

支板火箭引射冲压发动机引射模态燃烧流动^{*}

(I) 瞬时掺混燃烧流场的数值模拟

黄生洪, 何国强, 何洪庆

(西北工业大学 航天工程学院, 陕西 西安 710072)

摘 要: 针对一种适用于多种工作模态的支板火箭引射冲压组合发动机构型, Ma 在 0~1 来流范围的瞬时掺混 (SMC) 引射燃烧流场进行了数值模拟。详细分析了低速模态 SMC 湍流流场的流动结构及特征, 并对其 Ma 在 0~1 范围的性能进行了分析, 结果 Ma 在大于等于 0.7 范围内获得了推力增强。结论认为该种构型的组合发动机适用于作为机载导弹的动力装置, 而更低马赫数范围 (包括 $Ma=0$) 内的推力增强取决于多种因素的优化匹配。

关键词: 火箭基组合动力循环; 冲压火箭发动机; 引射式冲压发动机; 燃烧; 数值仿真

中图分类号: V438 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2003) 02-0160-06

Combustion flow in ejecting mode of strutjet engine

(I) Flow simulation in simultaneous mixing and combustion

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

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

Abstract: A configuration of strutjet engine in ejecting mode was investigated with numerical simulation. The flow structure and features of ejecting mode in static sea-level and zero to 1 Mach conditions were analyzed in detail. The performance results show that the strutjet engine gets thrust enhancement with Mach number greater or equal to 0.7. It is concluded that the strutjet engine of this configuration can be used as the propeller of air-launched missile and the thrust enhancement in lower range of Mach number including zero Mach needs to be optimized with multiple elements.

Key words: Rocket based combined cycle; Ducted rocket engine; Ejector ramjet engine; Combustion; Numerical simulation

1 引 言

支板火箭引射冲压组合发动机^[1~3]的典型结构特征是在进气道中布置了若干支板, 并将火箭发动机安装在支板尾部。这种方案中的引射模态将飞行器从零速加速到冲压发动机的接力马赫数 2.5。在这一阶段, 支板中的主火箭发动机工作, 提供起飞所需的大部分推力。同时火箭喷出的高速射流引射前体空气与富燃的主火箭发动机射流及下游喷嘴喷入的燃料进一步反应, 使得推力得到增强。文献[1]在静态海平面实验中获得了 13% 的推力增强, 推力的增强, 取决于构型设计、参数匹配及燃烧组织等多种因

素^[4]。目前, 引射模态的燃烧组织主要有瞬时掺混燃烧 (SMC) 和延迟的后部燃烧 (DAB) 两种模式^[5]。前者是指主火箭发动机工作产生的富燃射流在整个引射过程中和二次流边掺混边燃烧, 而 DAB 模式则在主燃气射流和二次流掺混均匀后再喷注燃料燃烧。从现有的研究来看, DAB 的推力增强效率要高于 SMC, 但从结构、发动机重量及与亚燃、超燃模态的连贯性等考虑, 则 SMC 要优于 DAB。本文用数值模拟技术研究了一种构型的支板火箭引射冲压发动机引射模态的 SMC 燃烧流场结构及其特征, 并对其静态海平面情况下来流 Ma 范围为 0~1 的几种典型工况进行了计算, 分析了 SMC 燃烧组织模式下低马赫数范围

* 收稿日期: 2001-12-03; 修订日期: 2002-05-08。基金项目: 国防科技重点实验室基金试点项目 (00JS60.3.32K0401)。

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。

的推力增强规律,为进一步开展组合发动机低速模态的燃烧组织技术综合评价研究奠定基础。

2 数学方法

2.1 几何构型及计算网格

支板火箭引射冲压发动机的构型如图1所示,采用了单支板结构和向两侧扩张的整体掺混段-燃烧室-喷管后体^[5]。这种后体构型没有物理喉道,由组织二次燃烧形成热力喉道而使发动机适应多种工作模态。不过,本文主要考察该构型在低速情况下($Ma = 0 \sim 1$)的性能。文献[5]中支板尾部的主火箭发动机采用了二元型面,本文则采用了轴对称型面,降低了制造成本,但不影响性能。

计算域取1/4对称体,从支板进气道尾部开始计算直到后体喷管出口,主火箭发动机部分则从发动机喷管进口开始。矩形进气道采用六面体结构网格,主火箭发动机及发动机后体空间,采用四面体非结构网格,共有20万个网格单元。

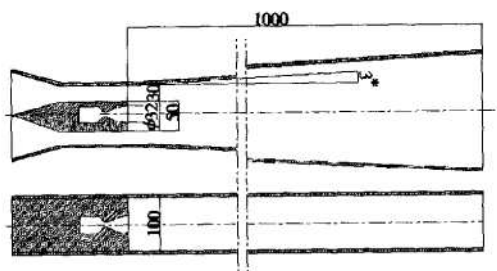


Fig.1 Strutjet engine configuration

2.2 数值方法

将考虑湍流、燃烧反应的三维雷诺平均 N-S 方程写成积分形式为

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} Q dV + \int_{\partial\Omega} (F(Q) - G(Q)) \cdot n dS = \int_{\Omega} S dV \quad (1)$$

其中 Q 为守恒向量。向量 $F(Q)$, $G(Q)$ 代表无粘或粘性通量。向量 S 代表有限化学反应速率模型的源向量。 Q, F, G, S 具有如下形式。

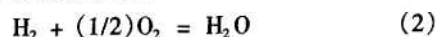
$$Q = \begin{pmatrix} \rho u_1 \\ \rho u_2 \\ \rho u_3 \\ E \\ \rho_i \end{pmatrix}, \quad F(Q) = \begin{pmatrix} \rho u_1 U + p n_1 \\ \rho u_2 U + p n_2 \\ \rho u_3 U + p n_3 \\ (E + p) U \\ \rho_i U \end{pmatrix}$$

$$G(Q) = \begin{pmatrix} \tau_{1j} n_j \\ \tau_{2j} n_j \\ \tau_{3j} n_j \\ (\nu_j \tau_{ij} - q_i) n_j \\ -\rho_i \nu_{\alpha} n_i \end{pmatrix}, \quad S = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ \dot{\omega}_i \end{pmatrix}$$

$$U = \sum_{i=1}^3 u_i n_i \quad (i, j = 1, 2, 3), (s = 1, 2, \dots, N_s)$$

其中下标 1, 2, 3 对应为 x, y, z 三个空间坐标方向, E 为总能量, ρ_i 为组分分密度, N_s 为组分数目, $\dot{\omega}_i$ 为第 s 种组分的生成/损耗速率。 $n = (n_1, n_2, n_3)$ 是控制体 Ω 边界向外的法向量。 U 是 n 方向的速度。将上述方程应用到混合网格单元上即生成相应的离散代数方程组。采用了二阶上风显式离散格式。湍流效应采用 RNG $k-\epsilon$ 湍流模型计算。湍流的近壁区域处理采用标准的壁面函数方法。

采用有限化学反应速率模型,采用 H_2 -空气反应系统。为减少计算量只考虑了四种组分(H_2, O_2, H_2O, N_2)。采用 Magnussen 的旋涡耗散模型计算化学反应速率。化学反应定义为



流动进口的组分边界条件为组分在流体中的质量分数。反应的活化能为 $240 \text{ MJ/kg} \cdot \text{mol}$ 。 H_2 -空气混合物的密度按理想气体计算,比热容按理想气体的混合法则计算,而各组分气体的比热容则采用拟合的分段多项式计算。

2.3 边界条件

在进气道进口及主火箭发动机喷管进口采用压强边界条件,总压、静压及总温值根据要模拟的飞行状态参数(高度、马赫数)确定。进口湍流参数由湍流强度和水力直径确定,而组分参数则为流体组分的质量分数。

2.4 典型工况

计算的典型工况如表1所示。其中 4 MPa 是主火箭发动机的设计压强, $Ma = 0.7$ 为实验风洞模拟的马赫数下限。环境条件为一个标准大气压, 298 K 。以考察来流速度和热力壅塞对 SMC 引射发动机性能的影响;考察来流速度一定的情况下,主火箭发动机富燃程度和燃烧室压强对引射发动机性能的影响。

3 结果与分析

3.1 SMC 引射燃烧流场的特征

图2显示了 CASE1 计算收敛后发动机侧壁和盖

Table 1 Simulated typical cases CASE

CASE	O/H ratio of primary rocket	$\dot{m}_p/(kg/s)$	Total pressure of primary rocket/MPa	Ma	Height/km
1	2.5 (20% H_2)	0.096	4	0	0
2	1.65 (30% H_2)	0.084	4	0	0
3	1.65 (30% H_2)	0.084	4	0.7	0
4	0.4 (70% H_2)	0.084	4	0.7	0
5	0.4 (70% H_2)	0.107	7	0.7	0
6	0.4 (70% H_2)	0.107	7	1.0	0

板中心线上的静压分布曲线。轴向 0 位置对应着主火箭发动机喷管出口。由图可见,从主火箭发动机射流与被引射二次流掺混开始,压强存在一个快速上升的区间。大约在火箭发动机出口下游 100mm 处,压强上升到最高点。然后在较长的一段流道内(0.1m~0.6m),压强保持在较高水平,并呈略微下降的趋势。在 0.6m 以后,压强又开始逐步上升到外界环境压强。图中还反应了在 $x = 0.2m$ 以前,盖板和侧壁的压强分布存在较大差别,在盖板压强起始段存在快速下降又上升的区间而且盖板压强上升的幅度比侧壁要大。图 3 显示了水平对称平面内 y 方向 H_2 的质量分数变化图。 $y = 0$ 对应主火箭喷管的轴线位置。由图可见,在 $x = 0.7m$ 以后, H_2 质量分数变化很小,说明化学反应已基本进行完毕。在 $x = 0m \sim 0.1m$ 的区间, H_2 的质量分数分布从中心向两侧扩展。由于曲线与 y 轴包围的面积变化很小,说明这一区间 H_2 进行化学反应的程度不高,而主要是随着射流向外扩

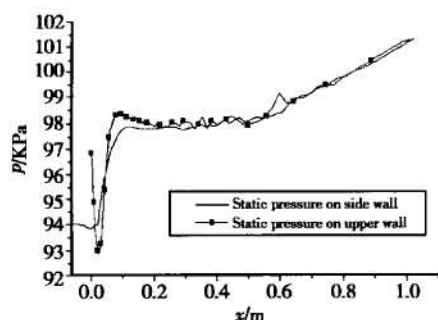


Fig.2 Pressure on the side wall

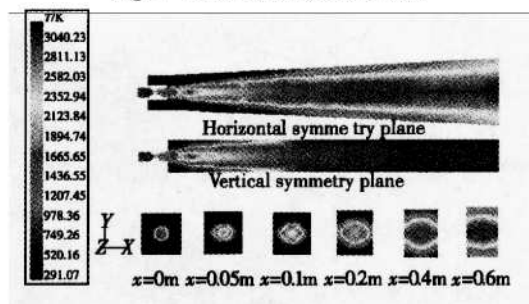


Fig.4 Static temperature contour

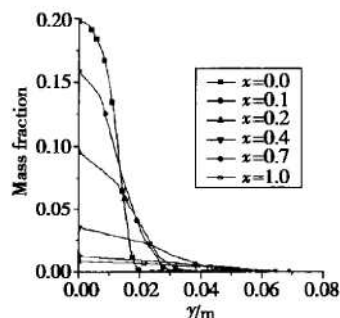
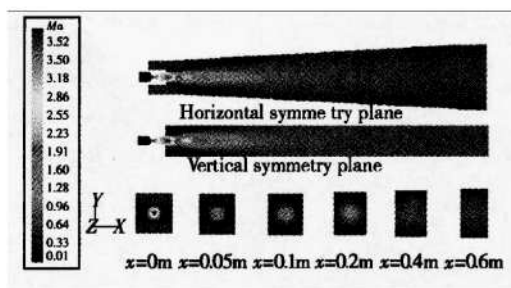
Fig.3 H_2 mass fraction on horizontal symmetry plane

Fig.5 Mach contour

散。而在 0.1m~0.7m 之间,曲线与 y 轴包围的面积减小很快,说明化学反应主要发生在这一区间。对照侧壁压强曲线,这一区间也对应着压强保持在较高水平并呈略微下降的区间,反应了燃烧反应对流动压强场的影响。

图 4,5 显示了整个发动机流道内三维流场的温度、马赫数变化(所显示区域为水平、垂直对称面及 $x = 0.01, 0.05, 0.10, 0.2, 0.4m$ 的截面区域)。图 6 则显示了引射燃烧流场的流线图。图 7 则突出显示了支板背壁区域中的漩涡流线图。从图 4~6 可以清楚地看到,引射燃烧流场可以大致划分为 5 个流动区域。

(1) 主火箭发动机射流核心区

这是指主火箭发动机射流在发动机后体流道内形成的流动区域,其特征与一般超声速射流类似,即具有射流在周围介质中膨胀、压缩形成的膨胀波与激波系以及因此而形成的流动波节^[6],如图 4~6 所示。这一区域内的流体主要是主火箭发动机燃烧产物,温度、速度均明显高于周围流体,在离喷管出口约 0.28m 处(9 倍喷管出口直径处),变为亚声速流动。进入亚声速区以后,除了在逐渐扩张的两侧靠近壁面的区域仍存在低速流动区以外,主流与次流的流速基本趋于一致。射流核心区开始的流态取决于喷管的膨胀程度及喷管出口周围流体的压强。从本文研究的工况来看,主火箭发动机喷管处于过膨胀状态,在喷管出口形成了圆锥形激波。

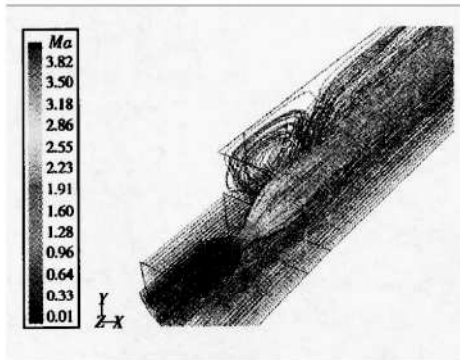


Fig.6 Pathline of flow

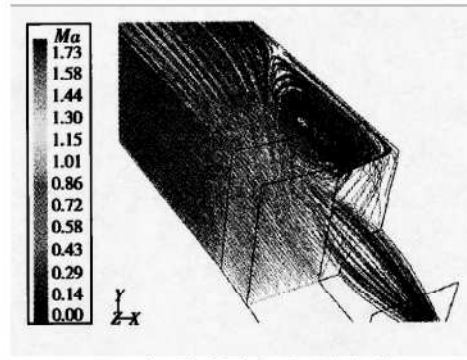


Fig.7 Swirl in back of strut

(2) 主流与低速被引射流间的高速剪切层区

这一流层是主流的富燃成分和空气中的氧气成分相互扩散混合的分界面,也是化学反应主要发生的区域,这可以从静温图上反映出来(高速剪切层温度明显升高)。从所计算的工况来看,剪切层的发展和变化与主火箭发动机射流中的波节的变化基本一致,总体变化趋势是向下游逐渐变厚。在主火箭发动机射流转变为亚声速流动以前,这一阶段剪切层厚度总体较薄。由于这一阶段主流流速较高,主流与次流中的燃烧主要集中在剪切层内进行,剪切层内温度明显升高。进入亚声速阶段以后,剪切层明显变厚,由于整体流速的降低以及湍流的加剧,主流与次流的掺混加强,化学反应扩展到主流与次流的整个掺混区间,温度全面上升。

(3) 支板背壁回流区

在支板背壁,主火箭发动机喷管羽流与二次流之间形成的三角区域,存在一个较大的以空气流为主的漩涡区,如图 6,7 所示。漩涡区的存在阻碍了主火箭发动机射流与被引射进来的二次流的掺混;解释了侧壁和盖板压强分布曲线起始阶段的压强下降现象。从放大的漩涡流线图(图 7)来看,漩涡的形状和龙卷风相似,其动力主要来自主火箭发动机射流对漩涡外围气流的卷吸作用。进一步分析可见,漩涡区的存在主要是由支板尾部和支板上火箭发动机之间形成的台阶造成的。

(4) 二次流流动区域

这是指发动机流道与高速剪切层区域外侧的区域,包括进气道部分。该区域内的流体主要是空气流,没有参与化学反应。二次流区域的流动主要受到高速剪切层流动和流道几何形状以及化学反应放热的影响。从速度图来看,在核心区射流转变为亚声速以前存在明显的二次流流动区域,并且随着高速剪切层的发展,二次流流动区域的面积减小,流动被加速。

当核心区射流变为亚声速流动后,二次流大部分掺混到剪切层及核心区并参与化学反应,流动主要受到化学反应、流道几何形状及发动机出口反压的影响。由计算的工况来看,由于燃烧放热的影响气流逐渐加速,但由于几何流道的扩张及较大的出口反压部分抵消了加热的影响,气流加速并不显著。

(5) 发动机后部膨胀区

由图 4,5 看,在主火箭发动机喷管下游 0.6m 以后,压强逐步膨胀到外界反压。这一区域化学反应已逐渐趋于平衡,主流与次流均是亚声速状态,掺混已进行到最大的程度,燃烧的最高温度区域出现在这一部分。其流动主要受到发动机后体几何构型及外界反压的影响。从本文的工况来看,进入这一区域的流体呈亚声速,后体型面又逐渐扩张,流动减速,对发动机性能显然不利。

其它 CASE 的流场结果与 CASE1 类似。只是随着来流马赫数的增高,二次流的流量增加,CASE6 在后体流道靠近出口位置出现了热力壅塞,见图 8。

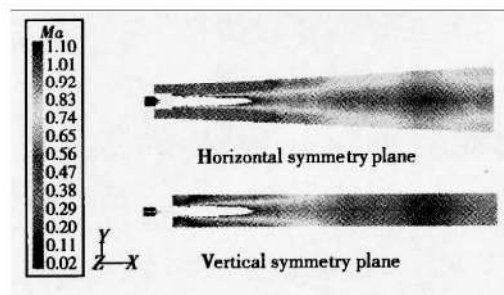


Fig.8 Thermal choke in Case6(Mach Contour)

综合上述,支板火箭引射冲压发动机内的 SMC 引射燃烧流动具有如下特点:

(1) 主火箭发动机射流在后体流道内的发展有与典型湍流射流相同的结构及特征,不同的是受到流道及二次流的限制。

(2)轴对称的主火箭发动机射流在矩形流道垂直和水平两个方向的发展不一致,在垂直方向上的发展快,很快掺混均匀,而水平方向直到出口还没达到完全均匀的程度。

(3)整个流道内呈负压状态,引射增压主要体现在主火箭发动机喷管出口附近。

(4)主流与二次流之间的化学反应主要发生在高速剪切层区域,燃烧释放热量有加速二次流体的作用,但受流道构型的制约。

(5)支板背壁存在四个较大的漩涡,在漩涡与流道侧壁之间形成了较小的通道,二次流的壅塞最先出现在该位置。

(6)在引射前段,高速一次流与低速二次流在速度、温度、组分分布上都存在着明显的差别,在引射后段,差别减小直至消失。

3.2 SMC 引射燃烧流场性能分析

表 2 为计算工况的发动机总体性能变化,特征为:

(1)零速工况的发动机推力性能最低,但随 Ma 的提高性能逐渐提高,在 $Ma = 1$ 以上时有明显的推力增强。

(2)在低马赫数时,主流富燃程度对发动机的推力影响甚微,随 Ma 提高,其影响逐渐增大,随着富燃程度的提高,推力增加。但从总体的 O/F 比来看,出现推力增强的工况均是比较富燃的工况,贫燃或过度富燃的工况均未获得推力增强。

(3)在同一来流条件下,提高主火箭发动机燃烧室压强,发动机的绝对推力增加,但推力增强比却减小,说明在低 Ma 下,确定恰当的燃烧室压强对获得推力增强有重要作用。

(4)在所计算的几种工况中,只有 CASE6 在后体流道内出现了热力壅塞,如图 8,但 CASE4 和 CASE6 均获得了推力增强。说明在低速模态,热力壅塞与推力增强并无必然联系。

Table 2 Overall performance of typical cases

Performance CASE	Entrainment ratio	Overall O/F	Pure rocket thrust/N	RBCC thrust/N	Thrust enhancement ratio
1	7.8	8.97	353	220	0.62
2	8.2	6.3	350	220	0.63
3	18	13.8	350	306	0.87
4	22	7.2	347	352	1.01
5	11.6	3.82	667	573	0.86
6	17.5	5.75	667	794	1.19

(5)尽管 CASE6 的推力增强比较高,但 CASE4 的来流马赫数较低,说明只要各参数匹配得当,SMC 模式的组合发动机可能在更低马赫数范围内(包括 $Ma = 0$)达到推力增强。

不过,从所计算的工况范围来看,采取 SMC 模式的组合发动机在 $Ma = 0 \sim 0.7$ 范围内推力增强效率较低,而在 Ma 为 0.7 以上较好。然而对于要求零速下起飞的动力装置,SMC 模式的组合发动机在 $Ma = 0.7$ 速度以下范围内的推力增强特性还有待于深入的研究。从 CASE1 和 CASE2 来看,主要有以下几点:

(1)对于低速工况,二次燃烧对发动机整体推力性能的提高是有限的,推力增强涉及到一个复杂的燃烧及流动的组织优化问题。

(2)对所计算的工况来说,主火箭发动机喷管均处于过膨胀状态,在喷管出口形成激波带来较大的总压损失,还使得羽流一开始就内折,对引射及主流与二次流掺混不利。

(3)从图 4,5 来看,发动机后体侧板的扩张角度可能过大,加大了二次流在侧壁流动过程中的附面层损失,图 9 清楚地显示了沿扩张侧壁附面层的发展情况(以模拟附面层的标准壁面函数的特征尺寸 y^* 标示)。

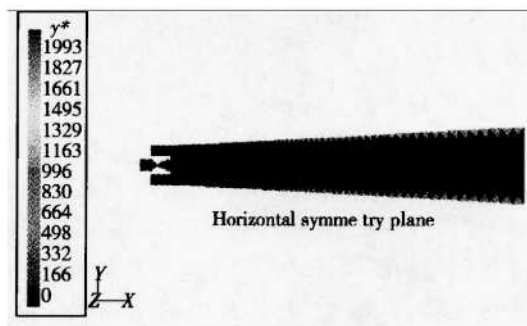


Fig.9 Boundary layer on side wall

(4)从引射模态推力增强的实质来看,只有二次流动能增加的数量超过引射掺混过程中主流损失动能的数量,才有可能获得推力增强。对比 CASE1 和 CASE2 无反应流结果发现零速下主流与次流的燃烧使被引射的二次流量下降近 40%,在二次燃烧加热量足够的情况下,二次流量的下降势必降低二次流动能增加数量,这是上述两种工况没有获得推力增强的主要原因。

(5)其它不利因素包括:支板背壁漩涡区、引射掺混过程中的各种不可逆因素、主火箭发动机喷管的效率等等。

4 结束语

(1)根据流动的特点,引射燃烧流场可以大致划分为主火箭发动机射流核心区、高速主流与低速被引射流之间的高速剪切层区、支板背壁回流区、二次流流动区、发动机后部膨胀区等5个区域。其中化学反应主要发生在高速剪切层区域。

(2)对所计算工况的性能分析表明,采取SMC模式的组合发动机在 $Ma = 0 \sim 0.7$ 范围内推力增强效率较低,而在 $Ma = 0.7$ 以上获得了推力增强。

(3)SMC模式的组合发动机可能在更低马赫数(包括 $Ma = 0$)范围内能达到推力增强,这取决于对多种因素的优化匹配,特别是二次燃烧及构型因素。为了获得二次燃烧及构型等因素对低速范围($Ma = 0 \sim 0.7$)内组合发动机性能的影响机理,有待于对SMC模式的引射燃烧流场作更深入的分析。

(编辑 王居信)

(上接第114页)

压强扩散的作用使质量大的分子向高压区扩散,质量小的分子向低压区扩散,热扩散则与分子的尺寸密切相关,它会导致大分子(通常大分子的质量较大)向冷区域迁移;由图7可见,压强和温度均在 $R/D_e = 0.42$ 附近达到最大值,然后下降,在 $R/D_e < 0.42$ 的区域内,压强梯度显然大于温度梯度,压强扩散起主导作用,而在 $R/D_e > 0.42$ 的区域内,热扩散又起主导作用,因此,压强扩散和热扩散的综合结果导致分子质量越大的分子越趋向于向边界层内扩散。

5 结论

通过与文献比较,本文结果具有一定的可信度。在此基础上,模拟了双组元发动机钟形喷管流动。计算结果表明,压强扩散和热扩散对超声速膨胀流动的组分浓度分布具有较大的影响,虽然本文的边界条件没有引入浓度梯度,但由于压强扩散和热扩散的综合结果导致了质量越大的分子越趋向于向边界层内扩散。由于反流分子绝大部分来自于边界层,因此,采用VSS模型提供的喷口组分浓度分布来计算羽流的污染效应更为准确。同时,本文计算结果也表现出了明显的速度滑移和非平衡效应。

参考文献:

- [1] Boyd I D, Penko P F, Meissner D L, et al. Experimental and numerical investigations of low-density nozzle and plume

参考文献:

- [1] Siebenhaar A, Bulman M J. The strutjet engine: the overlooked option for space launch[R]. AIAA 95-3124.
- [2] Bulman Mel, Siebenhaar Adam. The strutjet engine: exploding the myths surrounding high speed airbreathing propulsion[R]. AIAA 95-2475.
- [3] Siebenhaar A, Bulman M J, Bonnar D K. The role of the strutjet engine in new global and space market[R]. IAF-98-S. 5.04.
- [4] Landrum D Brian, Thamest Mignon. Investigation of the rocket induced flow field in a rectangular duct[R]. AIAA 99-2100.
- [5] Lehman M, Paul S, Santoro R J. Experimental investigation of the RBCC rocket-ejector mode[R]. AIAA 2000-3725.
- [6] 张福祥. 火箭燃气射流动力学[M]. 北京:国防工业出版社,1988.
- [7] flows of nitrogen[J]. AIAA Journal, 1992, 30(10):2453 ~ 2461.
- [2] Bird G A. Recent advances and current challenges for DSMC [J]. Computers Math. Applic., 1998, 35(1/2):1 ~ 14.
- [3] Chung C H, Kim S C, Stubbs R M, et al. Low-density nozzle flow by the direct simulation Monte Carlo and continuum methods[J]. Journal of Propulsion and Power, 1995, 11(1):64 ~ 70.
- [4] 蔡国飙,王慧玉,祖国君,等. 低密度小喷管流场的DSMC直接模拟[J]. 推进技术, 1996, 17(5):9 ~ 13.
- [5] Zelesnik D, Micci M M, Long L N. Direct simulation Monte Carlo model of low Reynolds number nozzle flows[J]. Journal of Propulsion and Power, 1994, 10(4):546 ~ 553.
- [6] Gatsonis N A, Nanson A R, LeBeau G J. Simulations of cold-gas nozzle and plume flows and flight data comparisons [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2000, 37(1):39 ~ 48.
- [7] Doo Y C, Neison D A. Direct Monte Carlo simulation of small bipropellant engine plumes [R]. AD ~ A177079, 1987.
- [8] 黄琳,陈伟芳,吴其芬. 姿控发动机喷管内流场的DSMC并行算法[J]. 推进技术, 2001, 22(5).
- [9] Bird G A. Molecular gas dynamics and the direct simulation of gas flows[M]. Oxford: Clarendon Press, 1994.
- [10] Boyd I D. Analysis of rotational nonequilibrium in standing shock waves of nitrogen[J]. AIAA Journal, 1990, 28(11): 1997 ~ 1999.

(编辑:梅 璞)