

喷流干扰效应的快速计算方法^{*}

夏智勋 方 酉 张为华 杨 涛

(国防科技大学航天技术系 长沙 410073)

摘 要 给出了一种快速计算火箭发动机喷流流场的方法,并在此基础上发展了一种计算喷流与物面间干扰流场及飞行器气动特性的工程计算方法。该方法不仅考虑了喷流与物面的碰撞,还考虑了有攻角下自由来流与喷流间的相互干扰。计算结果表明,该方法对飞行器初步设计是十分有用的工具。

关键词 喷流, 气动特性, 航天飞行器

分类号 V411.3

A Quick Model for Calculation of the Exhaust Plumes

Xia Zhixun Fang Dingyou Zhang Weihua Yang Tao

(Department of Aerospace Technology, NUDT, Changsha, 410073)

Abstract A quick calculation method for evaluation of the exhaust plumes of the rocket motors, and the effects of the exhaust plumes on the flow field around the rocket are considered. In this model, the impingement between the plumes and the surface is calculated with the Newton's theory, furthermore the disturbance between the free flow and the plumes is also considered. The results show that the method is useful for the design of spacecraft.

Key words exhaust plume, aerodynamic characteristics, spacecraft

在航天飞行过程中,飞行器发动机多位于飞行器物面附近。在发动机工作过程中,飞行器表面处于喷管羽流场中,喷管羽流可能改变绕飞行器的流场。由于喷流与自由来流之间、喷流与物面之间的相互干扰现象十分复杂,使得喷流干扰效应的计算成为计算这类飞行器气动特性的关键。

1 计算方法

发动机喷流对飞行器气动特性的影响主要表现在以下三个方面:

* 1996年5月11日修稿

(1) 喷流的直接作用: 这主要指喷流直接冲击飞行器表面所产生的作用力, 在航天飞行器上表现尤为突出。(2) 喷流的引射效应: 这是在粘性混和作用下, 高能量的喷流带动了边界外的气流, 使其流速增加, 而喷流内的流速减小。(3) 喷流的体积效应: 该效应改变了飞行器表面的自由来流流场。

1.1 喷流及其与自由来流的相互作用

Piesik^[1,2]的喷流模型将羽流流场分为两个区域, 一个区域称之为有核区($x < x_{ss}$), 另一个区域称之为扩展区($x > x_{ss}$)。这里 x 表示离喷嘴出口处的轴向距离, 下标 ss 代表音速截面。有核区内, 对应任一 x 截面, 沿径向存在一个核心区和燃气空气混合区。假定核心区内参数

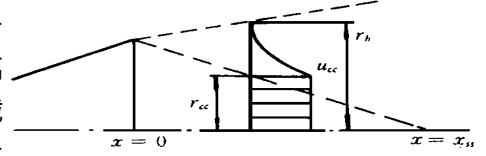


图1 喷流的物理模型

数均匀分布, 而扩展区内只有燃气和空气间的混合, 如图1所示。为求解流场分布, 引入假设: (1) 膨胀或压缩至大气状态后, 动量在不同 x 截面上守恒; (2) 排气成分中金属氧化物为气态; (3) 羽流膨胀或压缩至大气状态后, 静压等于大气压强; (4) 羽流中超音速区不考虑激波影响; (5) 羽流速度按指数规律衰减。

要区别有核区和扩展区, 需首先求音速截面位置 x_{ss} , 根据前已述及的假设有:

$$M_{cl} = M_{opt}(-x/x_{ss} \ln M_{opt}) \quad (1)$$

$$x_{ss} = \frac{150D_{opt}}{\left[\frac{1000\{[(1+\gamma)/2]^{\gamma/(\gamma-1)} - 1\}}{P_{topt}/P_{\infty} - 1} \right]^{1/(0.235M_{opt} + 2.03)}} \quad (2)$$

式中 M 为马赫数, D 为直径, P 为压强, γ 为燃气比热比。下标 cl 表示中心线上参数, 下标 opt 表示最佳状态参数, 下标 t 代表滞止参数, ∞ 代表环境状态。

核心区半径由下式确定:

$$r_{cc} = r_{opt}(M_{cl} - 1)/(M_{opt} - 1) \quad (3)$$

式中:

$$M_{cl} = M_{opt} \exp(-x/x_{ss} \ln M_{opt}) \quad (4)$$

混合区边界半径 r_b 为

$$r_b = -\frac{1}{k} \ln \left[\frac{k(\Phi - \Phi_{cc})}{2\pi q_{cc}} e^{-kr_{cc}^2} \right] \quad (5)$$

式中, Φ 为总动量, Φ_{cc} 为核心区动量, q_{cc} 为核心区动压, k 为经验常数。

参数的径向分布分两个区域考虑:

当 $0 \leq r \leq r_{cc}$ 时:

$$M_{cl} = M_{opt} \exp(-x/x_{ss} \ln M_{opt}) \quad (6)$$

当 $r_{cc} \leq r \leq r_b$ 时, 要考虑燃气与空气之间的混合。根据前面的假设有:

$$q = q_{cc} e^{-kr^2} / e^{-kr_{cc}^2} \quad (r_{cc} \leq r \leq r_b) \quad (7)$$

在扩展区内, 全场燃气与空气混合, 热力参数也要和前面一样进行修正。此时的喷流边界按下式计算:

$$r_b = -\frac{1}{k} \ln \left[1 - \frac{k\Phi}{2\pi q_{cc}} \right] \quad (8)$$

中心线上参数为:

$$T_{cl} = 0.1 [x / (c_1 D_{opt})]^{1/\log_{10} [x / (c_1 D_{opt})]} (T_c - T_\infty) + T_\infty \quad (9)$$

式中, c_1 为与推进剂中铝粉含量有关的常数。

$$P_t = 0.001 (150 D_{opt} / c_2)^{(0.235 M_{opt} + 2.03)} (P_{t_{opt}} - P_\infty) + P_\infty \quad (10)$$

动压沿径向的分布按下式计算:

$$q = q_{cc} e^{-kr^2} = \frac{1}{2} \gamma P_\infty M^2 \quad (11)$$

根据上面所列出的公式, 就可以很方便地计算出最佳膨胀喷管的羽流边界和流场参数。但是在多数情况下, 喷管出口并不是最佳状态, 而是处于欠膨胀状态。此时如假定喷管出口处于最佳状态, 势必带来较大的计算误差。本文对此进行了修正, 修正模型如图2所示。假定在喷管出口外

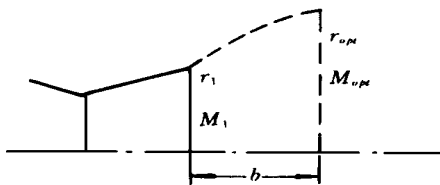


图2 欠膨胀喷管羽流修正模型

延伸得到一个最佳膨胀的理想喷管, 理想喷管外的喷流按上述方法计算, 理想喷管内则假定为一维等熵流。理想喷管的型面按普朗特迈耶尔流确定。设 r_1 , M_1 代表真实喷管出口的半径和马赫数; r_{opt} , M_{opt} 代表理想喷管的出口半径和马赫数。则:

$$M_{opt} = \frac{2}{\gamma - 1} \left[\left(\frac{P_c}{P_\infty} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] \quad (12)$$

$$r_{opt} = \frac{M_1}{M_{opt}} \left[\frac{2 + (\gamma - 1) M_{opt}^2}{2 + (\gamma - 1) M_1^2} \right]^{\frac{\gamma-1}{4(\gamma-1)}} r_1 \quad (13)$$

由此可以求得任一截面处的 M , 进而确定流场参数。由于这一修正区的混合区很薄, 可以不予考虑, 所求得的边界可以认为是核心区边界。

1.2 喷流的体积效应

当箭体表面没有羽流时, 流经表面的气流速度是来流速度; 当有羽流时, 羽流占住了一部分流通面积, 使来流在箭体附近的流通面积变小。这就是羽流的体积效应。对于本文所研究的航天飞行器, 箭体周围存在四股羽流, 羽流与筒体之间的关系如图3所示。设没有羽流时来流的流通面积为 A_0 , 当有羽流时, 来流的流通面积为 A_1 , A_2 为图3中所示的阴影面积。仅考虑一个象限中的流动, 物理模型如图3所示。

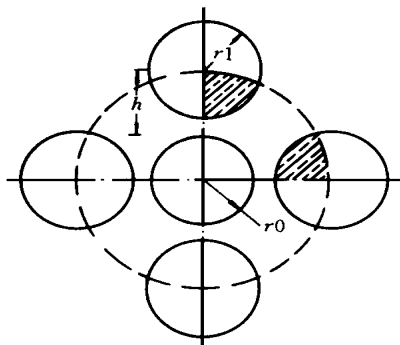


图3 羽流的体积效应

为了快速计算羽流的体积效应, 假设自由来流由面积 A_0 等熵地经面积 A_1 流出。这样就可以通过等熵关系式来确定存在羽流时箭体表面的气流速度。因此, 体积效应计算的关键是计算通气面积 A_1 。 A_1 要根据羽流之间和羽流与箭体之间的相对位置来计算, 有四种可能情况:

(1) 羽流之间, 羽流与箭体之间没有碰撞 ($r_1 < h$ 和 $r_1 < r_h$); (2) 羽流之间没有碰撞, 但羽流与箭体之间有碰撞 ($r_1 > h$, $r_1 < r_h$); (3) 羽流之间有碰撞, 但羽流与箭体之间没

有碰撞 ($r_1 < h$, $r_1 > r_h$); (4) 羽流之间和羽流与箭体之间都发生碰撞 ($r_1 > h$, $r_1 > r_h$)。

1.3 羽流与物面的碰撞

由前面的分析可见, 当 $r_1 > h$ 时, 羽流将碰撞箭体表面, 从而引起物面压强增大。本文根据牛顿碰撞理论确定了碰撞处的物面压强。^[3]

在羽流与箭体碰撞段, 把箭体表面按 x 坐标分成若干网格。设网格点的坐标为 $x(i, j)$, $y(i, j)$, $z(i, j)$, 其中 $z(i, j)$ 坐标由 (i, j) 点圆柱半径的偏角 Φ 确定, $y(i, j)$ 坐标由 (x, y, z) 坐标系中的圆柱方程来确定。设 x 处羽流边界半径为 r_1 , 则当羽流中心 $(x, 0, 0)$ 到表面网格点的距离 $s < r_1$ 时, 箭体表面上的网格点 (i, j) 不在羽流中, 网格点压强等于气流静压。当 $s < r_1$ 时, 箭体表面上网格点 (i, j) 在羽流中, 有羽流对箭体的碰撞, 根据牛顿理论, 网格点压强等于碰撞压强与羽流静压之和, 即

$$P = \rho V^2 \cos^2 \theta_v \tag{14}$$

式中, ρ , V 分别为羽流在网格点 (i, j) 的密度和速度; 计算中假设羽流是发自喷管出口中心点的径向流。 θ_v 为网格点 (i, j) 处的速度矢量与表面外法线方向之间的夹角。

2 计算结果与分析

(1) 羽流的引射作用使得飞行器的表面压强降低, 其结果使截锥部分产生的轴向阻力减小, 但却使得底部阻力增大。由于底部阻力的数值远远大于侧面压差阻力, 因此, 飞行器总的轴向阻力增大。

(2) 当有攻角存在时, 由于羽流不对称而产生的法向力使得飞行器总的法向力较没有羽流时减小, 但在所研究的两种情况下, 这种影响是比较小的。

(3) 羽流的引射和碰撞综合作用的结果使得低空时飞行器的压心向头部移动, 而在高空时向后移。但由于法向力是减小的, 两种情况下飞行器的静稳定性能都变差。

上述结果与试验是基本一致的, 尤其是法向力、压心和俯仰力矩等与飞行器静稳定性相关的数据。本文的计算结果可以用于总体方案设计。由于缺乏大底稳定裙的亚音速底部阻力特性的实验结果或经验公式, 轴向力的计算结果精度较差, 如需更精确的结果则必须进行底部阻力特性的实验研究。

参 考 文 献

1 Piesik E T. Aluminized Propellants and a Method Defining Low-Altitude Exhaust Plumes. J. Spacecraft and Rocket, 1986, 23 (2)

2 Piesik E T, Roberts D J. A Method to Define Low-Altitude Exhaust Characteristics and Impingement Effects. J. Spacecraft and Rocket, 1970, 7 (7)

3 Maddox A R. Impingement of Underexpanded Plumes on Adjacent Surfaces. J. Spacecraft and Rocket, 1968, 5 (6)

(责任编辑 石少平)