

航空气动力手册

第一册

《航空气动力手册》编委会 编



国防工业出版社

航空气动力手册

第一册

《航空气动力手册》编委会 编



国防工业出版社

679924

内 容 简 介

手册的第一册是有关空气动力基础方面的工具书，主要内容包括空气动力学名词、术语、坐标轴系、计量单位、大气数据及空气动力学基本方程和公式等；可作为空气动力基础性 & 规范性材料，供航空气动专业人员使用，对其他专业人员也有一定的参考价值。

航 空 气 动 力 手 册

第 一 册

《航空气动力手册》编委会 编

*

国防工业出版社出版、发行

(北京市海淀区紫竹院南路23号)

(邮政编码 100044)

新华书店经售

国防工业出版社印刷厂印刷

*

787×1092 1/16 印张10 215千字

1990年6月第一版 1990年6月第一次印刷 印数： 001— 700册

ISBN 7-118-00618-1/V·49 定价：8.00元

航空气动力手册

第一册

编者名单

主编 秦丕钊

副主编 冯亚南 杨其德

审编及审校 王宝舆 赵世诚 张仲寅 杨岷生 张启南 樊玉辰 顾仲潮

编写者 肖业伦 冯亚南 王宝舆 马明生 陈南茜 秦丕钊

前 言

《航空气动力手册第一册》(修订本)是一本系统完整的气动基础工具书,它是在1975年内部出版的版本的基础上,通过总结使用经验及现存的问题,并考虑今后的发展需要而修订编写的。手册的内容包括:名词、术语、坐标轴系、计量单位、标准大气、气动基本关系式和常用公式、计算空气动力学中常用的有限基本解、曲线坐标系中的流体动力学基本方程及应用图表等。

修订本与原版本的主要区别是,将原版本中有关旧规范标准方面的内容,一律按新颁布的国标修改、增删。这是修订的主要目的之一。另外,根据需要与发展,增加了部分新内容,如气动数值计算中的有限基本解,曲线坐标系中的流体动力学基本方程及部分计算公式等。最后是在总结多年使用经验的基础上,对坐标系、气动系数及各种单位制等的换算、对照及其他问题,均按实际需要并考虑使用方便的原则做了修改。因此,本修订本比原版本内容充实,能够更好地满足使用者的需要,并且也为原版本其他几册的修订准备了条件。

在编写中,曾得到各方面专家学者的支持和协助,在此仅向他们表示谢意。

原版本的一部分作者,虽然没有参加这次的修订工作,但却给了我们很大帮助,对于他们过去的辛勤劳动和给予我们的支持,我们表示由衷的感谢。

本手册主要供航空气动专业人员使用,对院校及其他专业的科技人员,也有一定的参考价值。

说 明

1. 手册格式

本手册在编写层次上,分为册、章、节三层,并分别用文字和数字表示,如基础01·01,是指第一册第一章第一节,也就是说,文字代表册名,其后的头二位数代表章序号,最后二位数代表节序号。另外,手册中各章的概述部分一律用0×·00表示,如基础01·00,表示第一章的概述部分。这样处理的好处是形式简单,方便使用,更主要的是可以和航空气动手册的其他各册相呼应。

2. 符号规定

(1) 本手册中的术语、符号、计量单位、坐标轴系等,一律按国标执行。

(2) 凡是国标未规定的航空专业方面的术语、符号等,均采用航空部门通用的术语、符号,其中有不少属部标。

(3) 对各种术语、符号等,基本上都给出了严格的定义或表达式。

(4) 鉴于“国标”和“部标”中,均没有关于“下标”的说明或规定,因此在手册修订本中,仍沿用过去以汉语拼音为基础的下标,但应遵循如下原则:

- ① 尽量采用传统并已习惯的下标;
- ② 适当考虑专业内部及相邻专业之间的通用性;
- ③ 下标的简明性及适用性。

目 录

基础 01·00	概述	1
基础 01·01	术语与符号	2
基础 01·02	坐标轴系	18
基础 01·03	计量单位与换算	23
基础 01·04	标准大气	28
基础 01·05	中外气动系数的对照	38
基础 02·00	概述	42
基础 02·01	笛卡尔直角坐标系、柱坐标系和球坐标系中的基本方程与公式	47
基础 02·02	一般曲线坐标系中的流体动力学基本方程	79
基础 02·03	计算空气动力学中常用的有限基本解	85
基础 02·04	应用图表	110

基础01·00

概 述

(1989年1月)

本章的内容有术语和符号、坐标轴系、计量单位和换算、标准大气和中外数据对照等。基础 01·01 文中的每一条一般按下列格式书写：

术语	符号	[单位]	定义或说明
----	----	------	-------

在具体情况下可能缺少或者省略其中一项或两项。另外，本章中的术语、符号侧重于通用的，还要给出定义。非通用的术语符号，则在具体章节中给出。

对于无量纲的量（角度除外），“单位”一栏内为空白。对于有量纲的量，“单位”均按法定计量单位制给出。例如，长度的单位写为[m]，但在实际使用中可以根据具体的量级，选择mm、m或km作为单位。

本册中的“飞行器”包括飞机和战术导弹，“机翼”、“机身”可以代表飞机的机翼、机身，也可以代表导弹的弹翼、弹身。第一节至第五节的内容是针对飞机而写的，但其中绝大部分也适用于战术导弹。

基础 01·04 节中给出高度至 80km 的大气参数计算公式供计算用。为方便快速查用，同时也给出了大气参数表。

基础01·01

术语与符号

(1989年1月)

一、空气动力学基本参数

密度 ρ [kg/m³]

压强, 压力 p [Pa]

温度 T [K]

音速, 声速 a [m/s]

动力粘度 μ [N·s/m²]

运动粘度 ν [m²/s] $\nu = \mu / \rho$

比容积 v [m³/kg] $v = 1 / \rho$

比重 γ [N/m³] $\gamma = \rho g$

高度, 几何高度 h, H [m] 自海平面算起

位能高度 H_g [m] 定义为

$$H_g = \frac{1}{g_0} \int_0^h g dh = \frac{h R_e}{h + R_e}$$

其中 $R_e = 6.35627 \times 10^6$ m 是地球的平均半径

标准重力加速度 g_0 [m/s²] 数值为 $g_0 = 9.80665$ m/s²

重力加速度 g [m/s²] 在假想地球模型中 g 与 g_0 的关系式为

$$g = g_0 \frac{R_e^2}{(R_e + h)^2}$$

空气的气体常数 R [J/(kg·K)] 出现在状态方程 $p = \rho RT$ 中, 其数值为 $R = 287.053$ J/(kg·K)

定压比热容 c_p [J/(kg·K)]

定容比热容 c_v [J/(kg·K)]

比热容比 γ [] $\gamma = c_p / c_v$

对于空气, 在常温下可以近似地取 $\gamma = 1.4$

气流速度 v, V [m/s]

速压, 动压 q [Pa] $q = \frac{1}{2} \rho v^2$

压强系数 c_p [] $c_p = (p - p_\infty) / q_\infty$, 其中 p_∞, q_∞ 为未扰动气流的压强和速压

马赫(Mach)数 M, Ma [] $M = v / a$, 其中 v 是流动速度, a 是当

地音速

雷诺 (Reynolds) 数 Re [] $Re = \rho v l / \mu$, 其中 l 是物体的特征长度, ρ 是流体的密度, v 是流动速度, μ 是动力粘度

弗劳德 (Froude) 数 Fr [] $Fr = v / \sqrt{gl}$, 其中 g 是重力加速度, v 是流动速度, l 是物体的特征长度

普朗特 (Prandtl) 数 Pr [] $Pr = \mu c_p / k$, 其中 k 是热传导率, c_p 是定压比热容, μ 是动力粘度

斯坦顿 (Stanton) 数 St [] $St = h / \rho v c_p$, 其中 h 是热传递系数, ρ 是流体密度, v 是流动速度, c_p 是定压比热容

斯特劳哈尔 (Strouhal) 数 Sr [] $Sr = fl / v$, 其中 f 是频率, l 是物体的特征长度, v 是流动速度

努塞尔 (Nusselt) 数 Nu [] $Nu = hl / k$, 其中 h 是热传递系数, k 是热传导率, l 是物体的特征长度

格拉绍夫 (Grashof) 数 Gr [] $Gr = g \beta \Delta T l^3 \rho^2 / \mu^2$, 其中 β 是体积膨胀系数, ΔT 是流体与壁面的温度差, ρ 是流体的密度, μ 是流体的动力粘度

临界马赫数 M_{1j} [] 飞行器作亚音速飞行时物面最大马赫数为 1.0 所对应的远前方气流的马赫数

速度系数 λ [] $\lambda = v / a_{1j}$

边界层 (附面层) 厚度 δ [m]

边界层 (附面层) 转捩点位置 x_{st} [m] 自前驻点或前缘算起, 沿物面度量

临界雷诺数 Re_{1j} [] 边界层从层流到紊流的转捩点位置所对应的雷诺数

平板摩擦系数 c_{mc} []

气流湍流度 (紊流度) ε []

速度环量 Γ [m^2/s]

速度位 Φ [m^2/s]

流函数 Ψ [m^2/s]

马赫角 μ [rad]

热传导率 k [$W/(m \cdot K)$]

热传递系数 h [$W/(m^2 \cdot K)$]

二、飞行器的几何特性

(一) 翼型

(参看图 1)

中弧线 翼型的内切圆中心的轨迹; 在最前部内切圆 (即决定前缘半径的圆) 中心之前, 则是由该内切圆中心至切点 (即前缘) 的半径线段。有时, 中弧线被定义为上下表面之间垂直于弦线的线段的中点的轨迹

前缘 翼型中弧线的最前点

后缘 翼型中弧线的最后点

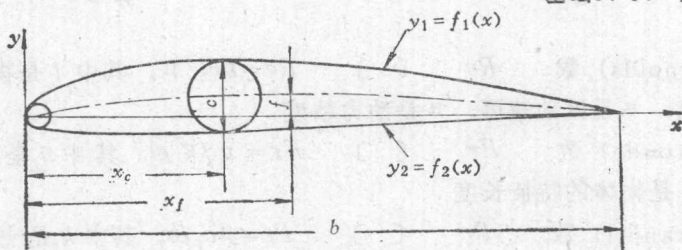


图1 翼型的几何特性

- 弦线 连接前缘与后缘的直线
- 弦长 b [m] 前缘与后缘之间的直线线段长度
- 厚度 c [m] 指最大厚度，翼型的最大内切圆的直径。有时，厚度被定义为上下表面之间垂直于弦线的最大线段长度
- 相对厚度 \bar{c} [] $\bar{c} = c/b$
- 最大厚度位置 x_c [m] 翼型的最大内切圆的中心在翼型弦线上的投影至翼型前缘的距离
- 最大厚度相对位置 \bar{x}_c [] $\bar{x}_c = x_c/b$
- 弯度 f [m] 指最大弯度，即中弧线与弦线之间垂直于弦线的最大线段长度
- 相对弯度 \bar{f} [] $\bar{f} = f/b$
- 最大弯度位置 x_f [m] 中弧线与弦线之间垂直于弦线的最大线段到翼型前缘的距离
- 最大弯度相对位置 \bar{x}_f [] $\bar{x}_f = x_f/b$
- 前缘半径 r_0 [m] 翼型最前部内切圆的半径
- 前缘相对半径 \bar{r}_0 [] $\bar{r}_0 = r_0/b$
- 上弧线 从前缘到后缘，翼型的上部轮廓曲线，以 $y_1 = f_1(x)$ 表征
- 下弧线 从前缘到后缘，翼型的下部轮廓曲线，以 $y_2 = f_2(x)$ 表征
- 后缘角 τ [rad] 在后缘处上弧线和下弧线的二切线之间的角度

(二) 机翼

(参看图2)

飞行器基准纵轴 可以取机身纵轴，也可以取机翼中央(剖面)弦线或外露翼根弦线，按具体问题规定

机翼基准平面 包含机翼中央弦线或外露翼根弦线且与飞行器对称平面垂直的平面

外露机翼 不包括穿越机身部分的机翼

毛机翼 包括穿越机身部分的机翼。穿越机身的部分通常是由左、右机翼的前缘和后缘的延长线(如图2中的虚线)所构成的(第一定义方式);在个别情况下可以是由左、右外露机翼的根弦的前缘点连线和后缘点连线所构成的(第二定义方式)

机翼面积 S [m²] 毛机翼在机翼基准平面上的投影面积

机翼展长, 翼展 l [m] 左、右翼梢之间的距离

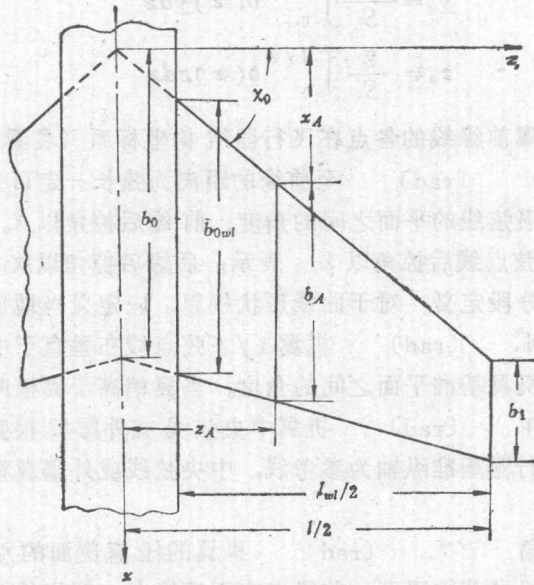


图2 机翼的几何特性

外露机翼面积 S_{wl} [m²] 外露机翼在机翼基准平面上的投影面积
 外露机翼的展长 l_{wl} [m] 左、右翼梢之间的距离减去机翼区域机身的宽度

毛机翼根弦长 b_0 [m] 按第一方式定义的毛机翼的根部弦长。按第二方式定义的毛机翼的根弦长与外露机翼根弦长一样

翼梢弦长 b_1 [m] 机翼的梢部弦长。对于曲线形的翼梢，按保持机翼面积不变的原则将其简化成直线形状，然后确定翼梢弦长

机翼平均几何弦长 b_{pj} [m] $b_{pj} = S/l$

机翼展弦比 λ [] $\lambda = l^2/S$

机翼根梢比 η [] $\eta = b_0/b_1$

机翼梢根比 ξ [] $\xi = b_1/b_0$

外露机翼根弦长 b_{0wl} [m]

外露机翼展弦比 λ_{wl} [] $\lambda_{wl} = l_{wl}^2/S_{wl}$

外露机翼根梢比 η_{wl} [] $\eta_{wl} = b_{0wl}/b_1$

外露机翼梢根比 ξ_{wl} [] $\xi_{wl} = b_1/b_{0wl}$

机翼平均气动弦长 b_A [m] 表达式为

$$b_A = \frac{2}{S} \int_0^{l/2} b^2(z) dz$$

其中 $b(z)$ 是局部翼弦长

机翼平均气动弦的前缘点坐标 x_A, y_A, z_A [m] 表达式为

$$x_A = \frac{2}{S} \int_0^{l/2} b(z) x dz$$

$$y_d = -\frac{2}{S} \int_0^{1/2} b(z) y dz$$

$$z_d = -\frac{2}{S} \int_0^{1/2} b(z) z dz$$

其中 x, y, z 是机翼前缘线的各点在飞行器结构坐标系 (参看基础 01·02) 中的坐标
 机翼后掠角 χ [rad] 至前缘的距离为弦长一定百分比的点的连线与垂直于中央弦线或外露翼根弦线的平面之间的角度。前缘后掠角以 χ_0 表示; $1/4$ 弦点线后掠角以 $\chi_{1/4}$ 表示; 中弦点线后掠角以 $\chi_{1/2}$ 表示; 后缘后掠角以 χ_1 表示。对于复合直线形状机翼, 后掠角应分段定义; 对于曲线形状机翼, 应定义当地后掠角

机翼上反角 ψ [rad] 机翼 $1/4$ 弦点线在垂直于中央弦线或外露翼根弦线的平面上的投影与机翼基准平面之间的角度。当翼梢高于翼根时角 ψ 为正

机翼安装角 φ [rad] 机翼中央弦线或外露翼根弦线与飞行器基准纵轴之间的角度。若以飞行器基准纵轴为参考线, 中央弦线或外露翼根弦线的前缘点高于后缘点, 则角 φ 为正

机翼的剖面扭转角 γ [rad] 机翼的任意剖面的弦线与机翼基准平面之间的角度。若相对于机翼基准平面, 前缘点高于后缘点, 则扭转角 $\gamma(z)$ 为正

(三) 尾翼、操纵面及气动增升装置

平尾 (水平尾翼) 面积 S_{pw} [m²] 平尾的外露部分在平尾基准平面上的投影面积, 平尾基准平面是包含平尾根弦线且与飞行器对称平面垂直的平面。平尾的其他参数也按外露部分定义, 其符号与机翼的相应符号相同, 但带下标 pw , 例如 η_{pw}, λ_{pw}

平尾 (水平尾翼) 展长 l_{pw} [m] 平尾外露部分的展长, 也即平尾左、右梢部之间的距离减去平尾区域机身的宽度

垂尾 (垂直尾翼) 面积 S_{cw} [m²] 指垂尾的外露部分的面积。垂尾的其他参数也按外露部分定义, 其符号与机翼的相应符号相同, 但带下标 cw , 例如 η_{cw}, λ_{cw}

垂尾 (垂直尾翼) 展长 l_{cw} [m] 垂尾的梢部至根部的距离, 在垂直于机身纵轴的方向度量

升降舵面积 S_z [m²] 左、右升降舵在平尾基准平面上的投影面积

方向舵面积 S_y [m²]

副翼面积 S_x [m²] 左、右副翼在机翼基准平面上的投影总面积

升降舵平均弦长 b_z [m]

方向舵平均弦长 b_y [m]

副翼平均弦长 b_x [m]

升降舵展长 l_z [m] 左、右升降舵合在一起时的展长, 在垂直于飞行器对称平面的方向度量

方向舵展长 l_y [m] 在垂直于机身纵轴的方向度量

副翼展长 l_x [m] 左、右副翼合在一起时的展长, 在垂直于飞行器对称平面的方向度量

升降舵转轴后掠角 χ_z [rad] 升降舵转轴与垂直于平尾根弦线的平面之

间的角度

方向舵转轴后掠角 χ_y [rad] 方向舵转轴与垂直于机身纵轴的平面之间的角度

副翼转轴后掠角 χ_x [rad] 副翼转轴与垂直于机翼中央弦线或外露翼根弦线的平面之间的角度

升降舵调整片面积 $S_{\delta z}$ [m²] 升降舵调整片在平尾基准平面上的投影面积

方向舵调整片面积 $S_{\delta y}$ [m²]

副翼调整片面积 $S_{\delta x}$ [m²] 副翼调整片在机翼基准平面上的投影面积

水平尾翼安装角 φ_{pw} [rad] 水平尾翼的根弦线在飞行器纵对称平面上的投影与飞行器基准纵轴之间的角度。当前缘点高于后缘点时 φ_{pw} 为正

襟翼面积 S_{jy} [m²] 其定义取决于襟翼的类型

(四) 机身

(参看图 3)

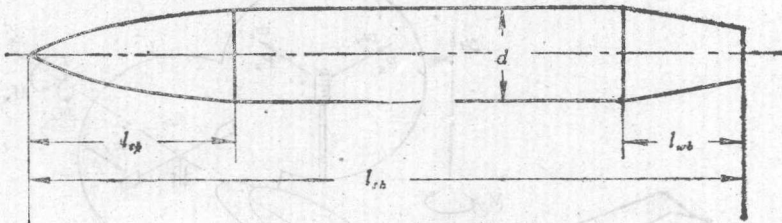


图 3 机身的几何特性

机身最大横截面积 S_{sh} [m²]

机身当量最大直径 d_{sh-d} [m] $d_{sh-d} = \sqrt{(4/\pi)S_{sh}}$

机身长度 l_{sh} [m] 机身的前端面和后端面之间的距离。当形状不简单时前端面和后端面按工程习用方式确定

机身长径比 λ_{sh} [] $\lambda_{sh} = l_{sh}/d_{sh-d}$

头部 (前体) 长度 l_{sh} [m] 机身的柱形部分以前的长度。头部的前端面按工程习用方式确定

头部 (前体) 长径比 λ_{sh} [] $\lambda_{sh} = l_{sh}/d_{sh-d}$

尾部 (后体) 长度 l_{wb} [m] 机身的柱形部分以后的长度。尾部的后端面按工程习用方式确定

尾部 (后体) 长径比 λ_{wb} [] $\lambda_{wb} = l_{wb}/d_{sh-d}$

底部面积 S_{ob} [m²]

三、飞行器的空气动力特性

(参看图 4、图 5)

(一) 空气动力、力矩及气动系数

总气动力 \bar{A} [N]

升力 Y [N] 气动力在气流坐标系的 y_0 轴上的分量

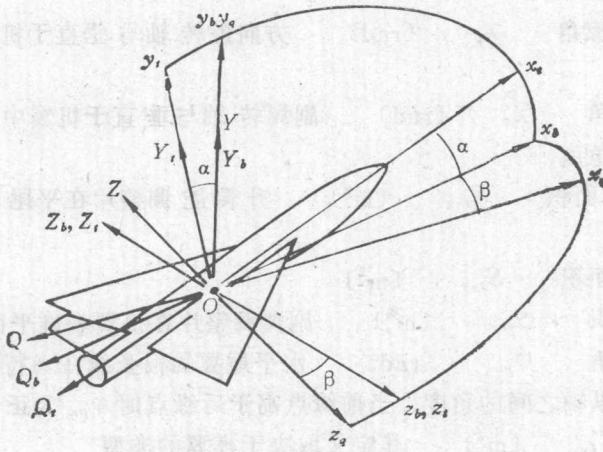


图4 气流坐标系、半机体坐标系及气动力 (图中 Z 、 Z_b 、 Z_r 为负)

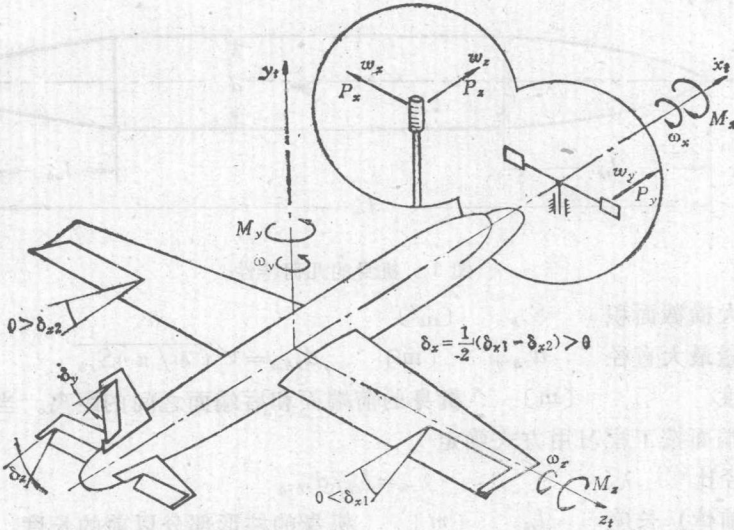


图5 机体坐标系、气动力矩、操纵面、驾驶员位移和驾驶员力

- 阻力 Q , X [N] 气动力在气流坐标系的 x_a 轴负方向上的分量
- 侧力 Z [N] 气动力在气流坐标系的 z_a 轴上的分量
- 机体轴法向力 Y_r [N] 气动力在机体坐标系的 y_r 轴上的分量
- 机体轴纵向力 Q_r , X_r [N] 气动力在机体坐标系的 x_r 轴负方向上的分量
- 机体轴侧向力 Z_r [N] 气动力在机体坐标系的 z_r 轴上的分量
- 半机体轴法向力 Y_b [N] 气动力在半机体坐标系的 y_b 轴上的分量。与 Y 相同
- 半机体轴纵向力 Q_b , X_b [N] 气动力在半机体坐标系的 x_b 轴负方向上的分量
- 半机体轴侧向力 Z_b [N] 气动力在半机体坐标系的 z_b 轴上的分量。与 Z 相同

Z_i 相同

总气动系数 c_A [] $c_A = A/qS$

升力系数 c_y [] $c_y = Y/qS$

阻力系数 c_x [] $c_x = Q/qS$

侧力系数 c_z [] $c_z = Z/qS$

机体轴法向力系数 c_{y_i} [] $c_{y_i} = Y_i/qS$

机体轴纵向力系数 c_{x_i} [] $c_{x_i} = Q_i/qS$

机体轴侧向力系数 c_{z_i} [] $c_{z_i} = Z_i/qS$

半机体轴纵向力系数 c_{x_b} [] $c_{x_b} = Q_b/qS$

俯仰力矩 M_z [N·m] 气动力绕机体坐标系 z_i 轴的力矩

偏航力矩 M_y [N·m] 气动力绕机体坐标系 y_i 轴的力矩

滚转力矩 M_x [N·m] 气动力绕机体坐标系 x_i 轴的力矩

俯仰力矩系数 m_z [] $m_z = M_z/qSb_A$

偏航力矩系数 m_y [] $m_y = M_y/qSl$

滚转力矩系数 m_x [] $m_x = M_x/qSl$

铰链力矩 M_j [N·m] 操纵面上的气动力绕铰链轴的力矩。当铰链力矩有使操纵面正方向偏转的趋势时 M_j 为正。升降舵、方向舵和副翼的铰链力矩分别写成 M_{j_z} 、 M_{j_y} 和 M_{j_x}

铰链力矩系数 m_j [] $m_j = M_j/q_{cm}S_{cm}b_{cm}$, 其中 q_{cm} 是操纵面区域的速压或自由来流的速压, S_{cm} 是操纵面的面积或铰链轴以后的面积, b_{cm} 是操纵面的平均弦长或铰链轴以后的平均弦长。对于升降舵、方向舵和副翼, 分别用下标 z 、 y 和 x 表示。例如升降舵铰链力矩系数 $m_{j_z} = M_{j_z}/q_z S_z b_z$, 其中 q_z 、 S_z 、 b_z 也有上述的两种不同规定

最大升力系数 $c_{y_{max}}$ []

升力线斜率 a, c_y^a [1/rad] $a = \partial c_y / \partial \alpha$

临界迎角 α_{l_j} [rad] 升力系数达到最大值时的迎角

升阻比 K [] $K = c_y / c_x$

零迎角升力系数 c_{y_0} [] $c_{y_0} = c_y(\alpha = 0, \delta_z = 0)$

零升力迎角 α_0 [rad] $\alpha_0 = \alpha(c_y = 0, \delta_z = 0)$

零迎角俯仰力矩系数 m_{z_0} [] $m_{z_0} = m_z(\alpha = 0, \delta_z = 0)$

零升力俯仰力矩系数 m'_{z_0} [] $m'_{z_0} = m_z(c_y = 0, \delta_z = 0)$

零迎角阻力系数 c_{x_0} [] $c_{x_0} = c_x(\alpha = 0, \delta_z = 0)$

零升力阻力系数 c'_{x_0} [] $c'_{x_0} = c_x(c_y = 0, \delta_z = 0)$

诱导阻力系数 c_{x_i} []

升致阻力系数 c_{x_d} []

(二) 空气动力特性的计算和分析

压力中心位置 x_p, y_p, z_p [m] 飞行器或其部件的压力中心在结构坐标系的坐标

焦点(气动中心)位置 x_f [m] 飞行器或其部件的焦点(气动中心)在

结构坐标系中的 x 坐标

重心 (质心) 位置 x_G, y_G, z_G [m] 飞行器的重心 (质心) 在结构坐标系中的坐标

气流下洗角 ε [rad] 气流受到机翼 (或其他升力面) 的作用而向下或向上偏斜的角度。以向下偏斜为正

下洗角对迎角的导数 ε^α [] $\varepsilon^\alpha = \partial\varepsilon/\partial\alpha$

尾翼区域的速度阻滞系数 k_q [] $k_q = v_w^2/v_\infty^2$, 其中 v_w 是尾翼区域的气流速度, v_∞ 是自由来流的速度

操纵面的缝隙系数 ξ [] 计及全动操纵面与机身之间的缝隙对操纵效率影响的系数

气流侧洗角 σ [rad] 气流受到机翼 (或其他升力面) 的作用而向侧方偏斜的角度。以向右偏斜为正

侧洗角对侧滑角的导数 σ^β [] $\sigma^\beta = \partial\sigma/\partial\beta$

由外露机翼拼合而成的单独机翼的升力 Y_{dy} [N]

由于机身存在而在机翼上诱导产生的升力 $\Delta Y_{y,(s)}$ [N]

单独机身的升力 Y_{ds} [N]

由于机翼存在而在机身上诱导产生的升力 $\Delta Y_{s,(y)}$ [N]

机翼机身组合体的总升力 $Y_{y,s}$ [N] $Y_{y,s} = Y_{dy} + \Delta Y_{y,(s)} + Y_{ds} + \Delta Y_{s,(y)}$

机翼机身组合体的升力线斜率 $a_{y,s}, c_{y,y,s}^\alpha$ [1/rad] $a_{y,s} = \partial c_{y,y,s}^\alpha / \partial\alpha$

机翼机身组合体的焦点位置 $x_{F,y,s}$ [m] 在结构坐标系中度量

水平尾翼的臂长 L_{Fw} [m] 从飞行器重心到水平尾翼焦点沿机身纵轴方向度量的距离

垂直尾翼的臂长 L_{cw} [m] 从飞行器重心到垂直尾翼焦点沿垂直于机身纵轴方向度量的距离

水平尾翼的容积比 A_{pw} [] $A_{pw} = S_{pw}L_{pw}/Sb_d$

垂直尾翼的容积比 A_{cw} [] $A_{cw} = S_{cw}L_{cw}/S_l$

水平尾翼的升力线斜率 a_{pw} [1/rad] $a_{pw} = \partial(Y_{pw}/q_{pw}S_{pw})/\partial\alpha_{pw}$

垂直尾翼的升力线斜率 a_{cw} [1/rad] $a_{cw} = -\partial(Z_{cw}/q_{cw}S_{cw})/\partial\beta_{cw}$

升降舵的相对效率系数 η_z [] $\eta_z = [\partial(Y_{pw}/q_{pw}S_{pw})/\partial\delta_z]/a_{pw}$

方向舵的相对效率系数 η_y [] $\eta_y = [-\partial(Z_{cw}/q_{cw}S_{cw})/\partial\delta_y]/a_{cw}$

副翼剖面的相对效率系数 $\eta_{z_{ym}}$ [] $\eta_{z_{ym}} = c_{y_{ym}}^{\delta z}/c_{y_{ym}}^\alpha$, 其中 $c_{y_{ym}}^\alpha$ 为相应位置的翼剖面的升力线斜率

(三) 气动导数

升力系数对迎角的导数, 升力线斜率 c_y^α [1/rad] $c_y^\alpha = \partial c_y / \partial\alpha$

升力系数对升降舵偏角的导数 $c_y^{\delta z}$ [1/rad] $c_y^{\delta z} = \partial c_y / \partial\delta_z$

升力系数对马赫数的导数 c_y^M [] $c_y^M = \partial c_y / \partial M$

阻力系数对迎角的导数 c_x^α [1/rad] $c_x^\alpha = \partial c_x / \partial\alpha$

阻力系数对升降舵偏角的导数 $c_x^{\delta z}$ [1/rad] $c_x^{\delta z} = \partial c_x / \partial\delta_z$