

固体塞式喷管二次喷射推力矢量控制^{*}

琚春光, 刘 宇, 廖云飞

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 结合塞式喷管的结构特点, 选用流体二次喷射的方法, 在应用迎风格式求解 N-S方程的基础上, 对固体塞式喷管发动机的推力矢量控制进行了初步研究。考察了工作压比、流体二次喷射的角度和流量对固体塞式喷管的高度特性以及流体二次喷射产生的侧向力的影响。结果表明, 流体二次喷射的推力矢量控制方法可以增加塞式喷管的轴向力; 流体二次喷射产生的侧向力与二次喷射的流量和角度成正变关系; 塞式喷管轴向力的增加随着二次流量的增加而增加, 但是二次流对轴向力的增加与二次流喷射的角度成反变关系。

关键词: 固体推进剂火箭发动机; 塞式喷管; 推力矢量控制; 二次喷射

中图分类号: V435.23 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2007) 01-0078-04

Thrust vector control for solid plug nozzle based on secondary injection

JU Chun-guang LU Yu LIAO Yun-fei

(School of Astronautics Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics Beijing 100083 China)

Abstract According to the structure characteristics of plug nozzles, the numerical simulations of the thrust vector control plug nozzle based on the secondary injection for solid rocket motors have been finished by employing the upwind-scheme methodology to solve Navier-Stokes equation. The attentions were paid on the effects of the three main parameters: the working pressure ratio, the angle and the flow mass of secondary injection on plug nozzle performance and the force for thrust vector control. The results indicate that the secondary injection could increase the plug nozzle performance in a certain, the force in the direction of the axis is positive to the flow mass of the secondary injection and is negative to the angle. The force for thrust vector control produced by the secondary injection gets bigger with the increase of flow mass and angle.

Key words Solid propellant rocket engine; Plug nozzle; Thrust vector control; Secondary injection

1 引 言

塞式喷管应用到固体火箭发动机之前需要解决两个关键问题, 一个是热防护问题, 另一个是推力矢量控制问题。本文主要对固体塞式喷管的推力矢量控制问题进行初步研究。

根据传统的固体火箭发动机推力矢量控制的工作原理和相应的伺服系统, 推力矢量控制方法可分为机械式和流体二次喷射。机械式推力矢量控制系统采用机械动作偏转喷管排气流方向, 改变推力作用方

向, 产生侧向力。流体二次喷射推力矢量控制方法^[1, 2]是指在发动机喷管扩张段某一位置, 向喷管中的超声速气流(主流)横向喷入第二股流体(二次喷射流), 主流与喷入的二次流相互干扰, 产生能控制飞行器俯仰和偏航所需要的侧向力和力矩。

对于传统喷管的发动机, 常用的推力矢量控制方法, 比如液浮轴承可动喷管、绞接接头可动喷管等方法仍然可以实现推力矢量的控制, 但是与传统的锥型、钟型喷管相比, 塞式喷管在结构以及形状上已有很大的不同, 常用的推力矢量控制系统与塞式喷管发

* 收稿日期: 2005-09-13 修订日期: 2006-03-06

基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (50476002)。

作者简介: 琚春光 (1980—), 男, 博士生, 研究领域为航空宇航推进理论与工程。

动机在结构上不太匹配。

美国 X-33 直排式塞式喷管发动机通过差分流量调节实现推力矢量控制^[3], 美国加州州立大学采用万向支架作为环喉型塞式喷管发动机推力矢量控制的作动机构, 并进行了试验研究^[4-5], 文献 [6] 提出了几种用于环簇型塞式喷管发动机的推力矢量控制方法, 例如摆动塞锥、差分流量调节以及燃气阻流板等方案。本文根据塞式喷管的结构形式以及工作原理, 将流体二次喷射推力矢量控制系统应用到固体塞式喷管发动机上, 对其特性进行了初步研究。

采用流体二次喷射推力矢量控制的固体塞式喷管发动机 (如图 1) 的优点包括: 频率响应快; 效率高; 伺服系统所需要的功率小; 可以有效利用塞式喷管的空间 (将流体二次喷射系统安装在塞锥的内部空腔)。

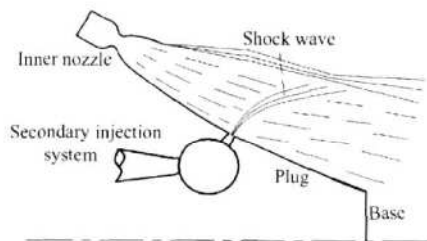


Fig 1 Principle sketch of secondary injection for plug nozzle

2 计算方法和模型发动机

2.1 计算方法

略去质量力, 不考虑化学反应, 假定气流为纯气相的理想气体, 在直角坐标系下, 理想气体的三维雷诺平均 N-S 方程为

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} + \frac{\partial G}{\partial z} = \frac{\partial E_v}{\partial x} + \frac{\partial E_v}{\partial y} + \frac{\partial G_v}{\partial z}$$

式中 $U = (\rho, \rho u, \rho v, \rho w, e)^T$, E, F, G 是对流项通量, E_v, F_v, G_v 是粘通量。计算中对流项采用二阶迎风格式离散, 粘性项采用中心差分, 湍流模型采用 SA 方程模型。

2.2 模型发动机的结构参数

所研究的模型发动机设计参数分别为: 喷管喉部直径为 10 mm; 塞式喷管的内膨胀比为 6 总面积比为 40 塞锥的倾角为 30.58°。塞式喷管的具体的设计过程见参考文献 [7], 图 2 为计算模型发动机的示意图。

2.3 工质的物性参数

燃烧室总压 7.0 MPa 燃烧室总温 300 K, 燃气气体常数 287, 燃气比热比 1.4。二次流总温 300 K, 气体常数 287, 二次流比热比 1.4。外界环境大气静止,



Fig 2 Sketch of computational model

总温为 300 K。

3 结果与分析

3.1 流体二次喷射的流场分析

有关塞式喷管的流场特征^[8-10]在这里不做过多的分析, 仅仅比较在有二次流的情况下塞锥上流场的不同。图 3 图 4 分别是工作压比 NPR (燃烧室压强与环境压强之比) 分别为 70 和 140 的工况下有无二次流喷射的塞锥流场分布情况。从图中可以看出, 当二次流从塞锥表面某一位置横向喷入后, 主流与二次流相互作用, 在一定的程度上, 二次流阻碍了主流的流动, 二次流喷射口下游的气流速度减缓, 气流流动的参数相应改变, 塞锥上的气流流动发生了偏转。随着工作压比的提高, 环境压强的降低, 塞锥上有无二次喷射的气流流动的情况差别越大, 如图 4 所示。

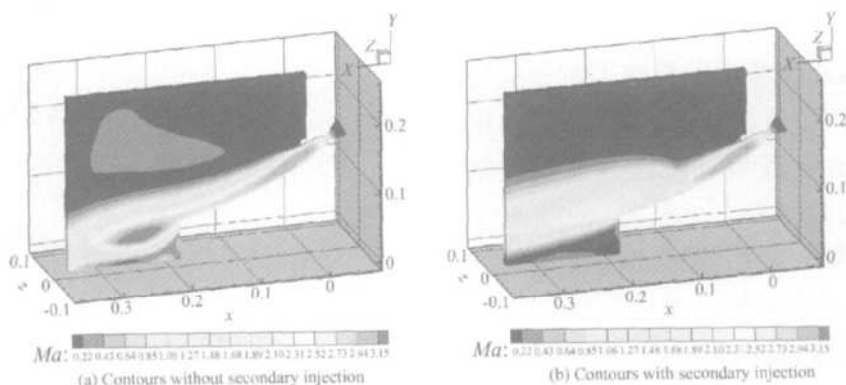
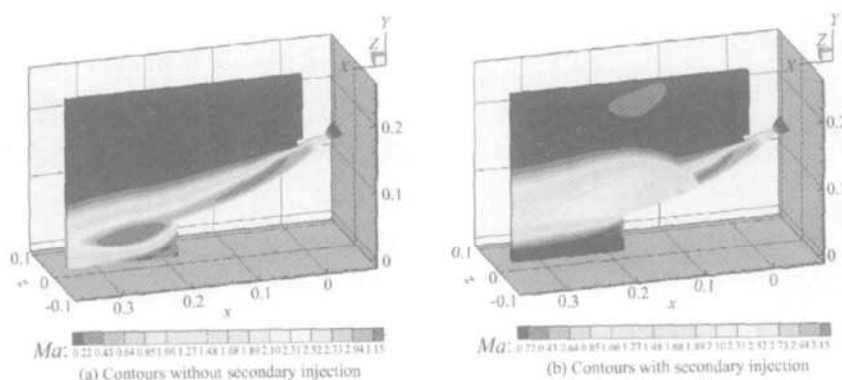
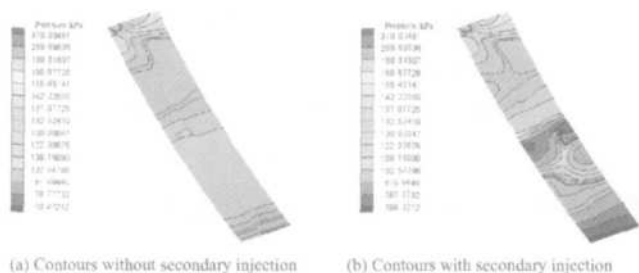
图 5 是在有无二次流喷射的情况下的塞锥壁面的压强分布。如图所示, 二次流和主流相互作用后, 塞锥表面的压强相对没有二次喷射的塞锥壁面压强升高了, 两者压力之差所产生的力, 再加上二次流喷射动量的反作用力, 就是塞式喷管进行推力矢量调节的侧向力。

3.2 性能分析

3.2.1 不同工作压比的影响

由于塞式喷管塞锥上的流场在飞行过程中始终与外界环境交换信息, 所以在保持二次流喷射的角度 ($\text{Angle} = 90^\circ$) 和流量 (二次流流量 M_{vc} 占发动机流量 M_{total} 的 5%) 在不变条件下, 研究在不同的工作压比 NPR 下固体塞式喷管的效率以及二次流产生的侧向力的变化情况。

如图 6 所示, 图中 “5%” 代表的是二次流流量 M_{vc} 占发动机流量 M_{total} 的 5% 时, 塞式喷管的效率随工作压比变化的曲线; “0%” 表示的是没有二次流的塞式喷管的效率曲线。如图所示, 当塞锥壁面加入二次流后, 在整个工作压比范围内塞式喷管的效率较没

Fig 3 Ma contours ($NPR = 70$)Fig 4 Ma contours ($NPR = 140$)Fig 5 Pressure contours of plug nozzle wall ($NPR = 70$)

有二次流的情况提高了 3% 左右。图 7 表示的是侧向力 F_{vc} 占整个发动机轴向力 F_{axis} 的比率随着工作压比 NPR 的变化关系曲线。图中显示, 在相同的二次流喷射条件下, 二次流所产生的侧向力所占的比率随着工作压比的变化而变化, 最高可达 11%。

3.2.2 二次流喷射的角度的影响

保持二次流喷射的其它参数不变 (二次流流量 M_{vc} 占发动机流量 M_{total} 的 5%, 工作压比 NPR 为 140), 研究不同的二次流的喷射角度 $Angle$ 对固体塞式喷管的性能和二次流产生的侧向力的影响。

图 8 表示二次流的喷射角度 $Angle$ 对塞式喷管效率的影响, 图中显示, 随着二次流喷射角度的增加,

二次流对塞式喷管的性能的增加逐渐减小, 当喷射角大于 90° 后, 二次流对塞式喷管性能的增益趋于稳定。图 8 表示侧向力 F_{vc} 所占发动机整个轴向力 F_{axis} 的比率随着二次流喷射角度 $Angle$ 的变化规律, 很明显, 随着二次流喷射角度的增加, 侧向力所占的比率逐渐增加, 喷射角度越大, 侧向力越大, 在二次流流量占发动机流量 5% 的条件下, 侧向力最高可以达到发动机轴向推力的 12%。

3.2.3 二次流喷射的流量的影响

保持二次流喷射的其它参数不变 (二次流喷射角度 $Angle$ 为 90° , 工作压比 NPR 为 140), 研究不同的二次流的喷射流量对固体塞式喷管的性能以及二次流产生的侧向力的影响。

图 10 表示了二次流的流量 M_{vc} 对塞式喷管效率的影响, 显然, 二次流流量越大, 相当于喷管出口气流的流量越大, 所以二次流对塞式喷管性能的增加随着喷射流量的增加而增加。

图 11 表示侧向力 F_{vc} 所占发动机整个轴向力 F_{axis} 的比率随二次流流量 M_{vc} 的变化关系。同样, 侧向力所占的比率随着二次流流量的增加而增加。

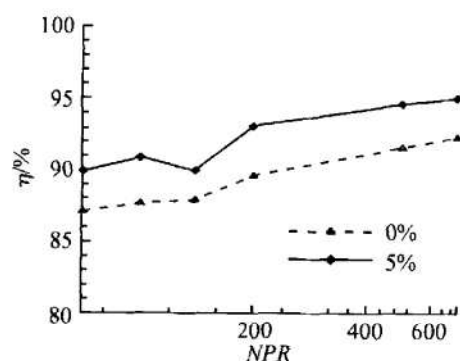


Fig. 6 Altitude character of plug nozzle

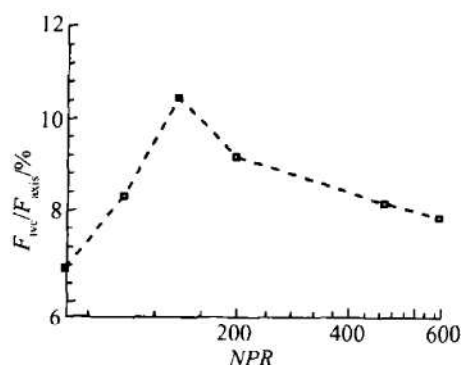


Fig. 7 Force profiles of TVC with different NPR

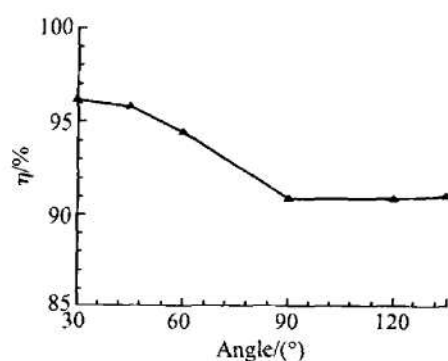


Fig. 8 Axis force of plug nozzle profiles with different angle

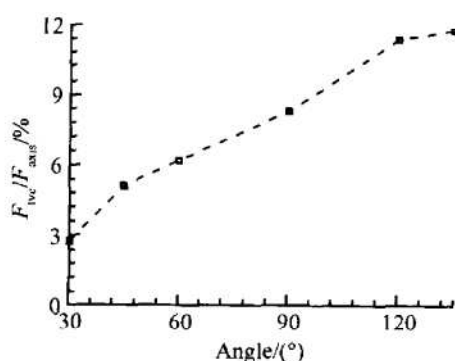


Fig. 9 Force profiles of TVC with different angle

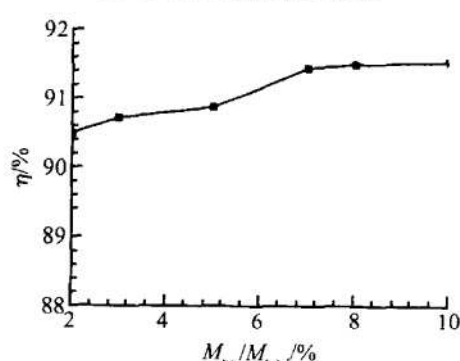


Fig. 10 Axis force of plug nozzle profiles with different flow mass

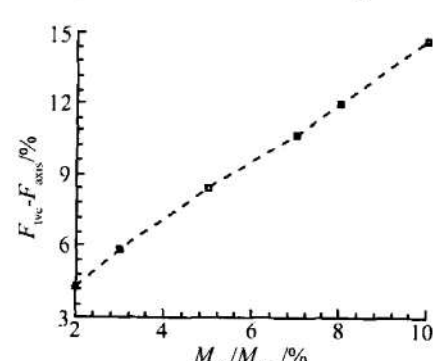


Fig. 11 Force profiles of TVC with different flow mass

4 结 论

(1) 二次喷射推力矢量控制可以在一定程度上增加固体塞式喷管的轴向力。

(2) 二次喷射对固体塞式喷管轴向力的增加与喷射的流量成正变关系, 与喷射角度成反变关系。

(3) 推力矢量控制的侧向力与二次流的流量和喷射的角度成正变关系。

(4) 基于流体二次喷射的推力矢量塞式喷管的流动过程是一个复杂的物理化学过程, 对它的推力矢量控制的研究除了从数值模拟的手段着手外, 还应进一步开展试验研究。

参考文献:

- [1] 萨顿 G P, 比布拉兹 O. 火箭发动机基础 [M]. 北京: 科学出版社, 2003
- [2] 李宜敏, 张中钦, 张远君. 固体火箭发动机原理 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1991.
- [3] Hall C, Panossian H. X-33 altitude control using the XRS-2200 linear aerospike engine [R]. AIAA 99-2936
- [4] Besnard E, Chen H H, Mueller T, et al Design manufac-

turing and test of a plug nozzle rocket engine [R]. AIAA 2002-4038

- [5] Besnard E, Garvey J, Hollman T, et al Student development and test of a gimbaled annular aerospike engine [R]. AIAA 2002-4184
- [6] Schoyer H F R. Thrust vector control for (clustered modules) plug nozzles [R]. AIAA 97-2823
- [7] 覃粒子, 刘 宇, 王一白. 线形塞式喷管型面快速设计方法 [J]. 推进技术, 2004, 25(2). (QIN Lizhi, LIU Yu, WANG Yibai Rapid method for contour design of linear plug nozzle [J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(2).)
- [8] Ruf J H, McConaughy P K. The plume physics behind aerospike nozzle altitude compensation and slipstream effect [R]. AIAA 97-3218
- [9] Nasuti F, Onofri M. Theoretical analysis and engineering modeling of flowfields in clustered module plug nozzle [R]. AIAA 98-3524
- [10] Nasuti F, Onofri M. Analysis of in-flight behavior of truncated plug nozzle [J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(4).

(编辑: 张雅凤)