

高空火箭发动机羽流 特性的计算机预估

刘青云 崔继嵩 张 平

(北京理工大学)

摘 要: 根据真空膨胀模型、均匀激波层理论以及牛顿薄激波层理论建立了一种气体向真空膨胀的简单分析模型, 给出了近似解, 并编制了计算机程序。该程序可用于预估高度在 100km 到 2000km 范围内的火箭羽流的边界、羽流核心区的速度以及密度分布和羽流的特征参数。计算结果与同类文献的可比结果比较基本一致。

主题词: 火箭发动机, 高空, 火箭排气, 计算机模拟

COMPUTATIONAL PREDICTION FOR HIGH ALTITUDE PLUME CHARACTERISTICS OF ROCKET MOTOR

Liu Qingyun Cui Jisong Zhang Ping

(Beijing Institute of Technology)

Abstract: A simplified analytical model for gas expansion into vacuum is constructed in this paper. According to the model homogeneous-shock-layer theory and Newtonian thin-shock-layer theory, the approximate solutions are given and a computer code is programmed. This code can be used to calculate the boundary of a plume, the velocity and density variations in the core region of the plume flowfield, and the characteristic parameters of the plume for the rocket motors at the altitudes from 100km to 2000km. It is shown that the computational results have a basical agreement with the comparable ones from relative references.

Keywords: Rocket engine, High altitude, Rocket exhaust, Computeried simulation

1 引 言

高空火箭是在低密度低压力的电离层或外层大气飞行。火箭发动机燃气在离开喷口后迅速膨胀, 形成一种开花状的流场结构, 尾焰的尺寸很大。这样可能造成燃气对飞行器表面及表面工作仪器的侵蚀、冲击、辐射和对雷达波信号的衰减, 因此有必要计算高空火箭羽流的轮廓和羽流特性。

2 高空火箭羽流的气动模型

本文的气动模型采用 Hill-Druper 的近似真空膨胀模型^[1]。高空火箭是在低密度低反压的深空飞行, 燃气在离开喷口后迅速膨胀, 在羽流前部形成弓形空气激波。由于外界压力很低, 所以弓形空气激波很弱。同时在喷管出口处还形成一族膨胀波, 反射后的压缩波聚集以不太明显的方式形成内部燃气激波, 空气激波与燃气激波所构成的区域叫激波层, 假设在激波层之间存在一条分离流线将羽流分为两个区域, 在分离流线内部是所谓的内流区, 它由向近似真空膨胀的超音速射流构成, 流线是从喷管出发的近似径向直线, 流线在通过与分离流线相邻的内燃气激波时, 被内燃气激波调节, 以适应分离流线的方向。在分离流线外部是所谓的外流区。本文假设:

(1) 羽流是轴对称的; (2) 略去粘性和其它扩散效应; (3) 激波层是均匀的。图 1 是高空羽流的结构图。

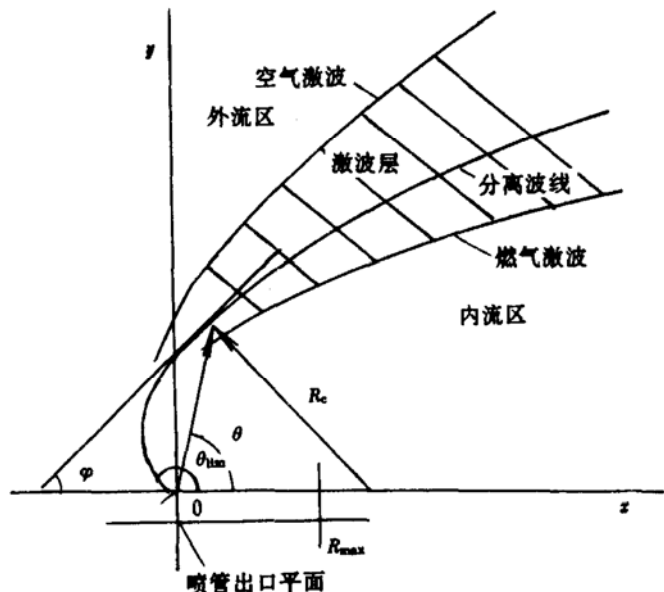


图 1 高空羽流的结构图

注: 由于喷管出口尺寸远远小于羽流尺寸, 所以认为 z 轴即为高空羽流的对称轴

3 高空火箭羽流的边界方程

本文假定上述分离流线即为羽流边界, 因此分离流线满足的方程即为羽流边界方程。根据 Albini 的均匀激波层理论和牛顿薄激波层理论^[2], 作用在分离流线两侧的压力相等。在极坐标系下其方程为:

$$R_c^* = r^* \left\{ \frac{r^{*2} (K_\infty M_\infty^2 / 2) \sin^2 \theta \cos \varphi g(\theta) \cos(\theta - \varphi)}{r^{*2} \sin \theta (1 + K_\infty M_\infty^2 \sin^2 \varphi) + g'(\theta) \sin^2(\theta - \varphi)} \right\} \quad (1)$$

$$g(\theta) = \frac{m_j(\theta)}{m_j(0)} = \frac{\int_\theta^{\theta_{\lim}} \cos^{\frac{1}{K-1}} \left(\frac{\pi}{2} \frac{\xi}{\theta_{\lim}} \right) \sin \xi d\xi}{\int_\theta^{\theta_{\lim}} \cos^{\frac{1}{K-1}} \left(\frac{\pi}{2} \frac{\xi}{\theta_{\lim}} \right) \sin \xi d\xi} \quad (2)$$

$$L^* = \sqrt{\frac{F}{\rho_\infty} \frac{v_m}{C^*} \frac{1}{2\pi}} \quad (3)$$

式中: L^* —— 高空火箭羽流的特征长度

R_c^* —— 羽流边界曲线某点的曲率半径

r —— 羽流边界曲线某点的极径长度

$R_c^* = R_c/L^*$ $r^* = r/L^*$

F —— 火箭发动机推力

p_∞ —— 高空大气环境压力

v_m —— 火箭燃气热力学极限速度

C^* —— 火箭发动机的特征速度

θ —— 羽流边界的极角

$g(\theta)$ —— 高空羽流的质量流量比

ξ —— 关于 θ 角的变量

$m_j(\theta)$ —— 高空羽流边界 θ 角以外的质量流量

$m_j(0)$ —— 高空羽流中心对称轴 $\theta = 0$ 到 θ_{lim} 的质量流量

θ_{lim} —— 羽流的真空极限膨胀角

K —— 火箭燃气比热比

K_∞ —— 空气的比热比

M_∞ —— 空气自由流的马赫数

φ —— 羽流边界曲线某点的倾斜角, 即羽流边界某点切线与羽流对称轴的夹角
根据牛顿薄激波层理论又可得到以下两个几何关系:

$$R_c^* \sin(\theta - \varphi) = r^* (d\theta/d\varphi) \quad (4)$$

$$r^* \operatorname{ctg}(\theta - \varphi) = - (dr^*/d\theta) \quad (5)$$

4 高空火箭羽流边界方程的解法

高空火箭一般都会形成脱体激波, 为了确定初始条件, 即羽流边界的初始极角 θ_1 、初始极径 r_1 、初始曲率半径 R_{c1} 、初始倾斜角 φ_1 , 假设激波的初始形状为抛物形^[2]。在初始点 (θ_1, r_1) 处激波层很薄, 而且羽流边界的初始曲率半径 R_{c1} 沿流线在一定距离内保持不变^[3]。由羽流的对称性假设得到:

$$R_{c1} \cos \varphi_1 = r_1 \sin \theta_1 \quad (6)$$

又根据牛顿第二定律, 作用在分离流线上的力等于火箭羽流在内激波层中的轴向动量变化率^[2], 因此:

$$\begin{aligned} & g(\theta) \cos \varphi_1 \cos(\theta_1 - \varphi_1) - g(\theta_1) \cos \theta_1 + \int_{\theta_1}^{\theta_{lim}} g(\theta) \sin \theta d\theta \\ &= \frac{1}{2} (1 + K_\infty M_\infty^2) (r_1^* \sin \theta_1)^2 \end{aligned} \quad (7)$$

设

$$I_1(\theta) = \int_{\theta}^{\theta_{lim}} \cos^{\frac{1}{K-1}} \left(\frac{\pi}{2} \frac{\xi}{\theta_{lim}} \right) \sin \xi d\xi$$

$$I_2(\theta) = \int_{\theta}^{\theta_{lim}} \sin \xi \cos \xi \cos^{\frac{1}{K-1}} \left(\frac{\pi}{2} \frac{\xi}{\theta_{lim}} \right) d\xi$$

$$I = \int_{\theta}^{\theta_{lim}} \cos^{\frac{1}{K-1}} \left(\frac{\pi}{2} \frac{\xi}{\theta_{lim}} \right) \sin \xi d\xi$$

则 (7) 式或写成

$$\begin{aligned} & \frac{1}{I} [I_1(\theta_1) \cos \varphi_1 \cos(\theta_1 - \varphi_1) - I_2(\theta_1)] \\ &= \frac{1}{2} [(1 + K_\infty M_\infty^2)(r_1^* \sin \theta_1)^2] \end{aligned} \quad (8)$$

取初始极角 θ_1 为羽流最大 p - M 膨胀角 $\theta_{\max}$ 减去一小量, 联立方程 (1)、(6)、(8) 便可迭代求得 r_1 、 R_{c1} 、 φ_1 。在已知初始点的情况下, 解方程 (1)、(4)、(5) 便可得到分离流线的轨迹 $r(\theta)$, 也就得到了高空火箭羽流的边界。

5 高空火箭羽流核心区的速度、密度分布^[4]

高空火箭羽流的核心区是指羽流的内流区。高空火箭羽流在低密度低压力的深空膨胀, 高空大气密度在 200km 高度时的数量级为 10^{-10}kg/m^3 , 在 600km 高度时为 10^{-13}kg/m^3 。高空火箭羽流的尺寸比喷管尺寸大得多, 燃气流线是从喷管发出的近似径向直线^[5], 燃气速度为常数, 即燃气的热力学极限速度 v_m :

$$v_m = \sqrt{\frac{2K}{K-1} \cdot \frac{R^0 T_c}{\mu_\Sigma}} \quad (9)$$

式中: R^0 —— 通用气体常数 T_c —— 火箭发动机燃烧室温度 μ_Σ —— 燃气的平均分子量
核心区的密度分布为^[4]:

$$\rho(r, \theta) = \frac{m \lambda_\infty \exp[-\lambda^2(1 - \cos \theta)^2]}{\pi^{1.5} v_m r^2} \quad (10)$$

式中: m —— 发动机喷管质量流量

λ —— 表示燃气完全膨胀的程度

$$\lambda = 1/[\pi^{1/2}(1 - C_F/W \cdot C_{F\max})]$$

$$\lambda_\infty = 1/[\pi^{1/2}(1 - C_F/C_{F\max})]$$

$$W = [(K-1)/(K+1)]^{1/2}$$

C_F —— 发动机推力系数

$C_{F\max}$ —— 发动机最佳推力系数 ($p_e = p_a$)

6 高空火箭羽流的几何特征

6.1 高空火箭羽流阻力 D

高空火箭羽流阻力 D 是由于喷管出口压力不等于环境压力的欠膨胀所造成的发动机推力损失。

$$D = F_{\max} - F$$

式中: $F_{\max}$ —— 火箭发动机的最佳推力

对于具有两相流的火箭发动机, D 的计算应该用气相最佳推力和气相推力之差, 因为凝相粒子并不参加膨胀。

6.2 高空羽流的最大半径 $R_{\max}$

根据 Hill 和 Habert 的爆轰波理论, 高空火箭羽流的最大半径为^[1]:

$$R_{\max} = \sqrt{\frac{2D}{\pi C_D p_{\infty} M_{\infty}^2}} \quad (11)$$

式中: C_D —— 羽流形状阻力系数 $C_D = F/D$

p_{∞} —— 大气环境压力 M_{∞} —— 火箭飞行马赫数

6.3 马赫盘到喷管出口的距离 $L^{(1)}$

$$L = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{K^2 - 1}{\pi}} \cdot \frac{v_m}{v_{ex}} \cdot \frac{M_{ex}}{\sqrt{1 + \frac{1}{KM_{ex}^2}}} \cdot \sqrt{\frac{F}{p_{\infty}}} \quad (12)$$

式中: v_{ex} —— 燃气在喷管出口的速度 M_{ex} —— 燃气在喷管出口处的马赫数

F —— 火箭发动机推力

7 高空火箭羽流的计算机程序 (HARP)

图2是HARP程序的模块结构图, 现以某高空火箭发动机为例对各个模块的计算内容和计算结果加以说明。

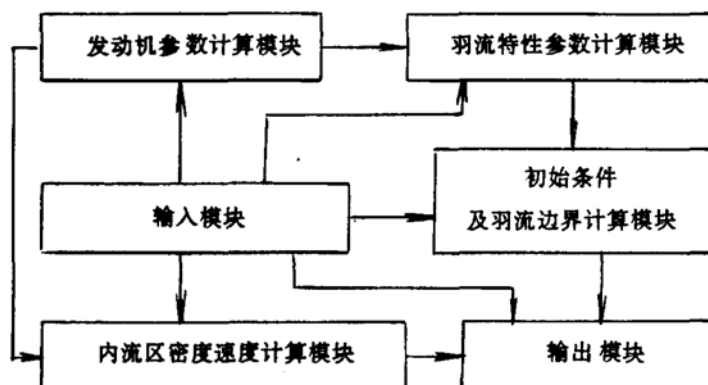


图2 HARP程序的模块结构图

7.1 输入模块

输入初始参数:

发动机燃烧室压力 $p_c = 0.71\text{MPa}$

燃烧室温度 $T_c = 3000\text{K}$

喷管出口压力 $p_e = 0.0157\text{MPa}$

出口温度 $T_e = 1763\text{K}$

出口燃气的比热比 $K_e = 1.215$

出口燃气的速度 $v_e = 1920\text{m/s}$

出口直径 $D_e = 58.2\text{mm}$

喉部直径 $D_t = 22.0\text{mm}$

喷管扩张半角 $\alpha = 6^\circ$

飞行速度 $v = 7\text{km/s}$

出口燃气的平均分子量 $\mu_z = 24.94 \text{ g/mol}$

飞行高度 $H = 200 \text{ km}$

出口燃气的马赫数 $M_e = 2.275$

高空大气比热比 $K_\infty = 1.4$

7.2 发动机参数计算模块

计算发动机燃烧室密度, 燃气热力学极限速度, 发动机特征速度, 发动机推力系数和最大推力系数, 发动机推力以及羽流阻力 D 。

7.3 羽流特征参数计算模块

计算羽流最大直径, 马赫盘的位置, 羽流初始最大 p - M 膨胀角 $\theta_{\max}$ 和真空极限最大膨胀角 $\theta_{\lim}$, 见表 1。

表 1 高空火箭发动机羽流的特征参数

p_c (MPa)	H (km)	v (km/s)	$R_{\max}$ (m)	L (m)	$\theta_{\max}$ (deg)	v_m (m/s)	L^* (m)
0.71	200	7	148	1655	149	3464	1388

7.4 初始条件及羽流边界计算模块

计算羽流边界的初始参数, 并根据 $\theta_1, r_1, \varphi_1, R_{c1}$ 迭代求出羽流边界的坐标 $r(\theta)$, 如图 3。

7.5 羽流内流核心区的速度、内流核心区的密度分布计算模块

计算羽流内流区某一垂直于羽流对称轴的截面上的速度、密度, 如图 4。

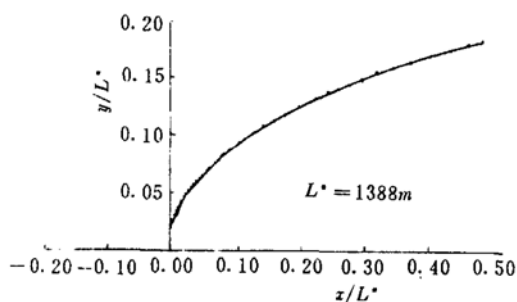


图 3 高空火箭发动机羽流边界

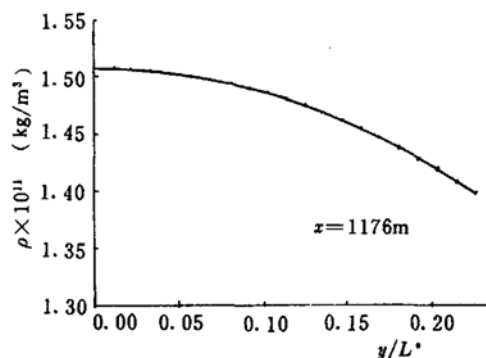


图 4 羽流内流区横向截面密度分布

7.6 羽流参数输出模块

输出羽流边界在直角坐标系下坐标 (x, y) 上的各参数, 输出形式有数据打印或绘图。

8 结 论

计算结果表明, 相同的膨胀比, 发动机燃烧室工作压力越高, 燃气的出口压力、欠膨胀度、羽流阻力、羽流的尺寸等也就越大。发动机工作高度越高, 大气环境压力应越低, 欠膨胀度和羽流尺寸也就越大。飞行速度也对羽流的特性有影响, 在同一飞行高度, 如果飞行速度越大, 则羽流形成的动压就越大, 羽流扩张的离心力小, 羽流的径向尺寸变小。计算结果

还表明,发动机的最大 p - M 膨胀角小于 180° ,因此羽流对火箭发动机及其上面的工作仪器影响不会太厉害。

文献〔6〕根据火箭排气动力学理论计算了拦截器的液体火箭发动机尾喷焰的流场参数,本文的计算方法与文献〔6〕的计算方法不同,如果用文献〔6〕的初始输入参数,从某些可比结果来看,两者的结果相差不大,象羽流的最大半径和最大 p - M 膨胀角。文献〔7〕所采用的方法是Latvala方法,但这种方法只适用于计算低空火箭发动机喷管出口附近的流场,象飞机喷气发动机尾喷焰的流场计算,对高空羽流和远流场不宜采用,否则计算误差较大。

本文的计算方法是基于远场流动模型,而对近场计算做了一些假设和简化,因此随着离开喷管的距离增加,它的计算精确度会提高。如果用层流激波层模型代替均匀激波层模型,精度会提高。由于实验条件的限制,计算结果目前尚无法与实验结果相比。

参 考 文 献

- 〔1〕 Jarvinen P O, Hill J A F and Draper J S. High Altitude Rocket Plumes. Final Report MC65-120-63, 1966. 6
- 〔2〕 Albini F A. Approximate Computation of Underexpanded Jet Structure. Journal AIAA, 1965, 3 (8)
- 〔3〕 Hubbard E W. Approximate Calculation of Highly Underexpanded Jets. Journal AIAA, 1966, 4 (10)
- 〔4〕 Wilson K H and Thomas P D. A Numerical Method for High-Altitude Missile Exhaust Plume Flowfields. AIAA81-1112
- 〔5〕 Sibulkin M and Gallaber W H. Far-Field Approximation for a Nozzle Exhausting into a Vacuum. Journal AIAA, 1963, 1 (6)
- 〔6〕 王福恒,董雁冰. 拦截器尾焰射流流场的计算——尾流对拦截器的干扰和影响. 863-409-5 推进技术概念研究文集, 1990. 3
- 〔7〕 Nash K, Whitaker K and Freeman L M. A Simplified Exhaust Plume Prediction Method for Underexpanded Nozzles in Supersonic External Flows. AIAA 91-2371