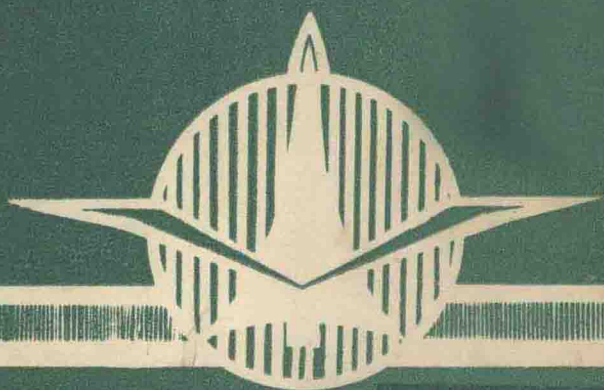


# 航空气动力手册

## 第三册



《七二一〇》办公室

# 航空气动力手册

第三册

《航空气动力手册》编写组 编

《七二一〇》办公室

## 内 容 简 介

本手册的内容包括飞行器的横侧静导数、增升装置、操纵面的气动特性、动导数、动力影响、地面效应及非线性气动特性等的工程计算方法。

手册可供从事飞行器设计、研究工作的专业人员使用，也可供航空院校及有关科研单位的技术人员做参考。

航 空 气 动 力 手 册

第 三 册

《航空气动力手册》编写组 编

\*

《七二一〇》办公室出版

航空工业部六〇一所印刷厂印装

内部发行

# 手 册 堪 误 表

页	行	误	正
17	附图 (a)	$\lambda$	$\lambda = 1$
21	附图6纵标	$\frac{\Delta m_x^{\beta}}{rtgX_{\frac{1}{4}}}$	$\frac{\Delta m_x^{\beta}}{rtgX_{\frac{1}{4}}}$
91	4	0.24	0.42
93	倒10	图3 (b)	图8 (b)
145	6	(无)	c
150	7	$k_o$	$k_a$
151	8	-1.45, -1.45, -0.55	-1.55, -1.55, -0.45
157	纵标	$K_{c_w}$	(取消)
210	2	0.081	0.0801
236	倒10	0.81	0.85
260	倒4	$K_o$	$K_b$
275	附图 (c) (d)	$\xi = 0.333, \xi = 0.2$	$\xi = 0.2, \xi = 0.333$
330	图注	图2斜切后缘剖面示意图	图3轴式补偿操纵面示意图
321	图注	图3轴式补偿操纵面示意图	图2斜切后缘剖面示意图
324	附图3	g0, gg	90, 99
329	右上角	增升01·02·01共5页第5页	操纵01·01·02共12页第12页
333	附图3纵, 横标	$\alpha^{\delta}, b_{c_m}/b$	$\alpha^{\delta t_p}, b_{t_p}/b$
338	附图3纵, 横标	(无), $b_{t_p}/b$	$\alpha^{\delta}, b_{c_m}/b$
358	附图 (i)	= 0.90	= 0.95
350	附图 (j)	= 0.95	= 0.90
362	附图 (a)	= 0	= 0.20
363	附图 (b)	= 0.20	= 0
375	附图3纵标	$K_a$	$K_b$
387	纵标	/K'	/k'
402	附图	(d)	(b)
405	倒6	$y'_o$	$y'_{o_w}$
407	3及11	$S_{y_i}$	S
418	附图	附图6	附图7
441	1	ky	bky
453	附图	附图2	附图3
462	附图3纵标	$C_y (y)$	$C_y (g)$
464	纵标	$\beta^3 C_{y1}^{\alpha}$	$\beta^3 C_{y1}^{\alpha}$

续表

页	行	误	正
465	纵标	$\beta^3 C_{y1}^a$	$\beta^3 \overline{C_{y1}^a}$
466	纵标	$\beta^3 C_{y2}^a$	$\beta^3 \overline{C_{y2}^a}$
501	纵标	$\frac{(m_{x^0}^x)}{\lambda}$	$\frac{(m_{x^0}^x)_{li}}{\lambda}$
525	横标	(无)	图1
550	例3	$du \cdot yj$	$du \cdot yi$
567	附图1纵标	$\frac{m_{x^0}^x}{m_{x^0}^x D_{sh}/l = 0}$	$(m_{x^0}^x)_{D_{sh}/l=0}$
587	附图(k)	-2.0	-0.2
588	附图	附图3	附图2
589	附图	附图4	附图3
596	12	(2) $1/1_{pw} > 1.5$	(2) $1/1_{pw} < 1.5$
711	纵标	(无)	$\sigma$
731	例15, 例5	$C_{db}, L_l$	$D_{db}, L_i$
754	图注	$M^h$	$M_h$
758	图注	0.8~1.2	0~1.2
790	纵标	$K_{wc}$	$\beta K_{wc}$
821	纵标	$K_{wc:qy}$	$K_{wc:qy}^*$
822	横标	(无)	$\beta \lambda$
860	纵标	$\bar{x}''_{p \cdot w \cdot c \cdot y}$	$\bar{x}''_{p \cdot w \cdot c \cdot y}$
890	4	(无)	(4)
915	纵标	$/b_{o \cdot w \cdot c}$	$/b_{o \cdot w \cdot l}$
916	纵标	$/b_{o \cdot w \cdot c}$	$/b_{o \cdot w \cdot l}$
917	纵标	$/b_{o \cdot w \cdot c}$	$/b_{o \cdot w \cdot l}$
696	图(c), (d)		图形对换
844、854			图形对换
881、882			页号对换

## 前 言

本手册是用于计算飞行器的空气动力特性的，主要内容包括：横侧静导数、有增升装置飞机的气动特性、操纵面气动特性、动力影响、地面效应及纵向非线性气动特性等。文章中扼要地介绍了各种计算方法的原理、依据，公式的使用并伴有算例。

编写过程中尽量做到文字简练、通俗易懂、便于掌握、使用方便。因此，在每一节前面都有原理说明，紧接着介绍计算公式、图表、曲线的意义及使用方法，最后是算例。这样，即使初参加工作不久的工程技术人员，稍加学习就可进行计算。为了验证方法的正确性，将计算结果与实验结果进行了对比，其答案是肯定的，完全可以满足工程要求。

但是，由于手册的内容（非线性部分除外）与纵向气动特性的计算方法相比，有一定的难度，有些则不是十分成熟。因此，只能用于小迎角范围。

本手册估算的各气动导数均是在稳定坐标轴系内给出的，当需要转换到其它轴系时，可依据附录中的公式进行转算。凡是用到其它轴系的将有专门说明。

本手册是由“7210”办公室组织领导有关厂、所、院校的专业人员进行编写的，参加编审工作的人员分工如下：

主编：秦丕钊、

副主编：冯亚南、赵学训、刘瑄德；

主审：王宝兴（总主审）、赵世诚、张仲寅、杨岷生；

横侧×××××××篇：冯亚南、陈南茜；

增升×××××××篇：夏玉顺、鲍国华、秦丕钊；

操纵×××××××篇：李天、程汉桃；

动导×××××××篇：赵学训、王良益、俞元亮；

动力×××××××篇：李光里、蔡启富；

地效×××××××篇：上官云信；

非线性×××××××篇：赵协和、张平、王侃；

附录：俞元亮。

杨其德同志作为手册负责人之一，做了大量的工作。

在编写过程中，有许多同志参加过稿件的讨论、修改、审查工作。还有一些同志为本手册的绘图、抄写付出了劳动，在此向他们表示谢意。

本手册可供设计部门在初始设计阶段使用。对于航空院校、科研单位的专业人员、研究生、大学生也有一定的参考价值。

由于我们水平有限，手册中肯定会有许多错误和不当之处。我们恳切希望读者在使用过程中，将发现的问题及建议，及时告诉我们，以便今后修订。

# 目 录

## 横 侧

横侧00•00•01	横侧静导数概述 .....	( 3 )
横侧01•00•00	侧滑情况下机翼横侧静导数概述 .....	( 5 )
横侧01•02•01	机翼在小迎角下的滚转力矩导数 $m_x^{\beta}$ du·y <sub>i</sub> .....	( 6 )
横侧01•02•02	机翼在大迎角下的滚转力矩导数 $m_x^{\beta}$ du·y <sub>i</sub> .....	( 32 )
横侧02•00•00	侧滑情况下翼身组合体横侧静导数概述 .....	( 38 )
横侧02•01•01	翼身组合体在小迎角下的侧力导数 $(C_z^{\beta})_{y_i-s_h}$ .....	( 39 )
横侧02•01•02	翼身组合体在中等迎角下的侧力导数 $(C_z^{\beta})_{y_i-s_h}$ .....	( 47 )
横侧02•02•01	翼身组合体在小迎角下的滚转力矩导数 $(m_x^{\beta})_{y_i-s_h}$ .....	( 59 )
横侧02•03•01	翼身组合体在小迎角下的偏航力矩导数 $(m_y^{\beta})_{y_i-s_h}$ .....	( 69 )
横侧02•03•02	翼身组合体在中等迎角下的偏航力矩导数 $(m_y^{\beta})_{y_i-s_h}$ .....	( 75 )
横侧02•04•00	翼身组合体的尾流及侧洗流场 .....	( 82 )
横侧03•00•00	侧滑情况下尾身组合体横侧静导数概述 .....	( 83 )
横侧03•01•01	尾身组合体在小迎角下的侧力导数 $(C_z^{\beta})_{w_y-s_h}$ .....	( 84 )
横侧03•01•02	尾身组合体在中等迎角下的侧力导数 $(C_z^{\beta})_{w_y-s_h}$ .....	( 143 )
横侧03•02•01	尾身组合体在小迎角下的滚转力矩导数 $(m_x^{\beta})_{w_y-s_h}$ .....	( 160 )
横侧03•03•01	尾身组合体在小迎角下的偏航力矩导数 $(m_y^{\beta})_{w_y-s_h}$ .....	( 164 )
横侧03•03•02	尾身组合体在中等迎角下的偏航力矩导数 $(m_y^{\beta})_{w_y-s_h}$ .....	( 168 )
横侧04•00•00	侧滑情况下翼身尾组合体横侧静导数概述 .....	( 170 )
横侧04•01•01	翼身尾组合体在小迎角下的侧力导数 $C_z^{\beta}$ .....	( 171 )
横侧04•01•02	翼身尾组合体在中等迎角下的侧力导数 $C_z^{\beta}$ .....	( 180 )
横侧04•02•01	翼身尾组合体在小迎角下的滚转力矩导数 $m_x^{\beta}$ .....	( 196 )
横侧04•03•01	翼身尾组合体在小迎角下的偏航力矩导数 $m_y^{\beta}$ .....	( 201 )
横侧04•03•02	翼身尾组合体在中等迎角下的偏航力矩导数 $m_y^{\beta}$ .....	( 204 )
横侧05•00•00	偏转后缘襟翼对横侧静导数影响概述 .....	( 205 )
横侧05•01•01	偏转后缘襟翼引起的侧力导数增量 $(\Delta C_z^{\beta})_{j_y}$ .....	( 206 )
横侧05•02•01	偏转后缘襟翼引起的滚转力矩导数增量 $(\Delta m_x^{\beta})_{j_y}$ .....	( 214 )
横侧05•03•01	偏转后缘襟翼引起的偏航力矩导数增量 $(\Delta m_y^{\beta})_{j_y}$ .....	( 220 )

## 增 升

增升00•00•01	增升装置气动特性概述 .....	( 227 )
增升01•01•01	增升装置引起的翼型升力系数增量 $(\Delta c_y)_{j_y}$ .....	( 232 )
增升01•01•02	有增升装置的翼型升力线斜率 .....	( 244 )

增升01·01·03	增升装置引起的翼型最大升力系数增量 $(\Delta c_{y \max})_{jy}$ .....	( 246 )
增升01·02·01	增升装置引起的翼型俯仰力矩系数增量 $(\Delta m_z)_{jy}$ .....	( 252 )
增升01·02·02	有增升装置的翼型俯仰力矩导数 $m_z^{\dot{\delta}y}$ .....	( 257 )
增升01·02·03	接近最大升力系数时, 增升装置提供的翼型俯仰力矩系数增量 $(\Delta m_z)_{jy}$ .....	( 258 )
增升02·01·01	增升装置引起的机翼升力系数增量 $(\Delta C_y)_{jy}$ .....	( 260 )
增升02·01·02	有增升装置的机翼升力线斜率 $(C_y^{\alpha})_{jy}$ .....	( 264 )
增升02·01·03	增升装置引起的机翼最大升力系数增量 $(\Delta C_{y \max})_{jy}$ .....	( 266 )
增升02·02·01	增升装置引起的机翼俯仰力矩系数增量 $(\Delta m_z)_{jy}$ .....	( 269 )
增升02·02·02	有增升装置的机翼俯仰力矩导数 $(m_z^{\alpha})_{jy}$ .....	( 277 )
增升03·01·01	有增升装置的机翼阻力系数 .....	( 278 )

### 操 纵

操纵00·00·01	操纵面气动系数概述 .....	( 303 )
操纵01·01·01	操纵面剖面铰链力矩系数对迎角的导数 $m_j^{\alpha}{}_{pm}$ .....	( 305 )
操纵01·01·02	操纵面剖面铰链力矩系数对操纵面偏角的导数 $m_j^{\delta}{}_{pm}$ .....	( 318 )
操纵01·01·03	操纵面剖面铰链力矩系数对调整片偏角的导数 $m_j^{\delta}{}_{tp}$ .....	( 330 )
操纵01·01·04	调整片剖面铰链力矩系数对操纵面偏角的导数 $m_j^{\delta}{}_{tp}$ .....	( 335 )
操纵01·02·01	操纵面铰链力矩系数对迎角的导数 $m_j^{\alpha}$ .....	( 340 )
操纵01·02·02	操纵面铰链力矩系数对操纵面偏角的导数 $m_j^{\delta}$ .....	( 369 )
操纵02·01·01	非对称操纵的滚转力矩系数 $m_x$ .....	( 381 )
操纵02·01·02	差动偏转平尾时的滚转力矩系数 $m_x$ .....	( 405 )
操纵02·02·01	非对称操纵的偏航力矩系数 $m_y$ .....	( 419 )
操纵02·02·02	差动偏转平尾时的偏航力矩系数 $m_y$ .....	( 425 )
操纵02·03·01	非对称操纵的侧力系数 .....	( 426 )
操纵02·04·01	非对称操纵的超音速阻力系数增量 .....	( 427 )

### 动 导

动导00·00·01	飞机动导数估算概述 .....	( 435 )
动导01·00·00	机翼动导数估算概述 .....	( 438 )
动导01·01·01	俯仰转动引起机翼的升力动导数 $C_y^{\omega_z}$ .....	( 440 )
动导01·01·02	俯仰转动引起机翼的俯仰力矩动导数 $m_z^{\omega_z}$ .....	( 445 )
动导01·02·01	迎角变化率引起机翼的升力动导数 $C_y^{\dot{\alpha}}$ .....	( 455 )
动导01·02·02	迎角变化率引起机翼的俯仰力矩动导数 $m_z^{\dot{\alpha}}$ .....	( 469 )
动导01·03·01	滚转引起机翼的侧力动导数 $C_z^{\omega_x}$ .....	( 481 )
动导01·03·02	滚转引起机翼的滚转力矩动导数 $m_x^{\omega_x}$ .....	( 489 )
动导01·03·03	滚转引起机翼的偏航力矩动导数 $m_y^{\omega_x}$ .....	( 503 )
动导01·04·01	偏航转动引起机翼的侧力动导数 $C_z^{\omega_y}$ .....	( 520 )



动导01·04·02	偏航转动引起机翼的滚转力矩动导数 $\overline{m_x^{\omega_y}}$ .....	( 522 )
动导01·04·03	偏航转动引起机翼的偏航力矩动导数 $\overline{m_y^{\omega_y}}$ .....	( 530 )
动导02·00·00	机身动导数估算概述 .....	( 536 )
动导02·01·01	俯仰转动引起机身的升力动导数 $\overline{C_y^{\omega_z}}$ .....	( 538 )
动导02·01·02	俯仰转动引起机身的俯仰力矩动导数 $\overline{m_z^{\omega_z}}$ .....	( 541 )
动导02·02·01	迎角变化率引起机身的升力动导数 $\overline{C_y^{\dot{\alpha}}}$ .....	( 544 )
动导02·02·02	迎角变化率引起机身的俯仰力矩动导数 $\overline{m_z^{\dot{\alpha}}}$ .....	( 546 )
动导03·00·00	翼身组合体动导数估算概述 .....	( 548 )
动导03·01·01	俯仰转动引起翼身组合体的升力动导数 $\overline{C_y^{\omega_z}}$ .....	( 550 )
动导03·01·02	俯仰转动引起翼身组合体的俯仰力矩动导数 $\overline{m_z^{\omega_z}}$ .....	( 553 )
动导03·02·01	迎角变化率引起翼身组合体的升力动导数 $\overline{C_y^{\dot{\alpha}}}$ .....	( 556 )
动导03·02·02	迎角变化率引起翼身组合体的俯仰力矩动导数 $\overline{m_z^{\dot{\alpha}}}$ .....	( 559 )
动导03·03·01	滚转引起翼身组合体的侧力动导数 $\overline{C_z^{\omega_x}}$ .....	( 562 )
动导03·03·02	滚转引起翼身组合体的滚转力矩动导数 $\overline{m_x^{\omega_x}}$ .....	( 564 )
动导03·03·03	滚转引起翼身组合体的偏航力矩动导数 $\overline{m_y^{\omega_x}}$ .....	( 568 )
动导03·04·01	偏航转动引起翼身组合体的侧力动导数 $\overline{C_z^{\omega_y}}$ .....	( 570 )
动导03·04·02	偏航转动引起翼身组合体的滚转力矩动导数 $\overline{m_x^{\omega_y}}$ .....	( 571 )
动导03·04·03	偏航转动引起翼身组合体的偏航力矩动导数 $\overline{m_y^{\omega_y}}$ .....	( 572 )
动导04·00·00	翼身尾组合体动导数估算概述 .....	( 574 )
动导04·01·01	俯仰转动引起翼身尾组合体的升力动导数 $\overline{C_y^{\omega_z}}$ .....	( 576 )
动导04·01·02	俯仰转动引起翼身尾组合体的俯仰力矩动导数 $\overline{m_z^{\omega_z}}$ .....	( 590 )
动导04·02·01	迎角变化率引起翼身尾组合体的升力动导数 $\overline{C_y^{\dot{\alpha}}}$ .....	( 594 )
动导04·02·02	迎角变化率引起翼身尾组合体的俯仰力矩动导数 $\overline{m_z^{\dot{\alpha}}}$ .....	( 598 )
动导04·03·01	滚转引起翼身尾组合体的侧力动导数 $\overline{C_z^{\omega_x}}$ .....	( 602 )
动导04·03·02	滚转引起翼身尾组合体的滚转力矩动导数 $\overline{m_x^{\omega_x}}$ .....	( 607 )
动导04·03·03	滚转引起翼身尾组合体的偏航力矩动导数 $\overline{m_y^{\omega_x}}$ .....	( 614 )
动导04·04·01	偏航转动引起翼身尾组合体的侧力动导数 $\overline{C_z^{\omega_y}}$ .....	( 618 )
动导04·04·02	偏航转动引起翼身尾组合体的滚转力矩动导数 $\overline{m_x^{\omega_y}}$ .....	( 621 )
动导04·04·03	偏航转动引起翼身尾组合体的偏航力矩动导数 $\overline{m_y^{\omega_y}}$ .....	( 624 )

## 动 力

动力00·00·01	动力影响概述 .....	( 629 )
动力01·01·01	喷气动力对升力的影响 .....	( 632 )
动力01·01·02	喷气动力对最大升力的影响 .....	( 648 )
动力01·02·01	喷气动力对俯仰力矩的影响 .....	( 649 )

动力01·03·01	喷气动力对阻力的影响	( 655 )
动力02·01·01	螺旋桨动力对升力的影响	( 663 )
动力02·01·02	螺旋桨动力对最大升力的影响	( 678 )
动力02·02·01	螺旋桨动力对俯仰力矩的影响	( 680 )
动力02·03·01	螺旋桨动力对零升阻力的影响	( 686 )
动力02·03·02	螺旋桨动力对升致阻力的影响	( 689 )

### 地 效

地效00·00·01	地面效应概述	( 695 )
地效01·01·01	地面效应对升力的影响	( 698 )
地效01·02·01	地面效应对俯仰力矩的影响	( 715 )
地效01·03·01	地面效应对阻力的影响	( 718 )

### 非 线

非线性01·00·00	非线性纵向气动力系数计算概述	( 727 )
非线性01·01·00	机身的非线性法向力、俯仰力矩系数和压心位置概述	( 729 )
非线性01·01·01	旋成体机身的非线性法向力系数	( 731 )
非线性01·01·02	旋成体机身的非线性俯仰力矩系数和压心位置	( 762 )
非线性01·01·03	椭圆截面机身的非线性法向力系数	( 775 )
非线性01·01·04	椭圆截面机身的非线性俯仰力矩系数及压心位置	( 783 )
非线性01·02·00	小展弦比薄翼的非线性升力系数和俯仰力矩系数计算概述	( 785 )
非线性01·02·01	锐缘小展弦比薄翼的非线性法向力系数	( 787 )
非线性01·02·02	锐缘小展弦比薄翼的非线性俯仰力矩系数	( 836 )
非线性01·02·03	亚、超音速圆前缘小展弦比薄翼的非线性法向力、俯仰力矩和升致阻力系数	( 868 )
非线性01·03·00	亚、超音速小展弦比翼身组合体的非线性法向力、俯仰力矩系数和压力中心计算概述	( 877 )
非线性01·03·01	亚音速小展弦比翼身组合体的非线性法向力系数	( 879 )
非线性01·03·02	亚音速小展弦比翼身组合体的非线性俯仰力矩系数和压力中心	( 888 )
非线性01·03·03	超音速小展弦比翼身组合体的非线性法向力系数	( 894 )
非线性01·03·04	超音速小展弦比翼身组合体的非线性俯仰力矩系数和压力中心	( 908 )
非线性01·04·00	亚、超音速全机的非线性法向力系数、俯仰力矩系数和压力中心计算概述	( 919 )
非线性01·04·01	亚音速全机的非线性法向力系数	( 920 )
非线性01·04·02	亚音速全机的非线性俯仰力矩系数和压力中心	( 933 )
非线性01·04·03	超音速全机的非线性法向力系数	( 935 )
非线性01·04·04	超音速全机的非线性俯仰力矩系数和压力中心	( 941 )

## 附 录

附录	稳定性坐标轴系与机体坐标轴系中气动导数之间的转换…………… ( 945 )
----	---------------------------------------

横 侧



横侧00·00·01

# 横侧静导数概述

(1982年10月)

## 1. 符号

- $C_z$  侧力系数  
 $C_z^\beta$  侧力系数对侧滑角  $\beta$  的导数, 1/度  
 $l$  毛机翼展长, 米  
 $M_x$  滚转力矩, 牛顿·米  
 $m_x$  滚转力矩系数  
 $m_x^\beta$  滚转力矩系数对侧滑角  $\beta$  的导数, 1/度  
 $M_y$  偏航力矩, 牛顿·米  
 $m_y$  偏航力矩系数  
 $m_y^\beta$  偏航力矩系数对侧滑角  $\beta$  的导数, 1/度  
 $S$  毛机翼面积, 米<sup>2</sup>  
 $V_\infty$  来流速度, 米/秒  
 $x, y, z$  本篇所采用的稳定坐标轴系的坐标  
 $Z$  侧向力, 牛顿  
 $\alpha$  迎角, 度  
 $\beta$  侧滑角, 度  
 $\rho_\infty$  来流密度, 千克/米<sup>3</sup>

## 2. 说明

本篇将介绍飞行器因侧滑引起的气动系数的估算方法。当飞行器带侧滑角  $\beta$  飞行时, 相对于来流(即飞行方向)而言, 其几何状态是不对称的, 这一不对称性将引起侧向力、滚转力矩和偏航力矩, 这些力和力矩表达成系数形式为

$$C_z = \frac{Z}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 S}$$

$$m_x = \frac{M_x}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 S l}$$

$$m_y = \frac{M_y}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 S l}$$

这三个系数对侧滑角  $\beta$  的导数为

$$C_z^\beta = \frac{\partial C_z}{\partial \beta}, \quad m_x^\beta = \frac{\partial m_x}{\partial \beta}, \quad m_y^\beta = \frac{\partial m_y}{\partial \beta}$$

本篇将介绍在不同迎角范围内这些导数的估算方法。所介绍的估算方法中，这些导数均是在稳定坐标轴系内给出。这与风洞实验时常用的机体轴系不同，如果将本篇计算结果与实验结果进行比较，需注意进行轴系的转换，这些导数在机体轴系与稳定坐标轴系之间的转换关系式见本册附录。

《航空空气动力手册第一册》中规定，稳定坐标轴系用 $x_w$ 、 $y_w$ 、 $z_w$ 表示，为简便起见，本篇中所有在稳定坐标系中的导数均去掉下标“w”，当用到体轴坐标系中的导数时，则用下标“t”表示。本篇所涉及的迎角 $\alpha$ 、侧滑角 $\beta$ 以及侧力 $Z$ 、滚转力矩 $M_x$ 、偏航力矩 $M_y$ 的正方向的规定见图1。

本篇01·××·××章中只介绍机翼对 $m_x^{\beta}$ 的贡献，在迎角不太大时，机翼对 $C_z^{\beta}$ 和 $m_y^{\beta}$ 的贡献很小，是 $\alpha^2$ 量级，故本篇忽略此部分贡献。这样处理对作为初步设计之用的全机的 $C_z^{\beta}$ 和 $m_y^{\beta}$ 是可以满足要求的。

本篇内容主要取材于参考资料〔1〕，但对其中估算方法的繁琐部分则依据参考资料〔2,3〕作了修改。本篇05·××·××章中的后缘襟翼放下引起的横侧气动静导数增量的估算方法主要取材于参考资料〔3〕。

### 3. 参考资料

- (1) USAF Stability and Control Datcom, 1975.
- (2) A.A.列别捷夫; Л. С. 契尔诺勃洛夫金: 无人驾驶飞行器的飞行动力学, 张炳暄等译, 国防工业出版社, 1964年.
- (3) The Royal Aeronautical Society: Engineering Science Data, Aeronautical Series, 1980.

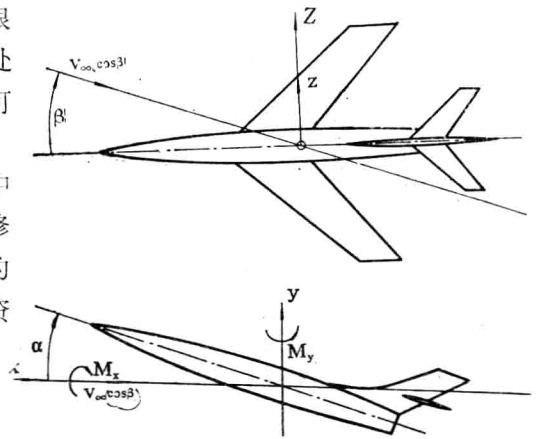


图1  $\alpha$ 、 $\beta$ 、 $Z$ 、 $M_x$ 、 $M_y$  正方向的规定、

## 横侧01·00·00

## 侧滑情况下机翼横侧静导数概述

(1982年10月)

## 1. 符号

$C_z^\beta$	侧力系数对侧滑角 $\beta$ 的导数, 1/度
$m_x^\beta$	滚转力矩系数对侧滑角 $\beta$ 的导数, 1/度
$m_y^\beta$	偏航力矩系数对侧滑角 $\beta$ 的导数, 1/度
$\alpha$	迎角, 度
$\beta$	侧滑角, 度

下标

du·yi 单独机翼

## 2. 说明

机翼处于带侧滑角  $\beta$  飞行状态时, 由于机翼相对于来流方向的左右两侧后掠角的不对称性, 将引起滚转力矩系数  $m_x$ , 当  $\beta > 0$  时, 这一力矩导数 ( $m_x^\beta < 0$ ) 是起稳定作用的。机翼对滚转力矩导数的贡献在全机的滚转力矩导数  $m_x^\beta$  中占有主要地位。横侧 01·02·01 介绍了小迎角下单独机翼的滚转力矩导数  $m_x^\beta_{du \cdot yi}$  的估算方法, 该方法仅适用于  $|\alpha| \leq 4^\circ$ 。对于  $\alpha > 4^\circ$ , 因滚转力矩导数随迎角呈非线性变化, 目前还未收集到合适的简便方法提供使用。本篇横侧 01·02·02 中, 对大迎角范围下影响机翼滚转力矩导数  $m_x^\beta_{du \cdot yi}$  的参数作了讨论, 并提供了某些实验结果, 以供参考使用。

机翼对侧力导数和偏航力矩导数的贡献是  $\alpha^2$  量级, 与全机的侧力导数和偏航力矩导数相比它的量值很小, 在小迎角下可以忽略不计。故本章只介绍了单独机翼滚转力矩导数  $m_x^\beta_{du \cdot yi}$  的估算方法, 而没有介绍单独机翼侧力导数和偏航力矩导数的估算方法, 这两个导数的估算方法在参考资料[1]作了介绍, 但其结果与实验相比, 误差很大, 有时甚至方向都不相同。

关于机翼对滚转力矩导数的贡献, 参考资料[2,3]中提供了适用于小迎角情况的数值计算方法, 由于计算较繁, 本手册未予收集, 必要时可直接参阅原资料。

## 3. 参考资料

- [1] USAF Stability and Control Datcom, 1975.
- [2] 黄国创: 亚音速薄翼的横向气动特性计算, 7210学报, 1979年第一期。
- [3] 黄明恪: 侧滑机翼的亚音速升力面理论, 7210学报, 1977年第一期。



横侧01·02·01

# 机翼在小迎角下的滚转力矩导数 $m_{x \text{ du} \cdot y i}^{\beta}$

(1982年10月)

## 1. 符号

- $b_0$  机翼根弦长, 米
- $b_1$  机翼梢弦长, 米
- $C_{y \text{ du} \cdot y i}$  机翼升力系数(以S为参考面积)
- $C_{y \text{ du} \cdot y i}^{\alpha}$  机翼升力线斜率(以S为参考面积), 1/度
- $l$  机翼展长, 米
- $M_{\infty}$  来流马赫数
- $m_{x \text{ du} \cdot y i}^{\beta}$  机翼滚转力矩系数对侧滑角  $\beta$  的导数(以  $sl$  为参考量), 1/度
- $S$  机翼面积, 米<sup>2</sup>
- $S_n$  构想内翼翼面积, 米<sup>2</sup>
- $S_w$  构想外翼翼面积, 米<sup>2</sup>
- $S_i$  基本翼翼面积, 米<sup>2</sup>
- $S_t$  套翼翼面积, 米<sup>2</sup>
- $V_{\infty}$  来流速度, 米/秒
- $x_t, y_t, z_t$  机体轴坐标系坐标
- $x_q, y_q, z_q$  气流轴坐标系坐标
- $\alpha$  机翼迎角, 度
- $\beta$  机翼侧滑角, 度
- $\gamma$  机翼扭转角, 度
- $\chi_0$  机翼前缘后掠角, 度
- $\chi_{\frac{1}{4}}$  机翼四分之一弦线后掠角, 度
- $\chi_{\frac{1}{2}}$  机翼二分之一弦线后掠角, 度
- $\xi$  机翼梢根比,  $\xi = b_1/b_0$
- $\lambda$  机翼展弦比,  $\lambda = l^2/S$
- $\psi$  机翼上反角, 度
- $\chi_{\beta}$  
$$\chi_{\beta} = \arctg\left(\frac{\text{tg}\chi_{\frac{1}{4}}}{\sqrt{1 - M_{\infty}^2}}\right)$$

下标

n 内翼