

文章编号: 1001-2486(2009)04-0107-05

固体燃料冲压发动机两种内旁路构型燃烧性能数值分析*

刘巍, 杨涛, 程兴华, 李理

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘要: 使用数值模拟方法对比分析了环型通道与齿轮型通道两种内旁路构型的燃烧性能, 固体燃料为丁羟, 燃烧采用总包反应, 反应速率由涡团耗散模型计算。研究发现, 环型通道在补燃室头部产生突扩回流区, 仍为扩散燃烧; 齿轮型通道在补燃室头部产生对称的涡结构, 能够增强未燃烧燃料与旁路空气的掺混效果, 且总压损失与环型相当, 综合燃烧性能较好。

关键词: 固体燃料冲压发动机; 旁路; 燃烧; 数值分析

中图分类号: V211 文献标识码: A

Combustion Performance Numerical Analysis on Two Styles of Inner Bypass for Solid Fuel Ramjet

LIU Wei, YANG Tao, CHENG Xing-hua, LI Li

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Two styles of inner bypass structure, the annulus style and gear style, were numerically studied. The fuel was HTPB while the overall reaction process and Eddy-Dissipation Model were adapted. It was concluded that the combustion in the dump afterburning chamber of annulus style was still controlled by diffuse. The gear style could induce couples of symmetrical vortices in the head of dump afterburning chamber, which could enhance the mixing effect of unburned fuel and bypass air, and the total pressure loss was approximately approaching the annulus style, thus the combustion performance of gear style performs better.

Key words: solid fuel ramjet; bypass; combustion; numerical analysis

固体燃料冲压发动机(Solid fuel ramjet, SFRJ)属于吸气式喷气发动机,是一种自带固体燃料并利用空气中的氧气进行燃烧的动力装置。此前的研究表明,SFRJ 固体燃料平均燃速与燃烧室内的空气流量有关,即流入燃烧室的空气流量越多,固体燃料平均燃速越高,根据试验拟合的平均燃速公式可以表示为^[1]: $\bar{r} \propto n^a$ ($0 < a < 1$)。当 SFRJ 飞行速度加快或飞行高度降低时,进气道捕获的空气流量将有所增加,燃料平均燃速也有所增加,空燃比趋于不变,而且推力的增加也可在一定程度上抵消阻力的增加;反之亦然,因此 SFRJ 具有一定的自适应能力。但 SFRJ 的自适应能力是有限的,当飞行空域较大时,不能完全依靠燃料流量的自适应能力保持空燃比,进而需要采用燃料流量的主动调节措施。SFRJ 的燃料流量调节可从平均燃速调节入手,可通过改变流入燃烧室的空气流量实现,目前的方案有放气方案、内部套管分气方案与外部旁路分气方案,三者各有优点与不足^[2-3]。本文提出了两种内部旁路分气方案,并采用数值模拟的方法研究了二者的燃烧性能。

1 物理模型和计算方法

本文研究的内部旁路分气构型是在固体燃料外侧、壳体内侧设置空气通道,使空气在燃烧室入口处分为两股,一股正常流入燃烧室;另一股通过燃料外侧的通道直接流入补燃室,形成发动机内部的旁路进气结构。旁路气流通道可有多种型式,较为简单的有环型与齿轮型,结构如图 1 所示(齿轮型以 4 通道为例)。燃烧室内空气流量调节可通过改变旁路通道入口面积实现,较为简单的方法是设置可滑动的

* 收稿日期: 2009-02-20

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(50376072)

作者简介: 刘巍(1980-),男,博士生。

平板,通过遮挡部分旁路通道入口面积改变旁路通道与中心通道面积比,进而调节空气流量的分配,如图2与图3所示(环型为两块滑板)。

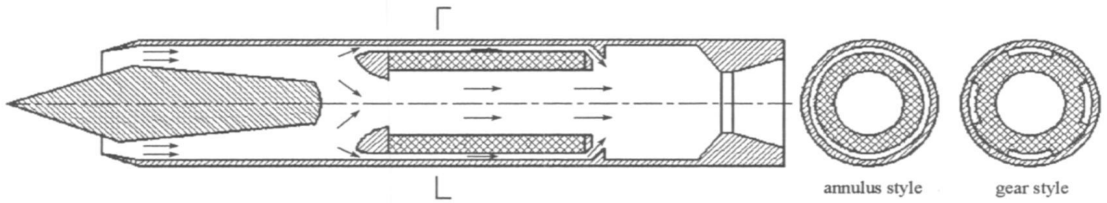


图1 内部旁路进气结构示意图

Fig.1 Sketch of inner bypass structure

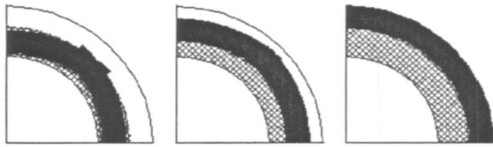


图2 环型旁路入口面积调节方法

Fig.2 Annulus style bypass inlet area regulation method

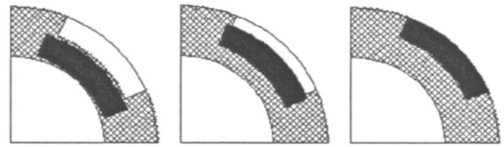


图3 齿轮型旁路入口面积调节方法

Fig.3 Gear style bypass inlet area regulation method

在SFRJ的工作过程中,随着固体燃料的不断消耗,燃烧室内径逐渐增大,燃料流量与燃烧状态也不断变化,因此SFRJ的工作过程非定常。然而相对于气流在燃烧室内的平均速度而言(通常在100m/s以上),固体燃料燃速是很小的(通常在1mm/s以下),可以采用准定常假设将燃料内径连续变化的非定常问题转化为燃料内径间断变化的定常问题。本文即采用准定常假设,在固体燃料内径保持不变的条件下研究不同旁路进气结构的定常燃烧特性,并进行对比分析。采用计算流体动力学软件FLUENT耦合定常求解流动方程,对流项采用二阶迎风格式差分。湍流模型采用Realizable $k-\varepsilon$ 模型,并与非平衡壁面函数法相配合。本文计算所使用的固体燃料为HTPB,其分解产物主要为 C_4H_6 (1,3丁二烯)^[4],将燃烧过程简化为一步总包反应:



湍流燃烧速率采用涡团耗散模型计算。以上数值方法与模型在多部参考书中均有介绍,本文不再详述,各模型所选用的参数取软件默认值。

假设齿轮型通道沿周向均布,设通道数为 N ,根据对称性原理对流场周向的 $1/N$ 建立三维网格模型,以4通道为例,齿轮型的网格几何尺寸与边界条件如图4所示。环型具有二维轴对称特性,因此建立了二维网格模型,几何尺寸与齿轮型相同,边界条件的不同之处为环型对称轴设置轴对称边界条件。边界条件的设置方法为:计算域壁面设置无滑移壁面边界条件,不考虑壁面热损失;齿轮型两通道中线轴向剖面设置对称边界条件,在对称面上各物理量沿垂直方向的梯度为零;环型轴线设置轴对称边界条件,各物理量在轴线处沿垂直方向的梯度为零;空气入口设置质量入口边界条件(流量固定,总压与静压在迭代中不断修正,直至收敛),空气总流量0.3kg/s(齿轮型取 $1/N$),方向垂直于边界,总温为690K(模拟的工况为:海平面,飞行速度900m/s);喷管出口无需设置边界条件,由上游外推得到(设置了较小的扩张比,保证喷管出口压强高于1atm)。固体燃料表面设置质量入口边界条件,加入燃烧室的物质为气态的 C_4H_6 ,总温等于当地燃料表面温度(此处速度很小,总温与静温近似相等),方向垂直于燃料表面,当地(燃烧室内不同轴向位置燃料表面的温度、燃速不同)加质流量密度为

$$G_f = \rho_s r \quad (2)$$

式中 ρ_s 为固体燃料密度, r 为当地固体燃料燃速(由于是定常计算,燃料内径保持不变,引入 r 的概念是为了确定加质流量密度)。固体燃料当地表面温度与当地燃速无法在计算前确定,也属于需要求解的变量,可由Arrhenius公式与气固分界面的能量平衡方程求得。设固体燃料当地燃速符合Arrhenius公式:

$$r \geq A \exp\left(-\frac{E_a}{R_u T_s}\right) \quad (3)$$

式中 T_s 为燃料当地表面温度, 其余参数取值见文献[4]。气固分界面上的能量平衡包括气相一侧的热传导和辐射换热, 以及固相一侧的热传导和燃料气化吸热, 若忽略辐射, 则:

$$k\left(\frac{\partial T}{\partial r}\right)_w = \rho_r \left[C_s (T_s - T_0) + h_v \right] \quad (4)$$

其中 k 为气相传热系数, $\left(\frac{\partial T}{\partial r}\right)_w$ 表示紧贴燃料表面气相一侧的温度梯度, h_v 为固体燃料的气化热, C_s 为固相比热, T_0 为固相初温。将式(3)代入式(4)可得燃料表面温度 T_s 的方程, 采用牛顿迭代法解得 T_s 后, 代回式(3)即可得 $r \geq$ 。由于气相一侧的热环境与燃速是耦合的, 因此在数值迭代过程中, 需要不断根据气相向燃料表面的传热量计算固体燃料当地表面温度与当地燃速, 适时调整燃料质量入口的当地加质流量密度与总温, 直至各参数收敛。

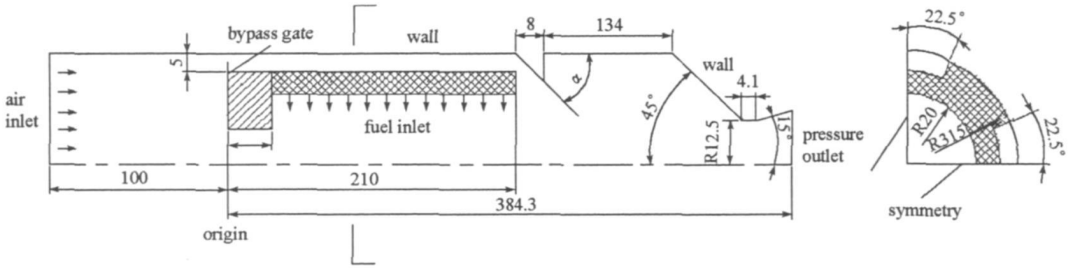


图4 齿轮型网格尺寸与边界条件设置示意图(以4通道为例, 长度单位: mm)

Fig. 4 Sketch of boundary conditions and dimensions of gear style mesh (4 passages as the example, unit: mm)

2 计算结果与讨论

先对环型与齿轮型的流场特性进行了分析, 通过对比补燃室内的燃烧效率与总压损失得到了齿轮型燃烧性能较好的结论, 然后重点分析了不同结构参数对齿轮型燃烧性能的影响。

2.1 流场结构

由于旁路空气不经过燃烧室, 旁路空气通道构型的不同不会影响燃烧室内的流场结构(在燃烧室出口附近会有所不同), 因此本文主要对补燃室内的流场进行分析。图5所示为环型的空气流线图(旁路进气角 45° , 旁路空气量 32.1%), 由图可见, 补燃室头部为典型的突扩回流区, 旁路空气进入补燃室后向轴线汇聚, 在向下游流动过程中又向外散开, 旁路空气始终在燃烧室燃烧产物外围, 没有形成交错掺混, 因此补燃室内旁路空气参与的燃烧仍然受扩散过程的控制。

图6所示为齿轮型空气流线图(4通道, 旁路进气角 45° , 旁路空气量 31.3%), 由图可见, 两股旁路气流进入补燃室后开始相互靠近以填充二者之间的区域, 相遇后开始反转, 形成了对称涡。此涡结构将对燃烧室出口燃烧产物产生卷吸作用, 可增加未燃烧燃料与旁路新鲜空气的接触面积, 对混合与燃烧较为有利。

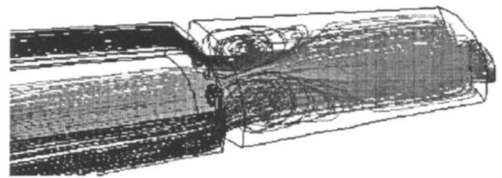
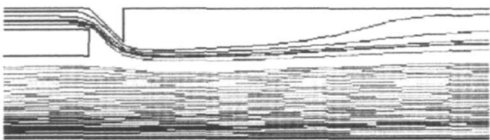


图5 环型通道空气流线($\alpha = 45^\circ$, 旁路进气 32.1%)

Fig. 5 Annulus style air path lines
($\alpha = 45^\circ$, bypass ratio- 32.1%)

图6 齿轮型空气流线(4通道, $\alpha = 45^\circ$, 旁路进气 31.3%)

Fig. 6 Gear style air path lines
(4 passages, $\alpha = 45^\circ$, bypass ratio- 31.3%)

2.2 环型与齿轮型燃烧性能对比

燃烧性能主要考虑燃烧效率与总压损失。燃烧效率定义为燃烧的燃料流量与总燃料流量之比, 设

u 为轴向速度、 Y_f 为 C_4H_6 质量分数、 A 为面积、 $m_{\dot{f}}$ 为总燃料质量流量, 则燃烧效率为:

$$\eta = 1 - \frac{\int \rho u Y_f dA}{m_{\dot{f}}} \quad (5)$$

设 p_{0a} 为空气入口质量平均总压(本文采用质量入口边界条件, 设定空气流量, 总压与静压在迭代收敛后即可得到), p_{0c} 为补燃室出口质量平均总压(在迭代收敛后即可得到), 总压损失计算方法为:

$$\delta = \frac{p_{0a} - p_{0c}}{p_{0a}} \times 100\% \quad (6)$$

图7所示为不同旁路进气量下环型燃烧效率随补燃室内轴向位置变化曲线(旁路进气角 45°), 由图可见, 随着旁路进气量的减少, 燃烧室出口的燃烧效率逐渐提高。Mady^[5] 与 Vaught^[6] 在试验中发现, 空燃比越高, 固体燃料的燃烧效率越高。随着旁路进气量的减小, 燃烧室内的空气流量越大, 导致燃烧室内的空燃比(燃烧室内空气流量与总燃料流量之比)越大, 因此本文的计算结果与试验结果在趋势上是一致的。环型旁路进气 48.5%、32.1% 与零的总压损失分别为 6.1%、9.9% 与 18.0%, 这是因为旁路进气量的减少由旁路入口面积的减小引起, 这将使空气的总流通面积也减小, 进而使总压损失增加。此外, 旁路进气量为 48.5%、32.1% 与零的发动机总空燃比(总空气流量与总燃料流量之比)分别为 22.0、21.1 与 20.1, 可见通过改变旁路进气量可以调节燃料流量。

图8所示为不同旁路进气量下齿轮型燃烧效率随补燃室内轴向位置变化曲线(4通道, 旁路进气角 45°)。由图8可见, 燃烧室出口(即补燃室入口)的燃烧效率与环型基本一致, 这是由于在旁路空气流量近似相等的情况下, 燃烧室内的空气流量也近似相等, 旁路通道型式不同不影响燃烧室内的燃烧, 也说明采用二维轴对称方法(环型)与三维方法(齿轮型)在燃烧室段的计算吻合较好。将图7与图8相比可以发现, 除了旁路空气流量为零时的工况外, 在旁路空气流量近似相等的情况下, 齿轮型的燃烧效率提高速度更快, 这表明齿轮型补燃室头部混合与燃烧效果更好, 即齿轮型头部产生的对称涡结构更加有利于提高燃烧效率。齿轮型旁路进气 48.7%、31.3% 与零的总压损失分别为 6.2%、10.0% 与 17.7%, 与环型总压损失相当。可见, 从燃烧效率与总压损失两个方面综合考虑, 齿轮型的燃烧性能较好。

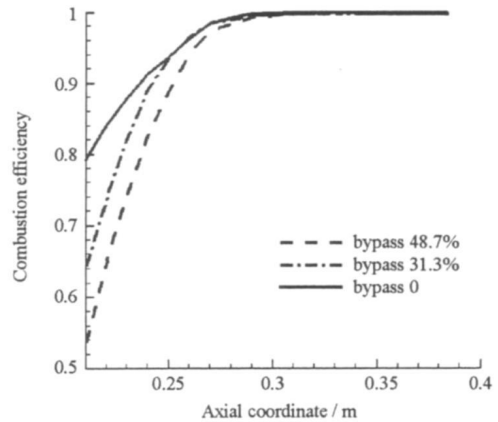
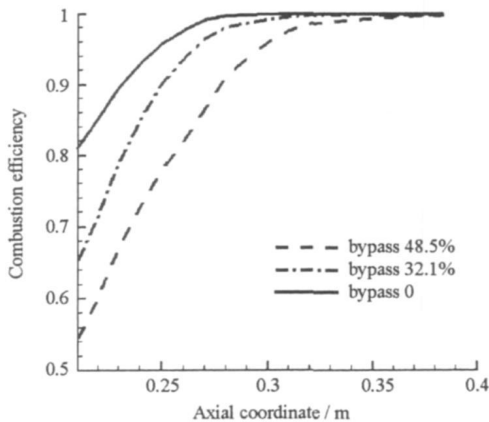


图7 环型补燃室内燃烧效率曲线($\alpha = 45^\circ$)

Fig. 7 Combustion efficiency in afterburning chamber of annulus style ($\alpha = 45^\circ$)

图8 齿轮型补燃室内燃烧效率曲线(4通道, $\alpha = 45^\circ$)

Fig. 8 Combustion efficiency in afterburning chamber of gear style (4 passages, $\alpha = 45^\circ$)

2.3 齿轮型不同结构参数对燃烧性能的影响

鉴于齿轮型的燃烧性能较好, 本文对其进行了更为深入的研究。以4通道、旁路进气角 45° 、旁路入口全部打开(旁路进气 48.7%)为基本工况, 分别改变旁路进气角(30° 、 45° 、 60°)与通道数(2、4、6, 通道沿周向均布), 研究旁路进气角与通道数对燃烧性能的影响。

图9为齿轮型不同旁路进气角下补燃室内的燃烧效率变化曲线(4通道), 由图可见, 随着旁路进气角的增加, 燃烧室出口燃烧效率逐渐提高, 这是由于旁路空气量逐渐较少所致, 30° 、 45° 与 60° 下的旁路进

气流量分别为 53.7%、48.7% 与 41.3%，燃烧室内的空气流量与空燃比增加使燃烧室出口燃烧效率不断提高。旁路进气量角度越大，补燃室头部相同轴向位置的燃烧效率越高，但燃烧效率提高的速度变化不大。30°、45° 与 60° 的总压损失分别为 4.7%、6.2% 与 11.1%，可见随着旁路进气角度的增加，总压损失不断增大。综合考虑燃烧效率与总压损失，旁路进气角度 30° 与 45° 燃烧性能较好。

图 10 为齿轮型不同通道数下补燃室内的燃烧效率变化曲线(旁路进气角 45°)，由图可见，燃烧效率随通道数并不单调，4 通道的燃烧效率略高于 6 通道，2 通道的燃烧效率最低。虽然通道数不同，但旁路通道入口总面积保持不变(都为环面积的一半)，且旁路进气角度相同，因此不同通道数的旁路空气流量在 48.7±0.9% 之间，总压损失在 6.2±0.1% 之间。综合考虑燃烧效率与总压损失可知，4 通道与 6 通道较好。

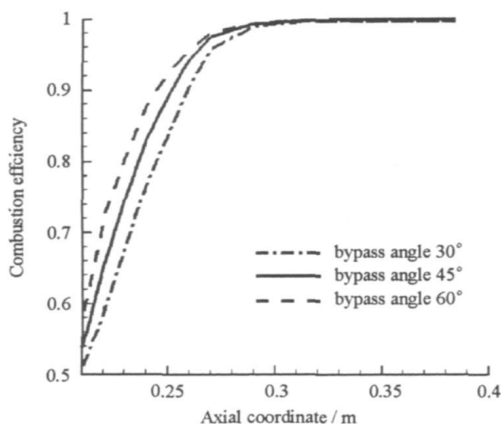


图 9 齿轮型补燃室内燃烧效率曲线(4 通道)

Fig. 9 Combustion efficiency in afterburning chamber of gear style (4 passages)

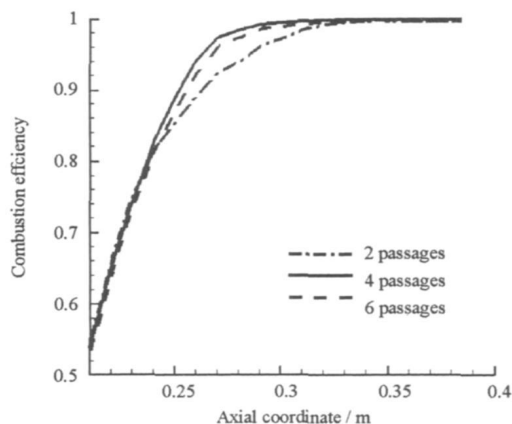


图 10 齿轮型补燃室内燃烧效率曲线($\alpha = 45^\circ$)

Fig. 10 Combustion efficiency in afterburning chamber of gear style ($\alpha = 45^\circ$)

3 结束语

对所提出的环型通道与齿轮型通道两种内旁路构型的燃烧性能进行了数值分析，通过比较燃烧效率与总压损失得出：

(1) 环型通道的补燃室头部产生突扩回流区，燃烧仍受扩散过程控制；齿轮型通道可在补燃室头部产生对称的涡结构，能够提高未燃烧燃料与旁路空气的掺混，与环型相比燃烧效率提高速度更快，且总压损失与环型相当，因此齿轮型的燃烧性能较好。

(2) 齿轮型旁路进气角度越大，补燃室内燃烧效率提高越快，但总压损失也不断增加，综合考虑燃烧效率与总压损失，旁路进气角度 30° 与 45° 的燃烧性能较好。

(3) 齿轮型通道数对燃烧效率的影响并不单调，4 通道的燃烧效率略高于 6 通道，2 通道的燃烧效率最低，总压损失都在 6.2±0.1% 之间，综合考虑燃烧效率与总压损失，4 通道与 6 通道燃烧性能较好。

参考文献:

- [1] Krishnan S, Philmon G. Solid Fuel Ramjet Combustor Design[J]. Progress in Aerospace Sciences, 1998, 34: 219- 256.
- [2] Pelosi-pinhas D. Alon G. Solid Fuel Ramjet Regulation by Means of an Air Division Valve[C]// ISA BE 99- 7245, 1999.
- [3] Deborah P, Alon G. Bypass-regulated Solid Fuel Ramjet Combustor in Variable Flight Conditions[J]. Journal of Propulsion and Power, 2003, 19 (1): 73- 80.
- [4] Chiavenini M J, Harting G C, Lu Y C. Pyrolysis Behavior of Hybrid Rocket Solid Fuels Under Rapid Heating Conditions[R]. AIAA 97- 3078, 1997.
- [5] Mady C J, Hickey P J, Netzer D W. Combustion Behavior of Solid-fuel Ramjets[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1978, 15(3): 131- 132.
- [6] Vaught C, Witt M, Netzer D. Investigation of Solid-fuel, Dual-mode Combustion Ramjets[J]. Journal of Propulsion and Power, 1992, 8(5): 1004 - 1011.