

⑤ 在超声速高超声速流中横向喷流的分析计算*

300-304

夏南 袁生学⁺

V231.3

(中国科学技术大学力学系 + 中国科学院力学所)

A 摘要 根据动量守恒导出的一种快速工程计算方法,计算了超声速高超声速流中横向喷流轨迹. 并对实验研究中菱形后楔面喷流进行了分析计算. 给出了各种流动和几何参数的影响.

关键词 喷流 超声速流 超燃发动机
中图法分类号 O358 O354

飞行器 横向喷流
发动机

1 引言

随着高超声速飞行器研制的需要,超燃冲压发动机的研制工作至关重要. 在超燃冲压发动机的研制中,美、欧、日等国无论在实验研究还是理论研究方面都投入了大量的人力和物力,取得了令人瞩目的成果. 如何在最短的距离内达到燃料和空气的充分混和和燃烧是其中重要的课题. 燃料的喷射一般有两种形式,垂直喷射和顺流喷射. 此外由于高超声速地空往返式飞行器研制的需要,对于控制飞行姿态横向喷流的研究也有着重要的意义. 最近几年关于超声速横向喷流的数值计算和实验对于搞清其复杂的激波和旋涡结构具有很大的帮助. 在实验方面,日本东京大学的长岛利夫(Toshio Nagashima)等人^[1], Okuyama^[2]等人, Yoshida^[3], Aso, Okuyama, Kawai 和 Ando^[4]都取得了很多成果. 数值模拟方面, Thompson^[5], Warfield^[6], Takahashi 和 Hayashi^[7], Clark 和 Chan^[8], 在二维计算方面: Yeneriz 等^[9], Yu 和 shuen^[10]在三维计算方面都取得了一些成绩. 这些工作计算量都很大. 为了在燃烧室设计和有关实验研究中更好的安排喷孔及相关参数,需要一种快速简便的工程计算喷流轨迹的方法. 这里我们主要根据动量守恒提供一种工程计算喷流轨迹和宽度的方法.

2 分析

在喷流的路径上取一无限小的长度 ds (图 1), 根据力的平衡原理, 沿喷流轴向有,

$$m \frac{dv}{dt} = -mg \cdot \sin\alpha + \Delta P \cdot A \quad (1)$$

式中: ΔP 是沿微元体轴向静压的增量, A 是微元体的横截面积, 垂直于 s 方向, 微元体的力平

1995年6月12日收到.

* 国家自然科学基金资助项目.

衡关系是

$$D + mg \cdot \cos\alpha = \frac{mv^2}{R} \quad (2)$$

式中: R 为轨迹的曲率半径, v 为当地喷流速度, D 为来流作用于喷流微元体法向力, 也称阻碍力. $v = \frac{ds}{dt}$, $ds = Rdx$, $D = C_D q_\infty \sin^2\alpha \cdot h \cdot ds$, h 为喷流宽度. 由于阻碍力和惯性力一般比重力大的多, 因此可忽略后者. 由此(1)和(2)化为

$$\rho v \frac{dv}{ds} = - \frac{dP}{ds} \quad (3)$$

$$\frac{d\alpha}{ds} = - C_D h q_\infty \sin^2\alpha / (\rho v^2 A) \quad (4)$$

$\rho v A$ 为喷流的质量流量, 由连续性方程

$$\rho v A = \rho_i v_i A_i \quad (5)$$

下标 i 表示喷流由孔中喷出时的初始参数, 由此式(4)可写为

$$\frac{d\alpha}{ds} = - \frac{C_D h \rho_\infty v_\infty^2 \sin^2\alpha}{2 \rho_i v_i^2 \left(\frac{A_i^2}{A} \right) \left(\frac{\rho_i}{\rho} \right)} \quad (6)$$

由上式可见, 只要右端各参数已知, 通过数值积分上式, 即可得到喷流轨迹.

由实验数据[2]拟合可得到下列来流对喷流阻碍力系数公式

$$C_D = 1.2 + (M_\infty \sin\alpha)^{7/2} \quad 0 < M_\infty \sin\alpha < 1 \quad (7a)$$

$$C_D = 1.06 + 1.14(M_\infty \sin\alpha)^{-3} \quad 1 \leq M_\infty \sin\alpha \quad (7b)$$

文[3]认为喷流截面形状为一长轴与短轴比为5的椭圆, 并有

$$A(s) = \frac{\pi h^2}{20} \quad (8)$$

$$h = 2.25d + 0.22s \quad (9)$$

将上述各式代入(6), 最后得到

$$\frac{d\alpha}{ds} = - \frac{C_D(\alpha) \sin^2(\alpha)}{2.5\pi} \left(\frac{\rho_\infty v_\infty^2}{\rho_i v_i^2} \right) \left(\frac{\rho}{\rho_i} \right) (2.25 + 0.22S)^3 \quad (10)$$

这里 $\bar{S} = S/d$, d 为圆喷口直径. 这里喷流沿轨迹的密度变化 ρ/ρ_i 是唯一的不可知量, 需利用能量方程计算. 为工程计算方便, 这里作一近似. 由于喷流由喷口喷出后快速膨胀加速, 然后经马赫盘强烈压缩. 所以在喷流轨迹上其流动马赫数是较低的可不考虑密度变化. Schetz^[11] 讨论了密度变化的影响并认为这一假设在工程上是可行的. 将上式进行数值积分, 由出口 α_0 积到任一位置,

$$- \int_{\alpha_0}^{\alpha} \frac{d\alpha}{C_D(\alpha) \sin^2\alpha} = \frac{(\rho_\infty v_\infty^2) / (\rho_i v_i^2)}{0.88 \times 2.5\pi} [(0.22\bar{S} + 2.25)^4 - 2.25^4] \quad (11)$$

上面所述为平面横向喷流轨迹的计算方法. 为加强燃料的混合常采用激波和旋涡干扰的方法, 例如利用楔形尾激波(图2)与喷流的干扰. 喷流与激波的干扰是非常复杂的, 因为主流、喷流的流动马赫数并不相同, 因此这一区域的流场只能通过数值计算才能搞清. 作为工程方法这里采用一简单的方法. 对此, 考虑前斜激波和两个拐角膨胀波对来流的改变. 利用激波和膨胀波关系算得经第二个拐角后的流动参数. 由于喷流是由后楔面喷出, 因此经第二个拐

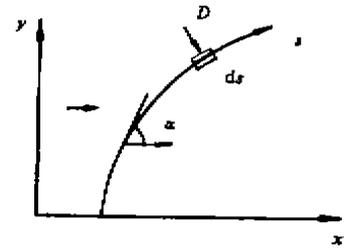


图1 喷流轨迹与力的平衡
Fig. 1 The jet trajectory and force balance

角后的流动参数可作为计算的初始主流参数. 当主流和喷流到达尾激波时都应发生折转

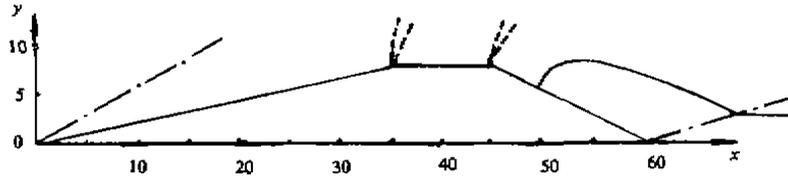


图 2 削尖菱形后楔面喷流

Fig. 2 The diamond-backface jet

(图 3). 主流折转角 θ_2 即为尾楔半楔角. 设尾激波角为 β_2 , 喷流激波角为 β_1 , 喷流与主流的夹角为 α .

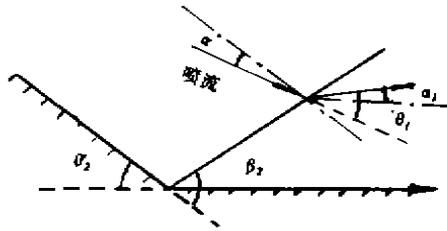


图 3 喷流与尾激波的干扰

Fig. 2 The interaction of the jet with tail shock

$$\beta_1 = \beta_2 - \alpha \quad (12)$$

$$\operatorname{tg} \theta_1 = 2 \operatorname{ctg} \beta_1 \frac{M_3^2 \sin^2 \beta_1 - 1}{M_3^2 (\gamma \cos 2\beta_1) + 2} \quad (13)$$

式中 θ_1 为喷流的折转角, M_3 为尾激波前主流马赫数. 尾激波后喷流与主流的夹角 α_1 可通过下式求得,

$$\theta_1 - \alpha_1 = \theta_2 - \alpha \quad (14)$$

因此有

$$\alpha_1 = \theta_1 - \theta_2 + \alpha \quad (15)$$

经过斜激波后再继续按式(11)计算.

3 计算结果和讨论

首先计算了横向喷流的情况. 取 $M_\infty = 4$, $\frac{\rho_1 v_1^2}{\rho_\infty v_\infty^2} = 4.75$, 计算结果见图 4, 与文[11]的结果同. 当 $x=d_1=100$ 时 $h=24.65d_1$.

第二个算例为 $M_\infty=3$ 时, $\frac{\rho_1 v_1^2}{\rho_\infty v_\infty^2} = 4.8$. 喷流的高度分别为 3.69 和 5.52. 可见喷流高度随动压比的增加而增加. 宽度则变化很小, 因为它主要随轨迹的长度增加.

第三个算例为双楔形后体喷流的情况, 取 $L_1=35, L_2=10, L_3=15, H=16, d_1=1, M_\infty=3$, $\frac{\rho_1 v_1^2}{\rho_\infty v_\infty^2} = 4$ 对于不同的喷孔位置 $S_1=5, 10, 15$ 时喷流的渐近高度 $Y=2.38, 2.40, 2.41$. 图 2 为 $S_1=5$ 时的喷流轨迹. 在 $x=100$ 处, $h=2.38$. 由计算中还可看出 $M_\infty=3, S_1=5$ 时, 动压比分别为 2, 4, 8 时喷流的渐近高度为 1.67, 2.38, 3.37. 可见动压比的影响是主要的. 对于同一动压比, 不同来流马赫数的情况, 也进行了计算. 设动压比 $K_1 = \frac{\rho_1 v_1^2}{\rho_\infty v_\infty^2}$, 计算了 $K_1=2, M_\infty=3$ 和 4 的情况. 得到喷流高度分别为 1.67 和 4.65. 可见 M_∞ 的增加反而引起喷流高度的显著增加. 这是因为当来流马赫数增加时, 通过前激波的压缩和菱形两个拐角的膨胀, 后楔面的马赫数已分别达到 4.13 和 10.67 而喷流与此面气流的动压比 K_2 也已达 5.59 和 141, 可见后者的动压比远远大于前者. 因此喷流的高度远远大于前者. 继续增加来流马赫数 K_2 将趋于无穷, 此时必需大大减少 K_1 或改变菱形参数使得喷流不至于冲得太高. 若继续增加来流马赫数, 例如 $M_\infty > 5$, 膨胀角将大于最大膨胀角, 此时必需改变菱形参数. 以上计算都为单孔喷流的情

况. 对于多孔喷流的情况, 由于喷流之间的相互干扰, 对喷流的轨迹会有一些影响. 文献[12]采用修正阻力系数的方法. 例如并排双孔情况, 可用并排双园柱在超声速流中的阻力系数来修正. 由于缺乏这方面的实验和数值结果, 未能计算. 但由文[12]中对亚声速流中的计算结果中可见, 与实验结果还是符合的很好的. 在两孔距离 $z_h > 3$ 后, 基本与单孔情况相差不大. 只在小于 3 时才有较大影响. 对于前后排列的双孔情况, 则与单孔情况有较大的差别. 对于喷流场的详细结构及喷流与主流的混合和燃烧过程的了解则需求解可压湍流的 N-S 方程来解决. 这在国内外都有一些算例可参阅[5]—[10]. 但计算量是很大的. 而且主要给出的是喷口附近的流场结构.

本文提供的方法可以得到在不同主流和喷流参数时喷流的高度和轨迹及宽度, 这对于燃烧室的初步设计和有关实验中菱形参数, 喷孔及流动参数的安排提供了一个快速简捷的有效方法.

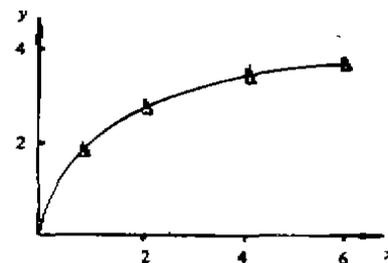


图4 $M_\infty = 4, K_1 = 4.75$ 时的
喷流轨迹

Fig. 2 The jet trajectory at
 $M_\infty = 4, K_1 = 4.75$

参 考 文 献

- [1] 长岛利夫等人. 超音速高温气流中への燃料カス喷射の最適化, 东京大学研究成果报告书, 02452089, 1994.
- [2] Heister S D, Nguyen T T, Karagozian A R. Modeling of Liquid Jets Injected Transversely into a Supersonic Crossflow, AIAA Journal, 1989, 27(12).
- [3] Yoshida A, Tsuji H. Supersonic Combustion of Hydrogen in a Viated Airstream Using Transverse Injection, AIAA J. 1977, 15(4), 463—464.
- [4] Aso S, Okuyama S, Kawai M. Experimental Study on Mixing Phenomena in Supersonic Flows with Slot Injection, AIAA Paper 91—0016, 1991.
- [5] Thompson D S. Numerical Solution of a Two—Dimensional Jet in a Supersonic Cross flow Using an Upwind Relaxation Scheme AIAA Paper 89—1869, 1989.
- [6] Warfield M J. Calculation of Supersonic Interacting Jet Flows. AIAA Paper 89—0666, 1989.
- [7] Takahashi M, Hayashi A K. Numerical Study on Mixing and Combustion of Injecting Hydrogen Jet in a Supersonic Air Flow, AIAA Paper 91—0574, 1991.
- [8] Clark S W, Chan S C. Numerical Investigation of a Transverse Jet for Supersonic Aerodynamic Control, AIAA Paper 92—0639, 1992.
- [9] Yeneriz M A, Davis J C, Harvey D W. Comparison of Calculation and Experiment for a lateral jet From a Hyper-sonic Biconic Vehicle. Part 1 : Effect of Angle of Attack, AIAA Paper 91—2097, 1991.
- [10] Yu S T, Shuen J S. Three-Dimensional Simulation of an Underexpanded Jet Interacting with a Supersonic Cross Flow, AIAA Paper 88—3181, 1988.
- [11] Schetz J A, Billig F S. Penetration of Gaseous Jets Injected into a Supersonic Stream, J. Spacecraft, 1966, 3(11), 1658—1665.
- [12] Isaac K M, Schetz J A. Analysis of Multiple jets in a Cross-Flow. J. of Fluid Engineering, 1982, 104, 489—492.

Analysis and Calculation of Transverse Jet on Hypersonic and Supersonic Flow

Xia Nan Yuan Shengxue⁺

(University of Science and Technology of China +Institute of Mechanics, Academia Sinica of China)

Abstract A fast engineering method is developed according to the momentum conservation. The transverse jet trajectory on supersonic and hypersonic flow is calculated. The diamond-backface jet is analyzed and calculated, and the effects of different parameters of flow and geometry are given.