



中华人民共和国国家标准

GB/T 16638.1—2008
代替 GB/T 16638.1—1996

空气动力学 概念、量和符号 第 1 部分：空气动力学常用术语

Aerodynamics—Concepts, quantities and symbols—
Part 1: Aerodynamic terms in common use

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1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，本部分的飞机空气动力学部分术语和符号与国家标准 GB/T 14410—2008《飞行力学 概念、量和符号》相协调。

本部分代替 GB/T 16638.1—1996《空气动力学 概念、量和符号 第1部分：空气动力学常用术语》。

本部分与 GB/T 16638.1—1996 相比主要变化如下：

- a) 增加了增压风洞、片光流动显示技术、激光多普勒测速技术、拟序结构等定义；
- b) 删除了总静压受感器、废阻等定义；
- c) 修改了涡、迹线、湍流、总压受感器等定义。

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、邵箭、李周复、陈玉、王志川、郝卫东、焦志强、陈晏清、范洁川、姚民斐、陈炳永、冯亚南、陈永魁、张克军。

本部分所代替标准的历次版本发布情况为：

- GB/T 16638.1—1996。

空气动力学 概念、量和符号
第1部分：空气动力学常用术语

1 范围

本部分规定了常用的空气动力学术语、定义或说明及符号。
本部分适用于空气动力学研究和应用领域。

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 16638.4—2008 空气动力学 概念、量和符号 第4部分：飞机的空气动力、力矩及其系数和导数

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 空气动力学基础 aerodynamics basis

编号	术 语	定义或说明	符号和单位
3.1.1	空气动力学 aerodynamics	研究空气运动以及它们与物体相对运动时相互作用规律的学科。	
3.1.2	标准大气 standard atmosphere	根据大量的实际测量资料，由权威机构按中纬地区的平均气象条件制定并颁布的大气温度、压力、密度等物理参数随高度的变化规律。	
3.1.3	空气压力(压强) air pressure	空气垂直作用在空气微团表面或物体表面单位面积上的力。	p 单位为帕(Pa)
3.1.4	空气温度 air temperature	表征空气冷热程度的一个物理量。	T 常用单位为摄氏度(°C)
3.1.5	空气密度 air density	单位体积空气的质量。	ρ 单位为千克/米 ³ (kg/m ³)

编号	术 语	定义或说明	符号和单位
3.1.6	空气[动力]黏度 air viscosity	旧称黏性系数。表征空气黏性的一个物理量。是分子自由层碰撞抵制剪切变形的能力。在纯剪切流中,切应力 τ 可表示为 $\tau = \mu \frac{dv_x}{dy}$ 式中: μ 为空气[动力]黏度; $\frac{dv_x}{dy}$ 为切向速度的法向梯度。	μ 单位为牛·秒/米 ² (N·s/m ²)
3.1.7	运动黏度 kinematic viscosity	流体的[动力]黏度与密度之比,即 $\nu = \frac{\mu}{\rho}$	ν 单位为米 ² /秒 (m ² /s)
3.1.8	气体常数 gas constant	表征气体性质的一个常数。对完全气体,它为气体压力 p 除以密度 ρ 和热力学温度 T 的乘积,即 $R = \frac{p}{\rho T}$	R
3.1.9	空气比热容比 ratio of the air specific heat capacities	空气比定压热容 c_p 与比定容热容 c_v 之比,即 $\gamma = \frac{c_p}{c_v}$ 完全气体的空气比热比是 1.4。	γ
3.1.10	空气压缩性 compressibility of air	空气因压力或温度变化而改变其体积或密度的特性。	
3.1.11	马赫数 Mach number	流场中某点的速度 V 与当地声速 c 之比,即 $Ma = \frac{V}{c}$ 马赫数是衡量压缩性对空气流动影响的最重要参数。	Ma
3.1.12	临界声速 critical sound speed	流场中某点的流速等于当地声速时的速度。	c_{cr} 单位为米/秒 (m/s)
3.1.13	速度系数 speed coefficient	流场中某点的流速 V 与当地临界声速 c_{cr} 之比,即 $\lambda = \frac{V}{c_{cr}}$	λ

编号	术 语	定义或说明	符号和单位
3.1.14	自由流 free stream	飞机前未经扰动的来流。一般用下标“ ∞ ”表示。	
3.1.15	低速流 low speed flow	可以忽略流体密度变化影响的流动。一般指 $Ma_{\infty} < 0.3$ 的流动。	
3.1.16	亚声速流 subsonic flow	流场中各点处的流速都低于当地声速的流动。一般指 $0.3 \leq Ma_{\infty} < 0.8$ 的流动。	
3.1.17	跨声速流 transonic flow	流场中流体的速度接近声速的流动。一般指 $0.8 \leq Ma_{\infty} < 1.4$ 的流动。	
3.1.18	超声速流 supersonic flow	流场中各点处的流速都大于当地声速的流动。一般指 $1.4 \leq Ma_{\infty} < 5$ 的流动。	
3.1.19	高超声速流 hypersonic flow	流场中各点处的流速都远大于当地声速的流动。一般指 $Ma_{\infty} \geq 5$ 的流动。	
3.1.20	可压缩流 compressible flow	不能忽略流体密度变化影响的流动。通常将 $Ma_{\infty} \geq 0.3$ 的流动认为是可压缩流。	
3.1.21	不可压缩流 incompressible flow	可以忽略流体密度变化影响的流动。通常将 $Ma < 0.3$ 的流动认为是不可压缩流。	
3.1.22	定常流 steady flow	流场中任一点的流动参数(如速度、压力、密度等)不随时间变化的流动。	
3.1.23	非定常流 unsteady flow	流场中任一点的流动参数(如速度、压力、密度等)随时间变化的流动。	
3.1.24	黏流 viscous flow	具有黏性的流体流动。	
3.1.25	无黏流 inviscid flow	不考虑黏性影响的流动。	
3.1.26	位流 potential flow	又称势流或无旋流。流场中涡矢量等于零的流动。涡矢量定义见 3.1.59。	
3.1.27	临界马赫数 critical Mach number	物体表面上最大流速达到当地声速时对应的自由流马赫数。	Ma_{cr}
3.1.28	马赫波 Mach wave	超声速流中微扰动传播形成的波阵面。	

编号	术 语	定义或说明	符号和单位
3.1.29	膨胀波 expansion wave	超声速气流通过波阵面后,压力、密度和温度下降,流速上升的波阵面。	
3.1.30	压缩波 compression wave	超声速气流通过波阵面后,压力、密度和温度上升,流速下降的波阵面。	
3.1.31	激波 shock wave	超声速气流中压力、密度和温度在波阵面上发生突跃变化的强压缩波。	
3.1.32	激波[斜]角 shock wave angle	超声速流中的激波面与自由流方向的夹角。	β 单位为度(°)
3.1.33	雷诺数 Reynolds number	表征流体惯性力和黏性力相对大小的一个无量纲相似参数,即 $Re = \frac{\rho V l}{\mu} = \frac{V l}{\nu}$ 式中: ρ为流体的密度;V为流场中的特征速度;l为特征长度;μ为流体的[动力]黏度;ν为流体的运动黏度。	Re
3.1.34	临界雷诺数 critical Reynolds number	标志流动从层流开始失稳的雷诺数。	Re_{cr}
3.1.35	雷诺应力 Reynolds stress	由湍流掺混引起的湍流应力。	τ 单位为牛/米 ² (N/m ²)
3.1.36	流动稳定性 flow stability	是研究加给流动的扰动,看在时间或在空间上都是衰减的或是扰动是增大的理论,前者为流动是稳定的,后者为流动是不稳定的。	
3.1.37	拟序结构 coherent structure	又称相干结构。在切变湍流场中,不规则的触发的一种序列运动,它的起始时刻和位置是不确定的,但一经触发,它就以某种确定的次序发展特定的运动状态。	
3.1.38	猝发现象 burst	边界层内外区之间强烈地相互作用时,边界层在空间某个位置上会突然发生局部破裂的现象。即从条带结构到速度剖面的扭曲,再到流场振荡和展向涡旋的产生,最后到条带结构的破碎。	

编号	术 语	定义或说明	符号和单位
3.1.39	卷吸效应 entrainment effect	自由切变层平均速度剖面的位移厚度沿流向增长的现象。这表明自由切变层中流向的平均流量在不断增长。	
3.1.40	普朗特数 Prandtl number	表征流体流动中动量交换与热交换相对重要性的一个无量纲相似参数,即 $Pr = \frac{\mu c_p}{\lambda}$ 式中: μ 为流体的[动力]黏度;c_p 为流体的比定压热容;λ 为热导率。	Pr
3.1.41	斯特劳哈尔数 Strouhal number	表征非定常惯性力与迁移惯性力相对大小的一个无量纲相似参数,同时也是表征流体流动中周期性影响的一个无量纲相似参数,即 $Sr = \frac{fl}{V}$ 式中: f 为频率;l 为特征长度;V 为自由流速度。	Sr
3.1.42	弗劳德数 Froude number	表征流体流动中流体惯性力与重力相对大小的一个无量纲相似参数,即 $Fr = \frac{V}{\sqrt{lg}}$ 式中: V 为物体运动速度;g 为重力加速度;l 为特征长度。	Fr
3.1.43	努塞尔数 Nusselt number	表征流体流动中与传热有关的一个无量纲相似参数,即 $Nu = \frac{Kl}{\lambda}$ 式中: K 为传热系数;l 为特征长度;λ 为热导率。	Nu

编号	术 语	定义或说明	符号和单位
3.1.44	克努森数 Knudsen number	表示气体分子的平均自由程 λ 与流场中物体的特征长度 l 的比值。 $Kn = \frac{\lambda}{l}$ 一般认为,当 $Kn < 0.01$ 时,气体流动属于连续介质范畴。	Kn
3.1.45	源(点源) source	流体自流场中某一点以均一的速率沿所有射线方向向外流出的一种假想流动。	
3.1.46	汇(点汇) sink	是一种与正源流向相反的向心流动,即流体以均一的速率沿所有射线方向流入流场中某一点的假想流动。	
3.1.47	偶极子 doublet	等强度的一个点源和一个点汇,令其无限接近并保持强度和距离的乘积为常数的一种极限流动。	
3.1.48	旋涡 vortex	流体团的旋转运动。	
3.1.49	点涡 point vortex	二维位流场中,流线为一组同心圆的假想流动。	
3.1.50	线涡 vortex filament	又称涡丝。空间流场中强度为有限值,截面近于零的涡管元。	
3.1.51	面涡 vortex sheet	在流场中聚集在无限薄曲面上并形成速度切向间断的涡量层。	
3.1.52	马蹄涡 horse-shoe vortex	一条等强度,其两端伸向无限远的“Π”形线涡。	
3.1.53	环量 circulation	流体速度沿一封闭曲线的线积分。	Γ
3.1.54	涡线 vortex line	流场中处处与涡矢量相切的曲线。	

编号	术 语	定义或说明	符号和单位
3.1.55	流线 streamline	用来描述流场各点流动方向的曲线,即某一瞬时流场中每点都与速度矢量相切的曲线。 注:定常流中流线形状不随时间改变,且与迹线重合。	
3.1.56	迹线 pathline	流体质点的轨迹曲线,它是流场中标定的运动流体质点在一段时间内所经过的所有空间点的集合。	
3.1.57	脉线 pulseline	在一段时间内,将相继经过某一空间固定点的流体质点,在某一瞬时连成的曲线。 如果该空间固定点是施放染色的源,则在某一瞬时即可观察到一条染色线。	
3.1.58	时间线 timeline	又称流体线。某时刻 t_0 在流场中任意取的一条线,该线上的每个流体质点在 t 时刻运动到新的位置上的连线。	
3.1.59	涡矢量 vorticity	表征流体微团旋转角速度的物理量,其大小为流体速度的旋度 $\text{rot}V$,记作 ω ,即 $\omega = \text{rot}V$ 在流场某一区域中若 $\omega \neq 0$,称在这区域中流动是有旋的或称为涡旋运动,否则就称为无旋的。 对于平面问题,涡量大小为流场中任何一点微团角速度的两倍,即 $2\omega_z$,方向与转动轴线重合。	V, ω
3.1.60	涡面 surface of vorticity	涡矢量场中 Ω 在某曲面单位法线矢量 n 上投影 $\Omega_n = 0$ 时的曲面。	
3.1.61	驻点 stagnation point	又称滞止点。通常指物面上气流相对速度滞止到零的点。	
3.1.62	静压 static pressure	运动气体的当地压力。	p 单位为帕(Pa)
3.1.63	动压 dynamic pressure	旧称速压。运动气体当地密度 ρ 和速度 V 平方乘积之半,即 $q = \frac{1}{2}\rho V^2$	q 单位为帕(Pa)

编号	术 语	定义或说明	符号和单位
3.1.64	总压 total pressure	又称驻点压力。气流速度等熵滞止到零时的压力。	p_t 单位为帕(Pa)
3.1.65	静温 static temperature	运动气体的当地温度。	T 单位为摄氏度(°C)
3.1.66	总温 total temperature	又称驻点温度。气流速度绝热滞止到零的温度。	T_t 单位为摄氏度(°C)
3.1.67	流函数 stream function	二维流中沿流线为常数的标量函数。	Ψ
3.1.68	位函数 potential function	又称势函数或速度位。表示位流速度矢量场 $\mathbf{V}$ 的一个标量函数。	φ
3.1.69	层流 laminar flow	黏性流体质点互不掺混、层次分明的流动。	
3.1.70	湍流 turbulent flow	旧称紊流。流体质点互相掺混,其局部压力、速度等在时间和空间上有复杂的、无规则的随机脉动的非定常流动。	
3.1.71	湍流度 turbulence level	度量气流速度脉动程度的一种标准,通常用脉动速度均方和与时均速度之比来表示脉动的大小,即 $\epsilon = \frac{\sqrt{\frac{1}{3}(\overline{V_x'^2} + \overline{V_y'^2} + \overline{V_z'^2})}}{\bar{V}}$ 式中: $\overline{V_x'}$, $\overline{V_y'}$, $\overline{V_z'}$ 分别为沿 x, y, z 方向的脉动速度分量, $\bar{V}$ 为时均速度,即 $\bar{V} = \sqrt{\overline{v_x^2} + \overline{v_y^2} + \overline{v_z^2}}。$	ϵ
3.1.72	转捩 transition	层流到湍流的过渡。	

编号	术 语	定义或说明	符号和单位
3.1.73	分离流 separated flow	流体黏性阻滞使层内近壁流体沿流动方向不断减速,在一定逆压梯度(即压强沿流动方向增大)下,外部流动仍继续保持原来方向,但近壁流体则逐渐减速到零,进一步形成倒流,使流动脱离壁面。	
3.1.74	边界层 boundary layer	旧称附面层。流体绕固体流动时在壁面附近形成的黏性流体薄层。在两股速度不同平行流流体交界面区将形成一层黏性流动的薄层,称为混合层。	
3.1.75	层流边界层 laminar boundary layer	边界层内的流动状态呈层流的边界层。	
3.1.76	湍流边界层 turbulent boundary layer	边界层内的流动状态呈湍流的边界层。	
3.1.77	温度边界层 temperature boundary layer	高速气流绕物体流动时,壁面附近气体黏性阻滞把大量气流动能转化为热能,形成紧贴壁面的温度分布不均匀的薄气体层。气体的普朗特数(3.1.40)接近于1,因而温度边界层的厚度近似地等于速度边界层的厚度。	
3.1.78	边界层厚度 boundary layer thickness	包括位移厚度,动量厚度和能量厚度,分别见3.1.79,3.1.80和3.1.81。	δ 单位为毫米(mm)
3.1.79	位移厚度 displacement thickness	由于边界层的存在而使自由流线向外推移的距离。 $\delta_d = \int_0^h (1 - \frac{\rho u}{\rho_e u_e}) dy$	δ_d
3.1.80	动量厚度 momentum thickness	又称动量亏损厚度。由于边界层的存在而引起的动量流率的亏损。 $\delta_m = \int_0^h \frac{\rho u}{\rho_e u_e} (1 - \frac{u}{u_e}) dy$	δ_m
3.1.81	能量厚度 energy thickness	又称能量耗散厚度。由于边界层的存在而引起的能量的亏损。 $\delta_{en} = \int_0^h \frac{\rho u}{\rho_e u_e} (1 - \frac{u^2}{u_e^2}) dy$	δ_{en}

3.2 实验空气动力学 experimental aerodynamics

编号	术 语	定义或说明	符号和单位
3.2.1	实验空气动力学 experimental aerodynamics	空气动力学的一个分支。用实验的方法研究气体的流动特性和气体绕物体流动时的相互作用规律的一门学科。	
3.2.2	相对性原理 relativity principle	两个惯性运动的物体之间,其相互作用取决于它们之间的相对速度和相对位置。	
3.2.3	相似准则 similarity criterion	流动现象的各参数所组成的描述流动特性的无量纲量,即判定两个流动现象相似必须遵守的原则。	
3.2.4	风洞 wind tunnel	在一个按一定要求设计的管道内,产生可控制流动参数的人工气流,供空气动力试验使用的设备。	
3.2.5	二维风洞 two-dimension wind tunnel	旧称二元风洞。试验段内的气流为二维流动的风洞,主要用于翼型试验。有直流式和回流式两类。	
3.2.6	增压风洞 air-boost wind tunnel	又称压力风洞或变密度风洞。为了提高风洞试验的雷诺数,通过提高压力从而提高密度。	
3.2.7	低速风洞 low speed wind tunnel	试验段气流马赫数小于 0.3 的风洞。	
3.2.8	亚跨声速风洞 subsonic and transonic wind tunnel	试验段气流马赫数在 0.3~1.4 的风洞。	
3.2.9	超声速风洞 supersonic wind tunnel	试验段气流马赫数在 1.4~5.0 的风洞。	
3.2.10	高超声速风洞 hypersonic wind tunnel	试验段气流马赫数大于 5 的风洞。	
3.2.11	尾旋风洞 spin wind tunnel	研究飞机尾旋的发展和改出的特种(多为立式)风洞。	
3.2.12	结冰风洞 icing wind tunnel	简称冰风洞。研究飞机在飞行中其机体和部件迎风面以及外露部分结冰规律及预防方法和结冰对飞机气动特性影响的特种风洞。	

编号	术 语	定义或说明	符号和单位
3.2.13	高雷诺数风洞 high Reynolds number wind tunnel	用增加气流总压,降低气流总温或采用重气体或增大模型尺寸等方法,使试验雷诺数接近于飞机实际飞行雷诺数的风洞。	
3.2.14	全尺寸风洞 full scale wind tunnel	一种可以进行与真实飞机或部件相同尺寸的模型(或实物)试验的风洞。	
3.2.15	水洞 water tunnel	在一个按一定要求设计的管道内,产生可控制流动参数的人工水流,供水动力试验使用的设备。	
3.2.16	试验段 test section	风洞中可安置模型进行试验的部位。	
3.2.17	通气壁 ventilating wall	风洞试验段的四壁或上下壁呈开孔或开槽状态,使部分气流可流进或流出,主要是用以减少洞壁干扰的试验段壁。	
3.2.18	开闭比 porosity	风洞试验段通气壁板的通气面积 S_p 与壁板面积 S_w 之比,即 $\tau = \frac{S_p}{S_w}$ 开闭比可分为平均开闭比和局部开闭比。平均开闭比为通气壁板的通气总面积与壁板总面积之比;局部开闭比为通气壁板局部面积与其对应的局部壁板面积之比。	τ
3.2.19	自适应壁 adapting wall	使绕模型的流动与自由流绕模型的流动特性相吻合的可调节调壁。	
3.2.20	风洞能量比 energy ratio of wind tunnel	稳定运行的连续式风洞,当未装模型时,单位时间内流过试验段的气流动能与风洞动力装置所输入的功率之比,即 $ER = \frac{(qSV)_t}{N}$ 式中: q, S, V 分别为试验段的动压、横截面积和风速;N 为风洞动力装置所输入的功率。它有以下三种取法:风扇输给气流的功率,电动机输到风扇的功率以及外电源输给风洞电机的功率。故对能量比也有三种算法。	ER

编号	术 语	定义或说明	符号和单位
3.2.21	风洞流场品质 flow quality of wind tunnel	风洞试验段中模型区流场优劣的程度。	
3.2.22	空速管 pitot tube	又称风速管或皮托管。一种同时测量气流的总压强和静压强,并由此得到气流速度的测量装置。	
3.2.23	多孔探头 multiple-hole probe	一种测量气流总压、静压、动压和流向的测量装置。	
3.2.24	空气动力天平 aerodynamic balance	又称风洞天平。风洞中用以测量气流作用在模型上的空气动力和力矩的测量设备。	
3.2.25	烟流法 smoking flow method	又称烟迹法。在风洞试验段模型前向气流中加入烟雾以显示绕模型流动的空间流态的方法。	
3.2.26	丝线法 tuft method	将一轻而软的纤维(如丝线)的一端规则地粘在模型表面或网格节点上,另一端使其自由,当气流流过模型或网格时,以观察丝线在气流中的形态,判断绕流或空间流动特性的方法。	
3.2.27	油流法 oil flow method	将具有一定黏度的机油与显示剂混合后涂于模型表面,当气流与其相互作用时,显示近物面处流动特性的方法。	
3.2.28	气泡流动显示 bubble flow visualization	用气泡作为示踪粒子显示流态的方法。所用的气泡主要有氮气泡(用于低速风洞)和氢气泡(用于水洞)。	
3.2.29	激光蒸汽屏流动显示 laser vapour screen flow visualization	在气流中用人工方法形成一定浓度的水蒸气,配以激光片光照射,显示绕模型流动特性的方法。	
3.2.30	染色线法 colouring line method	在流体中注入有色剂,利用带色流体显示流态的方法。	
3.2.31	升华法 sublimation method	依靠物面各处的气流条件不同,造成涂于物面的升华材料不同程度地升华,由此显示物面流态的方法。	

编号	术 语	定义或说明	符号和单位
3.2.32	液晶法 liquid crystals method	涂于物体表面的薄层液晶散射白光,液晶涂层感受物体表面流动的剪切应力使一定波长的光向一定的方向散射,在不同剪切应力状态呈现不同的颜色,以确定表面流态的方法。	
3.2.33	阴影法 shadowgraph method	利用光的折射原理显示流动特性的方法。	
3.2.34	纹影法 schlieren method	从聚焦处消除部分折射光从而显示流动特性的方法。	
3.2.35	干涉法 Interferometry	利用光的干涉效应显示流动特性的方法。	
3.2.36	全息摄影术 hologram interferometry	把激光术分成对准目标的光束和参考光束,目标光束通过流体并与参考光束在底片上结合,当底片冲洗和用参考光束照射时,包含在目标中的信息再现。	
3.2.37	全息干涉术 holographic interferometry	通过实时法、双脉冲法等记录极短时间内流动的变化,以显示三维流动。	
3.2.38	片光流动显示 light-sheet flow visualization	一种用高亮度的片光照射流场显示断面流动特性的方法。常用于风洞和水洞试验中。目前多使用激光器作为光源。	
3.2.39	彩色图像流动显示 colour graphic flow visualization	一种以探头在流场中扫描,并将其信号转换为彩色图形,定量给出流动参数数值的方法。	
3.2.40	压力敏感涂料技术 (发光压力传感技术) pressure sensitive paint technique (luminescence pressure sensor technique)	利用光学特性测量物体表面的压力和温度分布,即将一种特殊的压力敏感涂料覆盖在模型表面上,利用一定波长的光照射后,涂料能够发射荧光,测定发射光强度场和温度场,可计算出相应的压力分布。	
3.2.41	激光多普勒测速 laser Doppler velocimeter	利用激光多普勒效应来测量流体的流动速度的方法。	
3.2.42	粒子图像测速 particle image velocimeter	一种以片光为光源,用照相记录不同瞬时示踪粒子的位置从而测量流体速度的方法。	

编号	术 语	定义或说明	符号和单位
3.2.43	热线测量 hot-wire velocimetry	利用热线风速仪测定流体介质的流速,还可以用来测量介质的温度以及测定流体介质成分等的测量方法。	
3.2.44	激光诱导荧光流动显示测量 laser induced fluorescence flow insualization and velocimetry	利用激光诱发荧光显示流动特性和测量流体速度的技术。	
3.2.45	风洞试验 wind tunnel test	利用在风洞试验段中的气流绕模型流动,获得模型空气动力特性和绕流特性的试验。	
3.2.46	模型 model	按相似理论将飞机或部件几何外形缩小或放大,或按质量、刚度等分布要求制成的用以进行飞机空气动力性能试验的物体。	
3.2.47	测力试验 force test	测量气流作用在模型上的空气动力的试验。	
3.2.48	测压试验 pressure test	测量气流绕模型流动时模型表面压力的试验。	
3.2.49	半模型试验 half-model test	在风洞中使用被对称平面所平分的半个模型进行的试验。	
3.2.50	二维模型试验 two-dimensional model test	利用二维模型,在风洞中测量模型(如翼型)空气动力特性的试验。	
3.2.51	进气道试验 air intake test	利用进气道模型,在风洞中测量进气道内流总压恢复系数、流动畸变、内外阻力和喘振边界等空气动力特性的试验。	
3.2.52	动力模拟试验 engine simulation test	又称飞行带动力试验。在风洞中模拟发动机进、排气和(或)螺旋桨滑流对飞机空气动力特性影响的试验。	
3.2.53	动导数试验 dynamic derivative test	在风洞中测量作用在模型上的空气动力和力矩对运动参数时间变化率的试验。	

编号	术 语	定义或说明	符号和单位
3.2.54	颤振试验 flutter test	利用飞机颤振试验模型,测量不同动压气流流过模型的颤振临界速度、颤振频率和颤振模态等颤振特性的试验。	
3.2.55	抖振试验 buffeting test	在风洞中测量飞机模型的抖振边界和抖振载荷的试验。	
3.2.56	旋转天平试验 rotary balance test	在风洞中使飞机模型绕某一轴作旋转运动,测量气流流过旋转模型时其所受的空气动力的试验,是研究飞机失速/尾旋特性的试验之一。	
3.2.57	地面效应试验 ground effect test	在风洞中模拟地面,测量其对飞机空气动力特性影响的试验。	
3.2.58	浮力修正量 buoyance correction	修正由于风洞试验段的气流沿轴向存在静压梯度,会使模型产生附加阻力的修正量。 $\Delta D_b = -KV \frac{dp}{dl}$ 式中: $\frac{dp}{dl}$ 为轴向静压梯度; V 为模型的体积; K 为模型形状系数。	ΔD_b 单位为牛(N)
3.2.59	阻塞度 percentage of blockage	风洞试验模型的最大迎风面积 A_m 与试验段横截面积 A_t 之比,即 $\epsilon_m = \frac{A_m}{A_t}$	ϵ_m
3.2.60	洞壁干扰 wind tunnel wall interference	由于风洞洞壁的存在引起的对测量模型空气动力的影响。	
3.2.61	支架干扰 support interference	由于支架的存在引起的对测量模型空气动力的影响。	
3.2.62	湍流度因子 turbulence factor	同一模型在大气条件下的临界雷诺数 Re_{cr} 与在风洞气流中的临界雷诺数 Re_{crw} 之比,即 $TF = \frac{Re_{cr}}{Re_{crw}}$	TF

编号	术 语	定义或说明	符号和单位
3.2.63	有效雷诺数 effective Reynolds number	风洞试验段气流湍流度因子 TF 与模型试验雷诺数 Re_m 的乘积, 即 $Re_{eff} = TF \times Re_m$	Re_{eff}
3.2.64	模型自由飞试验 free flight test of model	飞机模型在实际大气或风洞中进行的飞行试验。	
3.2.65	模型旋转中心 center of model turning	在风洞试验段中模型改变姿态角转动时所绕之点。	
3.2.66	飞行试验 flight test	飞机在实际大气条件下所进行的试验。	

3.3 计算空气动力学 computing aerodynamics

编号	术 语	定义或说明	符号和单位
3.3.1	计算空气动力学 computational aerodynamics	空气动力学的一个分支。用数值方法, 借助于电子计算机求满足初、边值条件的空气动力学基本方程组的数值解, 即对空气流动的流场进行数值模拟的学科。	
3.3.2	欧拉方程 Euler equation	理想流体的运动方程组。	
3.3.3	纳维-斯托克斯方程 Navier-Stokes equation	简称 N-S 方程。黏性流体的运动方程组。	
3.3.4	时均值 time average	瞬时物理量在长时间段的平均值。	
3.3.5	雷诺平均方程 Reynolds equation	描述湍流统计量的演化的系综平均 N-S 方程。	
3.3.6	湍流模型 turbulence model	常以雷诺平均方程与脉动运动方程为基础, 依靠理论与经验的结合, 引进一系列模型假设, 建立一组描写湍流平均量的封闭方程组的理论计算方法。	
3.3.7	数值方法 numerical method	用数值离散的方法求解自然科学和工程应用中各类物理问题的一种方法。与理论分析、实验研究构成了科学研究三种基本方法。	

编号	术 语	定义或说明	符号和单位
3.3.8	守恒型方程 conservative equation	以散度形式表示的满足物理守恒定律的方程。	
3.3.9	非守恒型方程 nonconservative equation	以非散度形式表示的满足物理守恒定律的方程。	
3.3.10	定解条件 condition of well-posed solution	描述运动一般规律的方程当附加某些条件(如初始条件或边界条件)后就能完全确定具体运动状态的那些附加条件。	
3.3.11	数值离散 numerical discretization	将无限自由度的连续变量问题化为有限自由度的离散问题,以进行数值模拟和分析的一种方法。	
3.3.12	网格 grid	将连续区域按问题的需要所划分的有限个网点的集合。	
3.3.13	计算格式 computational scheme	求解物理方程中,数值运算所依据的离散化方法。它依赖于物理方程的类型及离散化近似方法。	
3.3.14	迭代格式 iterative scheme	数值求解方程的一种有效方法。从初始近似值出发,采用不同方法逐步逼近精确解的一个重复过程。	
3.3.15	时间推进格式 time marching scheme	对时间变量为双曲型或抛物型方程离散化后以时间变量为推进式的计算格式。	
3.3.16	时间相关法 time-dependent method	用非定常方程求解定常问题的一种常用方法。根据给定的初始条件及随时间改变的约束条件,当时间足够长后,未知函数逐步与时间无关而渐近趋于定常解。	
3.3.17	有限基本解法 method of finite fundamental solution	用有限个满足方程的基本解(如源、汇、偶极子等)的叠加,使其满足边界条件从而把解微分方程问题变为求解代数方程组的问题。	
3.3.18	面元法 panel method	将物面划分为若干小块(称面元),在每个小面元上布置满足方程而强度由边界条件确定的奇点(如源、涡、偶极子及其组合),从而可把微分方程的求解问题化为代数方程组的求解。	

编号	术 语	定义或说明	符号和单位
3.3.19	涡格法 vortex lattice method	在物面划分的小面元上布置离散的马蹄涡,使其在控制点上满足边界条件,从而求解代数方程组而得到数值解的方法。	
3.3.20	有限差分法 finite difference method	微分方程定解问题的一种常用的数值方法。将方程和边界条件进行空间和时间的离散,用差商代替微商,求解差分方程作为原微分方程的近似解。	
3.3.21	分步法 method of fractional steps	把复杂的求解问题的每个时间步分解成若干个中间步,然后用差分解这些比较简单的中间步,最后得到原始问题的近似解。预估—校正二步法、分裂法、互交方向隐式法皆属分步法。	
3.3.22	有限体积法 finite volume method	将求解域划分成若干个有限体积的小单元,在每一小单元内,保证积分形式的守恒关系成立而得到的一组离散方程组,求解此方程组作为原方程的近似解。	
3.3.23	有限元素法 finite element method	简称有限元。以变分原理为基础的一种数值解法。把计算域划分为有限个单元,用适当的插值函数代替未知函数,根据变分原理将微分方程化为代数方程组进行数值求解。	
3.3.24	变分法 variational method	以变分学和变分原理为基础的一种近似计算方法。研究定义在某一函数集上的某种积分的极值问题。	
3.3.25	加权残差法 method of weighted residuals	一种直接从微(积)分方程求近似解的数学方法。根据实际问题选取权函数进行加权平均,消除试函数的近似解与原方程精确解之残差,从而求得原方程的近似解。	
3.3.26	边界元素法 boundary element method	在经典的积分方程法和有限元素法的基础上发展起来的一种数值计算方法。将域内的积分方程化为边界积分方程,通过数值求解边界积分方程得到域内和边界上的函数值。	
3.3.27	特征线法 method of characteristics	以偏微分方程的特征理论为基础运用特征线及特征方程,求双曲偏微分方程定解问题的一种近似计算方法。	

编号	术 语	定义或说明	符号和单位
3.3.28	谱方法 spectral method	偏微分方程的一种数值求解方法。把解近似地展开成光滑函数的有限级数展开式(即解的近似谱展开式),求出展开式系数以获得数值解。	
3.3.29	胞中粒子法 method of partical in-cell	一种计算非定常流的欧拉-拉格朗日的混合方法。它特别适用于求解多介质和大变形流动的问题。	
3.3.30	离散涡元法 method of discrete vortex element	利用随时间变化所形成的离散型涡元求解非定常或定常流的方法。	
3.3.31	数值分析 numerical analysis	对用数学形式表示的数学、物理问题的数值方法的分析、研究,包括数值解的存在性、唯一性,求解的近似理论,数值稳定性、收敛性及误差分析等。	
3.3.32	收敛性 convergence	用近似方程代替微分方程的数值解中,当表征其近似程度的参数(如网格大小,最大有限元直径等)趋于零时,近似解趋于精确解,称此数值解具有收敛性。	
3.3.33	稳定性 stability	在数值求解过程中,如果其计算结果对初始数值的误差或计算舍入误差不敏感或呈稳定衰减(或不增)状态,称此种算法具有稳定性。	
3.3.34	跳跃条件 jump condition	流体流动出现内部间断(如激波)时,此处微分方程失去意义,需要用间断面两侧各力学量之间物理上存在的关系,即Rankine-Hugoniot条件作为特殊的边界条件,称为跳跃条件。它作为流动的内边界条件并保证解的唯一性所必需。	
3.3.35	熵条件 entropy condition	对满足初始条件的双曲型偏微分方程柯西问题的弱解,为保证其解是唯一的(称为物理解),在间断面上必须满足的熵增的跃变条件。	
3.3.36	激波装配法 shock fitting method	双曲型方程数值解法中处理激波的一种方法。即在间断面两侧区域分别满足方程,激波两边作为边界条件,其物理量由激波的Hugoniot关系相关联,且将激波作为待定的运动边界。	

编号	术 语	定义或说明	符号和单位
3.3.37	激波捕捉法 shock capturing method	双曲型方程数值解法中处理激波的一种方法。对激波不需作任何特殊处理,而在计算公式中直接或间接地引进“黏性效应”项,以便自动算出激波的位置和强度,来捕捉激波。	
3.3.38	人工耗散[黏性] artificial dissipation	数值求解双曲型方程时,人为地或由于格式自动地引入扩散项,起黏性耗散作用,产生平滑效果。	
3.3.39	黏性/无黏干扰模拟 viscous/inviscid interaction simulation	大雷诺数的实际流动,流场可划分为无黏流区和贴近物面及近尾迹区内的黏性薄层区,分别求解无黏流区和黏性流区并耦合两部分的解,从而得到整个流场解。	
3.3.40	网格生成技术 grid generation technique	生成数值计算的空间网络的方法。将物理空间点转换为计算空间网格点的方法通常有保角变换法、代数生成法和微分方程法。	
3.3.41	多重网格技术 multiple grid technique	在数值计算过程中,联合运用间距不同的多重网格求解差分方程,以达到消除不同波长的误差分量,提高数值解的精度和效率的方法。	
3.3.42	自适应网格技术 adaptive grid technique	在数值计算过程中,根据解的变化和需要,计算网格能自动进行调整,以提高数值计算效率和精度。	
3.3.43	高分辨率格式 high resolution scheme	求解具有间断解的微分方程中构造的一种无振荡或基本无振荡的,且对激波解具有高分辨率的差分格式。	
3.3.44	区域分解方法 domain decomposition method	将计算域分解为若干子域,分别求解再进行综合的一种数值计算方法。此种方法便于在各子域中运用适应其特点的数学模型、计算方法和格式,使总体解更符合实际,并有利于采用并行算法,加快运算速度。	

编号	术 语	定义或说明	符号和单位
3.3.45	反问题方法 inverse method	根据给定的目标函数,例如压力或速度分布,求得对应的几何外形的方法。	
3.3.46	并行处理 parallel processing	研究计算机中发生的各类同时性技术,即能同时执行多个任务或多条指令或同时对多个数据项进行处理,达到大幅度提高运行速度和解题能力的一种技术。	
3.3.47	前置处理 pre-processing	用数值方法求解主控方程前期工作进行的预先处理,如网格的构造、计算条件的选择等。	
3.3.48	后置处理 post-processing	对数值计算结果进行的数据处理,如可视化技术显示、表格、曲线、文档等的处理。	

3.4 飞机空气动力学 aircraft aerodynamics

编号	术 语	定义或说明	符号和单位
3.4.1	升力线斜率 slop of lift curve	升力系数 C_L 对迎角 α 的导数 $\partial C_L / \partial \alpha$ (C_L 见 GB/T 16638.4—2008 中 3.1.2.2)	$C_{L\alpha}$
3.4.2	最大升力系数 maximum lift coefficient	C_L 对迎角 α 变化曲线中的 C_L 最大值。	C_{Lmax}
3.4.3	配平升力系数 trim lift coefficient	飞机在飞行中保持全机俯仰力矩为零时的升力系数。	C_{Ltri}
3.4.4	翼身组合体升力 wing-body combination lift	机翼与机身组合时的升力,即 $L_{WB} = L_{W(B)} + \Delta L_{B(W)} + L_B$	L_{WB} 单位为牛 (N)
3.4.5	外露翼升力 exposed wing lift	翼身组合体中孤立外露机翼(不包括机身覆盖部分)所产生的升力。	L_{Wexp} 单位为牛(N)

编号	术 语	定义或说明	符号和单位
3.4.6	毛机翼升力 gross wing lift	翼身组合体中包括机身覆盖部分的机翼所产生的升力。	L_W 单位为牛(N)
3.4.7	机身干扰下外露翼升力 exposed wing lift involved body interaction	有机身干扰影响下的外露翼升力。	$L_{W(B)}$ 单位为牛(N)
3.4.8	翼对身干扰升力 body lift due to wing interaction	机翼对机身干扰引起的升力。	$\Delta L_{B(W)}$ 单位为牛(N)
3.4.9	单独机身升力 isolated body lift	单独存在的机身的升力。	L_B 单位为牛(N)
3.4.10	升力干扰因子 lift interference factor	翼身组合体的升力与升力的比值。 $K = K_{B(W)} + K_{W(B)}$ $K_{B(W)} = \Delta L_{B(W)} / L_{W \text{ exp}}$ $K_{W(B)} = L_{W(B)} / L_{W \text{ exp}}$	K $K_{B(W)}$ $K_{W(B)}$
3.4.11	翼身尾组合体升力 wing-body-tail combination lift	机翼、机身、尾翼组合体的升力。	L_{WBT} 单位为牛(N)
3.4.12	临界迎角 critical angle of attack	升力系数为最大值时所对应的迎角。	α_{cr} 单位为度(°)
3.4.13	零升迎角 zero-lift angle of attack	升力系数为零时所对应的迎角。	α_0 单位为度(°)
3.4.14	最大许用迎角 maximum permissible angle of attack	保证飞行安全所允许的最大使用迎角。	α_{max} 单位为度(°)
3.4.15	升阻比 lift-drag ratio	升力系数 C_L 与阻力系数 C_D 之比值, 即 $K = C_L / C_D$ (C_D 见 GB/T 16638.4—2008 中 3.1.2.4)	K

编号	术 语	定义或说明	符号和单位
3.4.16	极曲线 polar	升力系数相对阻力系数的变化曲线。	
3.4.17	配平极曲线 trim polar	飞机保持平衡(即绕重心俯仰力矩为零)时的升力系数相对阻力系数的曲线。	
3.4.18	巡航升阻比 cruising lift-drag ratio	飞机作巡航飞行时所对应的升阻比。	K_{cru}
3.4.19	最大升阻比 maximum lift-drag ratio	升阻比 K 的最大值。	K_{max}
3.4.20	失速 stall	当飞机发生非指令性俯仰、滚转或偏航,或出现不可忍受的抖动或结构振动,或升力系数随迎角增加开始下降等三种情况之一的异常现象。其机理在于大迎角(或激波诱导)机翼边界层分离。	
3.4.21	深失速 deep stall	失速后的飞机不能利用操纵舵面脱离失速的现象。	
3.4.22	失速迎角 stall angle	发生失速现象时所对应的迎角。	α_s 单位为度($^{\circ}$)
3.4.23	过失速区 post-stall range	一般指大于临界迎角 α_{cr} 的飞行迎角范围。	
3.4.24	零升阻力 zero-lift drag	升力为零时所对应的阻力。	D_0 单位为牛(N)
3.4.25	升致阻力 drag due to lift	由于升力而产生的阻力。	D_l 单位为牛(N)
3.4.26	摩擦阻力 friction drag	简称摩阻。黏性气流与飞机表面摩擦而产生的阻力。	D_f 单位为牛(N)
3.4.27	诱导阻力 induced drag	简称诱阻。机翼尾涡诱生的阻力。	D_i 单位为牛(N)

编号	术 语	定义或说明	符号和单位
3.4.28	激波阻力 wave drag	简称波阻。超声速气流中因激波而引起的阻力。	D_w 单位为牛(N)
3.4.29	压差阻力 pressure drag	简称压阻。物面压力所引起的阻力。	D_p 单位为牛(N)
3.4.30	黏性压差阻力 viscous pressure drag	因气流黏性作用引起物面压力分布变化所形成的阻力。	D_{vp} 单位为牛(N)
3.4.31	底部阻力 base drag	飞机机体尾部因截尾而引起气流分离所形成的阻力。	D_b 单位为牛(N)
3.4.32	动态失速 dynamic stall	翼型、机翼和飞机等在进行大迎角非定常运动时因绕流分离引起失速发生动态延缓或迟滞这一复杂的非定常气动力现象。	
3.4.33	最小阻力系数 minimum drag coefficient	在极曲线上阻力系数的最小值。	C_{Dmin}
3.4.34	零升阻力系数 zero-lift drag coefficient	飞机或其部件升力为零时所对应的阻力系数。	C_{D0}
3.4.35	升致阻力系数 drag coefficient due to lift	因产生升力系数而诱致的阻力系数。	C_{D1}
3.4.36	阻力发散 drag divergence	飞机跨声速飞行时因产生局部激波而引起的阻力急剧增加的现象。	
3.4.37	阻力发散马赫数 drag divergence Mach number	阻力系数 C_D 随自由流马赫数 Ma_∞ 变化时 $\partial C_D / \partial Ma_\infty = 0.1$ 所对应的马赫数。	Ma_D
3.4.38	前缘吸力 leading-edge suction	机翼前缘低压区引起的沿前缘外法向的力。	F 单位为牛(N)

编号	术 语	定义或说明	符号和单位
3.4.39	前缘吸力系数 leading-edge suction coefficient	前缘吸力 F 与 $q_\infty S$ 之比, 即 $C_F = F/(q_\infty S)$ 式中: q_∞ 为自由流动压; S 为参考面积。	C_F
3.4.40	前缘推力系数 leading-edge thrust coefficient	前缘吸力系数在推力方向的分量, 即 $C_T = C_F \cos \Delta$ 式中: Δ 为机翼前缘后掠角。	C_T
3.4.41	配平阻力系数 trim drag coefficient	为平衡飞机在飞行中绕重心的俯仰力矩和操纵力所需的空气动力引起的阻力系数。	$C_{D_{\text{tri}}}$
3.4.42	零升俯仰力矩系数 zero-lift pitching moment coefficient	对应于升力系数为零的俯仰力矩系数。	C_{m0}
3.4.43	零迎角俯仰力矩系数 zero-angle of attack pitching moment coefficient	迎角为零时作用于飞机或其部件的俯仰力矩系数。(俯仰力矩系数见 GB/T 16638.4—2008 中 3.1.3.8)	C'_{m0}
3.4.44	空气动力中心 aerodynamic center	又称焦点, 简称气动中心。飞机或其部件因迎角变化引起的升力增量的作用点。	F
3.4.45	气动中心位置 position of aerodynamic center	又称焦点位置。气动中心距机翼平均气动弦前缘沿弦向的无量纲距离。对于飞机通常以机翼平均气动弦长的百分数计量。	$\bar{x}_F$
3.4.46	压力中心 pressure center	飞机或其部件的空气动力合力作用点。	CP
3.4.47	尾迹区 wake range	飞机或其部件的尾部受其前面边界层的影响拖下来的低于自由流速度充满涡流的流动区域。	
3.4.48	尾迹区速度阻滞系数 speed deceleration coefficient in wake	尾迹区内的动压与自由流动压的比值。	k_q
3.4.49	配平升降舵(全动平尾)偏角 trim elevator (movable horizontal tail) deflection angle	维持飞机平衡(即 $C_m = 0$)所需升降舵(全动平尾)的偏转角	δ_{triH} 单位为度($^\circ$)

编号	术 语	定义或说明	符号和单位
3.4.50	下洗角 downwash angle	气流受到升力面作用而向下(或向上)偏斜的角度,向下偏为正。	ϵ 单位为度(°)
3.4.51	下洗角导数 downwash angle derivative	$\epsilon_\alpha = \partial \epsilon / \partial \alpha$ 式中: α 为迎角。	ϵ_α
3.4.52	侧洗角 sidewash angle	气流受到升力面作用向侧向偏斜的角度。向右偏为正。	σ 单位为度(°)
3.4.53	侧洗角导数 sidewash angle derivative	$\sigma_\beta = \partial \sigma / \partial \beta$ 式中: β 为侧滑角。	σ_β
3.4.54	缝隙系数 gap coefficient	操纵面与相邻部件之间的缝隙对操纵效率影响的系数。	ζ
3.4.55	诱导阻力因子 induced drag factor	$A_i = C_{Di} / C_L^2$	A_i

中 文 索 引

- B**
- 半模型试验 3.2.49
 - 胞中粒子法 3.3.29
 - 边界层 3.1.74
 - 边界层厚度 3.1.78
 - 边界元素法 3.3.26
 - 变分法 3.3.24
 - 标准大气 3.1.2
 - 并行处理 3.3.46
 - 不可压缩流 3.1.21
- C**
- 彩色图像流动显示 3.2.39
 - 测力试验 3.2.47
 - 侧洗角 3.4.52
 - 侧洗角导数 3.4.53
 - 层流 3.1.69
 - 层流边界层 3.1.75
 - 测压试验 3.2.48
 - 颤振试验 3.2.54
 - 超声速风洞 3.2.9
 - 超声速流 3.1.18
 - 猝发现象 3.1.38
- D**
- 单独机身升力 3.4.9
 - 低速风洞 3.2.7
 - 低速流 3.1.15
 - 底部阻力 3.4.31
 - 地面效应试验 3.2.57
 - 点涡 3.1.49
 - 迭代格式 3.3.14
 - 定常流 3.1.22
 - 定解条件 3.3.10
 - 洞壁干扰 3.2.60
 - 动导数试验 3.2.53
 - 动力模拟试验 3.2.52
 - 动量厚度 3.1.80
 - 动态失速 3.4.32
- E**
- 动压 3.1.63
 - 多重网格技术 3.3.41
 - 多孔探头 3.2.23
 - 抖振试验 3.2.55
- F**
- 二维风洞 3.2.5
 - 二维模型试验 3.2.50
- F**
- 反问题方法 3.3.45
 - 弗劳德数 3.1.42
 - 非定常流 3.1.23
 - 非守恒型方程 3.3.9
 - 飞行试验 3.2.66
 - 分步法 3.3.21
 - 分离流 3.1.73
 - 风洞 3.2.4
 - 风洞流场品质 3.2.21
 - 风洞能量比 3.2.20
 - 风洞试验 3.2.45
 - 风速管 3.2.22
 - 浮力修正 3.2.58
 - 缝隙系数 3.4.54
- G**
- 干涉法 3.2.35
 - 高超声速流 3.1.19
 - 高超声速风洞 3.2.10
 - 高分辨率格式 3.3.43
 - 高雷诺数风洞 3.2.13
 - 过失速区 3.4.23
- H**
- 后置处理 3.3.48
 - 环量 3.1.53
 - 汇 3.1.46
- J**
- 激波 3.1.31

激波捕捉法	3.3.37
激波(斜)角	3.1.32
激光蒸汽屏流动显示	3.2.29
激波装配法	3.3.36
激波阻力	3.4.28
激光多普勒测速	3.2.41
激光诱导荧光流动显示测量	3.2.44
机身干扰下外露翼升力	3.4.7
极曲线	3.4.16
计算格式	3.3.13
计算空气动力学	3.3.1
迹线	3.1.56
加权残差法	3.3.25
结冰风洞	3.2.12
进气道试验	3.2.51
静温	3.1.65
静压	3.1.62
卷吸效应	3.1.39

K

开闭比	3.2.18
可压缩流	3.1.20
克努森数	3.1.44
空气比热比	3.1.9
空气[动力]黏度	3.1.6
空气动力天平	3.2.24
空气动力学	3.1.1
空气动力中心	3.4.44
空气密度	3.1.5
空气温度	3.1.4
空气压力(压强)	3.1.3
空气压缩比	3.1.10
空速管	3.2.22
跨声速流	3.1.17

L

雷诺数	3.1.33
雷诺应力	3.1.35
雷诺平均方程	3.3.5
离散涡元法	3.3.30
粒子图像测速	3.2.42
临界雷诺数	3.1.34
临界马赫数	3.1.27

临界声速	3.1.12
临界迎角	3.4.12
流动稳定性	3.1.36
流函数	3.1.67
流线	3.1.55
零升俯仰力矩系数	3.4.42
零升迎角	3.4.13
零升阻力	3.4.24
零升阻力系数	3.4.34
零迎角俯仰力矩系数	3.4.43

M

马赫波	3.1.28
马赫数	3.1.11
马蹄涡	3.1.52
脉线	3.1.57
毛机翼升力	3.4.6
面涡	3.1.51
面元法	3.3.18
摩擦阻力	3.4.26
模型	3.2.46
模型旋转中心	3.2.65
模型自由飞试验	3.2.64

N

纳维-斯托克斯方程	3.3.3
能量厚度	3.1.81
拟序结构	3.1.37
黏流	3.1.24
黏性/无黏干扰模拟	3.3.39
黏性压差阻力	3.4.30
努塞尔数	3.1.43

O

欧拉方程	3.3.2
偶极子	3.1.47

P

配平极曲线	3.4.17
配平升降舵偏角	3.4.49
配平升力系数	3.4.3
配平阻力系数	3.4.41
膨胀波	3.1.29

片光流动显示	3.2.38	数值分析	3.3.31
谱方法	3.3.28	数值离散	3.3.11
普朗特数	3.1.40	水洞	3.2.15
		斯特劳哈尔数	3.1.41
		丝线法	3.2.26
气动中心位置	3.4.45	速度系数	3.1.13
气泡流动显示	3.2.28		
气体常数	3.1.8		
前缘推力系数	3.4.40	特征线法	3.3.27
前缘吸力	3.4.38	跳跃条件	3.3.34
前缘吸力系数	3.4.39	通气壁	3.2.17
前置处理	3.3.47	湍流	3.1.70
全尺寸风洞	3.2.14	湍流边界层	3.1.76
全息干涉术	3.2.37	湍流度	3.1.71
全息摄影术	3.2.36	湍流度因子	3.2.62
区域分解方法	3.3.44	湍流模型	3.3.6
染色线法	3.2.30	网格	3.3.12
热线测量	3.2.43	网格生成技术	3.3.40
人工耗散[黏性]	3.3.38	外露翼升力	3.4.5
		尾迹区	3.4.47
		尾迹区速度阻滞系数	3.4.48
熵条件	3.3.35	尾旋风洞	3.2.11
深失速	3.4.21	位函数	3.1.68
升华法	3.2.31	位流	3.1.26
升力干扰因子	3.4.10	位移厚度	3.1.79
升力线斜率	3.4.1	温度边界层	3.1.77
升致阻力	3.4.25	纹影法	3.2.34
升致阻力系数	3.4.35	稳定性	3.3.33
升阻比	3.4.15	涡格法	3.3.19
失速	3.4.20	涡面	3.1.60
失速迎角	3.4.22	涡矢量	3.1.59
时间线	3.1.58	涡线	3.1.54
时间推进格式	3.3.15	无黏流	3.1.25
时间相关法	3.3.16		
时均值	3.3.4		
实验空气动力学	3.2.1		
试验段	3.2.16	下洗角	3.4.50
收敛法	3.3.28	下洗角导数	3.4.51
收敛性	3.3.32	线涡	3.1.50
守恒型方程	3.3.8	相对性原理	3.2.2
数值方法	3.3.7	相似准则	3.2.3
		旋涡	3.1.48

旋转天平试验	3.2.56
巡航升阻比	3.4.18

Y

压差阻力	3.4.29
压力中心	3.4.46
压力敏感涂料技术(发光压力传感技 术)	3.2.40
压缩波	3.1.30
亚跨声速风洞	3.2.8
亚声速流	3.1.16
烟流法	3.2.25
液晶法	3.2.32
翼对身干扰升力	3.4.8
翼身尾组合体升力	3.4.11
翼身组合体升力	3.4.4
阴影法	3.2.33
油流法	3.2.27
有限差分法	3.3.20
有限体积法	3.3.22
有限基本解法	3.3.17
有限元素法	3.3.23
有效雷诺数	3.2.63

诱导阻力	3.4.27
诱导阻力因子	3.4.55
源(点源)	3.1.45
运动黏度	3.1.7

Z

增压风洞	3.2.6
支架干扰	3.2.61
自适应壁	3.2.19
自适应网格技术	3.3.42
自由流	3.1.14
驻点	3.1.61
转捩	3.1.72
总温	3.1.66
总压	3.1.64
阻力发散	3.4.36
阻力发散马赫数	3.4.37
阻塞度	3.2.59
最大升力系数	3.4.2
最大升阻比	3.4.19
最大许用迎角	3.4.14
最小阻力系数	3.4.33

英文索引

- A**
- adapting wall 3.2.19
- adaptive grid technique 3.3.42
- aerodynamics 3.1.1
- aerodynamic balance 3.2.24
- aerodynamic center 3.4.44
- air-boost wind tunnel 3.2.6
- air density 3.1.5
- air intake test 3.2.51
- air pressure 3.1.3
- air temperature 3.1.4
- air viscosity 3.1.6
- artificial dissipation 3.3.38
- B**
- base drag 3.4.31
- body lift due to wing interaction 3.4.8
- boundary element method 3.3.26
- boundary layer 3.1.74
- boundary layer thickness 3.1.78
- bubble flow visualization 3.2.28
- buffeting test 3.2.55
- buoyance correction 3.2.58
- burst 3.1.38
- C**
- center of model turning 3.2.65
- center of pressure 3.4.46
- circulation 3.1.53
- coherent structure 3.1.37
- colour graphic flow visualization 3.2.39
- colouring line method 3.2.30
- compressibility of air 3.1.10
- compressible flow 3.1.20
- compression wave 3.1.30
- computational scheme 3.3.13
- condition of well-posed solution 3.3.10
- conservative equation 3.3.8
- convergence 3.3.32
- critical angle of attack 3.4.12
- critical Mach number 3.1.27
- critical Reynolds number 3.1.34
- critical sound speed 3.1.12
- cruising lift-drag ratio 3.4.18
- D**
- deep stall 3.4.21
- displacement thickness 3.1.79
- domain decomposition method 3.3.44
- doublet 3.1.47
- downwash angle 3.4.50
- downwash angle derivative 3.4.51
- drag divergence 3.4.36
- drag coefficient due to lift 3.4.35
- drag divergence Mach number 3.4.37
- dynamic derivative test 3.2.53
- dynamic pressure 3.1.63
- dynamic stall 3.4.32
- E**
- effective Reynolds number 3.2.63
- energy ratio of wind tunnel 3.2.20
- energy simulation test 3.2.52
- energy thickness 3.1.81
- entrainment effect 3.1.39
- entropy condition 3.3.35
- Euler equation 3.3.2
- expansion wave 3.1.29
- experimental aerodynamics 3.2.1
- exposed wing lift 3.4.5
- exposed wing lift involved body interaction 3.4.7
- F**
- finite difference method 3.3.20
- finite element method 3.3.23
- finite volume method 3.3.22
- flight test 3.2.66
- flow quality of wind tunnel 3.2.21

flow stability	3. 1. 36
flutter test	3. 2. 54
force test	3. 2. 47
free flight test of model	3. 2. 64
friction drag	3. 4. 26
Froude number	3. 1. 42
full scale wind tunnel	3. 2. 14

G

gap coefficient	3. 4. 54
gas constant	3. 1. 8
grid	3. 3. 12
grid generation technique	3. 3. 40
gross wing lift	3. 4. 6
ground effect test	3. 2. 57

H

half-model test	3. 2. 49
high resolution scheme	3. 3. 43
high Reynolds number wind hypersonic flow	3. 2. 13
hypersonic flow	3. 1. 19
holographic interferometry	3. 2. 37
hologram interferometry	3. 2. 36
horse-shoe vortex	3. 1. 52
hot-wire velocimetry	3. 2. 43
hypersonic wind tunnel	3. 2. 10

I

icing wind tunnel	3. 2. 12
incompressible flow	3. 1. 21
induced drag	3. 4. 27
induced drag factor	3. 4. 55
interferometry	3. 2. 35
inverse method	3. 3. 45
inviscid flow	3. 1. 25
isolated body lift	3. 4. 9
iterative scheme	3. 3. 14

J

jump condition	3. 3. 34
----------------------	----------

K

kinematic viscosity	3. 1. 7
---------------------------	---------

Knudsen number	3. 1. 44
----------------------	----------

L

laminar boundary layer	3. 1. 75
laminar flow	3. 1. 69
laser doppler velocimeter	3. 2. 41
laser induced fluorescence flow insualization and velocimetry	3. 2. 44
laser vapour screen flow visualization ...	3. 2. 29
leading-edge suction	3. 4. 38
leading-edge suction coefficient	3. 4. 39
leading-edge thrust coefficient	3. 4. 40
light-sheet flow visualization	3. 2. 38
liquid crystals method	3. 2. 32
low speed flow	3. 1. 15
low speed wind tunnel	3. 2. 7

M

Mach number	3. 1. 11
Mach wave	3. 1. 28
maximum lift coefficient	3. 4. 2
maximum lift drag ratio	3. 4. 19
maximum permissible angle of attack ...	3. 4. 14
method of characteristics	3. 3. 27
method of discrete vortex element	3. 3. 30
method of finite fundamental solution	3. 3. 17
method of fractional steps	3. 3. 21
method of partical in-cell	3. 3. 29
method of weighted residuals	3. 3. 25
minimum drag coefficient	3. 4. 33
model	3. 2. 46
momentum thickness	3. 1. 80
multiple grid technique	3. 3. 41
multiple-hole probe	3. 2. 23

N

Navier-Stokes equation	3. 3. 3
nonconservative equation	3. 3. 9
numerical analysis	3. 3. 31
numerical discretization	3. 3. 11
numerical method	3. 3. 7
Nusselt number	3. 1. 43

O

oil flow method 3.2.27

P

panel method 3.3.18
 parallel processing 3.3.46
 particle image velocimeter 3.2.42
 pathline 3.1.56
 percentage of blockage 3.2.59
 pitot tube 3.2.22
 point vortex 3.1.49
 polar 3.4.16
 porosity 3.2.18
 position of aerodynamic center 3.4.45
 potential function 3.1.68
 post - processing 3.3.48
 post - stall range 3.4.23
 potential flow 3.1.26
 Prandtl number 3.1.40
 pressure sensitive paint technique (luminescence pressure sensor technique) 3.2.40
 pulseline 3.1.57
 pre - processing 3.3.47
 pressure drag 3.4.29
 pressure test 3.2.48

R

ratio of the air specific heat capacities ... 3.1.9
 relativity principle 3.2.2
 Reynolds equation 3.3.5
 Reynolds number 3.1.33
 Reynolds stress 3.1.35
 rotary balance test 3.2.56

S

schlieren method 3.2.34
 separated flow 3.1.73
 shadowgraph method 3.2.33
 shock capturing method 3.3.37
 shock fitting method 3.3.36
 shock wave 3.1.31
 shock wave angle 3.1.32

sidewash angle 3.4.52
 sidewash angle derivative 3.4.53
 similarity criterion 3.2.3
 sink 3.1.46
 slop of lift curve 3.4.1
 smoking flow method 3.2.25
 source 3.1.45
 speed coefficient 3.1.13
 speed deceleration coefficient in wake ... 3.4.48
 spectral method 3.3.28
 spin wind tunnel 3.2.11
 stagnation point 3.1.61
 static pressure 3.1.62
 static temperature 3.1.65
 standard atmosphere 3.1.2
 stability 3.3.33
 stall 3.4.20
 stall angle 3.4.22
 steady flow 3.1.22
 stream function 3.1.67
 streamline 3.1.55
 Strouhal number 3.1.41
 sublimation method 3.2.31
 subsonic and transonic wind tunnel 3.2.8
 subsonic flow 3.1.16
 supersonic flow 3.1.17
 supersonic wind tunnel 3.2.9
 support interference 3.2.61
 surface of vorticity 3.1.60

T

temperature boundary layer 3.1.77
 test section 3.2.16
 time average 3.3.4
 time-dependent method 3.3.16
 timeline 3.1.58
 time marching scheme 3.3.15
 total pressure 3.1.64
 total temperature 3.1.66
 transition 3.1.72
 transonic flow 3.1.17
 trim drag coefficient 3.4.41
 trim elevator(movable horizontal) 3.4.49

trim lift coefficient	3.4.3
trim polar	3.4.17
tuft method	3.2.26
turbulence factor	3.2.62
turbulence level	3.1.71
turbulence model	3.3.6
turbulent boundary layer	3.1.76
turbulent flow	3.1.70
two-dimensional model test	3.2.50
two-dimension wind tunnel	3.2.5

U

unsteady flow	3.1.23
---------------------	--------

V

variational method	3.3.24
viscous/inviscid interaction simulation	3.3.39
viscous flow	3.1.24
viscous pressure drag	3.4.30
ventilating wall	3.2.17
vortex	3.1.48
vortex filament	3.1.50

vortex lattice method	3.3.19
vortex line	3.1.54
vortex sheet	3.1.51
vorticity	3.1.59

W

wake range	3.4.47
water tunnel	3.2.15
wave drag	3.4.28
wind tunnel	3.2.4
wind tunnel test	3.2.45
wind tunnel wall interference	3.2.60
wing-body combination lift	3.4.4
wing-body-tail combination lift	3.4.11

Z

zero-lift angle of attack	3.4.13
zero-lift drag	3.4.24
zero-lift drag coefficient	3.4.34
zero-angle of attack pitching moment coefficient	3.4.43
zero-lift pitching moment coefficient	3.4.42

中 华 人 民 共 和 国
国 家 标 准
空气动力学 概念、量和符号
第 1 部分：空气动力学常用术语
GB/T 16638.1—2008

*

中国标准出版社出版发行
北京复兴门外三里河北街 16 号
邮政编码：100045

网址 www.spc.net.cn

电话：68523946 68517548

中国标准出版社秦皇岛印刷厂印刷
各地新华书店经销

*

开本 880×1230 1/16 印张 2.5 字数 72 千字
2008 年 11 月第一版 2008 年 11 月第一次印刷

*

书号：155066·1-34068 定价 28.00 元

如有印装差错 由本社发行中心调换

版权专有 侵权必究

举报电话：(010)68533533



GB/T 16638.1—2008