = \frac{S}{2cL}$$

式中, L 为机翼半展长, S 为机翼面积, c 为机翼根弦长。对于三角翼, $P = S/2cL = cL/2cL = 1/2$, 体积参数或厚度参数 $\tau = 2V/S^2$
机翼展弦比

$$\lambda = \frac{(2L)^2}{S} = \frac{(2L)^2/c}{S/c} = \frac{2L/c}{P}$$

代入上述参数, (2) 式可以改写成为

$$C_{DW0} = K_0 \frac{512}{\pi} \tau^2 P^2 \left(\frac{L}{c}\right)^2 \quad (3)$$

(3) 式表明, 零升波阻与体积参数的平方成正比, 同展弦比的平方成正比。因此, 机翼应该减少体积, 并且减少展弦比, 让机翼细长。超音速机翼理论已经证明, 零升波阻同机翼相对厚度的平方成正比。这同(3) 式中表示的与体积参数 τ 的平方成正比是一致的, 因而降低零升波阻应该减少机翼的相对厚度。

3. 升力波阻

Jones证明, 当机翼的弦向载荷分布为椭圆时, 其升力波阻是最小的。对一般情况, 升力波阻系数可以表示为:

$$C_{DW} = K_w \frac{B^2}{\pi} P \left(\frac{L}{c}\right) C_y^2 \quad (4)$$

式中 $B^2 = M^2 - 1$

K_w 主要取决于机翼弦向载荷分布状况。当弦向载荷分布为椭圆时, $K_w = 1$ 。对于其它非椭圆载荷分布, $K_w > 1$ 。由(4) 式可见, 升力波阻系数与 B^2 、 C_y^2 、 L/c 成正比例。当升力系数及 M 数一定时, 越细长的机翼, 升力波阻系数越小。

4. 旋涡产生的诱导阻力

这种阻力仍然与低速的诱导阻力相同, 其表达式为

$$C_{DV} = K_v \frac{C_y^2}{\pi \lambda} = \frac{K_v}{2\pi} C_y^2 \frac{P}{L/c} \quad (5)$$

当展向载荷分布为椭圆时, $K_v = 1$, 其它情况 $K_v > 1$ 。由 (5) 式右侧可以看出, 当升力系数一定时, C_{DV} 是同 λ 成反比的。这正好同零升波阻及升力波阻相反。

对于超音速巡航飞行, 上述4种阻力在理论处理时可以叠加。为了便于分析, 我们取公式中的系数 K_0, K_w, K_v 均为常数, 这样做不影响分析的一般结论, 因此, 总的阻力系数为

$$C_D = C_{DF} + C_{DW0} + C_{DW} + C_{DV}$$

$$\text{即 } C_D = C_{DF} + K_0 \frac{512}{\pi} \tau^2 P^2 \left(\frac{L}{c} \right)^2 + \frac{1}{2\pi} C_y^2 \frac{P}{L/c}$$

$$\cdot \left[K_v + K_w \cdot 2B^2 \left(\frac{L}{c} \right)^2 \right] \quad (6)$$

公式 (6) 相当于低速总阻力系数公式 (1) [3][4]。对公式 (6) 作相应的分析, 就可以了解对超音速机翼应如何选择合适的平面形状。

假定摩擦阻力系数不变、机翼面积一定、飞行 M 数一定、升力系数一定。为了减少波阻系数, 应该减少机翼半展与翼根弦的比 L/c ; 但是为了降低诱阻, 则应该增加 L/c 。而对于超音速飞行, 波阻是主要的。由此很容易看出, 对于超音速飞行, 应选用小展弦比机翼。从物理上讲, 为了减少波阻, 飞行器应该尽可能在飞行方向上拉长。对于机翼来说, 前缘应该尽可能后掠, 以便减少激波的强度, 减少能量的损失。展弦比的减少不能无限制, 应考虑涡阻不能太大, 因而必然存在着最佳半展长同翼根弦长比。为了有一个明确的概念, 把公式 (6) 绘成曲线。考虑的条件为 $M = 2$, $P = 1/2$ (三角翼), $\tau = 0.04$, 机翼面积 $S = 55m^2$, $C_y = 0.1$, $K_v = K_w = K_0 = 1$ 。该曲线表示在图3上,

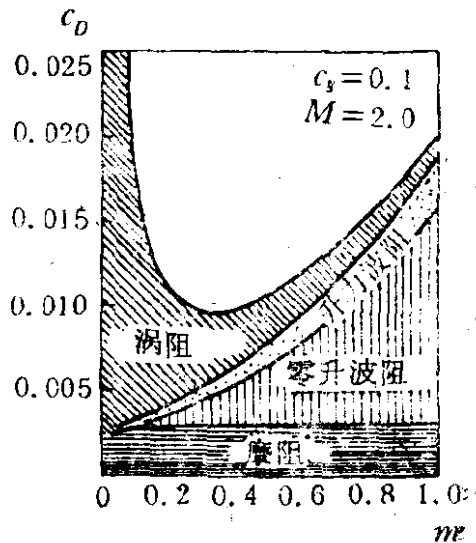


图3 超音速阻力分布曲线

纵坐标为 C_D ，横坐标为 $m = B \frac{L}{c}$ ，其中 $m < 1$ 表示亚音速前缘。在上述条件下，最合适的 m 值应该是在 $m = 0.35$ 附近。这时，总阻力系数达到最小。相应的展弦比 $\lambda = 0.8$ ， $L/c = 0.2$ 。由此可见，当飞机以超音速飞行时，为了减少阻力，机翼展弦比 λ 应急剧减少。

为了进一步了解超音速时对展弦比的要求，先假定机翼体积参数 $\tau = 0$ ，即认为机翼无限薄，没有体积波阻。这时，公式(6)变成

$$C_D = C_{DF} + \frac{1}{2\pi} C_{\lambda} \frac{P}{L/c} \left[K_V + K_W \cdot 2P^2 \left(\frac{L}{c} \right)^2 \right] \quad (7)$$

将(7)式对参数 L/c 取导数，并令其为零，则有

$$\frac{C_D}{(L/c)} = 0$$

$$2K_W B^2 - \frac{K_V}{(L/c)^2} = 0$$

$$B \frac{L}{c} = \sqrt{\frac{K_V}{2K_W}} \quad (8)$$

一般 $K_W \geq K_V$

$$m = B \frac{L}{c} \leq 0.707$$

实际上，机翼总是有厚度的，因此 $\tau > 0$ ，这只有使 m 低于0.707才能达到最小阻力。因而，进入超音速飞行以后，为了减少阻力，提高升阻比，应该使前缘后掠角增大，即让 $m < 0.707$ 。对于不同 M 数有相应的最佳 m 值及 L/c 值，表1给出了计算的结果。由表1可以看出，如果说低亚音速飞行时，机翼展弦比越大越有利，通常在6以上，那么在超音速飞行时，机翼展弦比应该尽量减小，数量级约在1附近比较有利，相应的机翼前缘应该有大的

表1 不同 M 数机翼最佳参数

M	$m = B\frac{L}{c}$	$\frac{L}{c}$	λ
1.2	0.2	0.3~0.4	1.2~1.6
2.0	0.35	0.15~0.25	0.6~1
5.0	0.5	0.05~0.15	0.2~0.6

后掠角。图2已给出了不同 M 数下不同平面形状的机翼的升阻比曲线。在低亚音速，应选用大展弦比梯形翼，升阻比可达到20以上，当飞行范围在 $M_{\text{临界}} < M < 1.2$ 之间时，选用中等展弦比、中等后掠翼，升阻比也可以达到13~17。在 $1.2 < M < 1.8$ 时，后掠翼升阻比可达到8~13。而在 $1.8 < M < 3$ 时，细长三角翼的升阻比可达到8左右。这时后掠翼的升阻比急剧下降，远低于细长三角翼的效率。

上面分析表明，在一定的 M 数下，对应着一定范围的展弦比及前缘后掠角，即对应着最佳的平面形状。对于一架超音速战斗机，它必须既有较好的超音速性能，也应有较好的亚跨音速特性。一个合乎逻辑的自然想法，就是随着飞行 M 数的变化，改变飞机机翼的前缘后掠角及展弦比，从而使机翼始终保持高的气动效率。按照这种观点设计的机翼称为变后掠翼。变后掠翼会引起结构及工艺方面的一些问题，如会增加结构重量，也会增加不可靠性。因为在飞行中改变后掠角需要增加不少附加机构。此外机翼气动中心随后掠角增加而后移，也给配平带来一定的困难。上述问题在一些飞机上已经得到了解决，例如美国的F14、F111。图4是变后掠翼在不同 M 数范围的平面形状及升阻比。应该说明，变后掠翼是一种多设计点思想的机翼，在不同的速度范围内，在设计升力系数下，机翼都有好的气动效率。机翼总是工作在附流状态下。这同我们下面谈到的混合平面形状机翼的设计思想是不相同的。

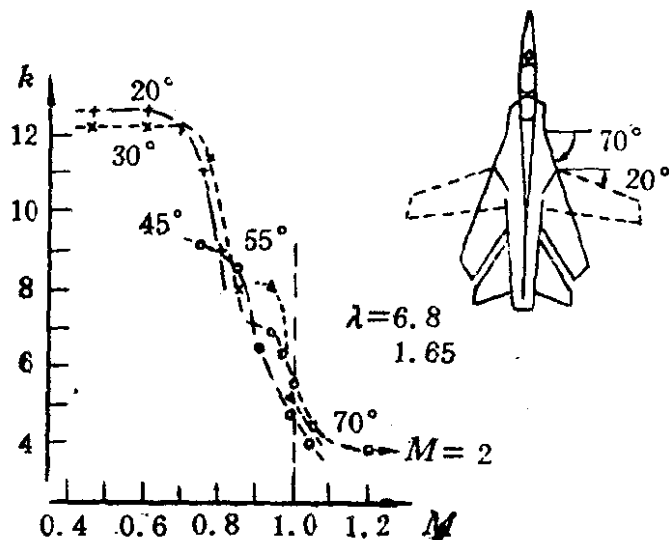


图4 变后掠翼升阻比与后掠角的关系

边条机翼属于混合平面形状机翼，平面形状是固定的。前翼为大后掠细长翼，因此适合于超音速飞行，在超音速时有比较小的波组。后翼为中等后掠、中等展弦比机翼，适合于在亚跨音速飞行。因此，边条机翼实际上是用混合平面形状来协调低速、亚跨音速及超音速的矛盾。这样既避免了可变后掠翼上遇到的一些困难，又可得到变后掠机翼的某些好处，因而在低速、亚音速，后翼可以提供较大的升阻比，弥补了前翼气动效率低的缺欠。在超音速，前翼使激波强度大为减弱，从而提高了整个边条翼的气动效率。实验证明，边条翼可以提高无边条时的基本翼的波阻 M 数 $5\sim 8\%$ ，同时使配平阻力减少大约 20% 。

2.2 线性工作状态与非线性工作状态的组合

中等展弦比、中等后掠翼的主要特点是在附流状态下工作。在这种状态下，升力、力矩系数随迎角的变化是线性的。而细长翼，在很小的迎角下就产生前缘涡，由前缘涡对上翼面的诱导作用而产生非线性升力及力矩。于是，边条翼也可以看成是具有线性气动特性的机翼与具有非线性气动特性机翼的组合。在小迎角下基本翼起主要作用，在大迎角下边条起主导作用，从而收到两种工作状态机翼的好的效果。