

文章编号:1000-8055(2013)11-2615-06

# 尾部二次喷流抑制喷管分离流动的数值研究

李 波, 王一白, 杨立军, 程 诚

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

**摘 要:** 以某液体火箭喷管缩比模型为研究对象, 分析了相应的流场形态和二次流喷嘴喷射角度、面积比及其工质总温等参数对喷管分离流动抑制效果的影响。结果表明: 当采用二次流喷嘴时, 喷管达到满流所需的入口总压下降了 37.8%, 随着喷嘴喷射角度由  $0^\circ$  增至  $25^\circ$ , 喷管流动分离点位置向喉部推进约 0.01 m, 抑制效果明显变差, 而随着喷嘴工质总温由 300 K 升至 1500 K, 喷管流动分离点位置向出口推进约 0.005 m, 抑制效果略有增强, 喷嘴面积比在保证其不出现分离流动时对抑制效果没有影响, 否则会使抑制效果变差。

**关 键 词:** 液体火箭发动机; 喷管; 分离流动; 抑制分离流动; 数值模拟

中图分类号: V434.1

文献标志码: A

## Numerical investigation of nozzle flow separation control by injecting secondary jet from nozzle exit

LI Bo, WANG Yi-bai, YANG Li-jun, CHENG Cheng

(School of Astronautics,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

**Abstract:** The subscale nozzle model of a liquid rocket engine was researched. The corresponding flow field configurations were analyzed. The influence of main parameters of the secondary jet injector on control effectiveness was analyzed, including the injection angle, the area ratio and the total temperature of its working fluid. The results indicate that, when the secondary jet injector is adopted, the nozzle inlet total pressure which can make the nozzle reach full flow decreases 37.8%; as the injection angle increases from  $0^\circ$  to  $25^\circ$ , the nozzle flow separation location moves about 0.01 m towards the nozzle throat, and the control effectiveness of the device decreases significantly; as the total temperature of the injector's working fluid increases from 300 K to 1500 K, the nozzle flow separation location moves about 0.005 m towards the nozzle exit, and the control effectiveness of the device increases slightly. The area ratio has no effect on flow separation location when no flow separation occurs in the secondary jet injector, otherwise, the control effectiveness of the device will decrease.

**Key words:** liquid rocket engine; nozzle; flow separation; flow separation control; numerical simulation

喷管作为火箭发动机的关键部件, 其工作状态决定了整个发动机性能。随着对运载火箭运载

需求的不断提高, 采用喷管的面积比越来越大, 但大面积比喷管在地面试车和发动机启动与关机过

收稿日期: 2012-10-18

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20131105.1002.028.html>

作者简介: 李波(1985—), 男, 北京人, 博士生, 主要从事航空宇航推进理论与工程研究。

通讯作者: 王一白(1976—), 男, 河南新乡人, 副教授, 博士, 主要从事液体火箭发动机和电推进技术研究。

程中均会产生分离流动现象.在瞬变状态下,喷管内分离流动通常呈现复杂的非轴对称性,从而引发严重的喷管侧向载荷,这对喷管的可靠性及安全构成了巨大威胁.美国的 J-2 发动机<sup>[1]</sup>、航天飞机主发动机(SSME)<sup>[2]</sup>、俄罗斯的 RD-0120 发动机<sup>[3]</sup>、欧洲的火神发动机<sup>[4]</sup>和日本的 LE-7A 发动机<sup>[5]</sup>等在研制过程中,均遇到了比较严重的喷管侧向载荷问题.

为了抑制喷管内的分离流动,在过去几十年中研究人员提出了一些抑制方案,但其实际效果都不尽如人意.如双钟型喷管利用型面的变化实现了高度补偿,但这种喷管实际工作模式的转换具有不确定性,且在低空工作模式与高空工作模式的转换时会产生严重的侧向载荷<sup>[6-8]</sup>;可延展喷管虽可通过改变面积比抑制分离流动,但却需要沉重而复杂的延展机构<sup>[9]</sup>;塞式喷管虽然消除了分离流动,但其高空性能较差.此外,如喷管冷却和材料选取等一系列技术问题都亟待解决<sup>[10]</sup>.

文献[11]采用在喷管尾部沿燃气流动方向喷入二次流气体的方法抑制喷管分离流动,其冷流试验结果表明,此方案可有效减小喷管达到满流所需的压比,对喷管分离流动具有显著的抑制作用.本文以某液体火箭发动机大面积比喷管的缩比模型为研究对象,对上述尾部二次喷流抑制方案进行了细致研究,采用数值模拟分析了二次流喷嘴的喷射角度、面积比和工质总温等主要参数对喷管分离流动抑制效果的影响以及相应的流场形态,为进一步相关研究及实际应用打下了基础.

## 1 抑制方案

分离流动主要是由于在主流边界层中存在逆压梯度,这使得边界层流速不断减小,厚度逐渐增加并最终从壁面上脱离形成分离激波,该激波会穿透主流的超声速区域<sup>[12-13]</sup>.气流流经激波引起压力升高,从而形成更高的逆压梯度致使分离被进一步增强,并最终使得大量气流从壁面上分离,分离流动一旦形成就会在分离区形成一股很强的空气回流<sup>[14]</sup>.如果能够通过阻止回流或是抑制回流的形成来消除逆压梯度,就可以阻止外界空气进入分离区域,这便降低了该区域内的压力,从而达到消除逆压梯度、抑制分离流动的目的.

通过在火箭发动机喷管尾部沿周向加设一圈二次流喷嘴,并使其出口形成环缝,即可起到很好地抑制分离流动的效果(图1).喷嘴喷出的气体如同一道具有很高动量的气体屏障阻止了外界空

气的进入,同时由于高速气流的引射作用,在喷管的尾部区域会形成低压区,这便减小了喷管出口壁面与外界环境之间的压力梯度,从而达到抑制分离流动的效果.此外,从机械性的角度考虑,这样的一圈小喷嘴可以很容易在已有火箭发动机喷管上实现,并且不会对其结构强度、热防护和性能等方面造成大的影响,已有研究表明,该方案的实际工作效果非常好,很小的二次流质量流量就能够实现主流在低压比下达到满流<sup>[15]</sup>.

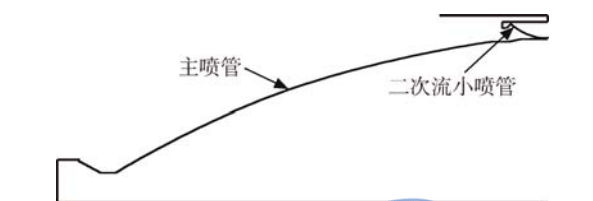


图1 抑制分离流动示意图

Fig. 1 Sketch of flow separation control

## 2 数值方法

### 2.1 基本控制方程组

计算中忽略流体质量力、化学反应和热辐射,采用的基本控制方程组包括连续方程、动量守恒方程以及能量方程.具体形式如下:

连续方程

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i) = S_m \quad (1)$$

式中  $\rho$  为密度,  $t$  为时间,  $x_i$  为  $i$  方向上的坐标,  $u_i$  为  $i$  方向上的速度,  $S_m$  为源项.

动量守恒方程

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j) = \\ - \frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} + F_i \end{aligned} \quad (2)$$

式中  $x_j$  为  $j$  方向上的坐标,  $u_j$  为  $j$  方向上的速度,  $p$  为压力,  $\tau_{ij}$  为应力张量的分量,  $F_i$  为  $i$  方向上的外部体积力,也包含了其他的模型相关源项.

能量方程

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \frac{\partial}{\partial x_i}[\rho u_i (E + p)] = \\ \frac{\partial}{\partial x_i} \left[ \kappa_{\text{eff}} \frac{\partial T}{\partial x_i} + u_j (\tau_{ij})_{\text{eff}} \right] \end{aligned} \quad (3)$$

式中  $E$  为总能,  $T$  为温度,  $(\tau_{ij})_{\text{eff}}$  为有效应力张量的分量,  $\kappa_{\text{eff}}$  为有效湍流导热系数,由所使用的湍流模型定义.方程右边包含了热传导和黏性耗散带来的能量输运,依计算模型需要还可增加其他项.

## 2.2 物理模型

本文研究的某液体火箭发动机大面积比喷管缩比模型属于推力优化抛物线(thrust optimized parabolic, TOP)喷管. 喷管喉径  $D=0.008\text{ m}$ , 长  $L=0.1\text{ m}$ , 其面积比  $\epsilon=25$ . 二次流喷嘴的扩张段型面为  $15^\circ$  锥形型面, 喉部高度  $H=0.0004\text{ m}$ . 为了下文讨论方便, 图 2 和图 3 分别定义了喷嘴主要参数与喷射参数. 喷嘴面积比为  $(D^2 - D_0^2)/(D^2 - D_1^2)$ , 喷射角度定义为  $\beta$ .

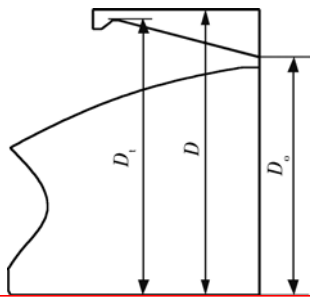


图 2 喷嘴参数定义

Fig. 2 Definition of nozzle parameters

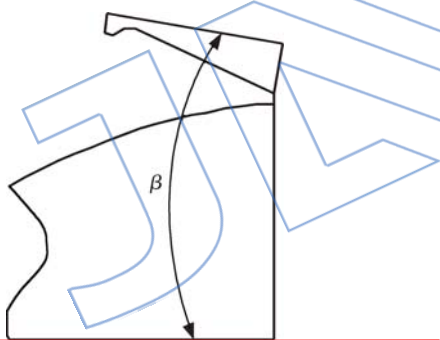


图 3 喷射角度定义

Fig. 3 Definition of injection angle

## 2.3 湍流模型及边界条件

本计算湍流模型采用 Spalart-Allmaras 一方程模型, 对于求解航空航天领域大压力梯度下的墙壁束缚流动有较好效果, 且相对简单、计算量少<sup>[16]</sup>.

所有边界条件均为定常条件, 如表 1 所示.

由于本文不考虑化学反应, 为了简化计算, 喷管和二次流喷嘴所采用的工质均为空气, 其总温除 3.4 节以外均为  $300\text{ K}$ , 密度按理想气体处理, 导热率按动能理论给定, 黏性则按三系数形式 Sutherland 定律给定.

表 1 边界条件

Table 1 Boundary condition

| 计算域边界                      | 边界类型           |
|----------------------------|----------------|
| 喷管、二次流喷嘴入口                 | 压力入口           |
| 喷管外壁、二次流喷嘴外壁及其出口附近的小部分外场边界 | 无滑移、绝热壁面       |
| 外场下游                       | 压力出口, 固定为海平面状态 |
| 外场其余边界                     | 远场边界, 压力、温度同上  |

## 3 结果分析

### 3.1 分离抑制效果及流场形态分析

图 4 为喷管入口总压  $p_c=4.5\text{ MPa}$  且无二次流喷入时的流场马赫数分布及流线. 在该工况下, 喷管内靠近壁面的流场恰好未出现分离. 流场中心主流区的激波模态为帽状激波, 可以看到, 流场中存在 3 组激波, 即内激波、小的正激波和锥形斜激波, 它们交汇于一点. 此外, 在小的正激波下游出现了回流现象并卷绕成了涡流, 这种涡流从一定程度上对流体沿轴向流动形成了障碍, 导致流动向壁面发展.

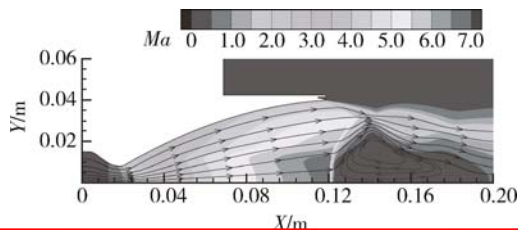


图 4 无二次流喷入时流场马赫数分布及流线

Fig. 4 Mach number distribution and streamline of flow field without secondary jet

图 5 为喷管入口总压  $p_c=2.8\text{ MPa}$ , 二次流喷嘴入口总压  $p_{sec}=1.2\text{ MPa}$  时的流场马赫数分布及流线. 在该工况下, 喷管内靠近壁面的流场同样恰好未出现分离, 但与无二次流喷入时相比喷管达到满流所需的入口总压下降了  $37.8\%$ , 而二次流喷嘴所需质量流量仅为喷管主流质量流量的  $13.7\%$  ( $p_c=4.5\text{ MPa}$ ), 这表明在喷管尾部沿燃气流动方向喷入二次流气体可有效缩小发动机启动与关机过程中喷管出现分离流动的压比范围. 对比图 4 与图 5 的流场形态, 可以看出, 有二次流喷入时小的正激波后的回流现象明显加强, 涡流增

大,这是因为二次流的引射作用使得喷管出口壁面附近压力降低,而喷管内的锥形激波作为帽状激波的一部分是从轴线向外倾斜的,这将在径向产生偏离轴线的动量,两种因素的共同作用使得流体向远离轴线的方向流动,正激波后的涡流也随之增大。

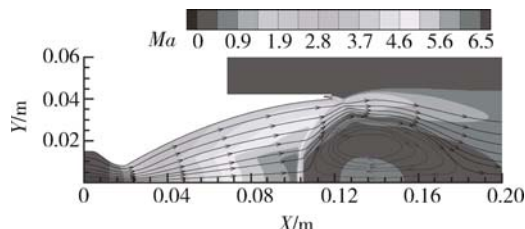


图5 二次流喷入时流场马赫数分布及流线

Fig. 5 Mach number distribution and streamline of flow field with secondary jet

值得注意的是,虽然上述两种情况喷管内都未出现分离流动,但正激波出现的轴向位置却有明显差异,这一点从图6的轴线压力分布对比便可看出。这主要有两方面原因,一是两者的喷管入口总压不同,有二次流喷入时入口总压小 ( $p_c = 2.8 \text{ MPa}$ ),正激波向喷管下游推进的距离也相应较小;二是正激波后的涡流强度不同,有二次流喷入时回流强、涡流大,正激波被涡流向喷管上游推进距离也较大。

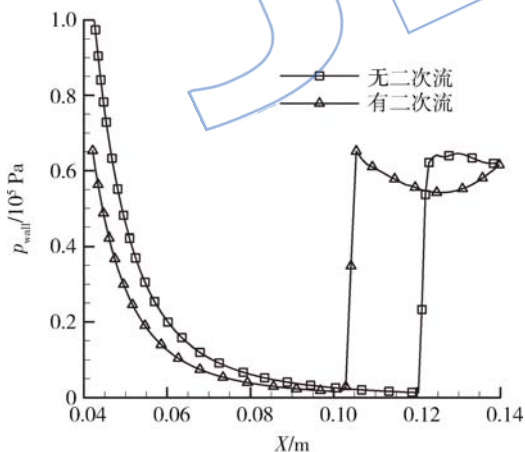


图6 轴线压力分布

Fig. 6 Pressure distribution along axis

### 3.2 二次流喷射角度的影响

图7和图8为喷管入口总压  $p_c = 2.5 \text{ MPa}$ , 二次流喷嘴入口总压  $p_{\text{sec}} = 1.2 \text{ MPa}$ , 喷射角度分别为  $\beta = 25^\circ$  与  $\beta = 0^\circ$  时的流场马赫数分布。可以看出两者的流动分离点位置存在较大差异,这表明二

次流的喷射角度对该方案的抑制效果影响明显。

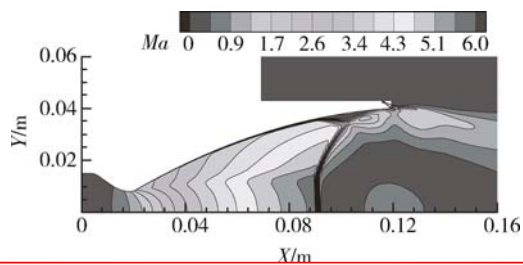


图7 喷射角度为  $25^\circ$  时马赫数分布

Fig. 7 Mach number distribution of injection angle of  $25^\circ$

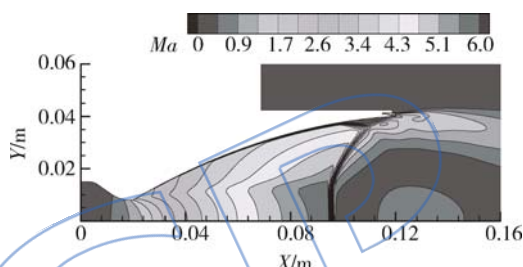


图8 喷射角度为  $0^\circ$  时马赫数分布

Fig. 8 Mach number distribution of injection angle of  $0^\circ$

图9给出了更为直观的喷管壁面压力分布,当喷射角度  $\beta$  在  $0^\circ \sim 5^\circ$  时,分离点的位置没有明显变化,但当喷射角度  $\beta$  从  $5^\circ$  增加到  $25^\circ$  过程中,分离点位置随  $\beta$  的增加沿壁面向喷管喉部明显推进,因此喷射角度  $\beta$  过大,将会导致其抑制分离的效果变差。其原因是随着  $\beta$  的增加,二次流沿轴向的引射作用会降低,并且其垂直于轴向的动量会增大,这使得二次流如同一道屏障阻碍了喷管主

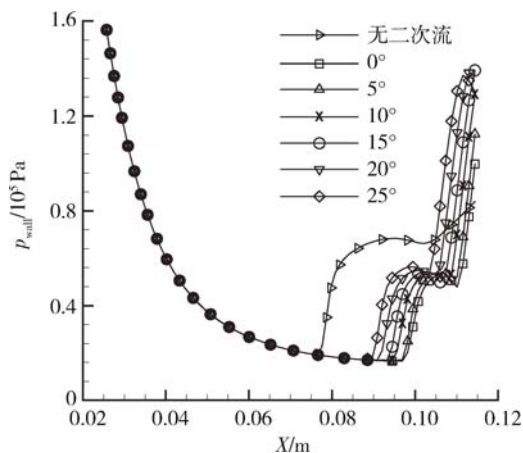


图9 不同喷射角度下喷管壁面压力分布

Fig. 9 Pressure distribution on nozzle wall with different injection angles

流气体的流动,尤其是帽状激波后的那一小部分超声速气流,在这种阻碍作用下流动分离点被迫向上游推进。值得注意的是,无二次流喷入时分离激波模态为自由激波分离,如图 10 所示,有二次流喷入时分离激波模态则变为了受限激波分离,如图 8 所示,其原因已在 3.1 节中解释,这里不再赘述。

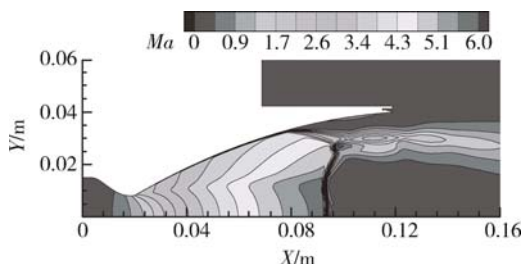


图 10 无二次流喷入时马赫数分布

Fig. 10 Mach number distribution without secondary jet

### 3.3 二次流喷嘴面积比的影响

图 11 比较了不同二次流喷嘴面积比对喷管壁面压力分布的影响,其中喷管入口总压  $p_c = 2.5 \text{ MPa}$ ,二次流喷嘴入口总压  $p_{\text{sec}} = 1.2 \text{ MPa}$ ,喷射角度  $\beta = 0^\circ$ 。可以看出,当面积比分别为 1.99, 2.97 和 3.70 时,喷管流动分离点位置在 0.1 m 处几乎没有任何变化,而当面积比分别为 4.90 与 6.10 时分离点位置明显向喉部逐渐推进,从数值仿真结果可以发现,这两种工况下二次流喷嘴均出现了不同程度的流动分离,因此在二次流喷嘴不出现流动分离的情况下,其面积比对抑制喷管分离流动的效果没有任何影响,而当其面积比超过某一临界值使其出现流动分离时,随着面积比

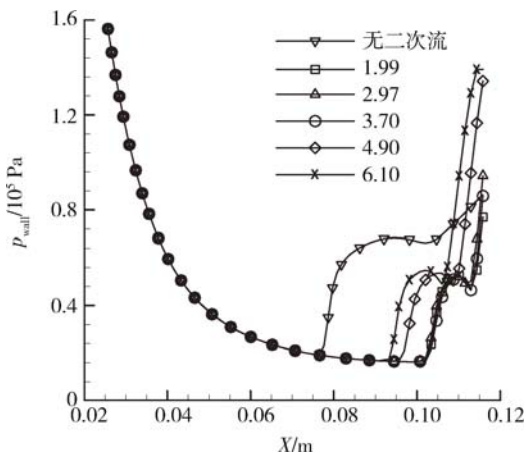


图 11 不同喷嘴面积比下喷管壁面压力分布

Fig. 11 Pressure distribution on nozzle wall with different area ratios of injector

的增大分离点位置逐渐靠近喉部,抑制效果变差,所以二次流喷嘴的面积比应当保证其在工作压力下不出现流动分离,且从结构质量等因素考虑其面积比应该尽量小些。

### 3.4 二次流工质总温的影响

火箭发动机喷管实际工作在高温条件下,因此本节讨论温度尤其是二次流工质总温对分离流动抑制效果的影响,为了简化计算,暂不考虑化学反应的影响,且工质均为空气,喷管入口总压  $p_c = 2.5 \text{ MPa}$ ,总温  $T_c = 2500 \text{ K}$ ,二次流喷嘴入口总压  $p_{\text{sec}} = 1.2 \text{ MPa}$ ,喷射角度  $\beta = 0^\circ$ 。图 12 给出了不同二次流总温下喷管壁面压力分布,对比图 9 可以发现在无二次流喷入的情况下工质总温本身对流动分离点的位置就有较大影响,两者相差约 0.01 m,这说明喷管在实际的高温工作条件下更易出现分离流动。当有二次流喷入时,随着其工质总温的升高分离点位置向喷管出口推进,但推进幅度并不是很大,因此在保证结构不被烧蚀的情况下二次流工质总温可尽量提高以增强其抑制分离流动的效果。

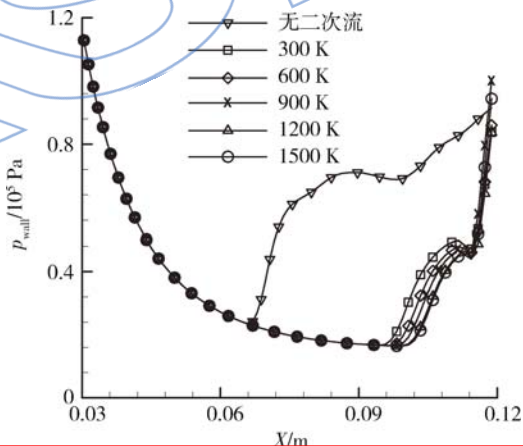


图 12 不同二次流总温下喷管壁面压力分布

Fig. 12 Pressure distribution on nozzle wall with different total temperatures of secondary jet

## 4 结 论

采用在喷管尾部沿燃气流动方向喷入二次流气体的方法可有效抑制喷管分离流动,本文以某液体火箭大面积比喷管缩比模型为研究对象,对上述尾部二次喷流抑制方案进行了细致研究,分别讨论了二次流的喷射角度、面积比和工质总温等主要参数对喷管分离流动抑制效果的影响以及相应的流场形态。

1) 此方案可将喷管达到满流所需的入口总压减少 37.8%, 因此可有效缩小发动机起动与关机过程中喷管出现分离流动的压比范围, 从而减小相应的侧向载荷以增强其可靠性, 还可提高发动机低空性能。

2) 在二次流引射与锥形激波沿径向偏离轴线动量的共同作用下, 正激波出现的轴向位置向喷管喉部推进且其后的回流现象明显加强, 涡流增大。同时这也是导致有二次流喷入时分离激波模态由自由激波分离变为受限激波分离的原因。

3) 二次流喷射角度  $\beta$  在  $0^\circ \sim 5^\circ$  时, 分离点的位置无明显变化, 随着  $\beta$  的继续增大, 分离点位置沿喷管壁面逐渐向喉部推进, 抑制分离流动效果变差, 因此  $\beta$  不可过大, 以  $0^\circ$  为宜。

4) 二次流喷嘴面积比在保证其不出现分离流动的情况下对喷管流动分离点位置几乎没有任何影响, 但当面积比增大至一定程度使其出现分离流动时喷嘴的工作效率降低, 分离点位置随喷嘴面积比的增大而逐渐向喷管喉部推进, 抑制分离流动效果下降。

5) 大面积比喷管在实际的高温工作条件下更易出现分离流动。喷管流动分离点位置随喷嘴二次流工质总温的升高向喷管出口推进。

本文计算采用了二维轴对称模型, 且喷管和二次流喷嘴入口条件是固定的, 但喷管分离流动是发生在发动机起动与关机过程中并且具有显著的非对称性, 故在该抑制方案的进一步计算研究中, 需要研究三维模型并考虑非定常入口条件。此外, 喷管和喷嘴的工质也应换作实际气体并考虑相应的化学反应, 以使数值仿真更加接近喷管的实际工作状况, 从而能够更加全面准确地掌握尾部二次喷流抑制方案, 为其实际应用打下基础。

## 参考文献:

- [1] Vilja J O, Briley G L, Murphy T H, et al. J-2S rocket engine[R]. AIAA 93-2129, 1993.
- [2] Larson E W. Investigation of the fuel feed line failures on the space shuttle main engine[R]. AIAA 80-1309, 1980.
- [3] Rachuk V S, Goncharov N S, Martynenko Y A, et al. Design, development, and history of the oxygen/hydrogen engine RD-0120[R]. AIAA 95-2540, 1995.
- [4] Frey M, Hagemann G. Flow separation and side-loads in rocket nozzles[R]. AIAA 99-2815, 1999.
- [5] Watanabe Y, Sakazume N, Yonezawa K, et al. LE-7A engine nozzle flow separation phenomenon and the possibility of RSS suppression by the step inside the nozzle[R]. AIAA-2004-4014, 2004.
- [6] Verna S B, Stark R, Nuernberger-Genin C, et al. Flow separation studies during the transition modes of a sub-scale dual-bell nozzle[R]. AIAA-2009-4854, 2009.
- [7] Niu K, Yonezawa K, Ishizaka K, et al. Experimental and analytical study for design of dual-bell nozzles[R]. AIAA-2009-5149, 2009.
- [8] Niu K, Yonezawa K, Ishizaka K, et al. Control of transition between two working modes of a dual-bell nozzle by gas injection[R]. AIAA-2009-4952, 2009.
- [9] Sato M, Moriya S, Tadano M, et al. Experimental study on transitional phenomena of extendible nozzle[R]. AIAA-2007-5471, 2007.
- [10] Besnard E, Garvey J. Development and flight-testing of liquid propellant aerospike engines[R]. AIAA-2004-3354, 2004.
- [11] Boccaletto L. Solving the flow separation issue: a new nozzle concept[R]. AIAA-2008-5234, 2008.
- [12] Frey M, Hagemann G. Status of flow separation prediction in rocket nozzles[R]. AIAA 98-3619, 1998.
- [13] Frey M, Hagemann G. Flow separation and side-loads in rocket nozzles[R]. AIAA 99-31489, 1999.
- [14] Nasuti F, Onofri F, Martelli E. Numerical analysis of flow separation structures in rocket nozzles[R]. AIAA-2007-5473, 2007.
- [15] Boccaletto L, Dussauge J P. High-performance rocket nozzle concept[J]. Journal of Propulsion and Power, 2010, 26(5): 969-979.
- [16] Fluent Inc. Fluent user manual[M]. Beijing: Fluent Inc, 2003.