

模型冲压发动机低压条件下燃烧效率试验^{*}

罗文雷, 潘 余, 谭建国, 王振国

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘 要: 在亚燃冲压发动机直连式高空试验系统上, 实现了模型冲压发动机在 40~60 kPa 条件下的点火和稳定燃烧, 研究了燃烧室构型、燃烧室入口来流条件以及燃料当量比对燃烧效率的影响。试验结果表明: 低压条件下的燃烧效率比常压和高压条件下的燃烧效率都要低; 但低压条件下燃烧效率随燃烧室构型、模拟来流条件和燃料当量比的变化规律与常压和高压下的情况基本一致, 增加燃烧室长度、提高来流总压和总温、增大燃料当量比, 降低飞行高度, 以及增强煤油的雾化和混合, 都有利于提高燃烧效率; 与常压和高压下的情况不同的是减小凹腔长深比能进一步提高燃烧效率。

关键词: 冲压喷气发动机; 燃烧室; 燃烧效率; 低压; 凹腔⁺

中图分类号: V235.21 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2010) 03-0270-06

Experimental investigation on combustion efficiency of the ram jet model at low pressure

LUO Wen-lei, PAN Yu, TAN Jian-guo, WANG Zhen-guo

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

Abstract On the direct-connect high altitude experiment system, the ram jet models were successfully ignited and combusted stably at the pressure between 40 kPa and 60 kPa. According to these tests, the influence parameters on combustion efficiency were studied under variable conditions, including the combustor configuration, the inflow condition at the entrance of the combustor and the equivalent ratio. Results show that the combustion efficiency at the low pressure is lower than that at the normal and high pressure, but the variation trend is almost the same. The increase of the length of the combustor, the total temperature, the total pressure, and the equivalent ratio, the decrease of the flight altitude, and the enhancement of atomization and mixing can increase the combustion efficiency. However, the decrease of the ratio of length-to-depth can improve the combustion efficiency.

Key words Ram jet engine; Combustion chamber; Combustion efficiency; Low pressure; Cavity⁺

1 引 言

冲压发动机具有结构简单、飞行速度高、比冲高等优点, 因此得到广泛而深入的研究, 具有广阔的应用前景。随着技术的发展, 亚燃冲压发动机的研究逐渐趋向于高空、高速和宽范围工作^[1]。飞行高度的增加使得燃烧室压力变低, 燃烧变得更困难。从化学动力学方面分析, 低压不利于燃料与空气的化学反应, 当压力降至一个大气压以下时, 两相混气湍流燃

烧的物理和化学过程发生很大变化; 压力下降会造成火焰稳定器回流区缩小、回流量减少、湍流强度和雷诺应力减少、湍流动能变小、湍流尺度变大; 同时, 王健^[2]等的研究指出, 低压条件下压力进一步降低会带来燃油雾化的索太尔平均直径增大、燃油雾化质量下降等问题。低压下出现的这些问题都会直接或间接地影响燃烧室性能。如何评价燃烧室的性能是发动机研制必须解决的问题。但是燃烧室性能的决定因素比较多, 评定方法也不完全一致。由于燃烧效率

* 收稿日期: 2009-04-22 修订日期: 2009-08-21。

基金项目: 湖南省研究生科研创新基金 (3206)。

作者简介: 罗文雷 (1985—), 男, 硕士生, 研究领域为吸气式推进技术。Email: wenleilu@163.com

能够部分反映不同燃烧室间的性能差别,因此有必要对低压条件下冲压发动机燃烧室构型、模拟飞行条件以及燃料当量比等对燃烧效率的影响进行研究。

2 燃烧效率的计算方法

燃烧效率是指燃料燃烧时实际用于加热工质的热量(增加气体总焓)与这些燃料完全燃烧时的理论放热量之比。经过多年的发展,国内外学者应用不同的测量手段发展了多种燃烧效率计算方法,主要有:基于焓增、基于温升、基于压力测量、基于燃烧产物组分分析、基于光学分析的燃烧效率确定方法以及燃烧效率一维流动参数评价方法。潘余等^[3]对常见的几种基于试验测量的冲压发动机燃烧效率确定方法进行了详细的介绍,并对各自的特点进行了对比分析。

基于焓增的燃烧效率是指燃料燃烧实际放热量与这些燃料完全燃烧时理论放热量之间的比值,该方法源自燃烧效率的定义。基于温升的燃烧效率是指温度传感器测得的燃料燃烧引起的实际温升与数值计算得到的理论温升之间的比值;McClinton C R 等^[4]提出并发展了基于对燃烧室进出口总温直接测量的燃烧效率确定方法。基于压力测量的燃烧效率确定方法是通过测量燃烧室压力,再经过一定的换算最终求得燃烧效率的方法;意大利人 Reggiori^[5]提出了基于静压和总压测量并包含燃烧室出口平面信息的直连式燃烧效率分析方法。基于燃烧产物组分分析的燃烧效率确定方法是应用气体采样探头对燃烧室出口的气体成分进行分析,获得未发生化学反应的燃料量,再根据剩余燃料与总燃料流量之比获得燃烧室内的燃烧效率^[6]。基于光学分析的燃烧效率确定方法一般是利用红外线测量燃烧室出口气流某种成分在特定波段的红外线谱,获得该成分在出口气流中的气体分压和温度,进而根据分压与气流浓度的关系计算出燃烧效率;Reed R A 等^[7]对该方法进行了大量的研究。一维流动参数评估方法利用部分试验数据、根据一维流动守恒方程组求解得到燃烧效率;王振锋等^[8]研究了燃气平均分子量、平均定压比热和摩擦力系数等对燃烧效率一维评价方法的影响,并在此基础上发展了适用范围更宽的一维评价方法。

针对亚声速燃烧环境,以上各种燃烧效率确定方法均有所应用。但在燃烧室结构设计初期,研究内容一般集中在发动机点火特性及火焰稳定器结构设计

上,试验用燃烧室一般不进行热防护,发动机试验时间相对较短,温度传感器和整个试验系统很难达到热力平衡;同时低温低压情况下组织燃料燃烧较困难,温度场的均匀性也较差,两方面因素导致温度传感器所测燃烧室温度误差较大,从而限制了基于焓增和温升的燃烧效率确定方法的应用。燃烧室流场的不均匀性、气体采样探头对流场的影响、高温气体采样探头的制作问题、能否成功冻结化学反应、数据测量精度问题以及仪器使用成本等也限制了基于燃烧产物组分分析的燃烧效率确定方法在燃烧室设计初期的应用。基于光学分析的燃烧效率确定方法已成功用于判断氢燃料的燃烧效率,但在应用于碳氢燃料时,由于碳氢燃料化学反应机理更复杂、反应产物成分更多、与可测量的特征原子团建立关系的反应模型却很少等问题,这种燃烧效率分析方法尚处于研究阶段,应用并不广泛;另外该方法的测量系统较复杂,对环境条件要求高,使用费用也比较高。一维流动参数评估方法一般应用于强燃烧工况,在气流相对均匀的流场部分有相当的可信度,该方法在使用过程中需要进行一系列的模型假设,并结合实际的燃烧状况合理选取相关参数;各国冲压发动机研究单位发展了多种一维流动燃烧效率评估方法用于评价超燃冲压发动机的燃烧性能。

论文采用了基于静压测量的平衡流特征速度法确定燃烧效率,其定义式为 $\eta = c_{\text{exp}}/c_{\text{th}}$ 。实际上,由公式(1)推导可知 $\eta = p_{\text{exp}}/p_{\text{th}}$,这样就可以直接应用试验测得的静压进行计算。

$$\left\{ \begin{array}{l} \eta = \frac{c_{\text{exp}}}{c_{\text{th}}}, c_{\text{exp}} = \frac{p_0 A_1 c_0}{m_{\text{a}}} \\ c_{\text{th}} = \frac{p_{0\text{th}} A_1 c_0}{m_{\text{a}}}, m_{\text{a}} = m_{\text{air}} + m_{\text{f}} \\ \frac{A}{A_1} = \frac{c_0}{M a} \left[\frac{2}{\gamma + 1} + \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} M a^2 \right]^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}} \\ p_0 = p_{\text{exp}} \left[1 + \frac{\gamma - 1}{2} M a^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \\ p_{0\text{th}} = p_{\text{th}} \left[1 + \frac{\gamma - 1}{2} M a^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \end{array} \right. \quad (1)$$

式中 η 为燃烧效率; c_{exp} 和 c_{th} 分别为试验和理论的平衡流特征速度; p_0 , $p_{0\text{th}}$, p_{exp} 和 p_{th} 分别为燃烧室末端或喷管入口处燃气实际总压、理论总压、试验测得静压和理论静压; A 和 A_1 分别为喷管入口和喉部的横截面积; m_{air} , m_{f} 和 m_{a} 分别为加热空气、模

型发动机燃料和总的质量流量; Ma 为喷管入口处马赫数; c_0 为喉部流量系数, 文中计算取为 1; γ 为等熵指数。

特征速度是反映推进剂有用能量级以及喷注器和燃烧室设计质量的参数, 综合反映了发动机内流道截面变化、火焰稳定器结构、壁面摩擦力、燃料质量添加作用、燃料带入系统的动量和能量等对燃烧的影响, 是燃烧室出口处燃气比热比、气体常数以及温度的函数, 在喷管喉部为声速的发动机设计和性能评价过程中经常用到。此方法通过运行基于平衡流假设, 以空气为氧化剂、煤油为燃料的热力计算程序得到 c_{th} 和 γ ; 然后将 γ 视为常数, 忽略实际情况与理论计算之间的差别对 γ 的影响; 最后通过试验测量获得 p_{exp} , m_{air} 和 m_f , 结合公式 (1) 计算求出燃烧效率 η 。该方法确定燃烧效率与详细的 CFD 模拟和复杂的试验参数测量相比虽然显得粗糙了一些, 且从实际应用情况来看, 基于该方法获得的燃烧效率比基于熵增和温升方法获得的燃烧效率要高, 但在试验数据获得和处理方面比较实用、快捷, 而且同样的数据获得和处理方式所得到的燃烧效率具有可比性, 能够指导燃烧室结构的初期设计。

3 试验系统及试验过程

3.1 试验系统

试验在亚燃冲压发动机直连式高空试验系统上进行。试验系统主要由空气加热器、模型发动机、燃气引射系统、管路供应系统、点火系统、测控系统等组成。加热器采用酒精、氧气和空气进行燃烧加热, 通过对三种组分流量的调节可以实现宽范围的来流工况模拟。模型发动机结构如图 1 所示, 采用优质航空煤油为燃料。燃气引射系统始终维持发动机模型喷管出口压力小于 5 kPa 其“真空舱”与模型发动机喷管通过“O 型圈”密封连接。管路供应系统主要包括冷却水系统、吹除系统和推进剂供应系统, 其中煤油通过壁面和中心喷油环上的多个喷嘴喷入燃烧室。加热器、发动机模型和引射器的点火均使用火炬点火器; 火炬用普通火花塞点火。流量测量采用涡轮流量变送器, 测量精度为 1.0% FS; 压力测量使用压力扫描阀系统, 该系统共有两个采集模块, 每个模块拥有 16 个压力测量通道, 每个通道最大采样速率为 500 Hz, 测量精度 $\pm 0.5\%$ FS; 模型上的测压孔直径为 1 mm, 所测压力为模型发动机内壁面静压。

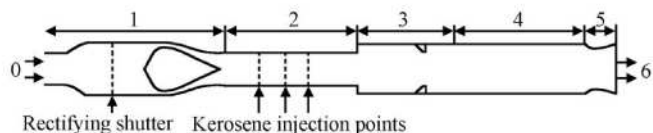


Fig. 1 Schematic diagram of ram jet model

图 1 中 0 为模拟进气道入口端, 通过法兰盘与加热器喷管相连; 1 为模拟进气道亚扩段, 内含整流格栅; 2 为喷油段; 3 为燃烧室火焰稳定器安装段; 4 为燃烧室段; 5 为模型发动机喷管; 6 为模型发动机出口, 与引射器相连。

3.2 模型燃烧室

设计了 7 种不同的模型燃烧室, 结构如图 2 所示。为了叙述方便, 下面称不同的模型燃烧室为 N1, N2 ... N7。

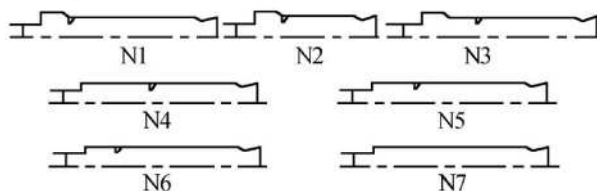


Fig. 2 Schematic diagram of combustor model

构型差别说明: N1 比 N2 的燃烧室长 400 mm; N3 是具有双台阶的一个大凹腔; N4~N6 凹腔长深比逐渐变小; N7 为突扩燃烧室。

3.3 试验过程

燃烧室性能试验工作过程主要有 3 个步骤: (1) 引射器和加热器先后启动并稳定工作; (2) 燃烧室内喷注燃料, 模型发动机点火并稳定燃烧; (3) 按顺序关闭各供应管路阀门, 终止试验并获得试验数据。试验时序如图 3 所示, 其中 t_0 时刻引射器点火, t_1 时刻加热器点火, t_2 时刻开煤油阀门, t_3 时刻发动机点火, t_4 时刻关煤油阀门, t_5 时刻加热器关机, t_6 时刻引射器关机。

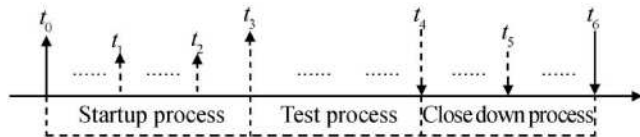


Fig. 3 Time sequence of combustor performance test

4 试验结果与分析

在亚燃冲压发动机直连式高空试验系统上进行了 12 次试验, 试验数据记录和热力程序计算结果见表 1。

Table 1 Test data record and computational results

Test number	Combustor configuration	Inflow total temperature / K	Inflow static pressure / kPa	$p_{\text{exp}} / \text{kPa}$	$p_{\text{th}} / \text{kPa}$	η
1	N1	692.0	49.828	44.594	60.516	0.7369
2	N2	689.7	42.511	38.969	61.728	0.6313
3	N3	714.0	50.625	43.274	60.078	0.7203
4	N4	940.0	52.125	44.877	59.804	0.7504
5	N7	946.4	50.858	45.412	59.107	0.7683
6	N5	921.2	54.450	49.999	67.980	0.7355
7	N6	886.9	57.074	51.011	70.564	0.7229
8	N3	551.8	95.545	81.996	104.935	0.7814
9	N3	693.2	94.793	83.026	102.793	0.8077
10	N3	661.2	32.223	25.885	60.820	0.4256
11	N7	900.2	62.213	57.164	73.903	0.7735
12	N7	922.3	53.675	49.930	67.886	0.7355

4.1 低压下的燃烧效率

一般情况下冲压发动机的燃烧效率在 0.9 以上, 而从表 1 看出, 低压条件下的燃烧效率较低, 在 0.81 以下。分析其原因: 一方面, 文献 [9] 给出 $1 \sim 400 \text{ kPa}$ 压力范围内煤油雾化的索太尔平均直径 $SMD \propto p^{-0.20}$ 。由此可知低压范围内压力越低, 液滴平均直径则越大, 雾化效果变差, 进而造成燃烧效率降低; 如果通过改变喷油方式增强煤油的雾化与混合, 则有利于燃烧效率的提高。另一方面, 在低压条件下, 化学反应为速率控制过程, 其反应速率较之高压要慢些。根据燃烧效率试验模化经验可以得到 η - θ 关系式^[9-10]。该式是以燃烧速率理论为基础, 通过对大量的试验数据进行分析 and 拟合得到的半理论、半经验化关系式。该式也可以指导试验, 用来比较不同燃烧室的优劣, 但在进行比较时, 各次试验所用燃料必须相同, 余气系数应该相近, 燃烧室几何参数也应该相似。另外, 该式还可以在较宽的燃烧室入口压力和温度范围内对燃烧效率的影响因素进行定性的分析, 一般适用于燃烧室入口压力低于 0.6 MPa 温度低于 600 K 的情况, 但入口温度拓展至 1000 K 时, 其分析结果依然可以对问题进行正确的趋势描述。

$$\eta_0 = f(\theta) = \int \frac{p_i^{1.75} A_{\text{ref}} D_{\text{ref}}^{0.75} \exp(T_i/300)}{m_{\text{air}}} \quad (2)$$

式中 η_0 为燃烧效率; p_i 和 T_i 为燃烧室入口压力和温度; m_{air} 为空气质量流量; D_{ref} 和 A_{ref} 分别为参考直径和截面积; θ 为概括燃烧效率的组合参数。由 η - θ 关

系式可知燃烧室入口压力的降低对燃烧效率带来负面影响; 而且由于 p_i 的幂指数为 1.75, 所以燃烧效率对压力的变化也比较敏感。综合分析, 低压较之常压和高压下的燃烧效率要低。

4.2 燃烧室长度对燃烧效率的影响

由图 2 和表 1 可知, 试验 1 和试验 2 除了构型上的差别, 试验条件基本一致。将两次试验燃烧效率进行对比很容易看出: 构型 N1 的燃烧效率为 0.7369, 明显高于构型 N2 的 0.6313。定义主燃区 θ 参数为 θ_{pr}

$$\theta_{\text{pr}} = \frac{p_i^{1.75} V_{\text{pr}} \exp(T_i/300)}{m_{\text{air}}} \quad (3)$$

式中 V_{pr} 和 m_{air} 分别为主燃区的体积和空气质量流量。

公式 (2) 和 (3) 有相同的适用性。参照公式 (2), 即 η - θ 关系式, 根据燃烧速率理论可知: 加热空气与燃料的流速太快, 短燃烧室内燃料滞留时间过短, 雾化后的燃料未能充分蒸发, 混合不均匀, 燃烧室内火焰也未能充分发展; 长燃烧室则有利于燃料和空气在流向下游的过程中进一步混合, 火焰进一步横向发展, 主燃区体积 V_{pr} 增大, 燃烧更充分, 温度和压力升高, 而 m_{air} 增大的程度相对较小, 所以主燃区的 θ_{pr} 增大, 主燃区和整个燃烧室的燃烧效率都相应提高。

4.3 凹腔长深比对燃烧效率的影响

凹腔是一种经典的火焰稳定器, 在超燃冲压发动机和驻涡燃烧室中得到广泛的应用, 合理尺寸的凹腔

能够实现冲压发动机的点火并有效稳定燃烧火焰。凹腔的存在改变了燃烧室的构型,影响到燃烧室内燃料的雾化以及燃烧情况,也改变了燃烧室的性能。通过几组对比性试验,研究了凹腔结构(主要是长深比)对燃烧效率的影响,在优化凹腔结构方面进行了一定的试验研究。

(1)在已有试验 1 的基础上,将燃烧室构型调整为 N3 在其余试验条件不变的情况下进行了试验 3。试验结果表明具有双台阶大凹腔的 N3 构型的燃烧效率为 0.720 3 低于 N1 构型。说明凹腔长深比越大,燃烧效率越低。

(2)凹腔的极限情况是长深比为 0 的情况,即突扩燃烧室,此时凹腔后缘与前缘紧贴一起。为了对比突扩构型对燃烧效率的影响,进行了一组对比性试验。两次试验发动机来流工况基本相同。试验 4 基于大凹腔构型 N4 燃烧效率为 0.750 4 试验 5 基于突扩燃烧室构型 N7 燃烧效率为 0.768 3。突扩燃烧室的燃烧效率高于大凹腔燃烧室的燃烧效率,进一步说明了凹腔长深比越大,燃烧效率越低的结论。其原因可由 4.2 的结论来解释:燃烧室火焰稳定器之后主燃区越长,火焰发展的也越充分,主燃区体积 V_{pr} 越大,温度和压力也越高,进而燃烧效率也越高。

在常压和高压条件下,增大凹腔长深比一般情况下能提高燃烧效率。而低压下却得到相反的结论,主要是因为低压下凹腔内回流区和回流量均较小,增大凹腔长度,虽然能够增加部分煤油的雾化距离和滞留时间,但比较有限,而燃烧室身部变短,火焰在燃烧室内的滞留时间变短,发展不充分,综合效应致使低压下燃烧效率随长深比增加而变小。

4.4 燃烧室入口来流条件对燃烧效率的影响

由 20~30 km 高空大气的热力特性可知:在一定飞行高度,改变飞行马赫数,燃烧室入口的压力和温度都会相应变化;只改变飞行高度,燃烧室入口压力变化较大,而温度变化很小。进行了五次试验,用以对比说明燃烧室入口来流条件对燃烧效率的影响。

(1)试验 6 和试验 7 分别基于构型 N5 和 N6 模拟飞行马赫数分别为 4 和 3.7。考虑到稳定火焰的需要,构型 N5 比 N6 的凹腔长度略长 10 mm。试验结果表明,在凹腔长度略长、工况为马赫 4 的情况下,燃烧室燃烧效率为 0.735 5 比马赫 3.7 工况的燃烧效率高。

(2)为了更准确地分析模拟飞行马赫数对燃烧效率的影响,进行了基于同一燃烧室构型 N3 的试验

8 和试验 9 两次试验模拟马赫数分别为 2.5 和 3 模拟飞行高度为 20 km,燃烧效率分别为 0.781 4 和 0.8077。进一步验证了马赫数越高燃烧效率越高的结论。分析其原因,相同的飞行高度,模拟飞行马赫数越高,燃烧室入口压力和温度也越高。低压条件下压力和温度越高,燃油雾化索太尔平均直径越小,雾化效果也越好;同时高温还增加了分子运动的速度,高压增加了燃烧室内分子碰撞的几率。综合多方面因素,由公式 (2) 可知模拟来流总温总压越高,燃烧效率越高。

(3)为了分析模拟飞行高度对燃烧效率的影响,在试验 9 的基础上,补充进行了试验 10 用于对比。试验 9 和试验 10 的模拟飞行高度分别约为 20 km 和 25 km。试验 10 的燃烧效率为 0.425 6 远低于试验 9 的 0.807 7。模拟飞行高度对燃烧效率的影响其实质就是压力的影响。参考 4.1 的结论可知:模拟飞行高度越高,燃烧室入口压力越低,燃烧效率也越低,而且燃烧效率对飞行高度(也即是压力)的敏感性很强。进一步分析得知:当低压情况下燃烧室入口压力进一步降低时,火焰稳定器稳焰能力相对减弱、燃料混合效果变差、煤油雾化索太尔平均直径也有所增大、燃烧速率降低;在这些效应的影响下,组织燃烧变得更加困难,燃烧效率大幅降低。

4.5 贫油条件下当量比对燃烧效率的影响

试验 11 和试验 12 基于相同的构型 N7,其主要区别在于试验 11 的当量比为 0.9 试验 12 为 0.6。结果表明高当量比的试验 11 燃烧效率高于试验 12。分析其原因,由于两次试验加热器模拟来流的工况相同,那么,当量比略高时燃料燃烧放热多,燃烧室温度和压力相对较高,化学解离更加充分,燃烧速率和反应温度更高,燃烧效率也更高。

5 结 论

(1) 燃烧效率的计算方法有很多种,基于静压测量的特征速度法由于其响应较快、简便可行等特点,在燃烧室结构设计初期得到广泛应用。

(2) 采用多种燃烧室构型,在模拟高空高速飞行的状态下实现了模型冲压发动机的点火和稳定燃烧,煤油稳定燃烧条件下燃烧室室压在 40~60 kPa。

(3) 与常压和高压情况相比,低压条件下的燃烧效率较低。

(4) 与常压下的规律一致:增加燃烧室长度、当量比、来流总温和总压,以及增强煤油的雾化和混合,

都有利于提高燃烧效率。

(5) 与常压下的规律不同: 减小凹腔长深比能够进一步提高燃烧效率。

致谢: 感谢黄伟博士在论文撰写和投稿过程中给予的指导和帮助。

参考文献:

- [1] 毕士冠. 国外超声速巡航导弹发展战略与技术途径讨论(上)[J]. 飞航导弹, 2007(1): 1~9
- [2] 王健, 张力, 苏祥荣. 蒸发式稳定器低压高温试验[J]. 推进技术, 2006, 27(3): 208~210 (WANG Jian, ZHANG Li, SU Xiang-rong. Experimental investigation of vaporizing flameholder at low pressure and high temperature [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2006, 27(3): 208~210)
- [3] 潘余, 王振国, 刘卫东. 超燃冲压发动机燃烧效率测量方法简介[J]. 实验流体力学, 2007, 21(2).
- [4] McClinton C R, Anderson G Y. Evaluation of a bulk calorimeter and heat balance for determination of supersonic

combustor efficiency[R]. *NASATP* 1739

- [5] Reggiori A, Riva G, Damini G B. A method for evaluating the combustion efficiency in direct connects supersonic combustion test facilities[C]. *London: 22nd International Symposium on Shock Waves Imperial College*, 1999
- [6] Mitani T, Takahashi M, Tanaka S. Measurement of scram jet engine performance by gas sampling[R]. *AAA* 98-1590
- [7] Reed R A, Slack M W. Infrared measurements of a scram jet exhaust[R]. *NASA Contractor Report* 3242
- [8] 王振锋, 白茜尘, 刘初平. 燃烧效率一维评价的影响因素研究[J]. 实验流体力学, 2008, 22(1): 11~16
- [9] 金如山. 航空燃气轮机燃烧室[M]. 北京: 宇航出版社, 1988
- [10] 侯晓春, 季鹤鸣, 刘庆国, 等. 高性能燃气轮机燃烧技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002

(编辑: 姚懿巧)

(上接第 260 页)

4 结 论

本文提出了一种可调节 SFRJ 推力的内旁路分气结构型式, 由于不需要采用后置旁侧进气道, 可有效减小导弹体积、质量与阻力, 在中小型发动机上具有较好的应用前景。采用数值模拟的方法对该结构型式的流场进行了分析, 得到以下结论:

(1) 在总空气流量一定的情况下, 通过改变旁路通道与中心通道的面积比, 可实现调节流入燃烧室空气流量的目的, 进而可调节固体燃料燃速与燃料流量。

(2) 燃料流量的改变将使空燃比与发动机推力发生变化, 燃烧室内总压也将有所改变, 因此在设计补燃室总压时应留有余量, 以免进气道不能正常工作。

(3) 计算发现, 内旁路分气结构在补燃室头部产生了对称的涡结构, 对增强补燃室内的燃烧较为有利。

参考文献:

- [1] Krishnan S, George Philmon. Solid fuel ram combustor

design[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 1998, 34: 219~256

- [2] Fink M R. Aerodynamic properties of an advanced indirect fire system (AIFS) projectiles[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1982, 19(1): 36~40
- [3] Keirsey J L. Solid fuel ram jet flow control device[P]. *United States Patent* 628 688, 1986
- [4] Krishnan S, George Philmon, Sathyan S. Design and control of solid-fuel ram jet for pseudovacuum trajectories[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2000, 16(5): 815~822
- [5] Pelosi Pinhas Deborah, Gany A lon. Bypass-regulated solid fuel ram jet combustor in variable flight conditions[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2003, 19(1): 73~80
- [6] Pelosi Pinhas Deborah, Gany A lon. Solid fuel ram jet regulation by means of an air division valve[R]. *ISABE* 99-7245
- [7] Martin J Chiaverini, George C Harting, Lu Yeu-Cheng. Pyrolysis behavior of hybrid rocket solid fuels under rapid heating conditions[R]. *AAA* 97-3078

(编辑: 张荣莉)