

# 航空气动力工程 计算手册

第一册

《航空气动力手册》编委会 编著

航空工业出版社





V211-62  
1005-A<sub>2</sub>

# 航空气动力工程 计算手册

第一册

《航空气动手册》编委会 编著



一九九六年六月十六日



\*30749801\*

航空工业出版社

1995

749801

## 内 容 提 要

本手册是一本航空气动力工程计算工具书,内容包括翼型、纵向、横侧向、增升、操纵、动导数、动力影响、地面效应、附加物阻力等的气动力特性计算。该手册可供气动专业人员在型号初始设计阶段使用。它对其他航空专业人员以及大专院校师生都有一定的参考价值。

### 航空气动力工程计算手册

#### 第一册

《航空气动力手册》编委会 编著

---

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)

陕西省富平印刷厂印刷

内部发行

1995 年 11 月第 1 版

1995 年 11 月第 1 次印刷

开本:787×1092 1/16

印张:45

印数:1-1000

字数:1100 千字

统一书号:17448·28

定价:50.00 元

## 《航空气动力手册》编委会

主 编 秦丕钊

副主编 杨其德 冯亚南 樊玉辰 李 天 赵学训

编写者 秦丕钊 杨其德 冯亚南 乔志德 黄明恪 王良益  
李 天 王辰生 赵学训 向衍荪 张 平

## 前 言

现代科学技术的进步,推动了航空事业的发展。一代一代飞行器的不断出现,伴随有大量新思想和新问题需要研究解决。如新的气动外形要求建立相应的计算方法,以满足设计的需要。本手册的目的是试图为边条翼布局、附加物阻力等,提供一种工程计算方法。同时,收集整理了一些近十年多来国内外发表的较好的气动力工程计算方法,以补充原航空气动力手册中的短缺。因此可以说,本手册也是原航空气动力手册的后续本,同属一个整体。

本手册的主要内容有:翼型气动力计算;纵向气动力计算;横侧静导数计算;动导数计算;增升装置气动力计算;操纵导数计算;动力效应、地面效应、起落架对气动力影响的计算,附加物阻力计算。

本手册是在国内外已有资料的基础上,经编者加工整理而成的。在编写过程中,除对原文中的一些错误和不精确的地方作了修正外,还对计算公式作了部分推导,并用型号数据进行了验算,证明方法可信后才编入的,其中有的用国内研制型号作为例子进行了验算。

手册的编写格式、所用的符号、名词术语、坐标轴系、气动力定义等均与原航空气动力手册的相同。这样保证了气动力手册的连续性、设计人员使用起来也方便、习惯。

编 者

1995年2月

# 目 录

## 翼 型

- 90101 亚音速可压无粘流中翼型的气动特性 ..... (1)
- 90102 马赫数小于、等于 0.4 时翼型的最大升力系数 ..... (18)
- 90103 马赫数从 0.60 到 0.75 时翼型最大升力系数 ..... (26)
- 90104 简单剖面超音速翼型的理论特性 ..... (29)
- 90105 二维超音速翼型理论特性的计算 ..... (38)
- 90106 超音速无热传导二维双凸翼型的型阻系数 ..... (43)
- 90107 零迎角钝头平板的波阻 ..... (47)
- 90108 低速二维翼型升力线斜率 ..... (50)

## 纵 向

- 90201 典型机身的几何特性 ..... (55)
- 90202 机翼后缘有缺口时对升力线斜率的影响 ..... (121)
- 90203 亚音速时后掠机翼的升力线斜率 ..... (123)
- 90204 超音速时小展弦比平板翼大迎角法向力系数计算 ..... (127)
- 90205 亚临界马赫数下机翼的零升俯仰力矩系数计算 ..... (129)
- 90206 超音速时无粘流中零迎角旋成体头部和尾部的压力分布 ..... (140)
- 90207 机身的俯仰力矩系数计算 ..... (145)
- 90208 带缝隙细长翼-身组合体的升力系数和诱导阻力系数 ..... (149)
- 90209 马赫数小于 1.2 时迎角直至  $90^\circ$  有轴对称头部, 柱形后段的机身法向力系数、侧向力系数和俯仰力矩系数 ..... (155)
- 90210 超音速时有轴对称头部, 柱形后段的机身在迎角直至  $90^\circ$  时的法向力系数和俯仰力矩系数 ..... (167)
- 90211 小迎角、亚音速时尾翼处的平均下洗 ..... (172)
- 90241 跨、超音速面积率概述 ..... (189)

90242	简单机身开口头部与截底尾部的超音速零升波阻 .....	(193)
90243	超音速机身头部尾部干扰波阻 .....	(200)
90244	机身钝头部零迎角,亚、跨、超音速时的压差阻力 .....	(205)
90245	球形钝顶正割拱形头部跨音速波阻 .....	(211)
90246	零热传递二维平板表面摩阻系数 .....	(225)
90247	有锥形船尾的圆柱机身在亚音速与超音速时的底阻系数 .....	(228)
90248	有锥形船尾的圆柱机身在跨音速时的底阻和船尾压差阻力系数 .....	(238)
90249	飞机零升力时的最佳横截面积分布及其对应的跨音速阻力增量 .....	(252)
90250	零迎角轴对称机身在亚临界马赫数时的型阻 .....	(258)
90280	亚、超音速边条翼身组合体的纵向气动特性计算方法概述 .....	(271)
90281	亚音速边条翼身组合体的法向力系数 .....	(273)
90282	亚音速边条翼身组合体的俯仰力矩系数和压力中心 .....	(279)
90283	超音速边条翼身组合体的法向力系数 .....	(286)
90284	超音速边条翼身组合体的俯仰力矩系数和压力中心 .....	(294)

## 横侧向

90301	亚音速发动机短舱对 $C_z^\beta, m_y^\beta$ 的贡献 .....	(301)
90302	亚音速计及机身、机翼、平尾影响时垂尾对 $C_z^\beta, m_y^\beta, m_x^\beta$ 的贡献 .....	(305)
90303	气动弹性对飞机 $m_x^\beta$ 和 $m_y^\beta$ 的影响 .....	(321)
90304	亚、跨、超音速时倒 V 形腹鳍(或平尾下反)引起的 $m_y^\beta$ .....	(324)
90305	低速时垂尾机身融合体的 $C_z^\beta$ .....	(328)
90306	低速时 H 型双垂尾的 $C_z^\beta$ .....	(332)
90307	翼面缝隙对 $C_y^\alpha$ 和 $C_y^\delta$ 的影响 .....	(336)

## 动导数

90401	超音速时俯仰转动引起机翼的 $C_{y^{\omega_z}}$ 和 $m_{z^{\omega_z}}$ .....	(340)
90402	亚音速时滚转引起机翼的 $C_{z^{\omega_x}}$ 和 $m_{x^{\omega_x}}$ .....	(353)
90403	亚音速时机翼上反角对 $C_{z^{\omega_x}}, m_{x^{\omega_x}}$ 和 $m_{y^{\omega_x}}$ 的贡献 .....	(367)
90404	超音速时周向多翼面机翼的 $m_{x^{\omega_x}}$ .....	(371)

90405	超音速时翼身干扰对 $m_{z^x}^{\omega}$ 的贡献 .....	(375)
90406	亚音速时垂尾对 $C_{z^x}^{\omega}$ 、 $m_{z^x}^{\omega}$ 、 $m_{y^x}^{\omega}$ 的贡献 .....	(378)
90407	亚音速时垂尾对 $C_{z^y}^{\omega}$ 、 $m_{z^y}^{\omega}$ 和 $m_{y^y}^{\omega}$ 的贡献 .....	(389)
90408	亚音速时全机 $C_{z^x}^{\omega}$ 、 $m_{z^x}^{\omega}$ 、 $m_{y^x}^{\omega}$ 的组成与精度估价 .....	(394)
90409	亚音速时全机 $C_{z^y}^{\omega}$ 、 $m_{z^y}^{\omega}$ 、 $m_{y^y}^{\omega}$ 的组成与精度估价 .....	(407)

## 增 升

90501	各种增升装置引起的翼型最大升力系数增量 .....	(422)
90502	大展长单缝襟翼引起的机翼升力系数增量 .....	(433)
90503	大展长双缝襟翼引起的机翼升力系数增量 .....	(442)
90504	局部展长襟翼的机翼涡阻力系数 .....	(446)
90505	大展长与局部展长襟翼引起的机翼升力系数增量的换算 .....	(451)
90506	扰流板引起的机翼亚音速升力和滚转力矩变化 .....	(454)
90507	局部展长襟翼的型阻增量的换算因子 .....	(468)

## 操 纵

90601	二维不可压流中操纵面偏转引起的升力系数变化率 $(c_y^{\delta})_{\rho m}$ .....	(470)
90602	二维不可压流中操纵面的铰链力矩系数随迎角的变化率 $(m_j^{\delta})_{\rho m}$ .....	(474)
90603	二维不可压流中操纵面的铰链力矩系数随舵面偏角的变化率 $(m_j^{\delta})_{\rho m}$ .....	(478)
90604	二维流中内补偿对铰链力矩系数的影响 .....	(482)
90605	头部补偿对二维操纵面铰链力矩系数的影响 .....	(488)
90606	亚音速时机翼后缘操纵面的铰链力矩导数 $m_j^{\alpha}$ 和 $m_j^{\delta}$ .....	(492)
90607	操纵面剖面特性沿展向变化的无后掠翼 大展长操纵面铰链力矩系数导数 $m_j^{\alpha}$ 和 $m_j^{\delta}$ .....	(505)
90608	低速时角形补偿对操纵面铰链力矩系数的影响 .....	(516)
90609	调整片对操纵面铰链力矩系数的影响 .....	(524)
90610	操纵面铰链力矩系数计算样例 .....	(529)
90611	亚音速副翼偏转引起的滚转力矩系数导数 $m_{z^x}^{\delta}$ .....	(536)
90612	二维不可压流中简单操纵面俯仰力矩系数随舵面偏转的变化率 $m_z^{\delta}$ .....	(548)



## 动力与地面效应

90701	亚音速零迎角轴对称进气道外罩阻力计算 .....	(552)
90702	地面滑跑时扰流板引起的升力和阻力计算 .....	(572)
90703	起落架阻力计算 .....	(581)
90704	螺旋桨安装对飞机拉力和阻力的影响 .....	(605)
90705	估算螺旋桨拉力的参数法 .....	(610)
90706	喷流和开缝式襟翼干扰产生的力和力矩的计算 .....	(616)
90707	螺旋桨与机身组合体的拉力计算 .....	(635)
90708	有地面效应时飞机的升阻特性计算 .....	(640)

## 附加物阻力

90801	亚临界马赫数范围内战斗机座舱盖的阻力系数计算 .....	(655)
90802	跨音速范围内战斗机座舱盖的阻力系数计算 .....	(659)
90803	运输机型座舱阻力系数计算 .....	(665)
90804	飞机表面凸起物阻力系数计算 .....	(667)
90805	亚、超音速时平板紊流附面层内沟槽引起的阻力系数计算 .....	(672)
90806	马赫数直至 3.0 时浸入紊流附面层内二维台阶的阻力系数计算 .....	(680)
90807	浸入在亚、超音速紊流附面层内横排球头铆钉阻力系数计算 .....	(697)
90808	亚、跨、超音速流中,紊流平板附面层内圆形腔的阻力系数计算 .....	(703)
90809	马赫数小于 3 时紊流附面层平板上垂直圆柱体的阻力系数计算 .....	(708)

90101

# 亚音速可压无粘流中翼型的气动特性

(1992年1月)

## 1. 符号

- b 翼型弦长, 米
- c 翼型最大厚度, 米
- $c_y^a$  可压无粘流中零升力时升力线斜率, 1/度
- $c_y$  翼型在可压无粘流中的升力系数
- $F_1$  附图 1 中的纵坐标
- $F_2$  附图 2 中的纵坐标, 度
- $F_3$  附图 4 中的纵坐标
- $F_4$  附图 5 中的纵坐标
- $F_5$  附图 7 中的纵坐标
- h 若  $h^+ > |h^-|$  时为  $h^+$   
若  $h^+ < |h^-|$  时为  $h^-$ , 米
- $h^+$  弯度线的最大正坐标, 米
- $h^-$  弯度线的最大负坐标, 米
- $M_\infty$  来流马赫数
- $m_{z0}$  基于翼型弦长的可压无粘流零升力俯仰力矩系数
- $r_0$  翼型前缘半径, 米
- x 从翼型前缘量起的弦向距离, 米
- $x_F$  可压无粘流中焦点的弦向距离, 米
- $x_h$  h 的弦向位置, 米
- $x_{h^+}$   $h^+$  的弦向位置, 米
- $x_{h^-}$   $h^-$  的弦向位置, 米
- $x_c$  最大厚度的弦向位置, 米
- y x 站位的纵坐标, 米
- $y_f$  x 站位的弯度线坐标, 米
- $y_c$  x 站位的厚度坐标, 米
- $\alpha$  迎角, 度

- $\alpha_0$  零升力迎角, 度  
 $\beta$  压缩性参数,  $(1-M_\infty^2)^{1/2}$   
 $\gamma$  比热比, 对空气取 1.4  
 $\tau$  翼型后缘角, 度

下标

bky 表示不可压流动( $M_\infty=0$ )

sha 上

xia 下

以下的下标只和  $x, y$  有关

- 1 表示对应  $x=0.005b$  站位  
 2 表示对应  $x=0.05b$  站位  
 3 表示对应  $x=0.2b$  站位  
 4 表示对应  $x=0.5b$  站位  
 5 表示对应  $x=0.9b$  站位  
 6 表示对应  $x=0.92b$  站位

## 2. 说明

本节提供由翼型几何坐标估算不可压、可压无粘流中翼型气动特性的方法, 所估算的气动特性包括翼型零升力时升力线斜率  $c_y^\alpha$ , 零升力迎角  $\alpha_0$ , 零升力俯仰力矩系数  $m_{z_0}$  和焦点的弦向位置  $x_F/b$  的估算方法。

### (1) 引言

由给定的翼型几何坐标, 可以由下式导出翼型的厚度分布  $y_c$  和弯度线  $y_f$  :

$$y_c = \frac{1}{2}(y_{sha} - y_{xia}) \quad (1)$$

$$y_f = \frac{1}{2}(y_{sha} + y_{xia}) \quad (2)$$

式中  $y_{sha}, y_{xia}$  分别为翼型上、下表面纵坐标, 翼型零升力时的升力线斜率和焦点位置主要取决于翼型厚度分布, 弯度的影响可以忽略, 分别使用附图 1、附图 4 进行估算, 并分别由附图 5 和附图 7 进行压缩性修正。翼型的零升力俯仰力矩系数和零升力迎角主要取决于翼型弯度线, 翼型厚度分布的影响可以忽略不计, 分别由附图 2、3 和 6 进行估算。

图 1、图 2 分别给出翼型厚度分布和弯度线的几何表示。

### (2) 零升力时升力线斜率 $c_y^\alpha$

不可压流动中零升力时升力线斜率为:

$$(c_y^\alpha)_{bky} = 0.10967 \left( 1 + F_1 \frac{c}{b} \right) \quad (3)$$

式中  $c$  为翼型最大厚度,  $b$  为翼型弦长,  $F_1$  可由附图 1 查得, 附图 1 中的  $y_{c2}$  可由式(1)计算。

亚临界音速可压流情形

$$c_y^\alpha = (c_y^\alpha)_{bky} \left( \frac{1}{\beta} + 0.0429M_\infty + F_4 M_\infty^8 \right) \quad (4)$$

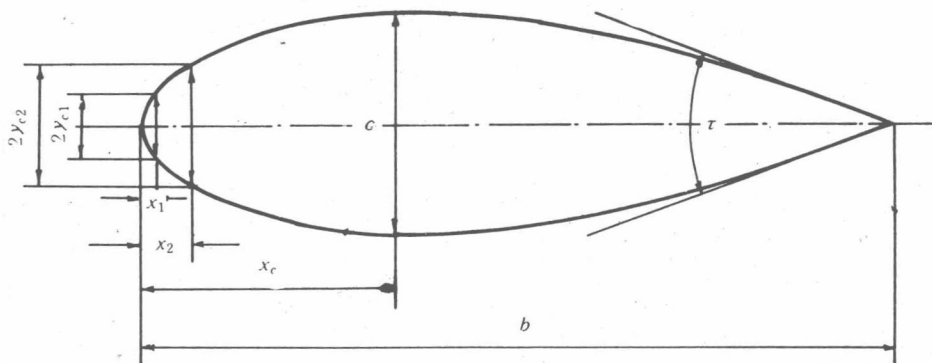


图1 翼型厚度分布

式中  $\beta = \sqrt{1 - M_\infty^2}$ ,  $F_4$  可由附图 5 查得, 附图 5 中的横坐标为翼型最大相对厚度。

由此可计算翼型升力系数  $c_y$ ,

$$c_y = c_y^a(\alpha - \alpha_0) \quad (5)$$

大量算例的计算结果表明, 当  $(\alpha - \alpha_0) < 8^\circ$  时, 上式可以满足工程计算的精度要求。

### (3) 零升力迎角 $\alpha_0$

在亚临界音速流动中, 翼型的零升力迎角随马赫数变化小于 3%, 因而可以忽略压缩性的影响。零升力迎角为

$$\alpha_0 = 100 \left[ F_2 - 0.23 \times \frac{y_{f3}}{y_{f4}} \right] \frac{y_{f4}}{b} \quad (6)$$

式中  $b$  为翼型弦长,  $F_2$  由附图 2 查得, 计算中使用的  $y_{f3}$ 、 $y_{f4}$  和  $y_{f6}$  由式(2)计算。

### (4) 零升力俯仰力矩系数 $m_{z0}$

不可压流中零升俯仰力矩系数  $(m_{z0})_{bky}$  可以直接由附图 3 查找, 图中的参数  $y_{c2}$ 、 $y_{c5}$  由式(1)计算。  $h^+$  为弯度线的最大正坐标, 由式(2)确定。

在亚临界音速流中, 零升力俯仰力矩系数为

$$m_{z0} = \frac{1}{\beta} (m_{z0})_{bky} \quad (7)$$

式中

$$\beta = \sqrt{1 - M_\infty^2} \quad (8)$$

式(7)中  $\frac{1}{\beta}$  可由附图 6 查得。

### (5) 翼型的焦点位置 $x_F$

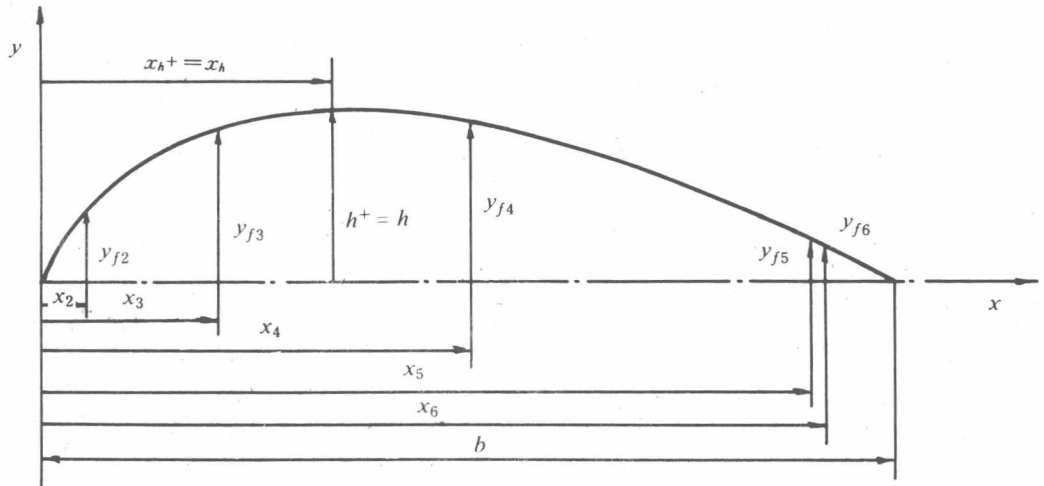
不可压流中翼型的焦点位置

$$\left( \frac{x_F}{b} \right)_{bky} = \frac{1}{4} \left( 1 + F_3 \frac{c}{b} \right) \quad (9)$$

式中  $b$  为弦长,  $c$  为最大厚度,  $F_3$  由附图 4 查找, 图中的  $y_{c1}$  值由式(1)计算,  $x_c$  为翼型最大厚度点的  $x$  坐标,  $\tau$  为翼型后缘角, 由下式计算:



类型 I



类型 II

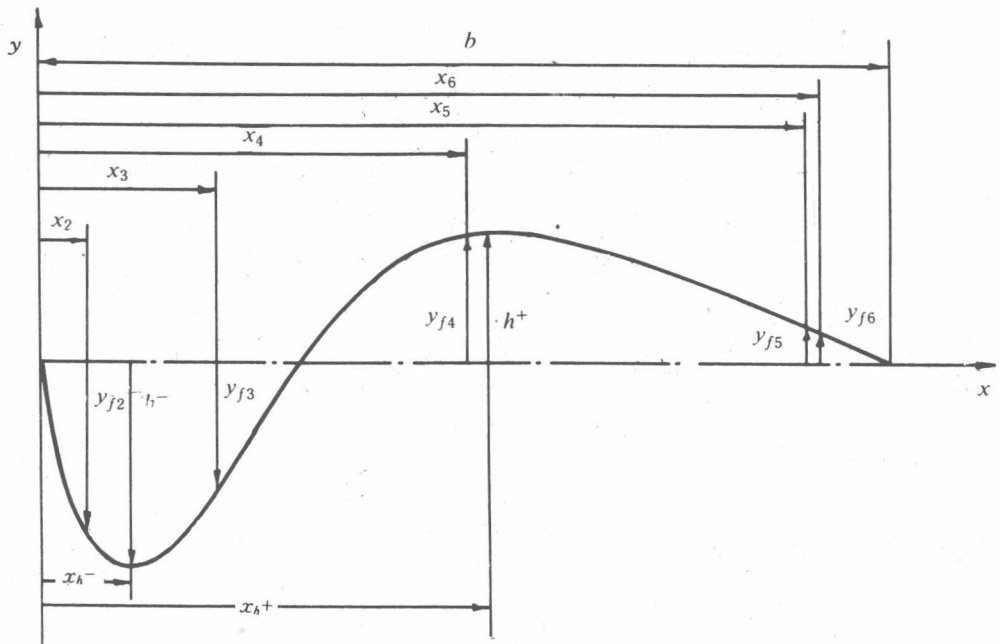


图 2 翼型弯度分布

$$\tau = 2\arctg\left(-\frac{dy_c}{dx}\right)_{x=b} \quad (10)$$

对于图中未给出的  $\tau \neq 10^\circ$  或  $20^\circ$  的情况, 可通过内插或外插计算。

亚临界音速流动中, 压缩性对焦点位置的影响可由下式计算,

$$\frac{x_F}{b} = \left(\frac{x_F}{b}\right)_{bky} (1 + F_5 M_\infty^5) \quad (11)$$

式中  $F_5$  由附图 7 查找。

#### (6) 误差和限制

表 1 和表 2 给出了使用本方法所得到的翼型气动特性误差范围。所进行的计算应满足以下限制条件:

- ① 翼型的几何参数变化满足附表 1 和附表 2 的限制。
- ② 所进行的计算均未考虑粘性影响, 使用本节方法时, 应该考虑粘性修正。
- ③ 附图 5 和附图 7 不适于  $c/b < 2 \left| \frac{h}{b} \right|$  的大弯度薄翼情形。

④ 本节方法适用的马赫数范围是由翼型最大相对厚度  $c/b$  和迎角  $(\alpha - \alpha_0)$  确定的。图 3 给出了附图 5~7 的马赫数限制。

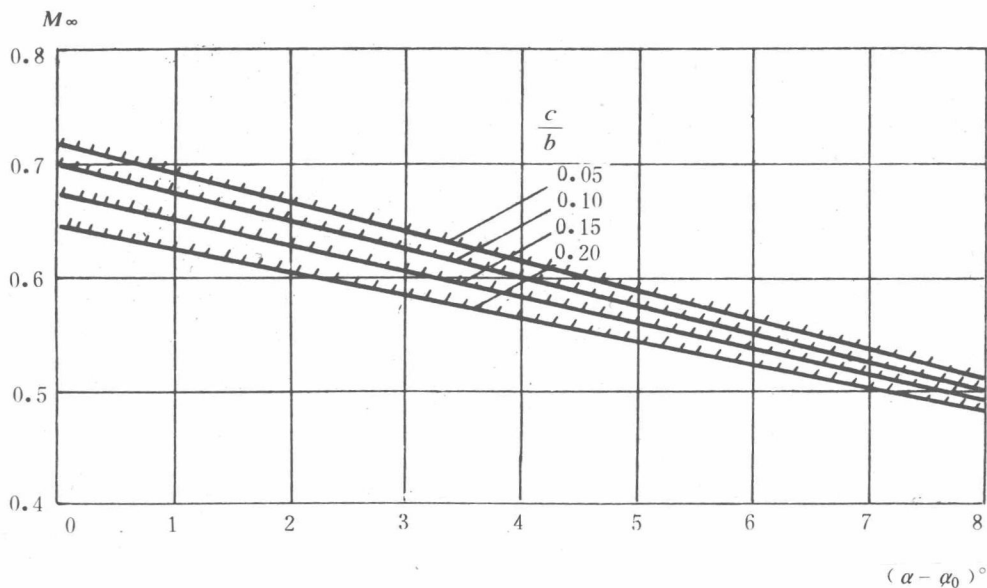


图 3 附图 5~7 的应用边界

表 1 不可压流动

附图	参数	最大误差(±)
1	$(c_y^a)_{bky}$	0.0005
2	$(\alpha_0)_{bky}$	3% ( $y_{f6}/y_{f4} \leq 0.5$ ) 10% ( $y_{f6}/y_{f4} > 0.5$ )
3	$(m_{x0})_{bky}$	5%
4	$(x_F/b)_{bky}$	0.001

表 2 可压流动( $M$ 数小于图 3 给出的限制值)

附图	参数	最大误差(+)
2	$\alpha_0/\alpha_{0bky}$	3%
5	$c_y^a/c_{ybky}^a$	1.5%
6	$m_{x0}/m_{x0bky}$	2%
7	$x_F/b$	0.004

## 3. 算例

已知:该翼型具有图 2 所示的第一类弯度线和以下的几何特性:

厚度:

$$c/b = 0.10, 2y_{c1}/c = 0.165, 2y_{c2}/c = 0.505, x_c/b = 0.360, \tau = 11^\circ.$$

弯度:

$$h/b = h^+/b = y_{f4}/b = 0.02, y_{f2}/h^+ = 0.190, y_{f3}/y_{f4} = 0.640, y_{f5}/h^+ = 0.360, y_{f6}/y_{f4} = 0.295.$$

求: 在  $M_\infty = 0.6$  的无粘性流动中,  $\alpha = 0$  时翼型的升力系数、零升俯仰力矩系数和焦点的弦向位置。

解:(1) 不可压流动 ( $M_\infty = 0$ )

由附图 1, 当  $\tau = 11^\circ$  和  $2y_{c2}/c = 0.505$  时, 查出  $F_1 = 0.774$ ; 由式(3):

$$(c_y^a)_{bky} = 0.10967 \left( 1 + F_1 \frac{c}{b} \right) = 0.10967 (1 + 0.774 \times 0.10) = 0.1182 \quad (1/\text{度}).$$

由附图 2, 当  $y_{f6}/y_{f4} = 0.295$  时,  $F_2 = -1.085$  度.,

因此, 由式(6):

$$(\alpha_0)_{bky} = \left( F_2 - 0.23 \frac{y_{f3}}{y_{f4}} \right) \times 100 \times \frac{y_{f4}}{b} = (-1.085 - 0.23 \times 0.640) \times 2 = -2.46 \quad \text{度}.$$

由附图 3, 当  $y_{f5}/h^+ = 0.360$ , 且  $y_{f2}/h^+ = 0.190$  时,  $(m_{x0})_{bky}/(h^+/b) = -3.32$ , 因此:

$$(m_{x0})_{bky} = -3.32 \left( \frac{h^+}{b} \right) = -3.32 \times 0.02 = -0.0664.$$

由附图 4, 当  $2y_{c1}/c = 0.165$  和  $x_c/b = 0.360$  时, 通过线性插值得到  $\tau = 11^\circ$  时,  $F_3 = 0.426$ , 因此由式(9):

$$\left( \frac{x_F}{b} \right)_{bky} = \frac{1}{4} \left( 1 + F_3 \frac{c}{b} \right) = \frac{1}{4} (1 + 0.426 \times 0.10) = 0.2607.$$

(2) 可压流动 ( $M_\infty = 0.6$ )

由于零升迎角基本上与马赫数无关,所以

$$\alpha_0 = (\alpha_0)_{bky} = -2.46 \text{ 度}$$

由附图 5,当  $c/b = 0.1$  和  $h^+/b = 0.02$  时,查得  $F_4 = 1.72$ 。从附表 3,当  $M_\infty = 0.6$  时,  $1/\beta = 1.2500, M_\infty^8 = 0.0168$ 。因此由式(4):

$$\begin{aligned} c_y^a &= (c_y^a)_{bky} \left( \frac{1}{\beta} + 0.0429M_\infty + F_4M_\infty^8 \right) \\ &= 0.1182(1.25 + 0.0429 \times 0.6 + 1.72 \times 0.0168) = 0.1542 \end{aligned}$$

由式(5):

$$c_y = c_y^a(\alpha - \alpha_0) = 0.1542[0 - (-2.46)] = 0.379。$$

由附图 6,当  $M_\infty = 0.6$  时,  $m_{z0}/(m_{z0})_{bky} = 1.250$ , 因此:

$$m_{z0} = 1.250 \times (-0.0664) = -0.0830。$$

由附图 7,当  $x_c/b = 0.360, c/b = 0.1$  时,查得  $F_5 = 0.020$ ,再由附表 3 查出,当  $M_\infty = 0.6$  时,  $M_\infty^5 = 0.0778$ 。因此,由式(11)

$$\frac{x_F}{b} = \left( \frac{x_F}{b} \right)_{bky} (1 + F_5M_\infty^5) = 0.2607(1 + 0.020 \times 0.0778) = 0.2611。$$

#### 4. 参考文献

1. 航空气动力手册编委会.《航空气动力手册》第一册.国防工业出版社.1990.
2. ESDU. Aerodynamic Characteristics of Airfoils in Compressible inviscid Airflow at Subcritical Mach Numbers. Item No. 72024. ESDU. London. April 1986.

#### 5. 附表与附图

附表 1 不可压流动:几何参数范围

附表 1(a) 对称翼型

$c/b$	$2y_{c1}/c$	$2y_{c2}/c$	$x_c/b$	$\tau^\circ$
0.05~0.10	0.09~0.20	0.36~0.53	0.29~0.49	3~16
0.10~0.15	0.10~0.22	0.35~0.64	0.25~0.49	1~24
0.15~0.20	0.11~0.27	0.34~0.58	0.28~0.50	8~31
0.20~0.25	0.12~0.32	0.34~0.63	0.26~0.50	8~38
0.25~0.30	0.18~0.36	0.45~0.68	0.25~0.47	13~45
0.30~0.35	0.26~0.34	0.51~0.64	0.30~0.46	16~46
0.35~0.40	0.30~0.32	0.55~0.60	0.36~0.44	25~51
0.40~0.45	0.30	0.55	0.45	57

附表 1(b) 有弯度翼型

$c/b$	$2y_{c1}/c$	$2y_{c2}/c$	$x_c/b$	$\tau^\circ$	$h/b$	$x_h/b$
0.02	0.15	0.47	0.42	3	0.01 和 0.05	0.5
0.05~0.10	0.09~0.31	0.36~0.58	0.30~0.50	3~16	0.007~0.061	0.34~0.74
0.10~0.15	0.10~0.30	0.36~0.56	0.29~0.50	5~24	0.008~0.057	0.34~0.75



$c/b$	$2y_{c1}/c$	$2y_{c2}/c$	$x_c/b$	$\tau^\circ$	$h/b$	$x_h/b$
0.15~0.20	0.11~0.24	0.36~0.57	0.28~0.50	7~31	-0.007~0.055	0.011~0.65
0.20~0.25	0.11~0.24	0.37~0.62	0.26~0.50	10~38	-0.015~0.051	0.024~0.66
0.25~0.30	0.13~0.23	0.43~0.66	0.25~0.48	13~45	-0.025~0.042	0.041~0.66
0.30~0.35	0.12~0.21	0.48~0.62	0.30~0.46	16~46	-0.026~0.036	0.041~0.66
0.35~0.40	0.12~0.20	0.48~0.58	0.36~0.45	25~57	-0.028~0.027	0.042~0.67
0.40~0.45	0.13~0.18	0.50~0.54	0.45	57	-0.025~-0.030	0.043~0.060

附表 2 可压流动:几何参数范围

附表 2(a) 对称翼型

$c/b$	$2y_{c1}/c$	$2y_{c2}/c$	$x_c/b$	$\tau^\circ$
0.05~0.10	0.15~0.20	0.44~0.53	0.30~0.42	3~10
0.10~0.15	0.10~0.22	0.36~0.64	0.25~0.42	1~20
0.15~0.20	0.15~0.16	0.44~0.58	0.37~0.42	21~23
0.21	0.15	0.48	0.35	8

附表 2(b) 有弯度翼型

$c/b$	$2y_{c1}/c$	$2y_{c2}/c$	$x_c/b$	$\tau^\circ$	$h/b$	$x_h/b$
0.02	0.15	0.47	0.42	3	0.01 和 0.05	0.5
0.05~0.10	0.15~0.31	0.44~0.58	0.35~0.40	3~11	0.007~0.058	0.35~0.74
0.10~0.15	0.12~0.30	0.43~0.56	0.36~0.41	7~18	0.008~0.057	0.45~0.75
0.18	0.11~0.17	0.38~0.51	0.36~0.48	7~20	0.008~0.052	0.50~0.65

附表 3 马赫数函数

$M_\infty$	$1/\beta$	$M_\infty^5$	$M_\infty^8$
0	1.0000	0.0000	0.0000
0.05	1.0013	0.0000	0.0000
0.10	1.0050	0.0000	0.0000
0.15	1.0114	0.0001	0.0000
0.20	1.0206	0.0003	0.0000
0.25	1.0328	0.0010	0.0000
0.30	1.0483	0.0024	0.0001
0.35	1.0675	0.0053	0.0002
0.40	1.0911	0.0102	0.0007