

【基础研究】

doi: 10.11809/scbgxb2017.12.063

喷管扩张段环缝形进气补燃研究

张琦, 陈磊, 王革, 赵明阳, 张莹

(哈尔滨工程大学 航天与建筑工程学院, 哈尔滨 150001)

摘要:基于Fluent平台,采用组分输运模型和有限速率/涡破碎燃烧模型对喷管扩张段补充燃烧进行数值模拟。研究了空气注入量、空气入射角度和空气入射位置对喷管推力增益的影响。结果表明,随着空气注入量的增加,推力增大;随着空气入射角度增加,推力先增大后减小;一定范围内,空气入射位置对推力增益影响不大。

关键词:固体火箭发动机;喷管;补充燃烧;推力;数值模拟

本文引用格式:张琦,陈磊,王革,等.喷管扩张段环缝形进气补燃研究[J].兵器装备工程学报,2017(12):292-296.

Citation format:ZHANG Qi, CHEN Lei, WANG Ge, et al. Study on Supplement Combustion of Nozzle Expansion Section with Annular Air Inlet[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2017(12):292-296.

中图分类号: V435

文献标识码: A

文章编号: 2096-2304(2017)12-0292-05

Study on Supplement Combustion of Nozzle Expansion Section with Annular Air Inlet

ZHANG Qi, CHEN Lei, WANG Ge, ZHAO Mingyang, ZHANG Ying

(College of Architecture and Aerospace Engineering, Harbin Engineering University, Harbin 150001, China)

Abstract: The combustion of Solid propellant is lean oxygen combustion, and the gas contains a large number of combustible components. In order to use this part of energy, the air is added in the nozzle expansion section to supplement the combustion. Based on the Fluent platform, the numerical simulation of the combustion was carried out by using the component transport model and the Finite-Rate/Eddy-Dissipation model. The effects of air injection rate, incident angle and incident position on the thrust gain are studied. With the increase of air injection amount, the thrust increased. The thrust increases first and then decreases with the increase of the incident angle. In a certain range, the air incident position has little effect on the thrust gain.

Key words: solid rocket motor; nozzle; supplemental combustion; thrust; numerical simulation

固体火箭发动机具有反应迅速、结构简单等特点,广泛应用于战略武器的动力装置。但是固体推进剂一般为贫氧燃烧,推进剂燃烧产物中含有大量的CO和H₂,这些可燃气体中仍然有一部分能量没有释放出来。为了利用这一部分能量,采用贫氧推进剂的固冲发动机利用进气道将空气引入补燃室,使燃气与空气补充燃烧后继续膨胀做功^[1-2]。若在喷管扩张段内注入流体,如燃气^[3]或其他工质,这些注入物

与喷管内主流相互作用,形成弓形激波,使喷管壁面压力分布不均,从而产生侧向力^[4-8]。若在喷管靠近喉部的位置处注入这些工质,则会形成“流体喉部”扼流效应,从而改变喉部的实际面积,进而控制燃气流量和发动机推力^[9-10]。本文对将空气引入喷管扩张段,使燃气中可燃组分继续燃烧的装置进行了仿真研究,得到了不同进气角度和进气位置下喷管的推力增益。

收稿日期:2017-05-16;修回日期:2017-06-20

作者简介:张琦(1993—),男,硕士研究生,主要从事火箭发动机燃烧、流动及内弹道计算研究。

通讯作者:王革(1966—),男,博士,教授,主要从事火箭发动机燃烧、流动及内弹道计算研究。

1 物理模型与数值方法

1.1 物理模型

本文选用某飞行高度为 10 km, 飞行马赫数为 3 的固体发动机进行数值仿真。在这个高度下, 发动机工作于完全膨胀状态。在喷管扩张段处设置一个环缝, 通入空气进行补燃, 其物理模型如图 1 所示。

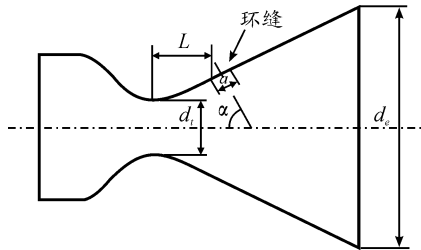


图 1 扩张段补燃物理模型

表 1 物理模型主要参数

d_t/mm	d_e/mm	L	α	a
喷管喉部直径	喷管出口直径	开缝位置距喉口距离	进气角度	开缝宽度
100	250	—	—	—

发动机喷管和环缝为轴对称结构, 所以取一半作为计算区域即可, 采用二维轴对称模型, 对物理模型进行网格划分如图 2 所示, 网格为四边形结构化网格, 总数为 14 万。

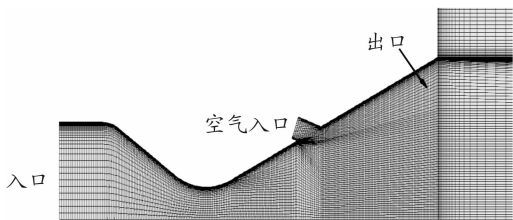


图 2 网格划分情况

1.2 燃烧模型

本文燃烧模型采用有限速率/涡耗散模型, 这种模型求解有限速率和涡耗散两种模型所计算出的反应速率, 取其中较小值。

有限速率模型在求解源项时, 没有考虑湍流流动的影响。用总包机理反应描述化学反应过程。求解化学组分输运方程时, 反应速率以源项形式体现:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho Y_i) + \nabla \cdot (\rho \vec{v} Y_i) = - \nabla \cdot \vec{J}_i + R_i + S_i \quad (1)$$

其中, R_i 是组分的化学反应净速率, S_i 是源项中分散相增加的速率。 \vec{J}_i 是组分的扩散通量, 随着其浓度和温度梯度的增大而增大。在有限速率模型中, 组分的化学反应净速率由参与化学反应的物质决定, 其计算公式为

$$R_i = M_{w,i} \sum_{r=1}^{N_R} \hat{R}_{i,r} \quad (2)$$

$M_{w,i}$ 是组分 i 的分子量, $\hat{R}_{i,r}$ 是组分 i 的摩尔生成或者消耗率, 其计算公式为

$$\hat{R}_{i,r} = \Gamma(v''_{i,r} - v'_{i,r}) (k_{f,r} \prod_{j=1}^N [C_{j,r}]^{\eta'_{j,r}} - k_{b,r} \prod_{j=1}^N [C_{j,r}]^{\eta''_{j,r}})$$

式中: $C_{j,r}$ 为组分 j 的摩尔浓度; $\eta'_{j,r}$ 为反应物 j 的燃烧速率指数; $\eta''_{j,r}$ 为生成物 j 的燃烧速率指数。

正反应速率 $k_{f,r}$ 可以由阿累尼乌兹公式求出:

$$k_{f,r} = A_r T^{\beta_r} e^{-E_r/RT} \quad (3)$$

式中: A_r 为指前因子; β_r 为温度指数; E_r 为反应活化能(J/kmol); R 为通用气体常数(J/kmol·K)。

涡耗散模型的基本思想是当气流涡团因为能耗而变小时, 分子之间的碰撞几率变大, 反应才更容易进行。在一些情况下, 反应的速率取决于湍流的强度, 反应速率还取决于燃料、氧化剂和产物中浓度最小的一个。用涡团耗散模型求解化学反应, 控制方程中多了一个质量分数守恒方程, 化学反应的速率等于以下两式中较小的值

$$R_{i,r} = v'_{i,r} M_{w,i} A \rho \frac{\varepsilon}{k} \min_R \left(\frac{Y_R}{v'_{R,r} M_{w,R}} \right) \quad (4)$$

$$R_{i,r} = v'_{i,r} M_{w,i} A B \rho \frac{\varepsilon}{k} \frac{\sum_p Y_p}{\sum_j v''_{j,r} M_{w,j}} \quad (5)$$

式中: Y_p 为反应产物的质量分数; Y_R 为反应物的质量分数; A 为经验常数, 等于 4.0; B 为经验常数, 等于 0.5。

在上述两式中, 化学反应速率由大涡混合时间尺度 k/ε 决定。

1.3 计算方法

以工作压力为 7 MPa, 推进剂为某复合推进剂的发动机为例, 其燃烧温度为 2 800 K, 应用化学平衡常数法, 计算出燃气的组分, 仅考虑其中的气体组分, 燃气的平衡组分如表 2 所示:

表 2 某复合推进剂气相组分

	平衡组分/(mol·kg ⁻¹)	摩尔分数/%
CO	10.47	26.26
H ₂	11.33	28.43
SO ₂	2.41	6.05
N ₂	2.88	7.24
H ₂ O	6.14	15.39
其他	6.63	16.63

从气相组分表中可以看出, CO 和 H₂ 的摩尔分数比较大, 占气体组分的一半以上。

本文算例是基于密度基稳态求解, 湍流模型采用 Realizable $k-\varepsilon$ 模型, 壁面处采用强化壁面函数法模拟, 压力速度耦合采用隐式 AUSM 算法。喷管入口边界条件为压力入口, 组分按照表 2 中气体的组分设置。喷管出口条件设置为压

力出口,按照 10 km 高空的大气参数设置。环缝处的空气入口设置为流量入口,组分设置与空气相同,摩尔组分中 79% 为氮气,21% 为氧气。燃烧模型采用有限速率/涡耗散模型。

本文通过仿真计算主要研究了喷管扩张段补燃装置的三个变量对推力增益的影响,分别是进气流量 \dot{m} 、进气位置 L 和进气角度 α 对推力增益的影响。其中进气流量 \dot{m} 由开缝的宽度 a 来决定,故研究进气量对推力增益的影响就是研究开缝宽度 a 对推力增益的影响。算例设置如下表所示,共 19 个算例,每个算例包括有燃烧和无燃烧两种情况。

表 3 算例分组

	第一组	第二组	第三组
环缝宽度 (a/mm)	10, 20, 30, 40, 50, 60, 70	50	50
进气量 $\dot{m}/$ ($\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$)	3.75, 7.49, 11.24, 14.99, 18.74, 22.48, 26.23	18.74	18.74
进气位置 (L/d_i)	1.65	1.59, 1.61, 1.63, 1.65, 1.67, 1.69, 1.71	1.65
进气角度 (α)	20°	20°	0°, 10°, 20°, 30°, 40°, 50°, 60°

2 计算结果与分析

在给定条件下,基于 Fluent 平台进行数值仿真,研究进气量、进气位置和进气角度对推力的影响。对各个仿真结果的速度和压力进行后处理并分析,结合火箭发动机推力公式^[11],采用式(6)计算推力。

$$F = \sum [(\rho V_e \cdot A_e) \cdot V_e + (p_e - p_\infty) \cdot A_e] \quad (6)$$

式中: V_e 为喷管出口燃气的流速, A_e 为喷管出口截面积, p_e 为喷管出口压力, p_∞ 为外界大气压强。

2.1 进气量对推力的影响

进气量 \dot{m} 的改变由环缝宽度 a 来决定,本文计算了环缝宽度从 10 mm 到 70 mm,递增 10 mm 共 7 个的一组算例,对应的空气流量为 3.75 kg/s 到 26.23 kg/s,递增 3.74 kg/s。将计算结果与无空气补燃的标准喷管结果对比,其推力增益如下。

随着补燃空气注入量的增加,喷管的推力逐渐增加,环缝宽度为 30 mm,即空气流量为 11.24 kg/s 时,具有空气注入补燃的喷管的推力与标准喷管相当,随后推力逐渐增大。但是,空气流量不能无限制的增加,因为空气流量的增加需要更大的进气道,或者更大的储气瓶,引起火箭飞行阻力急剧上升。增大空气流量所带来的阻力增加就会超过补燃所带来的推力增加,会引起实际推力的减小。

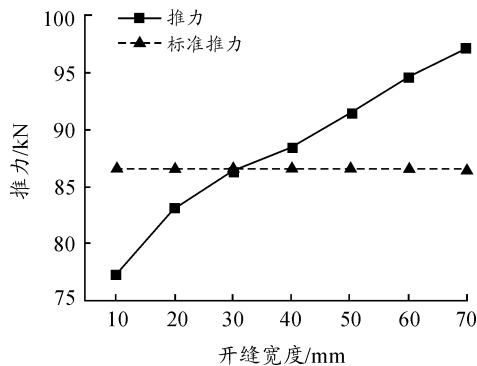


图 3 推力随开缝宽度(流量)的变化

燃气中主要可燃成分 CO 和 H_2 的燃烧率可以用公式 $\eta = (m_{in} - m_{out})/m_{in}$ 来计算,燃烧率随进气量的变化如图 4 所示。

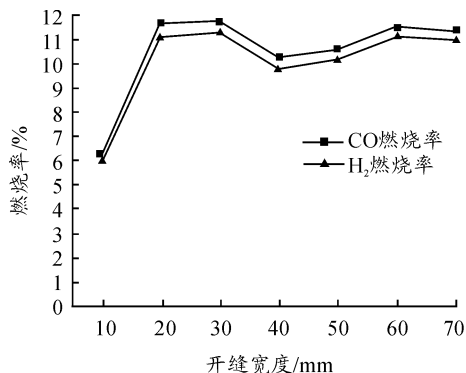


图 4 燃烧率随开缝宽度(流量)的变化

在开缝宽度为 10 mm,也就是进气量为 3.75 kg/s 时燃烧率最低,CO 燃烧率为 6.27%、 H_2 为 5.94%。随后当进气量在 7.49 ~ 26.23 kg/s 时,燃烧率保持在 10.15% ~ 11.73% 之间,当环缝宽度为 20 mm,进气量为 7.49 kg/s 时燃烧率最高。当环缝宽度低于 20 mm 时,燃烧率随着环缝宽度增加而增加,这是因为进气量增加后,能提供更多的氧气,从而增大燃烧率;进一步增加进气量后,能与燃气发生反应的区域并没有随之增大,补燃所释放的热量基本不变。由推力增长的变化可知,环缝宽度在 10 ~ 20 mm 之间时,推力增长较快,这是由于补燃释放的热量增加;最后推力的增大主要得益于空气注入,使得喷管出口总流量增大。

2.2 进气位置对推力的影响

进气位置处的静压值必须比注入空气的静压值小,所以位置不能太靠近喉部;考虑到要使燃气的燃烧效率高,进气位置也不能距离喉部太远。等熵流动缩放喷管截面积与压比的关系为式(6),进气位置处的燃气静压值应当小于注入空气的静压。

$$\frac{A^*}{A} = \left(\frac{p}{p_0}\right)^{\frac{1}{\gamma}} \left[1 - \left(\frac{p}{p_0}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]^{\frac{1}{2}} / \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \left(\frac{\gamma-1}{\gamma+1}\right)^{\frac{1}{2}} \quad (6)$$

根据等熵流动计算,在进气位置与喉部距离和喉径之比 L/d_i 的值为 1.59 ~ 1.71 处较为合适。本文计算了 L/d_i 值为

1.59 ~ 1.71, 递增 0.02, 将计算结果与无空气补燃的标准喷管对比其推力增益如图 5 所示。

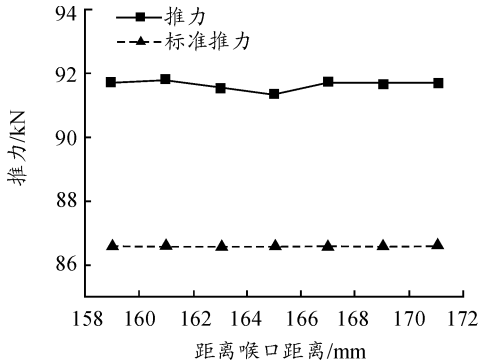


图 5 推力随进气位置的变化

开缝位置距离喉部的距离在一定范围内, 对推力的增益影响不大, 推力只会随着距离的变化做小范围的变化。

随进气位置的变化, CO 和 H₂ 的燃烧率如图 6 所示。

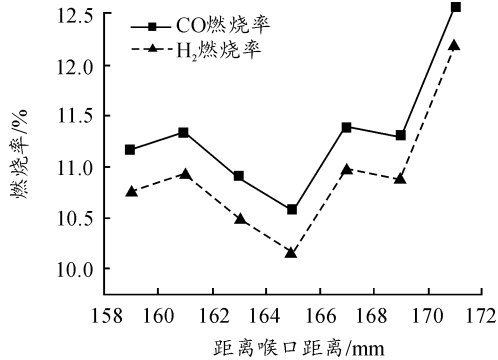


图 6 燃烧率随进气位置的变化

燃烧率在 L/d_i 值为 1.65 时最低, 在 L/d_i 值为 1.71 时最高, 这是因为 L/d_i 值变化范围较小, 流动的湍流强度是决定燃烧率的主要因素。在 L/d_i 值为 1.71 处, 主流的湍流强度最强, 因而燃烧率最高。

2.3 进气角度对推力的影响

进气角度影响空气与燃气的掺混, 本文计算了进气角度从 $0^\circ \sim 60^\circ$, 递增 10° , 将计算结果与无空气补燃的标准喷管对比其推力增益如图 7 所示。

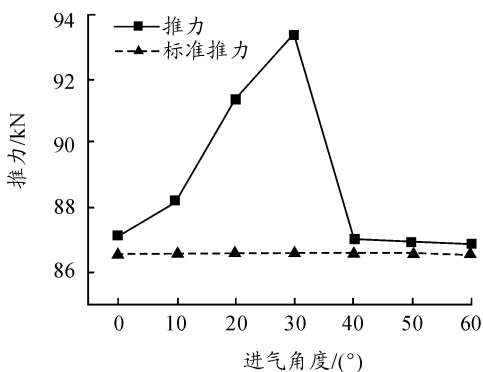


图 7 推力随进气角度的变化

随着空气入射角度的增加, CO 和 H₂ 的燃烧率如图 8 所示。

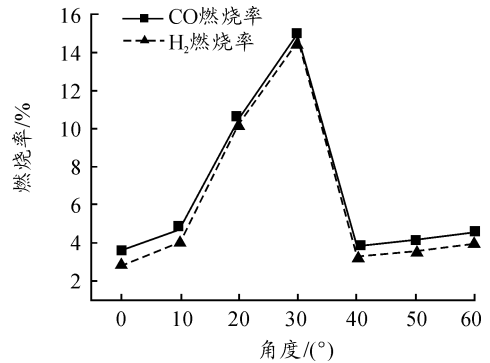


图 8 燃烧率随空气入射角度的变化

推力相对标准喷管均有增大, 随着空气入射角度的增大, 推力呈现先增大, 后减小的变化趋势, 燃烧率呈现先增发后减小的趋势。在 $30^\circ \sim 40^\circ$ 范围内, 存在一个最佳角度, 使推力增益和燃烧率最大。这是因为随着空气入射角度的增加, 空气与燃气的混合也越来越充分, 燃烧效率升高, 所释放的热量也增多, 是的推力增加。但是通过图 8 可知, 空气入射会在喷管下游引起的弓形激波。随着空气入射角度的增加, 弓形激波的位置逐渐靠近喷管喉部, 激波的强度也越来越大, 推力损失也越来越大, 这部分损失抵消了部分推力增益。

2.4 补充燃烧流场分析

通过以上分析, 补燃后燃起中可燃组分的燃烧率并不高。为了更加直观形象地了解补燃时, 喷管内的流场情况, 以环缝宽度为 50 mm、进气量为 18.737 kg/s, 空气入射角度为 30° 、入射位置距离喉口位置为 $1.65d_i$ 的工况为例, 对计算结果进行了后处理, 得到了以下结果。

喷管纹影图如图 9 所示, 在空气入射位置的前方, 由于空气的注入形成一道弓形激波, 这道激波汇聚于轴线处。两道激波汇聚后反射, 在汇聚点后形成两道膨胀波。在入口的位置处形成一道膨胀波, 这个膨胀波一直延伸到喷管出口。

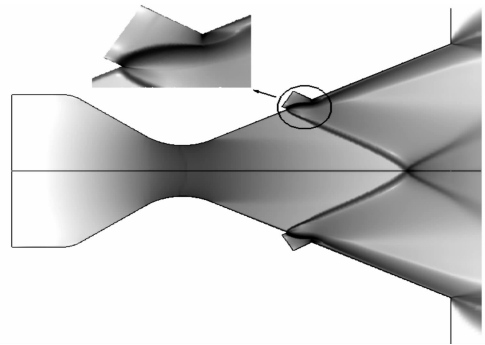


图 9 流场纹影图

喷管内温度分布如图 10 所示, 在弓形激波和入口膨胀波处的温度变化剧烈。入射口下游壁面处温度较低, 客观上起到了保护喷管的作用。在弓形激波和入口膨胀波夹角区

有一个高温区,这个区域由于燃气的燃烧放热温度较高。

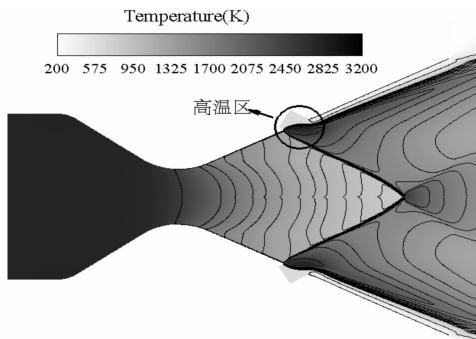


图 10 流场温度分布

喷管内 CO_2 含量的分布如图 11 所示,空气从入射口进入喷管后,燃气与空气开始反应,并在入口处形成高温区。沿着轴线方向, CO_2 的含量逐渐升高,分布区域呈与壁面平行的长条状。

流场中的水蒸气分布与二氧化碳的分布情况类似,在同一燃烧区域,在此不再赘述。

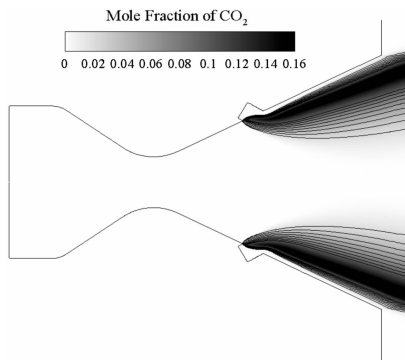


图 11 流场中 CO_2 浓度分布

3 结论

1) 在喷管扩张段注入空气进行补充燃烧会使推力增加,随着空气注入量的增加,喷管推力随之增加,但将空气注入喷管所需的代价也越来越大,而且超过一定的注入量后,燃烧率并不会显著提高。

2) 随着空气入射角度的增加,推力先增大,后减小。在一定范围内,空气注射位置不会显著影响补燃的效果和推力增益。

3) 由于空气的注入,在空气入射缝的前方形成一道弓形激波,并在轴线处相交反射出两道膨胀波。在入射口处形成一道膨胀波并延伸至喷管出口处。

4) 燃气与空气燃烧在空气入射口与弓形激波夹角处形成一个高温区,燃烧区域沿着壁面延伸,形成一个长条形区域。燃烧效率随着入射角的增大,先增大后减小。

参考文献:

- [1] 金楠楠,严聪,李敏剑.空燃比对固冲发动机二次燃烧的影响研究[J].弹箭与制导学报,2010(5):133-136.
- [2] 李洁,冯喜平,李进贤,朱国强,唐金兰.二次进气角度对固冲发动机掺混燃烧的影响[J].科学技术与工程,2013(16):4757-4760.
- [3] 王革,肖雪峰,李焱.双孔燃气二次喷射推力矢量性能影响因素数值分析[J].固体火箭技术,2014,(05):622-627.
- [4] MCAULAY J E, PAVLI A J. A cold flow investigation of jet-induced thrust-vector control [R]. 1960, NASA TM X-416.
- [5] GREEN C J. Liquid injection thrust vector control [J]. AIAA J. 1963,1(3): 573-578.
- [6] 王根彬.空气二次喷射推力向量控制[J].国外导弹与宇航,1983(9):17-18,29.
- [7] DHINAGARAN R, BOSE T K. Comparison of Euler and Navier-Stokes solutions for nozzle flows with secondary injection [R]. AIAA 1996-0453.
- [8] WING D J, GIULIANO V J. Fluidic thrust vectoring of an axisymmetric exhaust nozzle at static conditions [R]. FEDSM 97-3228.
- [9] 谢侃,刘宇,王一白.固体火箭发动机环缝式气动喉部研究[J].航空动力学报,2009(11):2631-2636.
- [10] 谢侃,刘宇,王一白.圆孔喷嘴形成气动喉部的定常数值研究[J].航空动力学报,2011(4):924-930.
- [11] 孙海刚,贺永杰.双燃烧室固体燃料超声速燃烧研究[J].弹道与制导学报,2014(4):125-128.

(责任编辑 杨继森)