

支板火箭引射冲压发动机引射模态燃烧流动^{*}

(㊦) 二次燃烧及构型的影响

黄生洪, 何洪庆, 何国强

(西北工业大学 航天工程学院, 陕西 西安, 710072)

摘 要: 对比研究了两种构型的支板火箭引射冲压发动机引射模态的瞬时掺混燃烧 (SMC) 三维掺混和反应流场, 详细分析了静态海平面零马赫数情况下燃烧及构型对引射流场的影响, 发现几何构型和二次燃烧的综合影响决定了引射掺混后流体的速度、总温、总压及引射流量, 从而也主要确定了发动机的性能, 其中构型因素主要决定了掺混的质量, 从而决定了低速模态的性能。

关键词: 火箭基组合动力循环; 引射式冲压发动机; 引射流场

中图分类号: V438 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2003) 03-0259-06

Combustion flow in ejecting mode of strutjet engine

(㊦) Effects of secondary combustion and configuration

HUANG Sheng-hong, HE Hong-qing, HE Guo-qiang

(Coll. of Astronautics, Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an 710072, China)

Abstract: 3-D turbulent flows with and without secondary combustion of two configurations of Strutjet RBCC in ejecting mode were investigated. The effects of secondary combustion and configurations on ejecting flow in static sea level and zero mach conditions were analyzed in detail. The conclusion is that the velocity, total temperature, total pressure and secondary air mass flow rate are determined by both effects of configuration and secondary combustion, but the mixing degree between primary and secondary flow is mainly controlled by configuration, and thus the performance of RBCC.

Key words: Rocket based combined cycle; Ejector ramjet engine; Ejection flow field

1 引 言

对支板火箭引射冲压组合发动机瞬时掺混燃烧 (SMC) 引射燃烧流场的数值模拟表明, 二次燃烧对提高该种发动机低速引射模态的推力增强有重要作用。国外虽然对引射燃烧流场也做过大量研究, 但就二次燃烧对组合发动机推力性能的影响机理尚无公开报道^[1~4]。为此, 本文在第一部分研究^[5]的基础上, 详细对比分析了该种构型的支板火箭引射冲压组合发动机(图 1)掺混流态(有掺混无燃烧)和反应流态(掺混并燃烧), 揭示了 SMC 燃烧带来的流动变化与性能变化机理, 并对另一种构型的支板火箭引射冲压组合

发动机(图 2)的 SMC 掺混流态和反应流态进行了计算, 初步探索了构型变化对 SMC 燃烧流动及性能的影响, 为进一步研究这种燃烧组织方式在低速($Ma=0\sim 0.7$)范围内的推力增强性能奠定基础。

2 掺混流态、反应流态及纯火箭性能对比

2.1 两种构型方案的特点及差异

对比图 1, 图 2 可见, 与构型 1 相比, 构型 2 在后体构型上存在较大差异, 即采用了扩-直-收构型, 而构型 1 只采用了简单的扩张构型。另外, 构型 2 使用了方形喷管, 不过该方形喷管采用了与构型 1 的轴对称喷管相同的喉部面积、扩张比和喷管出口扩张角

* 收稿日期: 2001-12-03; 修订日期: 2002-04-17。基金项目: 国防科技重点实验室基金试点项目 (00JS60.3.3ZK0401)。

作者简介: 黄生洪 (1974—), 男, 博士生, 研究领域为火箭发动机内流场仿真。

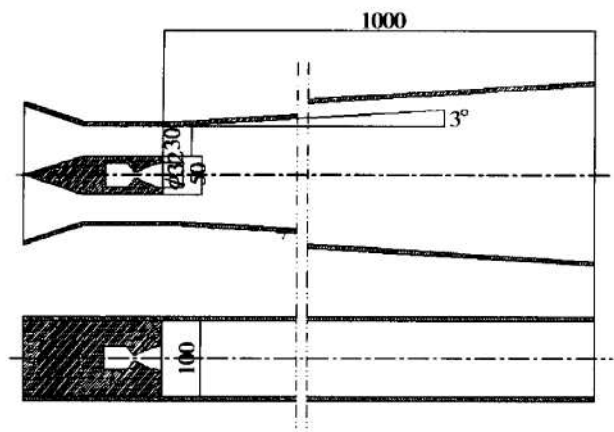


Fig. 1 RBCC configuration No. 1

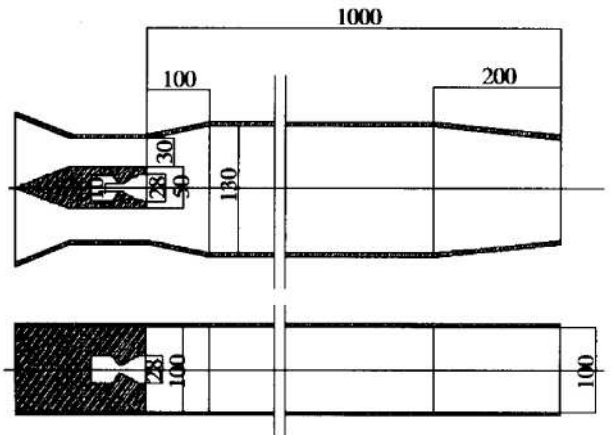


Fig. 2 RBCC configuration No. 2

(0°)。由于尺寸圆整, 构型 2 的实际喉部面积略大一点, 结果相同入口条件下构型 2 的主火箭发动机产生的推力略大于构型 1 的主火箭发动机。

需要说明的是, 构型 2 后部的收敛构型可以看作是可变后体喷管, 以便在不同的模式进行调整以适应该模式的需要, 如在超燃模式, 该收敛构型可变化为扩张构型以适应超声速燃烧的流道要求^[6]。

2.2 总体性能的对比分析

表 1 列出了两种构型在相同工况下的掺混流态、反应流态及纯火箭性能对比。其工况条件为: 来流 $Ma=0$, 主火箭发动机 O/F 比 2.5, 总压 4MPa。环境条件为 0.1013MPa, 298K。对比分析可见:

(1) 所采用的两种引射构型无论是无二次燃烧的引射或是加化学反应的引射均未能达到推力增强的效果, 但在相同条件下第二种构型的推力增强比要比第一种构型高许多, 特别是掺混流工况下, 推力增强比比第一种高出近一倍, 而反应流工况则高出 1/4, 已接近纯火箭推力, 可见构型对低速引射模式的发动机性能有较大的影响。

(2) 从燃烧前后的推力变化来看, 二次燃烧使构

型 1 的推力提高 21%, 构型 2 为 7%, 可见燃烧能增强发动机推力性能, 且其增强的程度与组合发动机的构型变化密切相关。另外, 从二次燃烧的能量利用的角度来看, 构型 2 对二次燃烧加热量的利用还有较大的潜力可挖。

(3) 从引射比来看, 构型 1 的引射比普遍高于构型 2, 可见大引射比不一定能带来好的推力增强效果, 这里存在一个与其它参数匹配的问题。

(4) 从引射比的下降程度来看, 二次燃烧使构型 1 的引射比下降约 40%, 构型 2 约 44%, 比较接近, 可见二次燃烧使引射比下降的程度和后体构型的变化关系不大。

综上所述, 二次燃烧及构型对低速模式组合发动机的性能均产生了重要影响, 但要准确掌握其影响的规律, 则需要深入理解燃烧及构型对引射和流动过程的影响。

Table 1 Performance comparison between cold flow and reacting flow

Performance		Entrainment ratio	Overall O/F	RBCC thrust/N	Thrust enhancement ratio
Case					
Configuration No. 1	Mixing flow	12.6	14.5	146	0.41
	Reacting flow	7.8	8.97	220	0.62
	Pure rocket	—	—	353	—
Configuration No. 2	Mixing flow	8.3	9.5	300	0.80
	Reacting flow	4.6	5.33	328	0.87
	Pure rocket	—	—	377	—

3 燃烧及构型对引射流场的影响分析

3.1 燃烧及构型对引射压强场的影响

图 3 显示了两种构型的掺混流态和反应流态在流道侧壁上的压强变化, 图 4, 图 5 分别显示了两种构型的掺混流态和反应流态在水平对称平面内压强变化的等值线对比图 ($x=0\sim 0.1m$), 图 6 则显示了两种构型水平对称平面上离侧壁 15mm 直线上的总压变化。有如下分析:

(1) 从侧壁静压强的发展趋势来看(图 3), 两种构型之间存在较大差异, 特别是构型 2, 在后体直段的出口位置出现了高于环境压强值的最高峰值, 而构型 1 则在整个后体流道中保持了比环境压强低的负压状态。由于流道压强的升高, 构型 2 引射进来的二次流量显著减小。

(2) 从构型本身来看(图 3), 同一构型二次燃烧前后侧壁压强的发展趋势基本一致, 只在引射前段存在量的不同。就构型 1 来说, 在 $x=0\sim 0.1m$ 之间存

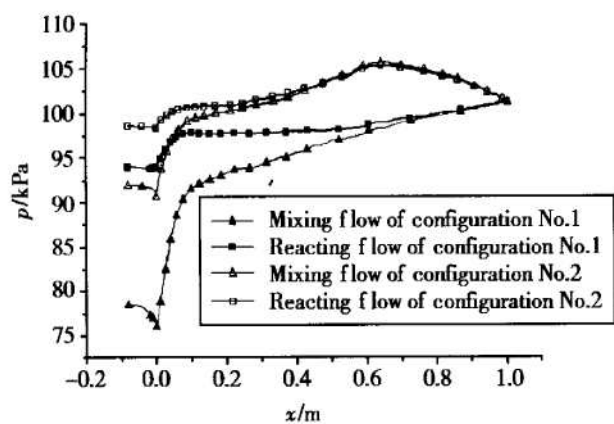


Fig. 3 Side wall pressure of two configurations

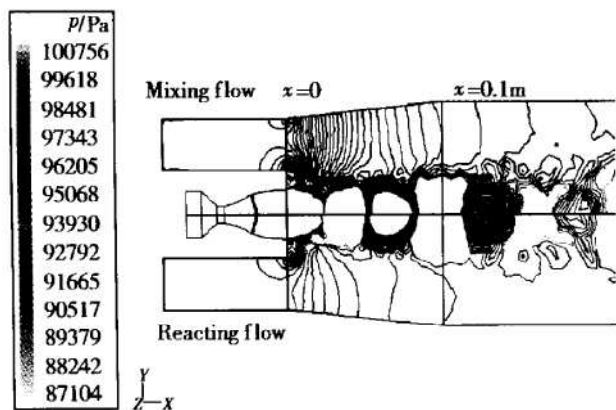


Fig. 5 Pressure contour of configuration No. 2

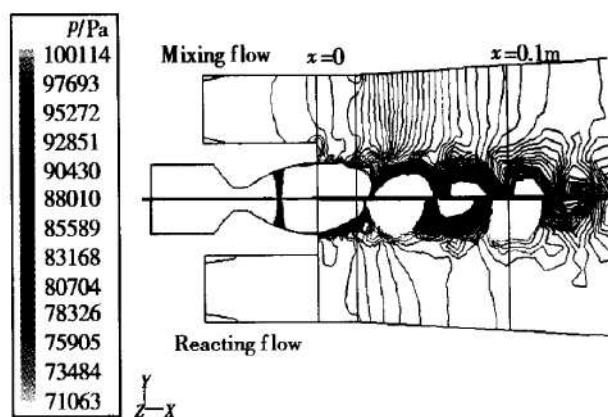


Fig. 4 Pressure contour of configuration No. 1

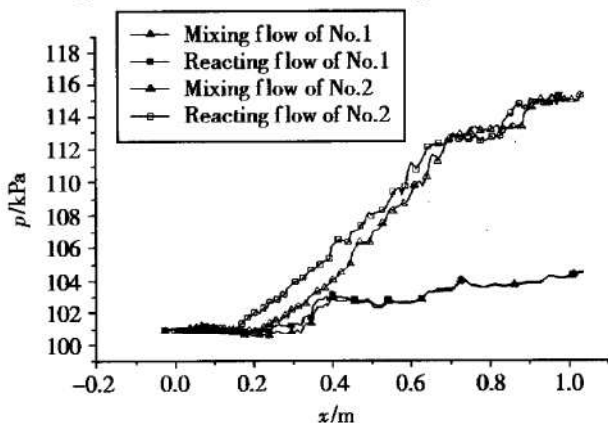


Fig. 6 Total pressure comparison 0.015m from side wall of two configuration

在一静压强快速上升的区间,但是掺混流态上升梯度和上升幅度较大,而反应流态较小,上升后掺混流态在 $0.1\text{m} \sim 0.6\text{m}$ 的区间以较小的梯度持续上升,而反应流态则保持在比掺混流态较高的水平,且稍微有下降的趋势。在 $x = 0.6\text{m}$ 以后掺混流态和反应流态几乎保持同一梯度上升到流道出口压强。构型 2 在 $x = 0.2\text{m}$ 以前与构型 1 保持相同的变化规律,在 $x = 0.2\text{m}$ 以后出现压强的持续上升直到最高峰值。

(3) 由图 4, 图 5 来看,两种构型不论是掺混流态还是反应流态这一区间均存在一系列的压缩波。这解释了侧壁压强在这一区间的快速上升。不过由于前方来流压强的提高,反应流态的压缩波系明显比掺混流态的稀疏,这也解释了反应流态在这一区间压强上升幅度较低的现象。另外,从图 4 还可看到,由于进口压强提高,构型 1 主火箭发动机喷管出口反压上升,出口斜激波加强,反应流态的系列波节比掺混流态向前移动了一段距离,但构型 2 没有构型 1 明显。

(4) 分别对比两种构型掺混流态和反应流态侧壁区域的总压变化可见(图 6),掺混流态侧壁总压上升的幅度在 $x = 0.4\text{m}$ 以前略小于反应流态,而在 $x = 0.4\text{m}$

以后略大于反应流态,但总的趋势一致,说明二次燃烧并未较大影响引射流场的总压分布。由此,如果不考虑二次燃烧的影响,侧壁区域的总压变化应该标示着主流与二次流的掺混进行程度。对比两种构型的侧壁总压变化发现:构型 2 的总压变化在 0.1 至流道出口的区间基本以同一梯度持续上升,上升幅度达 16% ,而构型 1 在 $0.1\text{m} \sim 0.35\text{m}$ 的区间与构型 2 基本保持一致,但 0.35m 以后上升幅度很小,到流道出口总计上升了 4% 。可见构型因素对引射掺混过程产生了重要影响。根据二次燃烧前后引射比及进气道进口参数的变化还可以得到一个重要的推论,即:同一构型的引射比及一定范围内的进气道进口参数变化不会影响掺混过程进行的质量,但会影响掺混后流体的总压大小。

3.2 燃烧及构型对引射速度场的影响

图 7~ 10 显示了两种构型水平对称平面上 $x = 0.01\text{m}, 0.1\text{m}, 0.2\text{m}, 0.4\text{m}$ 位置 y 方向的速度变化图。图 11 还显示了离侧壁 0.015m 的切面上沿 x 方向的速度变化。从图中可以清晰地看到两种构型二次燃烧前后主火箭发动机射流核心区、剪切层及二次流区域的速度变化情况。主要有以下几点:

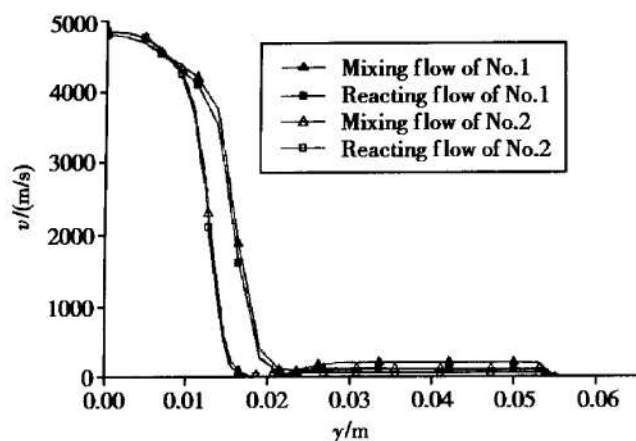


Fig. 7 Velocity comparison where $x = 0.01\text{m}$ in horizontal symmetry plane

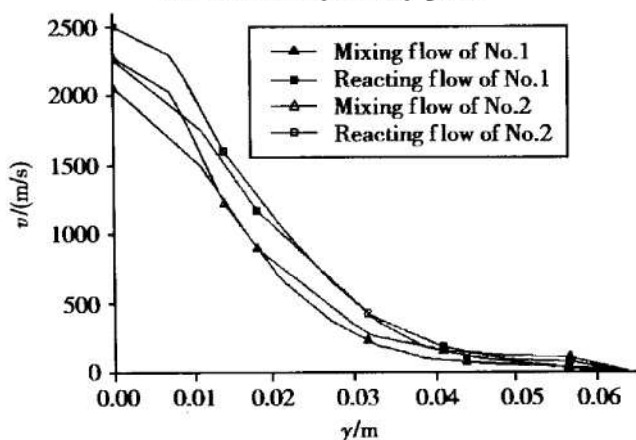


Fig. 9 Velocity comparison where $x = 0.2\text{m}$ in horizontal symmetry plane

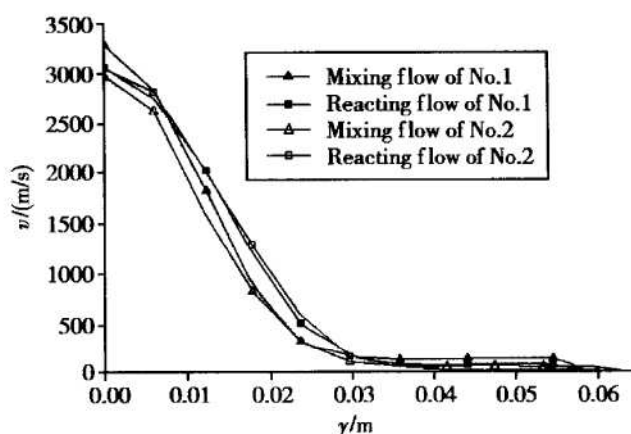


Fig. 8 Velocity comparison where $x = 0.1\text{m}$ in horizontal symmetry plane

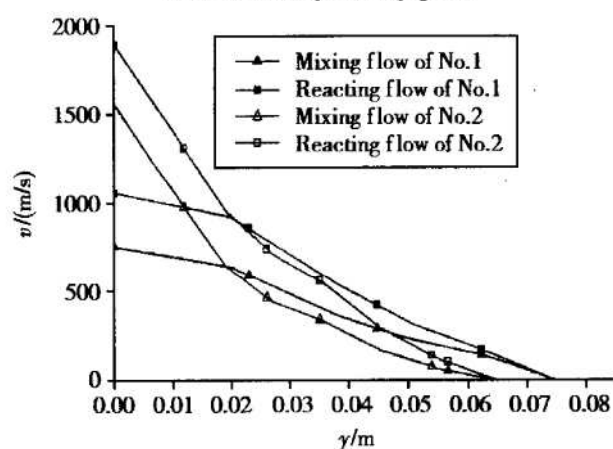


Fig. 10 Velocity comparison where $x = 0.4\text{m}$ in horizontal symmetry plane

(1) 从整体来看,两种构型二次燃烧前后主火箭发动机射流核心区、剪切层及二次流区域的速度变化趋势一致,说明燃烧及构型并未改变速度场的基本流动特征。

(2) 在两种构型情况下,二次燃烧均使剪切层向侧壁方向有所扩展,不过位置变化不大。从剪切层的厚度变化来看,在 $x = 0.1\text{m}$ 以前,采用方形喷管的构型 2 的剪切层厚度要比采用轴对称喷管的构型 1 的薄,且初始位置较靠流道中心一侧。随着流动的发展,二者的厚度和位置都基本趋于一致。由此可见,在相同条件下,方形喷管的掺混效果要优于锥形喷管。

(3) 从侧壁区域的速度变化来看,两种构型在总体上呈现出侧壁区域总压变化相似的规律,即构型 2 保持了持续增长,构型 1 的增长幅度较小。由于靠近侧壁区域主要是二次流,可见构型对二次流区域的流速起着主要作用。不过,从各构型二次燃烧前后的速度变化来看,燃烧明显提高了侧壁区域的流动速度,特别是构型 2。

(4) 从速度剪切层的剪切速率来看,在 $x = 0.1\text{m}$

以前的区间,由于引射比的下降,使得反应流态进气道进口部分二次流区域的速度降低,则反应流态剪切层的剪切速率实际上是高于掺混流态情况的。而在 $x = 0.1\text{m}$ 以后,由于反应流态流道中心区域的流动速度提高较大,反应流态剪切层的剪切速率仍然是高于掺混流态。从引射的实质来看,引射主要是高速主流对低速次流的粘性摩擦引起的^[7],其中两种不同流速流体之间的速度剪切层的剪切速率决定着粘性摩擦力的大小。由于燃烧并未使剪切层内的剪切速率降低,因此二次燃烧前后剪切层剪切速率对于引射的贡献并没有减弱。

3.3 燃烧及构型对引射温度场的影响

由于燃烧放热,引射流场的温度整体上升,特别是化学反应剧烈进行的区间。图 12~15 显示了水平对称平面上 $x = 0.01\text{m}, 0.1\text{m}, 0.2\text{m}, 0.4\text{m}$ 位置 y 方向的温度变化图,图 16 显示了离侧壁 0.015m 的切面上沿 x 方向的总温对比。从图可见,燃烧对温度场的影响非常明显,分析如下:

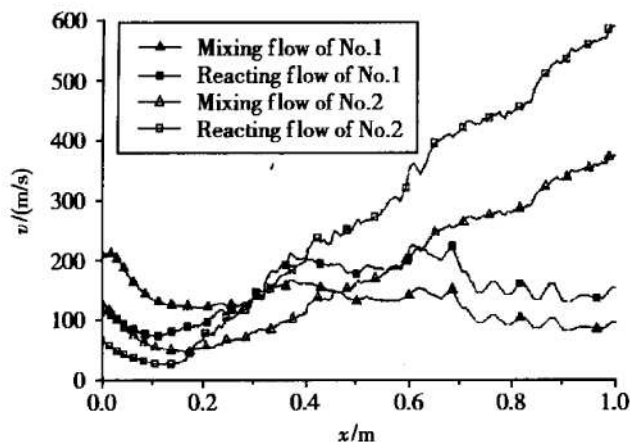


Fig. 11 Velocity comparison where $y = 0.015\text{m}$ in horizontal symmetry plane

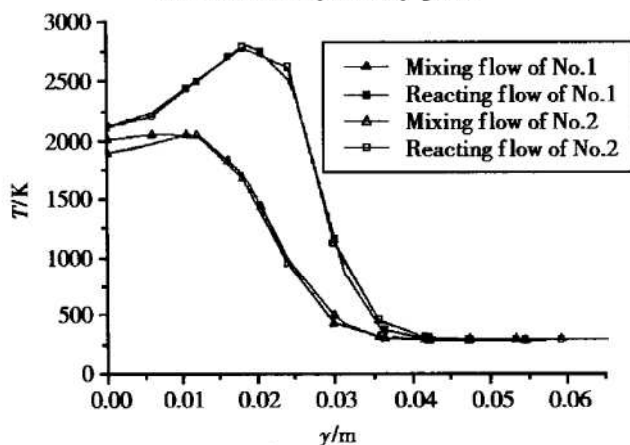


Fig. 13 Temperature comparison where $x = 0.1\text{m}$ in horizontal symmetry plane

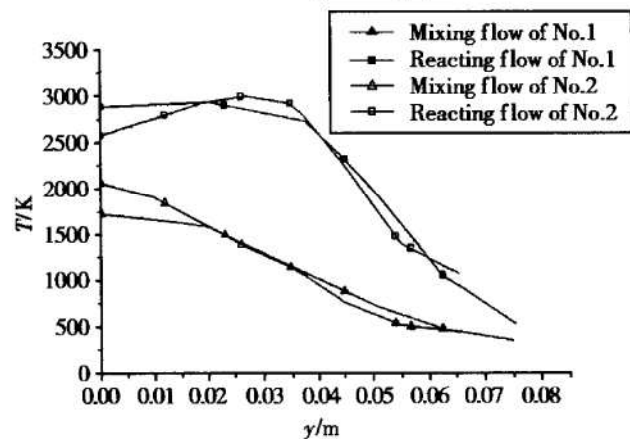


Fig. 15 Temperature comparison where $x = 0.4\text{m}$ in horizontal symmetry plane

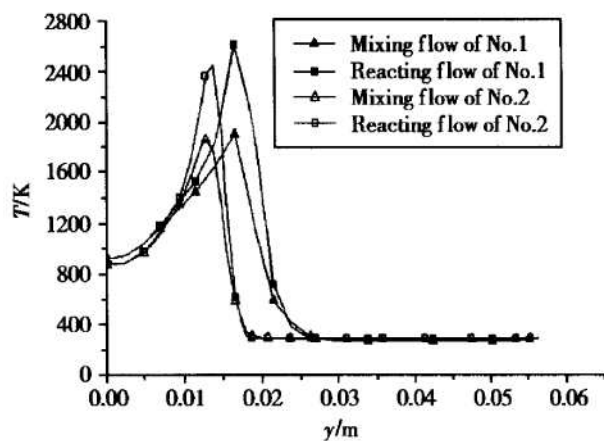


Fig. 12 Temperature comparison where $x = 0.01$ in horizontal symmetry plane

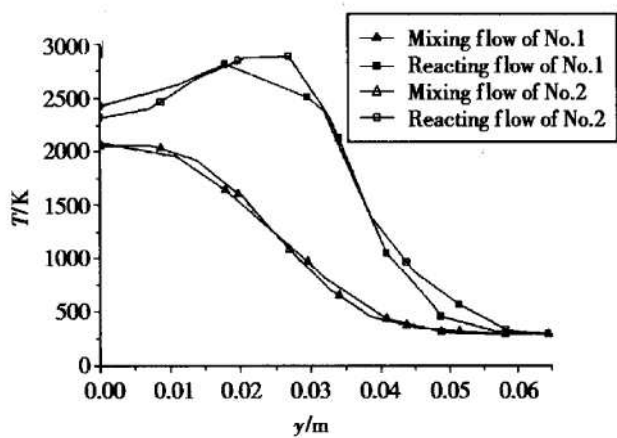


Fig. 14 Temperature comparison where $x = 0.2\text{m}$ in horizontal symmetry plane

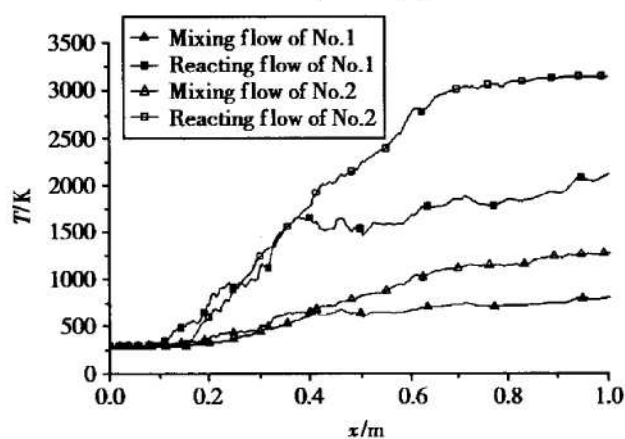


Fig. 16 Total temperature comparison where $y = 0.015\text{m}$ in horizontal symmetry plane

(1) 两种构型二次燃烧前后主火箭发动机射流与二次流之间的温度边界层的厚度和位置基本保持一致,说明构型变化对温度场的影响较小。

(2) 从二次燃烧前后主火箭发动机射流与二次流之间的温度边界层的厚度和位置变化来看,燃烧使得温度边界层明显向侧壁方向移动,且厚度增加,这是引

起燃烧前后侧壁区域流动速度明显上升的主要原因。

(3) 从燃烧前后温度边界层中的温度变化来看,由于燃烧反应首先发生在主流与次流之间的高速剪切层内,在主火箭发动机射流的前段,剪切速率很高,剪切层较薄,燃烧反应使剪切层内的局部温度上升到较高的程度,形成向二次流流动区域和主火箭发动机

射流区域两个方向传热的热源。向主火箭发动机射流方向的热传递,一方面阻碍了主流的中心能量向二次流的传递,另一方面向主流中心传递的热量又使主流内部的压强上升(超声速段),温度及速度边界层整体向侧壁方向扩展。扩展的边界层减小了二次流区域的实际流动截面积,使该区域的气流速度进一步加快,同时压强上升。由于与进气道外环境压强差的减小,必然导致被引射的二次流的流量下降,但具体下降的程度取决于二次燃烧后发机构型的综合作用。以构型 1 为例,由于后体流道截面积的逐渐扩张部分抵消了速度边界层向侧壁扩展带来的二次流流动面积减小的影响,因此与构型 2 后段采用等截面构型相比,其引射量的下降程度要比构型 2 小(尽管构型 2 后体起始段也采用了一小段扩张段,但后体综合影响的结果还是使其引射比下降了更大幅度)。

(4) 图 16,宏观上两种构型侧壁区域总温的变化规律总体上与总压变化相一致,反应了不同构形情况下掺混过程进行的质量;但从二次燃烧前后的变化来看,二次燃烧进一步提高了侧壁区域流体的总温。

(5) 从图 12 看,两种构型掺混流态温度边界层内最高温度相当,但反应流态情况下,构型 2 明显比构型 1 高,说明采用方形喷管有利于减小引射前段的化学反应程度。

3.4 燃烧及构型对引射掺混过程的综合影响分析

(1) 二次燃烧不会影响主火箭发动机射流和被引射二次流之间的掺混质量,但其释放的热量会提高二次流区域的静温、总温及绝对速度。

(2) 发动机的构型,包括后体及主火箭发动机喷管的形状,对主火箭发动机射流和被引射二次流之间的掺混质量起主要作用,从而影响着掺混过程中流体的总温、总压变化。

(3) 二次燃烧和几何构型的综合影响决定了引射掺混后流体的速度、总温、总压及引射流量。其中,几何构型的影响是主要的。

由此,对本研究计算的两种构型的发动机掺混流态和反应流态的性能差异分析如下:

(1) 构型 2 的扩-直-收后体和方形喷管改善了主火箭发动机射流和二次流的掺混质量,使掺混后流体的总压、总温及绝对速度增加很大,从而获得了较高的推力性能。但在等直截面后体中的掺混燃烧使压强上升较高,引射的二次流量下降较大,因此,尽管二次燃烧后发动机出口的总温、静温及绝对速度提高较多,但总动量增加不多,相应推力性能提高不大。

(2) 相反,构型 1 后体扩张的型面及轴对称喷管降低了主火箭发动机射流和二次流的掺混质量,使其无二次燃烧时推力性能很低。但二次燃烧后推力性能提高较大,这并非因二次燃烧提高了发动机出口总温、静温及绝对速度,而是引射量下降不大的缘故。

4 结 论

对两种构型的支板火箭引射冲压组合发动机低速引射模态的 SMC 掺混流态与反应流态的对比研究表明,二次燃烧及发机构型对引射掺混过程的影响机理主要体现在:(1)就本文计算的工况而言,发动机的构型,包括后体及主火箭发动机喷管的形状,对主火箭发动机射流和被引射二次流之间的掺混质量起主要作用,从而影响着掺混过程中流体的总温、总压变化。(2)二次燃烧可以提高引射掺混后流体的静温、总温及绝对速度,但不会影响掺混质量。(3)几何构型和二次燃烧的综合影响决定了引射掺混后流体的速度、总温、总压及引射流量,从而也主要确定了发动机的性能。本文认为,在低速模态构型的因素是主要的。因此,合理设计支板火箭引射冲压组合发动机低速模态下的构型和有效组织二次燃烧是使其获得性能增强的关键。不过,低速模态的发机构型应该与其它模态协调,特别是亚燃和超燃模态,因此低速模态的推力增强将受到一定限制,不能过分强求。

参考文献:

- [1] Dijkstra F, Maree A G M. Experimental investigation of the thrust enhancement potential of ejector rockets[R]. AIAA 97-2756.
- [2] Daines R L, Russell R M. Numerical analysis of the effects of combustion in rocket ejectors[R]. AIAA 98-3772.
- [3] Daines R L, Merkle C L. Computation fluid dynamic modeling of rocket based combined cycle engine flowfields[R]. AIAA 94-3327.
- [4] Lehman M, Paul S, Santoro R J. Experimental investigation of the RBCC rocket-ejector mode[R]. AIAA 2000-3725.
- [5] 黄生洪,何国强,何洪庆.支板火箭引射冲压发动机引射模态燃烧流动(iv)瞬时掺混燃烧流场的数值模拟[J].推进技术,2003,24(2).
- [6] 刘陵.超音速燃烧与超音速燃烧冲压发动机[M].西安:西北工业大学出版社,1993.
- [7] 张福祥.火箭燃气射流动力学[M].北京:国防工业出版社,1988.

(编辑:王居信)