



中华人民共和国国家标准

GB/T 16638.2—2008
代替 GB/T 16638.2—1996

空气动力学 概念、量和符号 第2部分：坐标轴系和飞机运动状态量

Aerodynamics—Concepts, quantities and symbols—
Part 2: Axis systems and aircraft motion state quantities

2008-07-18 发布

2009-01-01 实施

中华人民共和国国家质量监督检验检疫总局
中国国家标准化管理委员会 发布

前 言

GB/T 16638《空气动力学 概念、量和符号》分为四个部分：

- 第1部分：空气动力学常用术语；
- 第2部分：坐标轴系和飞机运动状态量；
- 第3部分：飞机几何特性；
- 第4部分：飞机的空气动力、力矩及其系数和导数。

本部分为 GB/T 16638 的第2部分。

本部分对我国多年使用的空气动力学常用术语进行了归集与筛选，并尽可能与国际上大多数国家的使用习惯相一致，本部分坐标轴系和飞机运动状态量的部分术语、定义和符号与 GB/T 14410—2008《飞行力学 概念、量和符号》相协调。

本部分代替 GB/T 16638.2—1996《空气动力学 概念、量和符号 第2部分：坐标轴系和飞机运动状态量》。

本部分与 GB/T 16638.2—1996 相比主要变化如下：

- a) 增加了地面固定坐标轴系、纵轴、横轴和竖轴等定义；
- b) 增加了量纲的单位，并在符号栏注明；
- c) 修改了气流偏航(方向)角、气流俯仰角、气流倾侧角等定义；
- d) 将空速的定义归入飞行速度中。

本部分由中国航空工业第一集团公司提出。

本部分由中国航空工业第一集团公司归口。

本部分起草单位：北京航空航天大学、中国航空综合技术研究所、中国航空工业空气动力研究院、中国航空工业发展研究中心。

本部分主要起草人：刘沛清、焦志强、李周复、陈玉、王志川、郝卫东、邵箭、陈晏清、肖业伦、范洁川、张克军。

本部分所代替标准的历次版本发布情况为：

- GB/T 16638.2—1996。

空气动力学 概念、量和符号

第2部分：坐标轴系和飞机运动状态量

1 范围

本部分规定了描述飞机运动的坐标轴系和基本的运动状态量。

本部分适用于固定翼飞机,其他飞行器可参照使用。

本部分中将飞机视为刚体,将大地视为平面。

2 规范性引用文件

下列文件中的条款通过本部分的引用而成为本部分的条款。凡是注日期的引用文件,其随后所有的修改单(不包括勘误的内容)或修订版均不适用于本部分,然而,鼓励根据本部分达成协议的各方研究是否可使用这些文件的最新版本。凡是不注日期的引用文件,其最新版本适用于本部分。

GB/T 14410.1—2008 飞行力学 概念、量和符号 第1部分:坐标轴系和运动状态变量

GB/T 14410.6—2008 飞行力学 概念、量和符号 第6部分:飞机几何形状

3 术语、定义和符号

下列术语、定义和符号适用于本部分。

3.1 坐标轴系 axis systems

编号	术 语	定义或说明	符号和单位
3.1.1	地面固定坐标轴系 earth-fixed axis system	原点和三个坐标轴均相对于地面固定不动的坐标轴系。	$Ox_0y_0z_0$, 简称 S_0
3.1.2	铅垂地面固定坐标轴系 normal earth-fixed axis system	简称地轴系。地面固定坐标轴系(3.1.1)之一,其 z_g' 轴铅垂向下。	$Ox_g'y_g'z_g'$, 简称 S_g'
3.1.3	飞机牵连铅垂地面坐标轴系 aircraft-carried normal earth axis system	简称牵连地轴系。原点通常固定于飞机重心、每个坐标轴的方向均与 x_g', y_g', z_g' 相同的坐标轴系。 注:在不引起混淆的条件下可以简称为铅垂地面坐标轴系。	$Ox_gy_gz_g$, 简称 S_g
3.1.4	机体坐标轴系 body axis system	简称体轴系。固定在飞机上的坐标轴系,其原点通常位于飞机的重心,三个坐标轴由2.1.4.1~2.1.4.3的定义。	$Oxyz$, 简称 S_b
3.1.4.1	纵轴 longitudinal axis	位于飞机参考面(GB/T 14410.6—2008 中3.1.1)内指向前方的坐标轴。 注:通常规定纵轴平行于机身轴线或翼根弦线。	x

编号	术 语	定义或说明	符号和单位
3.1.4.2	横轴 transverse axis	垂直于飞机参考面(GB/T 14410.6—2008 中 3.1.1),指向右方的坐标轴。	y
3.1.4.3	竖轴 normal axis	在飞机参考面(GB/T 14410.6—2008 中 3.1.1)内垂直于纵轴(2.1.4.1)指向下方的坐标轴。	z
3.1.5	气流坐标轴系 air-path axis system	原点通常固定于飞机的重心,其 x_a 轴沿飞行速度的方向, z_a 轴在飞机参考面(GB/T 14410.6—2008 中 3.1.1)内垂直于 x_a 轴指向下方, y_a 轴垂直于 x_a 轴和 z_a 轴,指向右方(参看图 1)。	$Ox_a y_a z_a$, 简称 S_a
3.1.6	半机体坐标轴系 intermediate axis system	原点通常固定于飞机的重心,其 x_i 轴沿飞行速度在飞机参考面(GB/T 14410.6—2008 中 3.1.1)上的投影, y_i 轴垂直于参考面指向右方, z_i 轴在参考面内垂直于 x_i 轴指向下方(参看图 1)。	$Ox_i y_i z_i$, 简称 S_i
3.1.7	稳定性坐标轴系 stability axis system	在受扰运动中固连在飞机上的一种机体坐标轴系(2.1.4),其原点通常位于飞机的重心, x_s 轴沿未受扰运动飞机速度在飞机参考面(GB/T 14410.6—2008 中 3.1.1)上的投影, y_s 轴垂直于参考面指向右方, z_s 轴在参考面内,垂直于 x_s 轴,指向下方。	$Ox_s y_s z_s$, 简称 S_s
3.1.8	计算坐标轴系 computational axis system	在计算空气动力学中使用的坐标轴系,其原点 O 通常位于机身顶点,轴 x_c 沿机身轴线,指向后方;轴 y_c 垂直于飞机纵对称平面,指向右方;轴 z_c 在飞机纵对称平面内,垂直于轴 x_c ,指向上方。	$Ox_c y_c z_c$, 简称 S_c
3.1.9	风洞坐标轴系 wind-tunnel axis system	在风洞试验中使用的坐标轴系,其原点 O 在风洞试验段纵轴上的某点,轴 x_w 沿风洞试验段纵轴,逆气流方向;轴 z_w 在实验段纵对称平面内,垂直于纵轴;轴 y_w 垂直于试验段纵对称平面,沿逆气流方向看去指向右方。	$Ox_w y_w z_w$, 简称 S_w

注:本部分定义的坐标轴系都是右手直角坐标系。

3.2 坐标轴系之间的角度 angles between axis systems

3.2.1 气流坐标轴系与机体坐标轴系之间的角度 angles between air-path axis system and body axis system(参看图 1)

编号	术 语	定义或说明	符号和单位
3.2.1.1	侧滑角 angle of sideslip	飞行速度(3.4.1.1)与飞机参考面(GB/T 14410.6—2008 中 3.1.1)的夹角。当飞行速度沿横轴(3.1.4.2)的分量为正时侧滑角为正。 按习惯, β 的范围为: $-\pi/2 \leq \beta \leq \pi/2$ 。	β 单位为度($^{\circ}$)
3.2.1.2	迎角 angle of attack	飞行速度在飞机参考面(GB/T 14410.6—2008 中 3.1.1)上的投影与纵轴(3.1.4.1)的夹角。当飞行速度沿竖轴(3.1.4.3)的分量为正时迎角为正。 按习惯, α 的范围为: $-\pi \leq \alpha \leq \pi$ 。	α 单位为度($^{\circ}$)
注:3.2 中各坐标轴系之间的角度关系汇总在图 4 中。			

3.2.2 机体坐标轴系与飞机牵连铅垂地面坐标轴系之间的角度 angles between body axis system and aircraft-carried normal earth axis system(参看图 2)

编号	术 语	定义或说明	符号和单位
3.2.2.1	偏航角(方向角) yaw angle(azimuth angle)	x_g 轴和 y_g 轴绕 z_g 轴转动,使 x_g 轴与机体纵轴(3.1.4.1)在过原点的水平面上的投影相重合所转过的角度。 或者,机体纵轴在水平面上的投影与 x_g 轴的夹角。当纵轴正半轴的投影线位于 x_g 轴的右侧时 ψ 为正。按习惯, ψ 的范围为: $-\pi \leq \psi \leq \pi$ 。	ψ 单位为度($^{\circ}$)
3.2.2.2	俯仰角 pitch angle	按 x_g 轴转过 ψ 角度后,在铅垂平面内再绕转过 ψ 角度后的 y_g 轴转到与机体纵轴(3.1.4.1)相重合所转过的角度。 或者,机体纵轴与水平面的夹角。当纵轴的正半轴位于过原点的水平面之上时, θ 为正。按习惯, θ 的范围为: $-\pi/2 \leq \theta \leq \pi/2$ 。	θ 单位为度($^{\circ}$)
3.2.2.3	滚转角(倾斜角) roll angle(bank angle)	按 3.2.2.1 和 3.2.2.2 作了 ψ 和 θ 两次转动之后,再绕纵轴(3.1.4.1)转动,使已转过 ψ 角度后的 y_g 轴与机体横轴(3.1.4.2)相重合所转过的角度。 或者,机体竖轴与过纵轴的铅垂平面的夹角。当竖轴的正半轴位于该铅垂平面之左时, ϕ 为正。按习惯, ϕ 的范围为: $-\pi \leq \phi \leq \pi$ 。	ϕ 单位为度($^{\circ}$)

3.2.3 气流坐标轴系与飞机牵连铅垂地面坐标轴系之间的角度 angles between air-path axis system and aircraft-carried normal earth axis system(参看图 3)

编号	术 语	定义或说明	符号和单位
3.2.3.1	气流偏航(方向)角 air-path azimuth angle	x_g 轴和 y_g 轴绕 z_g 轴转动,使 x_g 轴与 x_a 轴在过原点的水平面上的投影相重合所转过的角度。 或者, x_a 轴在水平面上的投影与 x_g 轴的夹角。当 x_a 轴正半轴的投影线位于 x_g 轴之右时, χ_a 为正。按习惯, χ_a 的范围为: $-\pi \leq \chi_a \leq \pi$ 。	χ_a 或 ψ_a 单位为度(°)
3.2.3.2	气流俯仰角 air-path pitch angle	x_g 轴按 3.2.3.1 转过 χ_a 角度后,在铅垂平面内再绕转过 χ_a 角度后的 y_g 轴转到与 x_a 轴相重合所转过的角度。 或者, x_a 轴与水平面的夹角。当 x_a 轴的正半轴位于过原点的水平面之上时, γ_a 为正。 按习惯, γ_a 的范围为 $-\pi/2 \leq \gamma_a \leq \pi/2$ 。	γ_a 或 θ_a 单位为度(°)
3.2.3.3	气流倾侧角 air-path bank angle	按 3.2.3.1 和 3.2.3.2 作了 χ_a 和 γ_a 两次转动之后,再绕 x_a 轴转动,使已转过 χ_a 角度后的 y_g 轴与 y_a 轴相重合所转过的角度。即在 GB/T 14410.1—2008 图 7 中由 S_a 到 S_a 的三次转动所确定的第三次转动的角。	μ_a 或 ϕ_a 单位为度(°)

3.2.4 稳定性坐标轴系与机体坐标轴系之间的角度 angles between stability axis system and body axis system

编号	术 语	定义或说明	符号和单位
3.2.4.1	基准状态迎角 angle of attack in datum state	在飞机未受扰动的基准状态下的迎角。	α_e 单位为度(°)

3.3 坐标轴系之间的关系——坐标变换矩阵

3.3.1 坐标变换矩阵的一般表示法

设矢量 v 在坐标轴系 S_a 和 S_b 中的分量列阵为式(1):

$$\begin{aligned} (v)_a &= (v_{xa} \ v_{ya} \ v_{za})^T \\ (v)_b &= (v_{xb} \ v_{yb} \ v_{zb})^T \end{aligned} \quad \dots\dots\dots (1)$$

它们可以通过一个矩阵 L_{ba} 联系起来,见式(2):

$$\begin{bmatrix} v_{xb} \\ v_{yb} \\ v_{zb} \end{bmatrix} = L_{ba} \begin{bmatrix} v_{xa} \\ v_{ya} \\ v_{za} \end{bmatrix} \quad \text{或} \quad (v)_b = L_{ba}(v)_a \quad \dots\dots\dots (2)$$

L_{ba} 称为从坐标轴系 S_a 到 S_b 的坐标变换矩阵。它取决于 S_b 和 S_a 的相对角位置。

变换矩阵的逆向性质为式(3):

$$L_{ab} = (L_{ba})^{-1} = (L_{ba})^T \quad \dots\dots\dots (3)$$

绕一个轴转动而形成的矩阵称为基元变换矩阵。与 $R_x(\alpha)$ 相对应, 绕轴 x 转过角 α 形成的基元变换矩阵为式(4):

$$L_x(\alpha) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\alpha & \sin\alpha \\ 0 & -\sin\alpha & \cos\alpha \end{bmatrix} \quad \dots\dots\dots (4)$$

与 $R_y(\beta)$ 相对应, 绕轴 y 转过角 β 形成的基元变换矩阵为式(5):

$$L_y(\beta) = \begin{bmatrix} \cos\beta & 0 & -\sin\beta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\beta & 0 & \cos\beta \end{bmatrix} \quad \dots\dots\dots (5)$$

与 $R_z(\gamma)$ 相对应, 绕轴 z 转过角 γ 形成的基元变换矩阵为式(6):

$$L_z(\gamma) = \begin{bmatrix} \cos\gamma & \sin\gamma & 0 \\ -\sin\gamma & \cos\gamma & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad \dots\dots\dots (6)$$

3.3.2 飞机牵连铅垂地面坐标轴系与机体坐标轴系之间的变换(式(7))

$$L_{bg} = L_x(\phi)L_y(\theta)L_z(\psi) = \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\psi & \cos\theta\sin\psi & -\sin\theta \\ \sin\phi\sin\theta\cos\psi - \cos\phi\sin\psi & \sin\phi\sin\theta\sin\psi + \cos\phi\cos\psi & \sin\phi\cos\theta \\ \cos\phi\sin\theta\cos\psi + \sin\phi\sin\psi & \cos\phi\sin\theta\sin\psi - \sin\phi\cos\psi & \cos\phi\cos\theta \end{bmatrix} \quad \dots\dots\dots (7)$$

3.3.3 机体坐标轴系与气流坐标轴系之间的变换(式(8))

$$L_{ab} = L_z(\beta)L_y(-\alpha) = \begin{bmatrix} \cos\alpha\cos\beta & \sin\beta & \sin\alpha\cos\beta \\ -\cos\alpha\sin\beta & \cos\beta & -\sin\alpha\sin\beta \\ -\sin\alpha & 0 & \cos\alpha \end{bmatrix} \quad \dots\dots\dots (8)$$

3.3.4 机体坐标轴系与半机体坐标轴系之间的变换(式(9))

$$L_{ib} = L_y(-\alpha) = \begin{bmatrix} \cos\alpha & 0 & \sin\alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\alpha & 0 & \cos\alpha \end{bmatrix} \quad \dots\dots\dots (9)$$

3.3.5 半机体坐标轴系与气流坐标轴系之间的变换(式(10))

$$L_{ai} = L_z(\beta) = \begin{bmatrix} \cos\beta & \sin\beta & 0 \\ -\sin\beta & \cos\beta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad \dots\dots\dots (10)$$

3.3.6 飞机牵连铅垂地面坐标轴系与气流坐标轴系之间的变换(式(11))

$$L_{ag} = L_x(\mu_a)L_y(\gamma_a)L_z(\chi_a) = \begin{bmatrix} \cos\gamma_a\cos\chi_a & \cos\gamma_a\sin\chi_a & -\sin\gamma_a \\ \sin\mu_a\sin\gamma_a\cos\chi_a - \cos\mu_a\sin\chi_a & \sin\mu_a\sin\gamma_a\sin\chi_a + \cos\mu_a\cos\chi_a & \sin\mu_a\cos\gamma_a \\ \cos\mu_a\sin\gamma_a\cos\chi_a + \sin\mu_a\sin\chi_a & \cos\mu_a\sin\gamma_a\sin\chi_a - \sin\mu_a\cos\chi_a & \cos\mu_a\cos\gamma_a \end{bmatrix} \quad \dots\dots\dots (11)$$

3.3.7 稳定性坐标轴系与机体坐标轴系之间的变换(式(12))

$$L_{bg} = L_y(\alpha_e) = \begin{bmatrix} \cos\alpha_e & 0 & -\sin\alpha_e \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\alpha_e & 0 & \cos\alpha_e \end{bmatrix} \dots\dots\dots (12)$$

3.4 速度和角速度 velocity and angular velocity

3.4.1 速度 velocity

编号	术 语	定义或说明	符号和单位
3.4.1.1	飞行速度(空速) flight velocity (airspeed)	气流坐标轴系(3.1.5)的原点相对于未受飞机流场影响的空气的速度。	$V(\vec{V})$ 单位为米/秒 (m/s)
3.4.1.2	飞行速度分量 components of flight velocity	飞行速度在各坐标轴系中的分量。 在飞机牵连铅垂地面坐标轴系(3.1.3)中: 沿 x_g 轴的分量 沿 y_g 轴的分量 沿 z_g 轴的分量 在机体坐标轴系(3.1.4)中: 沿纵轴的分量 沿横轴的分量 沿竖轴的分量 注:在气流坐标轴系中,沿 x_a 轴的分量等于空速,即 $u_a = V$ 。	u_g v_g w_g u v w 单位为米/秒 (m/s)

3.4.2 角速度 angular velocity

编号	术 语	定义或说明	符号和单位
3.4.2.1	飞机角速度 aircraft angular velocity	机体坐标轴系(3.1.4)相对于地面惯性系的角速度。	Ω 单位为弧度/秒 (rad/s)
3.4.2.2	飞机角速度分量 components of aircraft angular velocity 滚转角速度 rate of roll 俯仰角速度 rate of pitch 偏航角速度 rate of yaw	飞机角速度在各坐标轴系中的分量。 在飞机牵连铅垂地面坐标轴系(3.1.3)中: 绕 x_g 的分量 绕 y_g 的分量 绕 z_g 的分量 在机体坐标轴系(3.1.4)中: 绕纵轴的分量 绕横轴的分量 绕竖轴的分量	p_g q_g r_g p q r 单位为弧度/秒 (rad/s)

3.5 操纵面偏转角 deflection angle of the control surface

编号	术 语	定义或说明	符号和单位
3.5.1	升降舵偏角 elevator deflection	升降舵绕其铰链轴偏转的角度,以后缘向下为正。 注:升降舵的正向偏转(即 $\delta_e > 0$)产生负的俯仰力矩。	δ_e 单位为度($^{\circ}$)
3.5.2	全动平尾偏角 deflection of movable stabilizer	全动平尾绕其铰链轴偏转的角度,以后缘向下为正。 注:全动平尾的正向偏转(即 $\phi > 0$)产生负的俯仰力矩。	ϕ 单位为度($^{\circ}$)
3.5.3	方向舵偏角 rudder deflection	方向舵绕其铰链轴偏转的角度,以后缘向左为正。 注:方向舵的正向偏转(即 $\delta_r > 0$)产生负的偏航力矩。	δ_r 单位为度($^{\circ}$)
3.5.4	左副翼偏角 deflection of left aileron	左副翼绕其铰链轴偏转的角度,以后缘向下为正。 注:左副翼的正向偏转(即 $\delta_{a_l} > 0$)产生正的滚转力矩。	δ_{a_l} 单位为度($^{\circ}$)
3.5.5	右副翼偏角 deflection of right aileron	右副翼绕其铰链轴偏转的角度,以后缘向下为正。 注:右副翼的正向偏转(即 $\delta_{a_r} > 0$)产生负的滚转力矩。	δ_{a_r} 单位为度($^{\circ}$)
3.5.6	副翼偏角 aileron deflection	由左副翼偏角(3.5.4)和右副翼偏角(3.5.5)决定的综合量: $\delta_a = (\delta_{a_r} - \delta_{a_l})/2$ 左副翼和右副翼总是反向偏转的。	δ_a 单位为度($^{\circ}$)
3.5.7	升降舵调整片偏角 deflection of elevator trimmer	升降舵调整片绕其铰链轴偏转的角度,以后缘向下为正。	δ_{te} 单位为度($^{\circ}$)
3.5.8	方向舵调整片偏角 deflection of rudder trimmer	方向舵调整片绕其铰链轴偏转的角度,以后缘向左为正。	δ_{tr} 单位为度($^{\circ}$)
3.5.9	副翼调整片偏角 deflection of aileron trimmer	副翼调整片绕其铰链轴偏转的角度,以后缘向下为正。	δ_{ta} 单位为度($^{\circ}$)
3.5.10	襟翼偏角 flap deflection	襟翼相对于收起位置偏转的角度。对于后缘襟翼,以襟翼后缘向下为正;对于前缘襟翼,以襟翼前缘向下为正。	δ_f 单位为度($^{\circ}$)
3.5.11	鸭翼(前翼)偏角 canard (fore wing) deflection	鸭翼绕其铰链轴偏转的角度,以后缘向下为正。 注:鸭翼的正向偏转($\delta_c > 0$)产生正的俯仰力矩。	δ_c 单位为度($^{\circ}$)

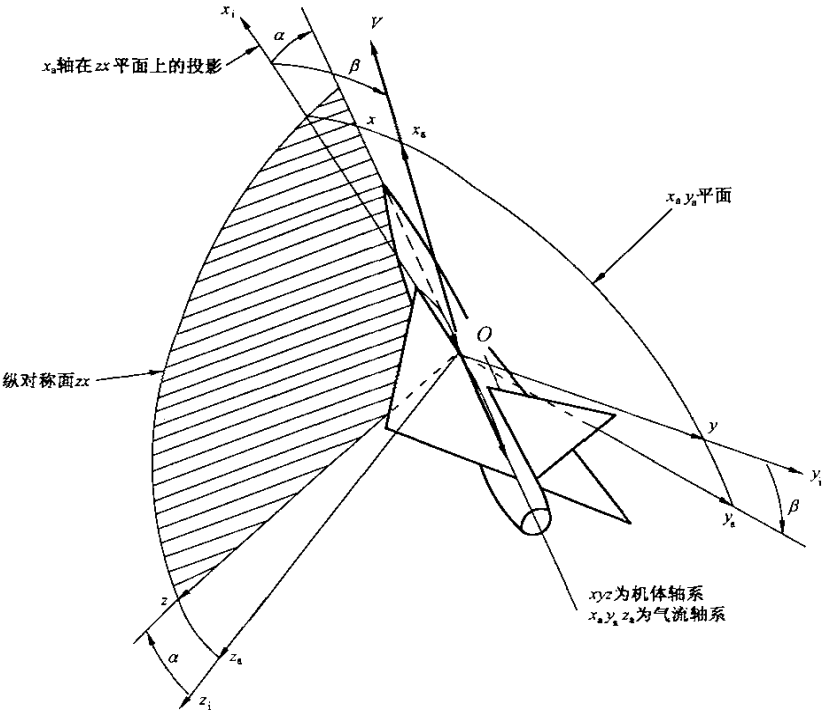


图 1 气流轴系、半机体轴系与机体轴系的关系

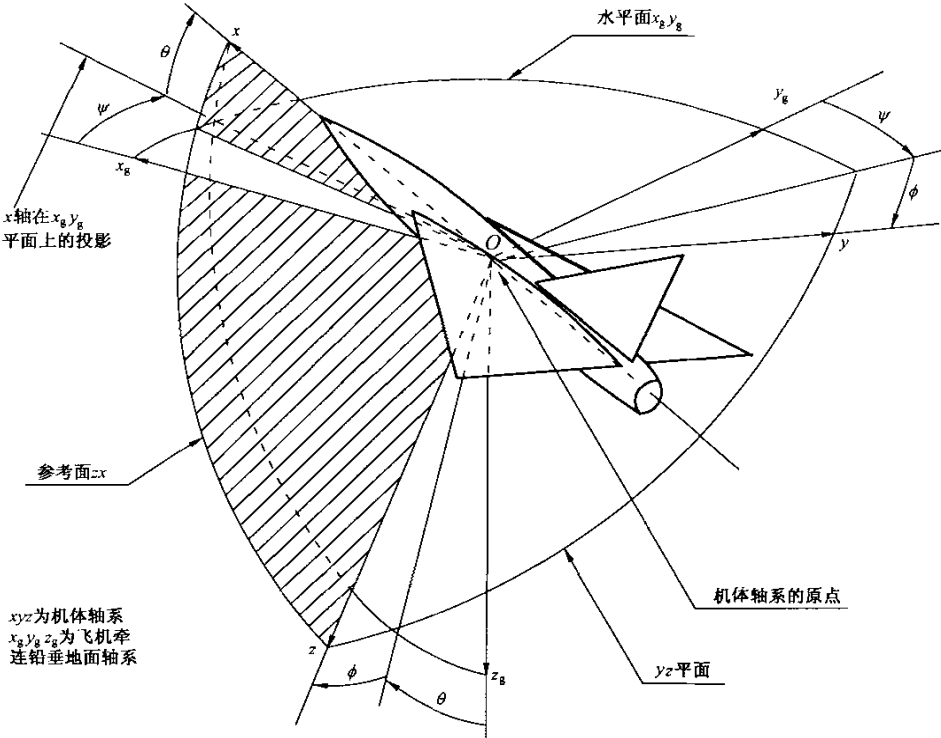


图 2 机体轴系与铅垂地面轴系的关系

中 文 索 引

B		基准状态迎角..... 3.2.4.1
半机体坐标轴系..... 3.1.6		计算坐标轴系..... 3.1.8
C		襟翼偏角 3.5.10
侧滑角..... 3.2.1.1		P
D		偏航角(方向角)..... 3.2.2.1
地面固定坐标轴系..... 3.1.1		偏航角速度..... 3.4.2.2
F		Q
方向舵偏角..... 3.5.3		气流俯仰角..... 3.2.3.2
方向舵调整片偏角..... 3.5.8		气流偏航角(气流方向角)..... 3.2.3.1
飞机角速度..... 3.4.2.1		气流倾侧角..... 3.2.3.3
飞机角速度分量..... 3.4.2.2		气流坐标轴系..... 3.1.5
飞机牵连铅垂地面坐标轴系..... 3.1.3		铅垂地面固定坐标轴系..... 3.1.2
飞行速度(空速)..... 3.4.1.1		全动平尾偏角..... 3.5.2
飞行速度分量..... 3.4.1.2		S
风洞坐标轴系..... 3.1.9		升降舵偏角..... 3.5.1
俯仰角..... 3.2.2.2		升降舵调整片偏角..... 3.5.7
俯仰角速度..... 3.4.2.2		竖轴..... 3.1.4.3
副翼偏角..... 3.5.6		W
副翼调整片偏角..... 3.5.9		稳定性坐标轴系..... 3.1.7
G		Y
滚转角(倾斜角)..... 3.2.2.3		鸭翼(前翼)偏角 3.5.11
滚转角速度..... 3.4.2.2		迎角..... 3.2.1.2
H		右副翼偏角..... 3.5.5
横轴..... 3.1.4.2		Z
J		纵轴..... 3.1.4.1
机体坐标轴系..... 3.1.4		左副翼偏角..... 3.5.4

英 文 索 引

A

aileron deflection 3.5.6
 aircraft angular velocity 3.4.2.1
 aircraft-carried normal earth axis system
 3.1.3
 air-path axis system 3.1.5
 air-path azimuth angle 3.2.3.1
 air-path bank angle 3.2.3.3
 air-path pitch angle 3.2.3.2
 airspeed 3.4.1.1
 angle of attack 3.2.1.2
 angle of attack in datum state 3.2.4.1
 angle of sideslip 3.2.1.1

B

bank angle 3.2.2.3
 body axis system 3.1.4

C

canard (fore wing) deflection 3.5.11
 components of aircraft angular velocity
 3.4.2.2
 components of flight velocity 3.4.1.2
 computational axis system 3.1.8

D

deflection of aileron trimmer 3.5.9
 deflection of elevator trimmer 3.5.7
 deflection of left aileron 3.5.4
 deflection of movable stabilizer 3.5.2
 deflection of right aileron 3.5.5
 deflection of rudder trimmer 3.5.8

E

earth-fixed axis system 3.1.1
 elevator deflection 3.5.1

F

flap deflection 3.5.10
 flight velocity (airspeed) 3.4.1.1

I

intermediate axis system 3.1.6

L

longitudinal axis 3.1.4.1

N

normal axis 3.1.4.3
 normal earth-fixed axis system 3.1.2

P

pitch angle 3.2.2.2

R

rate of pitch 3.4.2.2
 rate of roll 3.4.2.2
 rate of yaw 3.4.2.2
 roll angle (bank angle) 3.2.2.3
 rudder deflection 3.5.3

S

stability axis system 3.1.7

T

transverse axis 3.1.4.2

W

wind-tunnel axis system 3.1.9

Y

yaw angle (azimuth angle) 3.2.2.1