

# 滑流区中三角翼大攻角气动力特性的实验研究\*

陈素贞 马家骥 潘文欣

中国科学院力学研究所, 北京(邮政编码 100080)

**摘要** 一种以后掠  $75.7^\circ$  薄三角翼为主要特征的典型航空航天飞行器模型, 在激波管风洞马赫数为 11.9 和 15.4 两种条件下, 攻角范围  $20^\circ \sim 50^\circ$ , 用模型自由飞方法测量了它们的轴向力系数、法向力系数和俯仰力矩特性。相应的实验雷诺数分别为  $3.19 \times 10^4$  和  $1.64 \times 10^4$ , 这两种流动条件均属于稀薄气流的滑流区。

实验结果表明在  $M_\infty = 11.9$  和 15.4 两种条件下, 两种剖面外形模型的升力系数和阻力系数均随攻角加大而递增, 其变化规律有很好的-致性, 且对马赫数并不敏感, 但从体轴系来看, 不仅两种模型的轴向力系数不同, 而且因粘性干扰的缘故, 同一模型  $A$  在  $M_\infty = 15.4$  时比  $M_\infty = 11.9$  时有相对较大的轴向力系数, 但两者随攻角变化的规律一致, 且当  $\alpha > 45^\circ$  时接近牛顿值。此外, 实验表明两种模型的压心系数随攻角均没有明显变化。

**关键词** 气动力测量, 三角翼, 滑流区, 大攻角。

## 引 言

现代高超声速飞机的一体化设计思想使机身与机翼融为一体, 机身的下表面作为超声速燃烧冲压发动机的一部分, 空气经机体头部的激波压缩再进入燃烧室, 而燃烧后的气体则主要通过机体后身呈喷管型的下表面来膨胀。这样升力主要由头波后的高压力来提供而并不需要一个很大的机翼面积, 因此其外形与通常的亚声速或超声速飞机不一样, 图 1 是美国 NASA 提供的一种典型的构想<sup>[1]</sup>。

对这种类型飞行器的高超声速气动特性的实验研究尚未充分开展。本文为开展初步的实验研究, 特别着重于这类外形在稀薄气流条件下的气动力特性, 专门设计了一种薄三角翼外形, 其上、下表面由不同剖面外形构成。翻转  $180^\circ$  后可作为两种不同的特定形状, 以资比较它们在滑流区中大攻角的气动力特性。一方面用以考核实验方法和实验能力, 同时由于这一范围中这种类型模型的气动实验数据甚少, 本实验结果还可作为理论或工程计算方法的参考数据。

实验是在力学所激波管风洞马赫数分别为 11.9 和 15.4 两种条件下进行的, 相应的

\* 国家自然科学基金资助项目。

本文于 1991 年 10 月 4 日收到, 1992 年 2 月 24 日收到修改稿。

流动条件属滑流区。由于薄翼模型以及大攻角实验的要求，采用模型自由飞方法进行气动力测量。以下就实验装置、测试和模型以及测定结果作一简单叙述。

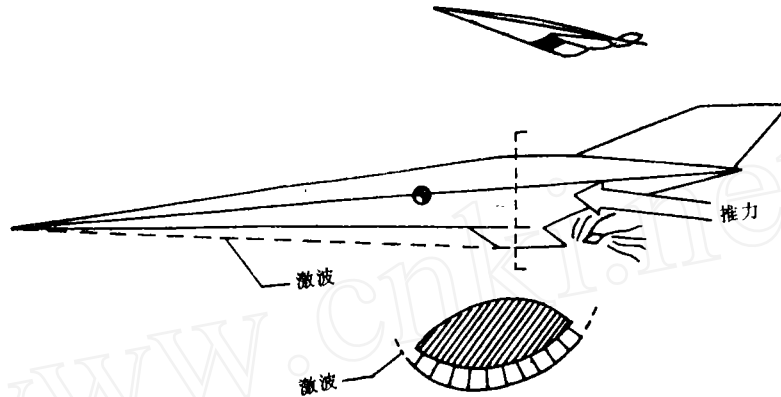


图1 一体化设计的空天飞机构想  
Fig. 1 Hypersonic vehicle with integrated SCRAMjet(after J.D. Anderson)

## 一、实验描述

实验在 JF-8 高超声速激波管风洞中进行，该设备驱动管内径 150mm 由氢气并适当加氮作驱动气体，以达到缝合驱动的工作条件；被驱动管的内径 155mm，长度 13.5m，以空气为工作介质，形成激波马赫数为  $M_s=4.22$  的驱动条件，并在喷管入口处达到滞止温度  $T=2188\text{K}$ ，压力  $P_0=5.17\text{MPa}$  可有 10 毫秒准定常工作时间。经高超声速喷管的膨胀加速，相应于两种不同的喉道截面，分别产生  $M_\infty=11.9$  和  $M_\infty=15.4$  的均匀流场，流动参数见表 1，有关设备及调试细节参考文献[2]。这两种高超声速流所相应的来

表 1 实验的流场参数

$M_\infty$	$Re_\infty(1/m)$	$P_\infty(\text{Pa})$	$T_\infty(\text{K})$	$q_\infty(\text{KPa})$	$Kn$
11.94	$4.81 \times 10^5$	26.4	252	2.69	0.0032
15.38	$2.47 \times 10^5$	4.63	154	0.78	0.011

流雷诺数分别为  $Re=4.81 \times 10^6(1/m)$  和  $Re=2.47 \times 10^5(1/m)$ ，以模型实际长度  $L=66.3\text{mm}$  为特征长度，则流动的特征雷诺数为  $3.19 \times 10^4$  和  $1.64 \times 10^4$ 。按划分稀薄气体的努森数来标志，则此流动条件下分子平均自由程分别为  $0.214\text{mm}$  和  $0.749\text{mm}$ ，努森数为  $Kn=0.0032$  和  $0.011$ 。这一实验条件已在连续流边缘并进入滑流区，计算中，壁面无滑移条件不再有效，因此对在这种情况下模型气动特性系数的实验结果具有较大意义。

模型选定由半个椭圆锥和半个割圆锥所构成的三角翼、身一体化的典型外形，见图 2。该模型左右平面对称，而上、下面由不同剖面的外形构成，当翻转  $180^\circ$  时，可代表两种不同迎风面外形，以比较不同的气动特性。图中所画位置为 A 模型，当割圆面为迎风面时则为 B 模型，椭圆锥底部长轴为  $36.3\text{mm}$ ，短轴为  $15.58\text{mm}$ ；割圆锥底部

直径为72.0mm，所取弦长为36.3mm构成模型底平面与对称轴垂直，机体半锥角为 $14.3^\circ$ ，即机翼后掠角为 $75.7^\circ$ 。模型由硬质发泡塑料模注成型，因此外形重复性较好，

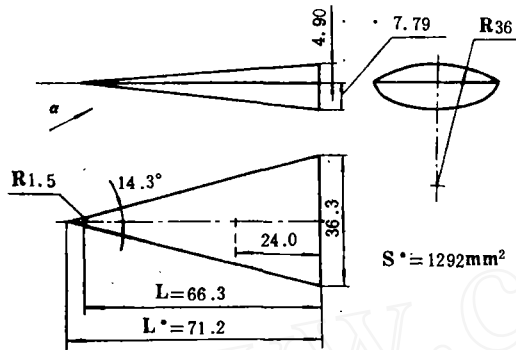


图2 实验模型外形和尺寸  
Fig. 2 Configuration of the model

实测模型抽样结果的平均尺寸如图中所注。由于加工工艺的原因无法得到模型尖顶，于是作 $R=1.5\text{mm}$ 的修圆平滑，在图中注出了理论尖点位置，作为压心和力矩系数的参考点。

模型自由飞方法是一种无支杆的非接触式气动力测量方法，由记录受气动载荷支配作自由飞运动的模型轨迹，来换算其气动力系数。它特别适用于大攻角和薄翼对支架干扰难以处理的情况。模型的运动由同步控制的高速摄影系统记录，经测读、

处理获得等姿态(或少量旋转)模型质心的运动记录并得到其运动加速度。由于已知模型的物理、几何参数和动压值，即可知所得气动力系数的诸分量。

## 二、气动力系数的修正牛顿公式估算

牛顿理论指出：在高超声速流中物体所受的力只与物体面元和该面元与气流方向的倾角相关，即对面元有

$$C_p = C_{p_{\max}} \cos^2 \eta \quad (1)$$

其中： $\eta$ 为面元的法线方向与气流的夹角， $C_{p_{\max}}$ 为驻点压力系数。

基于上述思想，我们任意选取模型上一面元，求出其所受的力，然后积分整个物面，即求出模型所受的力。模型坐标见图3。

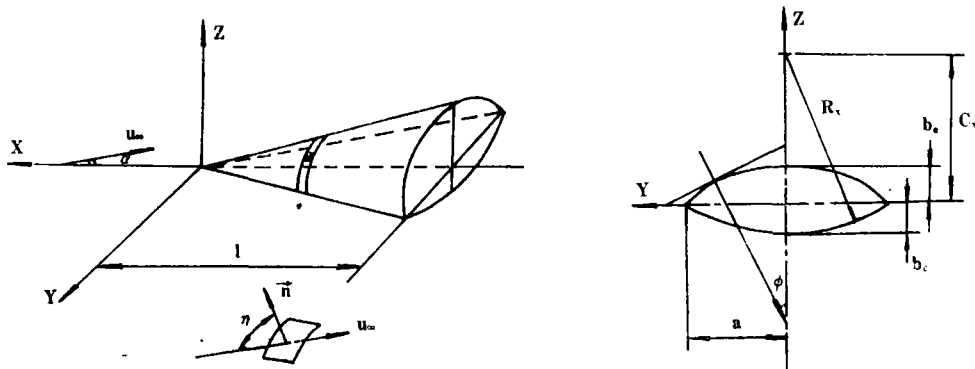


图3 模型体轴系及面元选取图  
Fig. 3 Body axis and defined element

图中： $\theta$ 为任一点处的切线(沿 $x$ 轴)方向与 $x$ 轴的夹角， $\varphi$ 为在任一 $yoz$ 平面中，任一点处的法线与 $z$ 轴的夹角。所以对任一面元有

$$\cos A = \frac{n_x}{n} = -\sin \theta \quad (2)$$

$$\cos B = \frac{n_y}{n} = -\cos \theta \sin \varphi \quad (3)$$

$$\cos C = \frac{n_z}{n} = -\cos \theta \cos \varphi \quad (4)$$

$$\cos \eta = \sin \theta \cos \alpha - \cos \theta \cos \varphi \sin \alpha \quad (5)$$

面元所受的法向力为  $dN = q_\infty C_p \cos C dS$  (6)

其中

$$dS = \sqrt{1 + (dz/dy)^2} dx dy / \cos \theta = \sqrt{1 + (z')^2} dx dy / \cos \theta \quad (7)$$

$$C_p = C_{p_{\max}} \cos^2 \eta, \quad C_{p_{\max}} = 1.82 \quad (8)$$

整个物体所受的法向力为

$$\begin{aligned} N &= \iint_A q_\infty C_{p_{\max}} \cos^2 \eta \cos C \sqrt{1 + (z')^2} dx dy / \cos \theta \\ &= q_\infty C_{p_{\max}} \int_{-1}^0 \int_{-y_a}^{+y_a} [\cos^2 \eta \cos C \sqrt{1 + (z')^2} / \cos \theta] dx dy \end{aligned} \quad (9)$$

同样，轴向力为

$$A = q_\infty C_{p_{\max}} \int_{-1}^0 \int_{-y_a}^{+y_a} [\cos^2 \eta \cos A \sqrt{1 + (z')^2} / \cos \theta] dy dx \quad (10)$$

经过推导得出：

对 A 模型，其截面为椭圆，则有

$$\theta = \operatorname{tg}^{-1} \left[ \frac{\sqrt{y^2 + be^2(x^2/l^2 - y^2/a^2)}}{x} \sin \beta \right] \quad (11)$$

$$\varphi = \operatorname{tg}^{-1} \left[ -\frac{bey^2}{ax^2 \sqrt{a^2 x^2 - l^2 y^2}} \right] \quad (12)$$

$$y_a = \frac{a}{l} x \quad (13)$$

对 B 模型，其截面为割圆，则有

$$\theta = \operatorname{tg}^{-1} \left[ \frac{\sqrt{y^2 + C_x^2 + R_x^2 + 2C_x \sqrt{R_x^2 - y^2}}}{x} \sin \beta \right] \quad (14)$$

$$\varphi = \operatorname{tg}^{-1} \left[ \frac{y}{C_x - z} \right] \quad (15)$$

应用上述公式，求出 A、B 两种模型的法向力系数和轴向力系数用以与实验结果作比较验证。

### 三、实验结果和讨论

实验测得 A 模型在两种实验条件下的法向力系数如图 4 所示。图中还画出了按修

正牛顿公式计算的结果(虚线所示)。法向力系数在这两种 $M$ 数条件下,呈现一致的规律,并和牛顿值吻合得很好。

轴向力系数的结果示于图5,其值高于牛顿预示值,但在攻角小于 $30^\circ$ 时保持了与其一致的变化斜率,并可明显地看出,在 $M_\infty=15.4$ 时有较 $M_\infty=11.9$ 时为高的轴向力系数,主要是由于前者气流更为稀薄,粘性影响更大的缘故。用粘性干扰系数 $\bar{v}'_\infty$ 来看<sup>[3]</sup>,

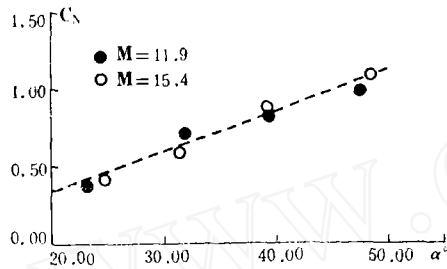


图4 A模型在两种马赫数条件下的法向力系数  
Fig.4 Normal force coefficients of model A at two different Mach numbers

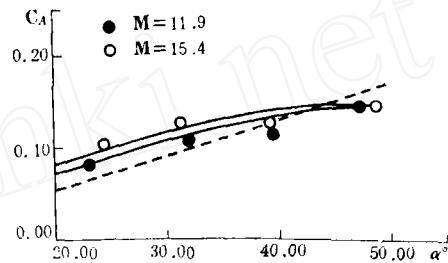


图5 A模型在两种实验条件下的轴向力系数  
Fig.5 Axial fore coefficients of model A at two different Mach numbers

这里

$$\bar{v}'_\infty = M_\infty \frac{\sqrt{C'_{\infty}}}{\sqrt{Re_\infty}} \quad (16)$$

其中 $C'_\infty$ 是与气流温度、壁面温度以及来流马赫数相关的反映粘性的因子,针对两种实验条件下, $\bar{v}'_\infty$ 分别为0.098和0.058,因此在 $M_\infty=15$ 时有更大的粘性影响,因而轴向力系数偏高。轴向力系数的变化在攻角大于 $30^\circ$ 趋于平缓,在 $\alpha=40^\circ\sim 50^\circ$ 范围中不象修正牛顿公式那样一直上升,而是几乎没有变化,其值反而小于牛顿值,这一变化趋势一方面反映了当攻角加大时粘性影响相对减小,同时亦与流动在背风面分离有关,翼前缘的三维效应亦会使得压力分布偏离简单的牛顿理论预示值。但两种不同粘性影响的存在,保持了轴向力系数在整个攻角变化范围中的差异。两种模型的力矩特性,由实验测得结果表明,压心位置随攻角几乎没有变化, $\bar{x}_{c_p} = x_{c_p}/L = 0.663$ (这里 $L$ 为模型特征长, $L=71.2\text{mm}$ )因此力矩系数有与法向力系数一致的变化特征。

下面来比较同一来流条件( $M_\infty=15$ )下,A、B两种不同模型的气动力特征的差异。以法向力系数来看(见图6),B模型的法向力系数低于A模型,当攻角大于 $40^\circ$ 后,两

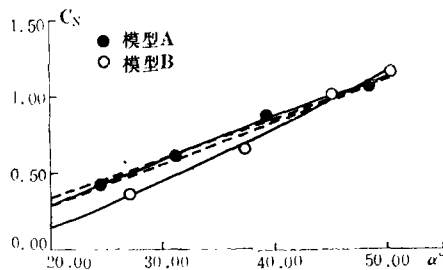


图6  $M_\infty=15.4$ 时两种模型的法向力系数  
Fig.6 Normal force coefficients of model A and B at Mach 15.4

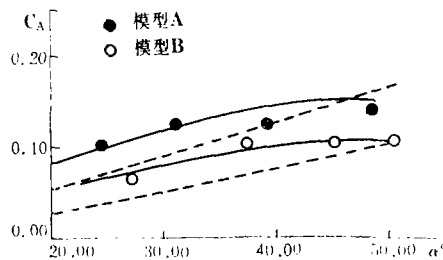


图7  $M_\infty=15.4$ 时两种模型的轴向力系数  
Fig.7 Axial force coefficients of model A and B at Mach 15.4

者趋于一致,其值接近牛顿预示值。两种外形的轴向力系数值均较修正牛顿公式预示值高并呈一致的变化趋势。同时B模型的轴向力系数比A模型小,但当攻角大于 $40^\circ$ 后,两者都趋于不变并与牛顿预示值接近(见图7)。

从风轴系来看,两种模型在不同马赫数的实验条件下所得的阻力系数和升力系数随攻角的变化示于图8。同一种模型的力的系数在这两种实验条件下,并没有明显差异,

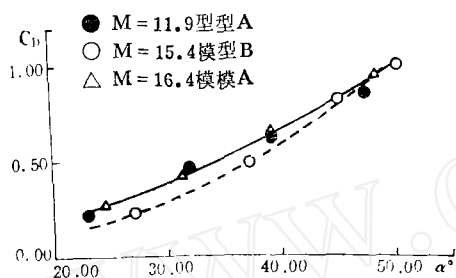


图 8(a) 两种模型的阻力系数

Fig.8(a) Drag coefficients of two models

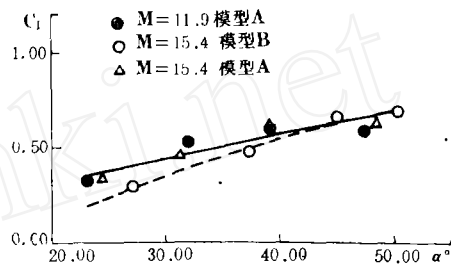


图 8(b) 两种模型的升力系数

Fig.8(b) Lift coefficients of two models

但 A、B 两种模型的差异则比较明显看出: B 模型的升力、阻力系数都比 A 模型低,但在攻角大于 $40^\circ$ 后,两种外形的值趋于一致。

## 四、结 论

本文在激波风洞  $M_\infty = 11.9$  及  $M_\infty = 15.4$  两种高超声速稀薄气流中,用模型自由飞方法测量了一个后掠角为  $75.7^\circ$  的三角翼身一体化典型模型的纵向气动特性。虽然,在来流流动压较低的滑流区条件中,而测得数据规律性较好,并反映了不同外形的气动力系数的差别,说明测力是成功的。但必须指出:实验测量误差仍嫌偏大,其主要来源于从实验记录照片对运动姿态和位置的判读。实际运动记录的判读结果,在同一名义条件下,气动力合力重复几次的误差,大部分均在  $\pm 6\%$  以下,而其方位角则散布较大,尤其对气动力系数值较小的轴向力系数,则影响较大。

初步的实验研究表明了滑流区中这种三角翼身一体化模型在大攻角时的气动力系数对于迎风面外形的差异是十分敏感的,而对不同马赫数及努森数的流动条件所引起的差异相对较小,只是轴向力系数因对粘性参数敏感而有所反映。修正牛顿公式的估算,对法向力系数的变化与实验值有一致的规律,但对轴向力系数由于粘性影响的存在而明显偏离。因此,对此滑流区条件下的气动力系数的预示,必须寻求更为合理的模型。

本实验工作在中国科学院力学研究所激波管和激波风洞实验室完成,得到了实验室的大力支持,在此表示感谢。

## 参 考 文 献

- 1 Anderson J D. Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics, McGraw-Hill, 1989.
- 2 李 歧等. 激波管风洞中高超声速稀薄气体流动状态的获得. 中国科学院力学研究所报告, 1989.
- 3 Burrous R R, Rogers C E. Wind Tunnel Test OA113 of the 0.010-scale Space Shuttle Orbiter Model 51-0 in the CALSPAN Hypersonic Shock Tunnel. NASA CR. 141547, 1975.

## Experiment on Aerodynamic Characteristics of a Thin Delta Winged Body in Hypersonic Rarefied Flow

Chen Suzhen Ma Jiahuan Pan Wenxin  
(*Institute of Mechanics, Academia Sinica*)

**Abstract** The aerodynamic coefficients of a thin Delta winged body were measured by free-flight method in JF-8 shock tunnel at Mach number 11.9 and 15.4. The aero-space plane like model with swept angle of  $75.7^\circ$  consists of two cut cones with different profile, one circle and one elliptic. The experimental condition is laid on rarefied flow with Reynolds number of  $1.64\sim 3.19\times 10^4$ , near to and in the slip flow regime.

The experimental results show that the normal force coefficients of model A and B in two flow conditions are not sensitive to the Mach number and well agreed with the corrected Newtonian's predictions, however the axial force coefficients are different not only for two models, but also for same model at different flow conditions, the lower the Reynolds number of flow condition, the higher the axial force coefficient for the viscosity effects. The results also show that the axial force coefficients are higher than the predictions by Newtonian's theory and getting closer to the values when the angle of attack is higher than 45 degrees.

**Key words** aerodynamic coefficients, Delta wing, hypersonic slip flow regime, high angle of attack.