

文章编号: 1000-8055(2008)06-1146-05

N_2O /HTPB 固液火箭发动机喷管两相流计算

田 辉¹, 蔡国飙¹, 孙再庸²

(1. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083;

2. 航天科工集团六院 41 所, 呼和浩特 010010)

摘 要: 利用二维轴对称 N-S 方程对选用氧化亚氮/丁羟基燃料推进剂的固液混合火箭发动机的喷管两相流进行了计算. 计算采用 MacCormack 时间推进预报校正二步格式, 采用了 Baldwin-Lomax 代数湍流模型和两相平衡流模型. 计算了三种氧燃比下 4 个不同喷管的喷管流场参数, 并计算了喷管性能. 通过比较两相流和气相流的计算结果, 分析了不同氧燃比和喷管形状对喷管性能的影响, 认为固液火箭发动机的性能主要受氧燃比的影响, 为固液混合火箭发动机的设计提供了依据.

关 键 词: 固液混合火箭发动机; 喷管; 两相流; 氧化亚氮; 丁羟基燃料

中图分类号: V430

文献标识码: A

Computation of nozzle two-phase flow in a N_2O /HTPB hybrid rocket motor

TIAN Hui¹, CAI Guobiao¹, SUN Zaiyong²

(1. School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2. The 41st Research Institute, The 6th Academy of China Aerospace Science and Industry Corporation, Hohhot 010010, China)

Abstract: Numerical solutions of full Navier-Stokes equations were obtained for a nozzle two-phase flow of the nitrous oxide (N_2O)/hydroxyl-terminated polybutadiene (HTPB) based fuels hybrid rocket motor. MacCormack decomposition scheme and B-L algebraic turbulence model and two-phase equilibrium flow model were used. The nozzle flow and performance under three oxidizer-to-fuel ratios and four nozzle types were calculated. Effect of oxidizer-to-fuel ratio and nozzle type on nozzle performance was analyzed from the two-phase and gas phase results. Vacuum specific impulse is bound up with oxidizer-to-fuel ratio. This paper will be useful for the hybrid rocket motor design.

Key words: hybrid rocket motor; nozzle; two-phase flow; N_2O ; HTPB-based fuels

自从 20 世纪 90 年代固液混合火箭发动机被再度重视起来之后, 固液混合火箭发动机发展迅速, 所采用的推进剂组合类型很多^[1]. 液体氧化剂主要有液氧(LOX)、一氧化二氮(N_2O)、液氟和液氧与液氟的混合物、过氧化氢和硝酸与四氧化二氮的混合物等. 固体燃料主要有聚乙烯(PE)、端羟基聚丁二烯(HTPB)、聚甲基丙烯酸甲酯(PM-

MA)、氢化锂和聚合物与金属氢化物的混合物等.

由于一氧化二氮(N_2O)的饱和蒸汽压高(约 50×10^5 Pa), 可自增压实现推进剂挤压输运; 无毒, 无腐蚀性, 常温下稳定性好; 在被加热到 520°C 以上时, N_2O 发生放热分解, 生成 O_2 和 N_2 , 其性质接近空气, 最高反应温度可达 $1\,640^\circ\text{C}$ 左右^[2]; 其分解产生的 O_2 可作为氧化剂与各种燃料发生燃

收稿日期: 2007-11-22; 修订日期: 2008-04-11

作者简介: 田辉(1978-), 男, 陕西富平人, 讲师, 博士, 研究方向是固液混合火箭发动机.

烧,而不需要点火装置;燃料中端羟基聚丁二烯 (HTPB),由它制成的药柱有优良的力学性能,能量也较高,其本身合成工艺简单,易于工业生产,成本较低.因此,采用 N₂O/HTPB 基燃料推进剂组合成为固液混合火箭发动机发展的一个热点^[3].

本文针对采用 N₂O/HTPB 基燃料推进剂组合的固液混合火箭发动机喷管流动进行计算,首先利用热力计算,得到喷管入口处的绝热燃烧温度和各组分的浓度分布,然后求解 N-S 方程组,得到喷管的流场,最后利用喷管出口参数计算出推力和比冲,得到固液混合火箭发动机的性能.为了提高固体燃料的密度,并提高整个发动机的性能,常常采用添加金属粉末的燃料,因此在其的燃烧产物中存在凝相成分,因此计算中采用了两相流的模型,并把计算结果与单相流进行了比较.

1 控制方程及模型

1.1 控制方程与坐标变换

在忽略了彻体力、热辐射、且认为喷管为一绝热体系的前提条件下,轴对称、可压、冻结流、湍流流动雷诺平均的 Navier-Stokes 方程形式为

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{E}}{\partial z} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial r} + \mathbf{H} = 0$$

经过坐标变换后,控制方程在计算平面的表达式如下:

$$\frac{\partial}{\partial t} \left(\frac{\mathbf{U}}{J} \right) + \frac{\partial}{\partial \xi} \left[(\xi \mathbf{E} + \xi \mathbf{F}) / J \right] + \frac{\partial}{\partial \eta} \left[(\eta \mathbf{E} + \eta \mathbf{F}) / J \right] + \left(\frac{\mathbf{H}}{J} \right) = 0$$

式中 ξ, η 为计算坐标系下坐标, J 为雅可比矩阵.

1.2 两相流模型

添加 Al, Mg 等的燃料在燃烧室燃烧后会产生凝相微粒,这就使喷管中的流动成为两相流.由于凝相微粒只有受到气体动力作用才能在喷管中加速运动,没有气体流动速度快,从而引起比冲损失,这种比冲损失叫做速度滞后损失^[4].凝相颗粒的热能只能通过向气相的传热才能间接的转变成为动能,在喷管同一截面处,凝相微粒温度总比气相温度高,这种现象引起的比冲损失称为温度滞后损失.

研究两相流时,通常将它作为连续介质处理.把均匀分散在气相中的微粒群视为假想流体,如果气相的流速相当高时,微粒群就具有如同一般的流体属性,可把它当作准流体处理,这样,就可

以采用连续介质的经典理论方法,同时考虑两相之间的质量、动量和能量传输,便可写出其控制方程组来进行求解.得出凝相的速度滞后和温度滞后就可以计算出喷管两相流损失.

在不考虑相变的条件下,一般可将凝相作为固相处理,喷管流动为气固两相流.为了简化计算,认为气固两相的流动时平衡流动^[4],即认为在流动过程中,固相和气相具有相同的温度和速度,在这种情况下,控制方程和纯气相流动的方程形式相同,只是把参数变为两相混合物的参数.

引入固相质量比 ε ,固相占总质量的比例

$$\varepsilon = \frac{m_s}{m_s + m_v}$$

则气固两相混合参数为

$$\begin{aligned} \rho_m &= \frac{1}{\frac{1-\varepsilon}{\rho_v} + \frac{\varepsilon}{\rho_s}}, R_m = (1-\varepsilon)R \\ k_m &= \kappa \frac{1 + \frac{\delta \varepsilon}{1-\varepsilon}}{1 + \kappa \frac{\delta \varepsilon}{1-\varepsilon}}, \delta = c/c_p \\ c_{pm} &= (1-\varepsilon)c_p + \varepsilon c \end{aligned}$$

式中 m 是质量, ρ 是密度, R 是气体常数, κ 是比热比, c 是固相比热容, c_p 是气相比定压热容.下标 m 表示气固混合物, s 代表固相, v 代表气相.

1.3 湍流模型

当求解雷诺平均控制方程时,为了使其封闭,必须引入计算湍流粘性系数 μ_t 的湍流模型.

由于湍流的复杂性,人们提出了许多种湍流模型.在所有的湍流模型中,最简单的就是代数湍流模型.在本研究的计算中,就选用这种模型来确定湍流粘性系数的值.代数湍流模型用涡粘性概念描述湍流传输,不考虑湍流上游历史的影响,适用于某些分离流动.虽然代数湍流模型并不严格,但它有一个突出的特点就是:它很简单,增加的计算量较少,因此,在精度要求不是特别高的情况下,引入代数湍流模型是可行的.

较为著名的代数湍流模型有: Cebeci 和 Smith 的 G-S 模型^[5], Baldwin 和 Lomax 的 Baldwin Lomax 模型^[6]等.本研究在计算中选用 Baldwin Lomax 两层代数湍流模型,以给出壁面区的涡粘性系数.

Baldwin Lomax 两层代数湍流模型对壁面剪切层分为两层计算.内层描述近壁区域的湍流特性;外层使用两个不同的公式来描述,一个公式用于未分离的剪切层流动,另外一个公式用于近分

离或分离流动, 用一个准则来确定具体用哪一个公式. 对壁面剪切层来说, Baldwin Lomax 两层代数湍流模型的公式可以写为

$$\mu = (\mu)_{in} \quad y \leqslant y_{co}$$
$$\mu = (\mu)_{out} \quad y \geqslant y_{co}$$

式中 y 是离开壁面的垂直距离, y_{co} 是外层与内层的粘性系数相等时的最小的 y 值.

2 数值方法

随着计算流体力学的发展, 几年来已发展出多种求解 N-S 方程的方法. 其中, MacCormack 方法出现较早, 而且渐趋成熟. 本研究采用 MacCormack 时间推进预报校正二步格式在计算平面求解方程. 预报步和校正步分别采用向前差分 and 向后差分, 计算平面网格间距取 $\Delta \xi = \Delta \eta = 1$, 所有差分格式中上标 n 表示时间步数, 下标 i, j 表示网格点. 所有差分格式具有二阶精度. 粘性应力项和热传导项中的一阶导数项的处理, 与预测步或校正步中的向前或向后差分相反. 当预测步用一侧向前差分时, 其粘性应力项和热传导项中的一阶导数需用一侧向后差分计算; 而在校正步中, 这些导数应用一侧向前差分计算. 因此, 在计算中粘性应力项和热传导项中的处理也保持二阶精度. 差分格式如下:

预测步

$$\left(\frac{U}{J}\right)_{i,j}^{n+1} = \left(\frac{U}{J}\right)_{i,j}^n - \Delta t_{i,j} \left[\left(\frac{\xi E + \xi F}{J}\right)_{i,j}^n - \left(\frac{\xi E + \xi F}{J}\right)_{i,j-1}^n \right] - \Delta t_{i,j} \left[\left(\frac{\eta E + \eta F}{J}\right)_{i,j}^n - \left(\frac{\eta E + \eta F}{J}\right)_{i,j-1}^n + \left(\frac{H}{J}\right)_{i,j}^n \right]$$

校正步

$$\left(\frac{U}{J}\right)_{i,j}^{(n+1)*} = \left(\frac{U}{J}\right)_{i,j}^n - \Delta t_{i,j} \left[\left(\frac{\xi E + \xi F}{J}\right)_{i,j}^{n+1} - \left(\frac{\xi E + \xi F}{J}\right)_{i,j-1}^{n+1} \right] - \Delta t_{i,j} \left[\left(\frac{\eta E + \eta F}{J}\right)_{i,j}^{n+1} - \left(\frac{\eta E + \eta F}{J}\right)_{i,j-1}^{n+1} + \left(\frac{H}{J}\right)_{i,j}^n \right]$$
$$\left(\frac{U}{J}\right)_{i,j}^{(n+1)} = \frac{1}{2} \left[\left(\frac{U}{J}\right)_{i,j}^{n+1} + \left(\frac{U}{J}\right)_{i,j}^{(n+1)*} \right]$$

3 计算结果及分析

3.1 喷管型面

为了分析影响喷管性能的因素, 计算了图 1 中的 4 种不同喷管型面, 具体参数列在表 1 中.

3.2 边界条件

图 1 表示了计算区域及其边界条件.

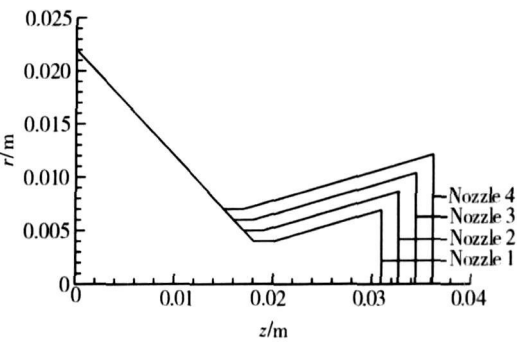


图 1 喷管型面

Fig. 1 Nozzle types

表 1 计算中的 4 种不同喷管参数

Table 1 Four nozzle types for simulation

喷管编号	1	2	3	4
喷管喉径/mm	8	10	12	14
扩张比			3	
收敛半角/(°)			45	
扩张半角/(°)			15	
喷管入口直径/mm			44	
喉部直线段长度/mm			2	

1) 喷管入口

喷管进口气流一般为亚声速流, 需给出入口处的总温、总压, 并假定来流方向与对称轴平行. 采用外推法.

2) 固体壁面

喷管壳体是固体壁面, 采用无滑移、绝热、法向压力梯度为 0 的条件. 其边界条件为: 速度为 0; 温度、压强利用一阶外推得到.

3) 喷管出口

在喷管出口处, 需按超声和亚声两种情况给定边界条件. 对于处于超声流部分, 其参数用内点二阶外推计算得到; 处于亚声速流的部分, 需给定出口反压 p_b , 并有出口压强等于出口背压, 其它参数用一阶外推得到.

4) 对称轴

在对称轴边界条件上, 没有通量传递, 其边界条件为: 径向速度为零, 其余参数均用一阶外推得到.

3.3 原始数据

针对选取的 $N_2O/HTPB+30\%Al+15\%Mg$ 推进剂, 燃烧室压强为 3 MPa, 计算了 3 个不同的氧燃比, 经过热力计算得到的燃气组分含量作为

喷管计算的入口参数,表 2 列出了喷管入口参数.

3.4 结果及分析

图 2~ 图 5 是氧燃比为 3 时采用两相流和气相流模型计算的喷管 1 流场压强、温度、密度、马赫数分布,其它喷管的流场分布规律与喷管 1 相似.从图中可看出,喷管中压强、温度和密度的变化规律符合拉伐尔喷管的流动特性,温度沿轴向降低,热能转化为燃气的动能,马赫数增大,燃气沿喷管轴向由进口到出口不断膨胀,压强不断下降.

表 2 计算中用到的原始参数

Table 2 Original data for simulation

燃烧室压强/MPa		3		
氧燃比 O/F		3	4	5
绝热燃烧温度/K		3 572.6	3 709.5	3 679.0
凝相质量百分比/%		15.96	14.11	12.41
气相 参数	$R/(J/kg\ K)$	360.9	335.1	320.5
	$c_p/(J/kg\ K)$	1 645.9	1 579.7	1 534.0
	κ	1.28	1.27	1.26
两相 混合物 参数	$R_m/(J/kg\ K)$	303.4	287.8	280.7
	$c_{pm}/(J/kg\ K)$	1 629.7	1 574.6	1 535.2
	κ_m	1.23	1.22	1.22

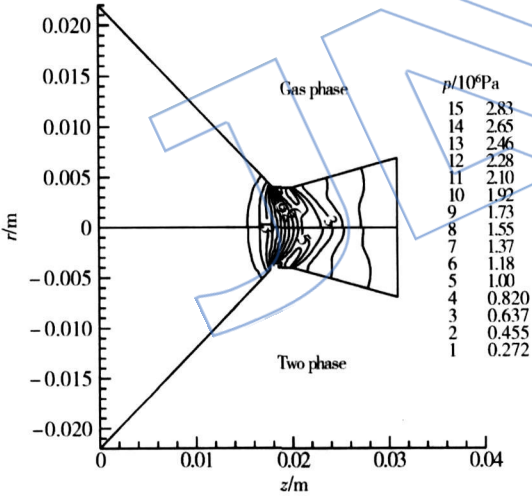


图 2 喷管 1 压强分布

Fig. 2 Pressure distribution of nozzle 1

从图中可以看出,两相流的压强分布和气相流的压强分布基本相同,这说明凝相的存在对压强影响很小.同一截面处两相流计算得到的密度要大于气相流的密度,这是因为凝相的存在使得混合物的密度增大.同一截面处两相流计算得到的温度要大于气相流的温度,这是因为凝相的存在使得混合物的温度提高.

为了比较两相流引起的比冲损失,定义比冲损失系数 ζ 为

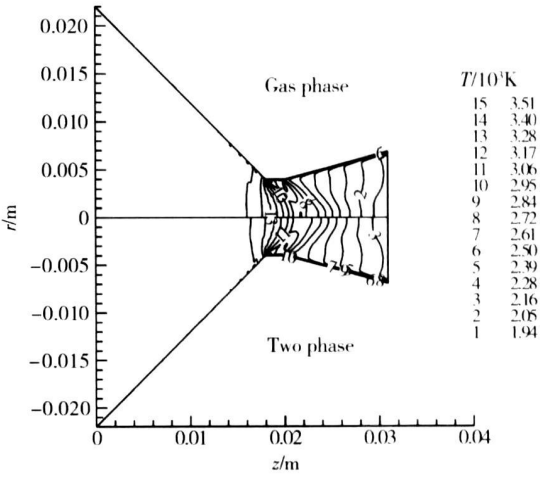


图 3 喷管 1 温度分布

Fig. 3 Temperature distribution of nozzle 1

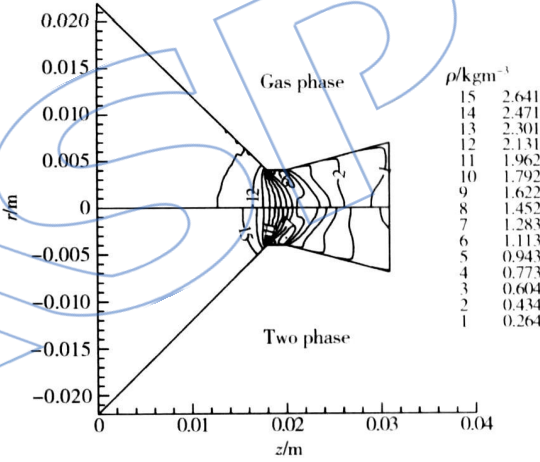


图 4 喷管 1 密度分布

Fig. 4 Density distribution of nozzle 1

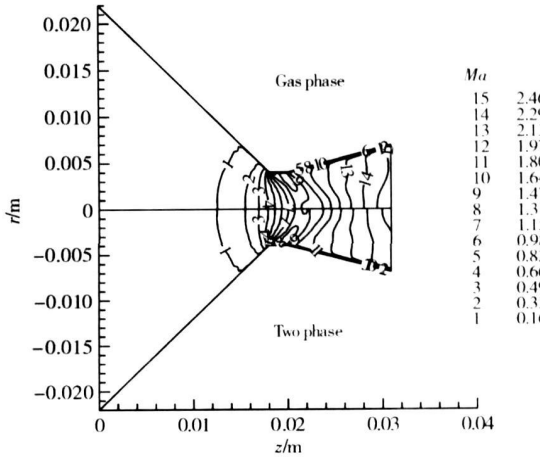


图 5 喷管 1 马赫数分布

Fig. 5 Mach number distribution of nozzle 1

$$\zeta = \frac{I_{gas} - I_{two}}{I_{gas}}$$

式中 I_{gas} 是气相比冲, I_{two} 是两相比冲.

图 6 是不同氧燃比下不同喷管两相流和气相流计算得到的真空比冲.

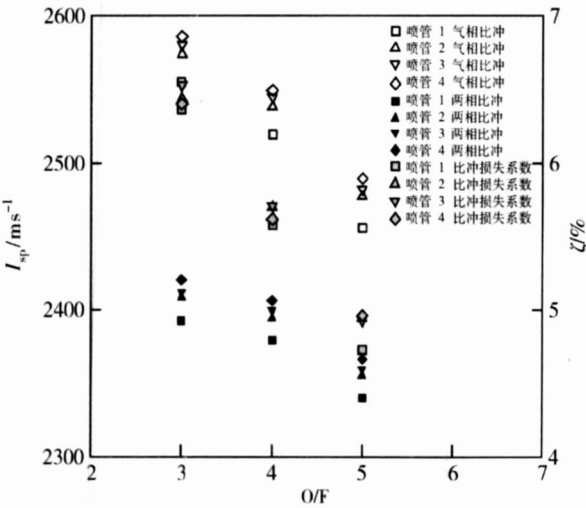


图 6 不同喷管不同模型计算的真空比冲
Fig.6 Vacuum specific impulse of 4 nozzles used 2 models

从图中计算结果可以看出, 对于同一喷管来说, 采用两相平衡流计算得到的比冲比气相流的小, 这是由于凝相粒子的存在使混合物的平均分子量增大, 气体常数减小, 特征速度减小, 而推力系数对于同一喷管来说, 变化不大, 从而使两相流的比冲减小. 同时也可以看出, 不同氧燃比条件下, 两相流比冲损失的程度也不同, 在氧燃比等于 3 时, 其凝相组分的质量百分比较大(见表 2), 含量较多, 从而其比冲损失系数也较大, 比冲损失程度较大. 可见两相流引起的损失主要依赖于推进剂的性质和氧燃比的大小.

对同一喷管来说, 不同氧燃比条件下的真空比冲不同, 这说明固液火箭发动机的性能受氧燃比影响. 对于选取的 $N_2O/HTPB+30\%Al+15\%Mg$ 推进剂组合来说, 氧燃比等于 3 时其真空比冲最大, 这是因为氧燃比等于 3 时, 燃气的气体常数最大(见表 2), 使其特征速度最大, 从而比冲最大.

对于不同的喷管, 在燃烧室压强和喷管扩张比相同的条件下, 选用同样的氧燃比, 其真空比冲也有所不同, 但相差不大, 喉部直径较大的喷管其比冲稍大, 这是由于喉部直径大的喷管其非轴向损失

较小, 这种损失与两相流损失相比要小很多, 并可以通过设计合适的喷管来减少影响.

这说明在燃烧室压强和喷管扩张比相同的条件下, 固液混合火箭发动机的性能主要受到氧燃比影响. 而喉部直径的增大主要是引起总质量流量的增加, 从而增加喷管的推力.

4 结 论

本文利用二维轴对称 N-S 方程对选用的 $N_2O/HTPB+30\%Al+15\%Mg$ 推进剂的固液火箭发动机喷管两相流动进行了计算. 计算结果表明:

- 1) 对于同一喷管来说, 采用两相平衡流计算得到的比冲比气相流的小, 不同氧燃比条件下, 两相流比冲损失的程度也不同, 凝相组分的质量百分比较大时比冲损失程度较大. 两相流引起的损失主要依赖于推进剂的性质和氧燃比的大小.
- 2) 对于不同的喷管, 由于喉部直径大的喷管其非轴向损失较小, 喉部直径较大的喷管其比冲稍大, 这种损失与两相流损失相比要小很多.
- 3) 在燃烧室压强和喷管扩张比相同的条件下, 固液混合火箭发动机的性能主要受到氧燃比影响. 而喉部直径的增大主要是增加了推力.

参考文献:

[1] 邹德荣. 国外固液火箭发动机用推进剂[J]. 飞航导弹, 2001, 11: 38-40.
ZOU Derong. Propellant used in abroad hybrid rocket motor[J]. Winged Missiles Journal, 2001, 11: 38-40.

[2] Zakirov V A, Lawrence T J, Sellers J J, et al. Nitrous oxide as a rocket propellant for small satellites[R]. Services, France: 5th International Symposium on Small Satellite Systems and 2000.

[3] Arves J P, Jones H S, Kline K, et al. Development of a $N_2O/HTPB$ hybrid rocket motor[R]. AIAA97-2803, 1997.

[4] 董师颜, 张兆良. 固体火箭发动机原理[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 1996.

[5] Cebeci T. Calculation of compressible turbulence boundary layers with heat and mass transfer[R]. AIAA Paper 70-741, 1970.

[6] Baldwin B, Lomax H. Thirlayer approximation and algebraic model for seperated turbulent flows[R]. AIAA Paper 78-257, 1978.