

文章编号: 1000-8055(2024)12-20220316-10

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220316

狭缝喷管高度补偿性能数值仿真研究

于海旭¹, 魏志军¹, 张旭东¹, 龚笋根²

(1. 北京理工大学 宇航学院, 北京 100081;

2. 中国船舶集团有限公司 昆明海威机电技术研究所, 昆明 650236)

摘 要: 狭缝式通风喷管(以下简称狭缝喷管)是一种高度补偿喷管。为研究其高度补偿性能及影响规律, 本文以扩张比 40 的钟形喷管为基础, 设计了 3 种尺寸的狭缝喷管, 并进行了数值仿真研究, 得到了工作高度和狭缝宽度对流场特性及比冲性能的影响规律。并通过外弹道计算, 得到了狭缝喷管对一级火箭完整工作过程的总冲增益。计算结果表明: 相比于同扩张比的钟形喷管, 狭缝喷管在低空具有比冲增益效果, 但在高空存在比冲损失, 狭缝宽度越大, 低空的增益和高空的损失都越大; 狭缝喷管的临界补偿高度只与狭缝位置有关, 而与狭缝宽度无关; 在喷管扩张段的合适位置, 设置合适宽度的狭缝, 可以显著提高一级火箭总冲性能, 在航天飞机固体助推器和某微纳卫星运载火箭两种应用场景下, 总冲增益分别为 1.8% 和 3.0%, 相当于平均比冲分别提高 5.0 s 和 8.0 s。

关 键 词: 狭缝喷管; 高度补偿; 比冲; 总冲; 外弹道

中图分类号: V430

文献标志码: A

Numerical simulation study on altitude compensating performance of a slot nozzle

YU Haixu¹, WEI Zhijun¹, ZHANG Xudong¹, GONG Sunge²

(1. School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;

2. Haiwei Electromechanical Technology Institute of Kunming,

China State Shipbuilding Corporation Limited, Kunming 650236, China)

Abstract: A vented nozzle with slots (slot nozzle) is a kind of altitude compensating nozzle. In order to study its altitude compensating performance and influence, three sizes of slit nozzles were designed based on a bell nozzle with expansion ratio of 40, and numerical simulation was carried out to obtain the influences of altitude and slit width on the flow field characteristics and specific impulse. And through external ballistic calculation, the total impulse gain on the whole working process of the first stage rocket was obtained. The results showed that compared with the bell nozzle with the same expansion ratio, the slot nozzle had specific impulse gain at low altitude, but specific impulse loss at high altitude. The wider slot width indicated the greater gain at low altitude and the bigger loss at high altitude. The critical compensating height was related only to the slit position, but not to the slit width. The total impulse of the first-stage rocket can be significantly improved by setting slots of appropriate width at the appropriate position. In these two application scenarios of the Solid Rocket Booster and Nanosat Launch Vehicle, the total impulse gain was 1.8% and 3.0%, respectively, which was equivalent to an average specific impulse increase of 5.0 s and 8.0 s, respectively.

收稿日期: 2022-05-09

作者简介: 于海旭(1992—), 男, 博士生, 主要从事高度补偿喷管研究。E-mail: yuhaixu0314@163.com

通信作者: 魏志军(1967—), 男, 教授, 博士, 主要从事固体火箭发动机研究。E-mail: wzj@bit.edu.cn

引用格式: 于海旭, 魏志军, 张旭东, 等. 狭缝喷管高度补偿性能数值仿真研究[J]. 航空动力学报, 2024, 39(12): 20220316. YU Haixu, WEI Zhijun, ZHANG Xudong, et al. Numerical simulation study on altitude compensating performance of a slot nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(12): 20220316.

Keywords: slot nozzle; altitude compensating; specific impulse; total impulse;
external ballistic

原则上,一级火箭发动机的喷管扩张比可以设计得比目前常用的大得多,从而在高空工况获得更好的性能以提高总冲^[1]。然而目前工程上,通常使用的是相对小扩张比的喷管,例如美国的土星五号火箭主发动机 F-1,虽然其运行高度范围很宽,但扩张比仅为 7.5。之所以采用小扩张比设计,主要是为了避免喷管在低空工况由于过膨胀引起的流动分离。流动分离可能引发侧向载荷^[2],导致喷管壳体和发动机整体的振荡,这将降低火箭的寿命和安全系数。小扩张比的代价是喷管长时间工作在欠膨胀状态,造成了大量的欠膨胀损失^[3]。

未来火箭发动机的发展趋势是通过大扩张比的设计获得更高性能^[4]。最理想的喷管是喷管出口可以随工作高度变化不断扩张,从而使喷管始终处在设计状态,即出口压力与环境压力相等,但工程上很难实现。目前可行办法之一是采用大扩张比的设计以提高喷管的高空性能,同时在低空通过控制内部流动分离改善低空性能,并减轻流动分离引起的侧向载荷问题。

通风喷管可以实现上述功能,其“通风”是指在扩张段开一系列孔或狭缝与环境空气连通。相比于传统喷管,通风喷管的扩张比设计得更大,可提高高空性能。在低空工况,通过孔或狭缝引入外界环境的高压空气,使流动分离位置提前,降低过膨胀损失,改善低空性能。虽然通风喷管在低空工况内部会发生流动分离,但其对侧向载荷有一定的抑制作用^[5]。对 J-2S、Vulcain、LE-7A 等发动机起动过程的研究表明,当喷管处于过膨胀工作状态时,高强度侧向载荷的主要来源是喷管内流动分离模态在自由激波分离和受限激波分离之间的切换^[6-8]。而 Ivanov 等^[9]对狭缝喷管的起动过程进行了数值仿真,结果表明狭缝喷管能阻止自由激波分离向受限激波分离的模态转换,从而抑制高强度侧向载荷的产生。

1992 年,美国学者 Parsley 等^[10]提出了多孔式通风喷管的概念并进行了点火实验验证。实验中对一台扩张比为 57 的 RL10A-3 发动机进行了开孔处理,结果表明多孔式通风喷管在低空工况下推力增益显著,当通风面积足够时性能可与截短喷管相当。作者认为高空工况下可通过关闭开

孔提高喷管效率,但并未进行相关高空环境模拟实验。

俄罗斯学者针对狭缝式通风喷管开展了一系列研究。2006 年,Finogenov 等^[11]采用数值手段验证了狭缝喷管在低空工况的比冲增益效果。2008 年,Seменов 等^[12]对高空工况的燃气泄漏情况进行了计算,结果表明当压比达到一定程度,狭缝处的流动会达到壅塞状态,泄漏量不再增加。2015 年,Seменов 等^[13]验证了双狭缝的比冲增益效果优于单狭缝。2016 年,Seменов 等^[14]又提出了狭缝式双钟喷管,其相比于常规双钟喷管具有更好的海平面比冲增益效果。

相比于塞式、膨胀偏流、内嵌式、可延伸等其他形式的高度补偿喷管,通风喷管有着无可动机构、流场结构简单、喉部不承受高热流密度等优点。但欲将其应用于工程,仍有诸多问题急需解答。首先,虽然通风喷管作为一种高度补偿喷管被提出,但其是否真正具备高度补偿能力尚不明确。高度补偿喷管最重要的作用应是对一级火箭的完整工作过程有性能增益效果,但通风喷管是否有此效果尚未可知。原因是虽然现有研究已证明通风喷管在海平面工况具有显著的比冲增益效果,但缺乏高空工况比冲性能的研究,低空增益和高空损失的综合作用未知。第二,为指导通风喷管的设计和应用,需要明确设计参数、工作高度等因素对流场状态及性能的影响规律。基于以上问题,本文以狭缝喷管为研究对象,采用数值方法研究了工作高度和狭缝宽度对其流场特性及比冲性能的影响规律。之后通过外弹道计算,研究了狭缝喷管对一级火箭完整工作过程的总冲增益。

1 物理模型

本文在钟形喷管的基础上,设计了 3 种尺寸的狭缝喷管。钟形喷管采用最大推力抛物型面,该型面设计方法由 Rao^[15]提出,被广泛应用于运载火箭发动机喷管的设计。喷管扩张比为 40,详细设计参数见表 1。

在钟形喷管基础上设计狭缝喷管,如图 1,在扩张段表面开两处狭缝与环境连通,起始点分别位于扩张比为 18.5 和 30 处,两处狭缝宽度一致。

表 1 钟形喷管参数

Table 1 Parameters of the bell nozzle

参数	数值
喉部半径 r/mm	15
扩张比 A_e/A_t	40
扩张段长度 L/mm	225
喉部上游半径 r_u/mm	22.5
喉部下游半径 r_d/mm	6
初始扩张角 $\theta_1/(\circ)$	32
出口扩张角 $\theta_2/(\circ)$	9

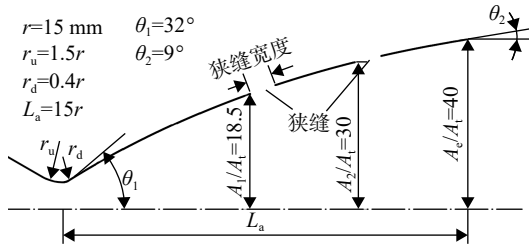


图 1 狭缝喷管结构示意图

Fig. 1 Scheme diagram of slot nozzle structure

实际工程应用中,狭缝应为多段并沿周向均匀分布,但为了便于研究,本文暂假设狭缝为环形,忽略狭缝之间连接结构对流动的影响。本文研究的 3 种尺寸的狭缝喷管,狭缝宽度分别为 $0.1r$ 、 $0.5r$ 和 $1.0r$,对应的通风面积分别占扩张段总表面积的 1.48%、7.38% 和 14.77%。作为对照,本文也进行了钟形喷管的数值仿真。

2 数值模型

本文进行的数值仿真均为稳态,基于二维轴对称模型展开,气相控制方程采用可压缩雷诺平均 Navier-Stokes(N-S)方程,求解器选择基于密度的耦合求解器,对流项采用二阶迎风格式离散。湍流模型采用 $k-\omega$ Shear Stress Transport(SST)模型,其在回流区分布、重附点捕获等方面具备良好性能^[16]。

2.1 数值模型验证

为验证数值模型的准确性,对 NASA 兰利中心进行的喷管分离流实验进行了复现。实验喷管扩张比为 1.797,入口、出口压比为 3.0 和 2.4。图 2 为数值仿真结果与文献[17]实验结果的对比,图中 p 为喷管壁面压力, p_0 为入口总压, x 为横坐标, x_t 为喉部位置横坐标。由图可见,数值仿真结果与实验结果良好吻合,数值模型对壁面压力分布及流动分离位置均有较高模拟精度。

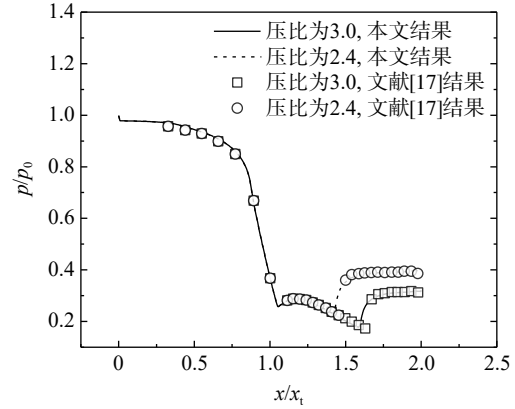


图 2 仿真与文献[17]结果对比

Fig. 2 Comparison of present results and experiment results in Reference [17]

2.2 计算条件设置

2.2.1 假设

为便于研究本文做假设如下:

- 1) 喷管流场是轴对称的;
- 2) 不考虑燃气流中的化学反应,燃气为完全气体;
- 3) 忽略燃气与壁面之间的传热损失;
- 4) 喷管周围环境空气静止,暂不考虑飞行速度及箭体外形对狭缝附近流动的影响。

2.2.2 网格及边界条件

数值仿真计算域包含外流场,计算域宽度为 $75r$,长度为 $167r$ 。边界条件设置如图 3 所示,喷管入口为压力入口,总压为 5 MPa,具体燃气参数见表 2。喷管出口及狭缝为内部边界,喷管内外表面均为绝热无滑移壁面。计算域下边界为对称轴,上、左、右边界为压力出口,出口压力根据具体算例的工作高度给定。全部采用结构网格,经无关性验证,网格总量约为 33 万。为保证黏性底层的求解精度,对壁面处网格进行了加密,以保证内壁面无量纲参数 y^+ 为 1 的量级。图 4 为钟形喷管算例壁面 y^+ 分布。

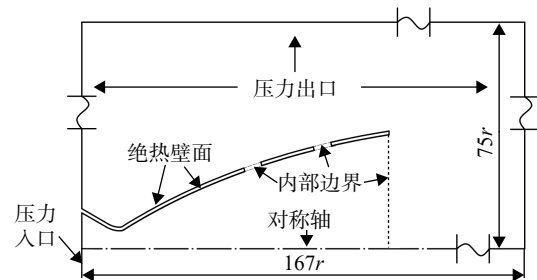


图 3 边界条件

Fig. 3 Boundary conditions

表 2 燃气参数
Table 2 Parameters of gas

参数	数值
比定压热容 $c_p/(J/(kg \cdot K))$	1 840
比热比 k	1.18
相对分子量 $M/10^{-3} (kg/mol)$	20.11
总温 T_0/K	3 300
总压 p_0/MPa	5

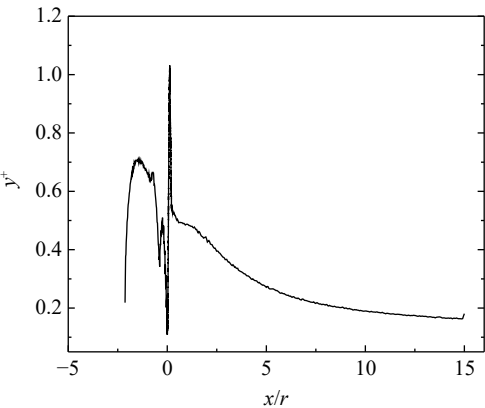


图 4 壁面 y^+ 分布
Fig. 4 Nozzle wall y^+ curve

2.2.3 算例设置

本文对钟形喷管和狭缝喷管进行了数值仿真,研究了工作高度和狭缝宽度对流场特性及喷管性能的影响。仿真工况的工作高度区间为海平面至海拔 25 km,具体算例设置见表 3。

表 3 算例设置
Table 3 Calculated cases

类型	参数	计算工况/km
狭缝喷管	狭缝宽度 $0.1r$	0、1、2、5、7、10、15、20、25
	狭缝宽度 $0.5r$	0、1、2、5、7、10、15、20、25
	狭缝宽度 $1.0r$	0、1、2、3、4、5、6、8、10、15、20、25
钟形喷管	扩张比 40	0、5、10、15、20、25
	扩张比 7.25	0、5、10、15、20、25

2.3 比冲计算

数值仿真的计算域不包含燃烧室,但喷管推力计算中考虑了由燃烧室产生的推力,推力 F 计算公式为

$$F = F_c + F_w \tag{1}$$

式中 F_c 和 F_w 分别代表燃烧室和喷管段产生的推力,计算方法分别为

$$F_c = \dot{m}_{in} v_{in} + (p_{in} - p_a) \cdot A_{in} \tag{2}$$

$$F_w = F_e + F_i = \int p_e dA + \int p_i dA \tag{3}$$

式中下标“in”代表图 3 中的压力入口, p_a 代表环境压力。式(3)中 F_e 和 F_i 分别代表喷管内、外壁面压力积分。比冲由推力和入口质量流量 $\dot{m}_i$ 计算

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}_i} \tag{4}$$

3 计算结果及分析

3.1 不同工作高度下的流场及性能分析

3.1.1 低空工况流场分析

不同工作高度下背压不同,喷管的工作状态也不同。下文以狭缝宽度为 $0.5r$ 的狭缝喷管(以下简称 $0.5r$ 狭缝喷管)为例,对比扩张比为 40 的钟形喷管,分析不同工作高度下狭缝喷管的流场特性。图 5 为低空工况下, $0.5r$ 狭缝喷管与钟形喷管流场对比,图中 x 轴上方为狭缝喷管,下方为钟形喷管。

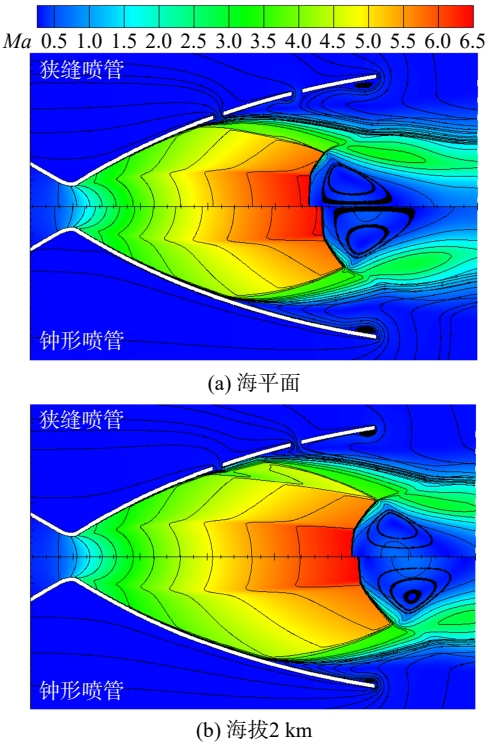


图 5 低空工况狭缝喷管和钟形喷管流场对比
Fig. 5 Comparison of flow field between slot nozzle and bell nozzle at low altitude

如图 5(a)和图 6,对于钟形喷管,在海平面工况,喷管壁面边界层内流体在黏性和较高背压的影响下,逆压梯度逐渐升高直至发生流动分离。环境空气进入喷管内部,在喷管壁面和主流间形成亚声速回流区。由于喷管喉部型面不连续,在

喉部后端形成一道内部激波, 内部激波在轴线附近发生不规则反射, 形成了反射激波和接近于正激波的马赫杆, 导致喷管内流动分离模式表现为帽状激波。如图 5(b) 所示, 随工作高度升高, 背压降低导致流动分离位置及帽状激波结构向喷管出口移动, 壁面回流区面积减小。

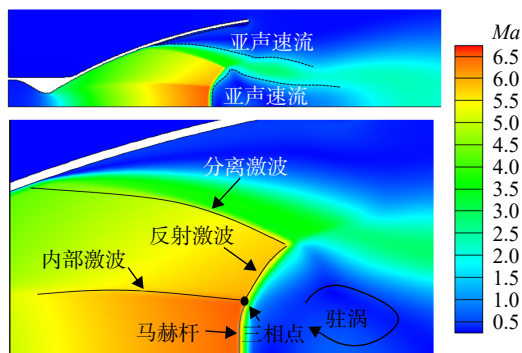
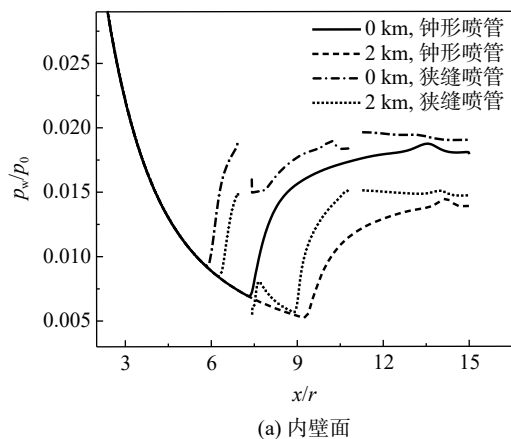


图 6 钟形喷管海平面工况马赫数云图

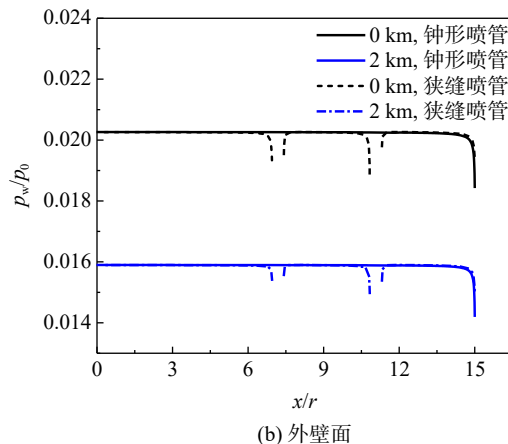
Fig. 6 Mach contour of bell nozzle at sea level

对于狭缝喷管, 低空工况下环境空气由于内外压差进入喷管内部。如图 5(a) 海平面工况, 流动分离发生在第一道开槽前, 环境空气对由喷管出口进入内部的回流区气体造成阻碍, 会使回流区压力升高。而在 2 km, 由第一道狭缝进入的环境空气直接与主流接触, 会使主流减速。环境空气或影响回流区, 或直接作用于主流, 结果都是相比钟形喷管, 狭缝喷管内的流动分离提前发生, 亚声速回流区面积更大。

图 7 为低空工况下, 狭缝喷管和钟形喷管内、外壁面压力分布。由图 7(a) 可见, 在海平面工况下流动分离位置提前了约 21%, 而且由于外界环境高压空气的补入, 流动分离点后内壁面压力提升到更高水平, 靠近喷管出口的一段内壁面压力几乎与环境压力相等。由图 7(b) 可见, 除狭缝附



(a) 内壁面



(b) 外壁面

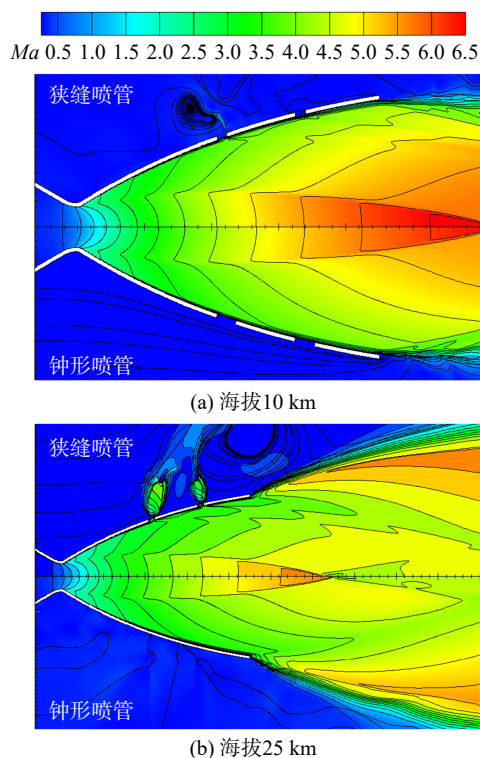
图 7 狭缝喷管和钟形喷管壁面压力分布对比

Fig. 7 Comparison of wall pressure distributions between slot nozzle and bell nozzle

近位置, 狭缝对于喷管外壁面的压力分布影响很小。综上所述, 在低空工况, 狭缝喷管内、外壁面上的压力积分高于钟形喷管, 因此推力也就更大, 狭缝起到了比冲增益的作用。

3.1.2 高空工况流场分析

狭缝喷管内部与环境连通, 随工作高度提高环境压力降低, 当狭缝处内部压力高于环境时, 可能发生燃气泄漏。图 8 为高空工况下狭缝喷管



(a) 海拔 10 km

(b) 海拔 25 km

图 8 高空工况狭缝喷管和钟形喷管流场对比

Fig. 8 Comparison of flow field between slot nozzle and bell nozzle at high altitude

和钟形喷管流场,图中横轴上方为狭缝喷管,下方为钟形喷管。由图 8(a)可见,当工作高度达到 10 km 时,喷管已达到满流状态。对于狭缝喷管,燃气在狭缝前端突然扩张形成膨胀波,在狭缝末端受到挤压形成激波,但狭缝对轴线附近流动几乎无影响。在 10 km 高度第一道狭缝处出现了少量的燃气泄漏,但第二道狭缝附近几乎无流动。由图 8(b)可见,当工作高度达到 25 km 时,通过狭缝的燃气泄漏已经十分明显,燃气泄漏至环境并继续膨胀。

图 9 为不同工作高度下,通过两道狭缝的气体流率曲线,图中纵坐标为通过狭缝的气体流量与喷管入口流量的比值,负值代表环境空气进入喷管,正值代表燃气向环境泄漏。由图可见,海平面工况下进入喷管内部的空气量最大,达到一定工作高度后,狭缝的工作模式转换为泄漏燃气,两道狭缝的工作模式转换高度分别为 6 km 和 12.5 km。高空工况下,燃气泄漏量会逐渐趋于稳定,这是由于高空工况下,狭缝处的流动达到了壅塞状态,不再受环境压力降低的影响。

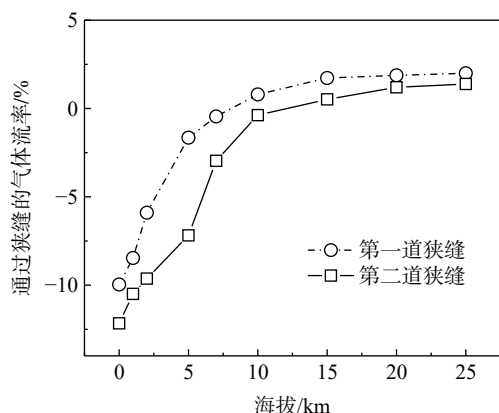


图 9 通过两道狭缝的气体流率

Fig. 9 Flow rate through two slots

3.1.3 不同工作高度下比冲性能分析

图 10 为狭缝喷管和钟形喷管的比冲曲线,两条曲线的交点所在高度为狭缝喷管的临界补偿高度,可在一定程度上反映狭缝喷管的适用高度范围。由图可见在低空工况,狭缝喷管具有显著的比冲增益效果,在 1 km 工况比冲增益最大,为 6.4%。随工作高度升高,比冲增益降低,临界补偿高度约 9 km。随工作高度进一步升高,狭缝喷管比冲低于钟形喷管,在 25 km 工况狭缝喷管的比冲损失约为 3%。图 11 为 25 km 工况下,狭缝喷管和钟形喷管内壁面压力分布。由图可见除狭

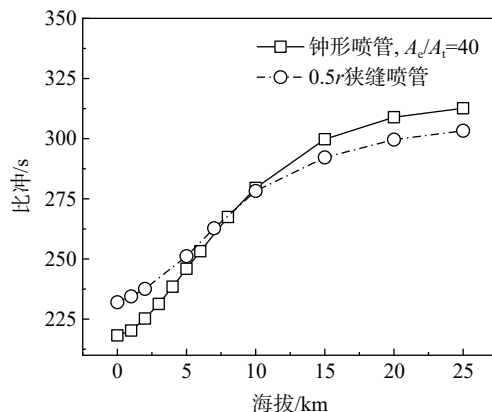


图 10 狭缝喷管和钟形喷管的比冲曲线

Fig. 10 Specific impulse comparison between slot nozzle and bell nozzle

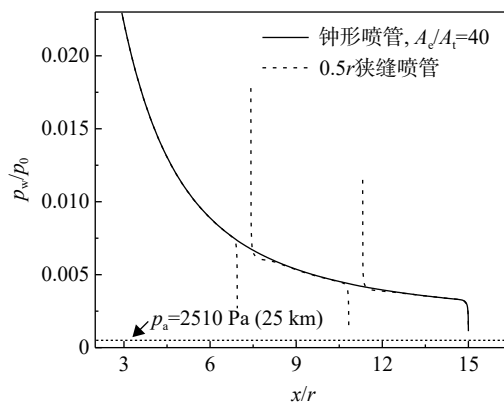


图 11 25 km 工况狭缝喷管和钟形喷管内壁面压力分布

Fig. 11 Inner wall pressure distributions of slot nozzle and bell nozzle at 25 km

缝附近位置,两种喷管内壁面压力分布几乎一致,因此狭缝喷管高空工况下的比冲损失是由于喷管壁面面积的缺失造成的。

3.2 狭缝宽度对流场及性能影响分析

Semenov 等^[12]对狭缝喷管在高空工况下的燃气泄漏情况进行了计算,所研究的喷管有一道狭缝,宽度为 0.1 倍喉部半径。结果表明高空工况下的燃气泄漏量为 0.24%,作者认为该量级可以忽略。很显然,高空工况下燃气泄漏量应与狭缝宽度相关,因此本文对 3 种尺寸的狭缝喷管(0.1 r 、0.5 r 和 1.0 r)进行了数值仿真,以研究狭缝宽度对喷管性能的影响规律。

3.2.1 狭缝宽度对流场的影响分析

图 12 为 3 种狭缝喷管在海平面和 25 km 工况下内壁面压力分布。由图可见,海平面工况下,0.1 r 狭缝喷管流动分离位置明显滞后于其余两者,狭缝宽度越大,流动分离位置越提前。同时,狭缝宽度越大,由于引入的高压空气越多,流动分

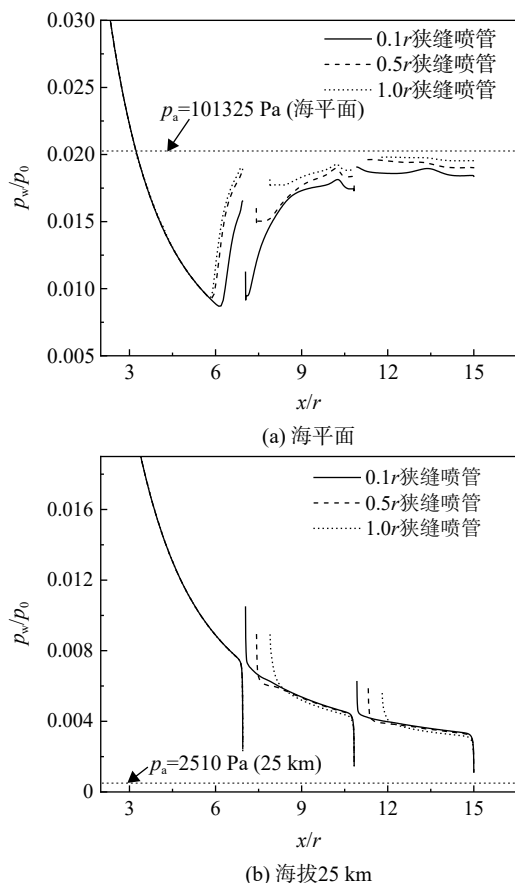


图 12 3 种狭缝喷管内壁面压力分布对比

Fig. 12 Comparison of wall pressure distributions of three kinds of slot nozzles

离回流区壁面压力更高。在 25 km 工况下, 在第一道狭缝之后, 0.1r 狭缝喷管壁面压力略高于其余两者, 这可能是由于 0.1r 狭缝喷管燃气泄漏量较小造成, 但总的来说三者差别很小。

图 13 为 3 种狭缝喷管通过狭缝的气体流率对比。由图可见, 狭缝宽度越大, 在低空工况补入的空气流量越多, 同时在高空泄漏的燃气流量越多。在 25 km 工况, 对于第一道狭缝, 0.1r 狭缝燃气泄漏量为 0.29%, 这与 Semenov 的计算结果相当, 但 1.0r 狭缝泄漏量为 3.81%, 这样的泄漏量显然是无法忽略的。

同时可以观察到, 图 13(a)、图 13(b) 中的 3 条曲线均几乎相交于一点, 该点即为狭缝由补入空气转为泄漏燃气的工作模式转换高度, 第一道狭缝的转换高度约为 8.3 km, 第二道狭缝的转换高度约为 11.8 km。因此狭缝工作状态的转换高度只与狭缝位置有关, 而与狭缝宽度无关。

3.2.2 狭缝宽度对比冲性能影响分析

图 14 为 3 种狭缝喷管与钟形喷管比冲对比。由图可见狭缝宽度越大, 低空工况的比冲增益越

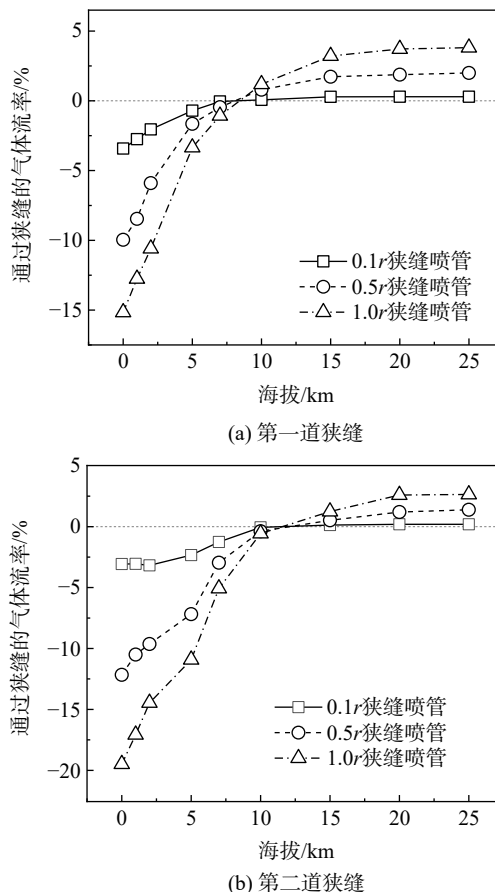


图 13 3 种狭缝喷管通过狭缝的气体流率对比

Fig. 13 Comparison of flow rates through slots of three kinds of slot nozzles

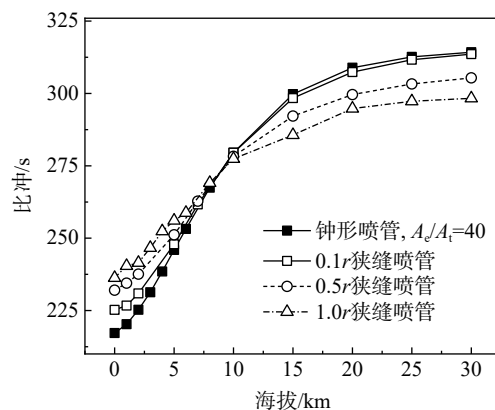


图 14 3 种狭缝喷管与钟形喷管比冲对比

Fig. 14 Specific impulse comparison of slot nozzles and the bell nozzle

显著, 同时高空工况的比冲损失也越大。相比于钟形喷管, 1.0r 狭缝喷管在 1 km 工况的比冲增益可达 9.2%, 但 25 km 工况下的比冲损失也达到了 4.9%。虽然 1.0r 狭缝喷管低空比冲增益最显著, 但效率是最低的。如图 15 为 3 种狭缝的效率对比, 横坐标为工作高度, 纵坐标为单位宽度狭缝

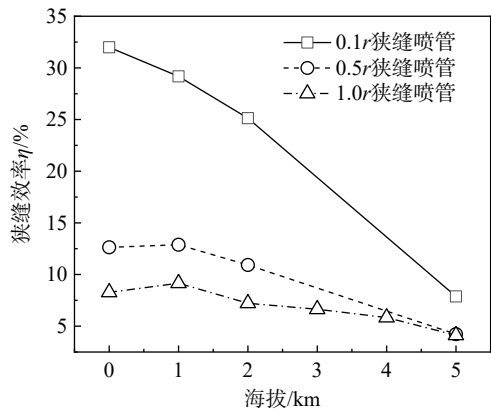


图 15 3 种狭缝的效率对比
Fig. 15 Comparison of efficiency of the slots

(以 1.0r 为单位)造成的比冲增益或损失。由图可见,在低空工况,狭缝宽度越小比冲增益效率越高。

由前文分析,狭缝工作状态的转换高度只与狭缝位置有关,因此由图 14 可见,狭缝宽度对临界补偿高度几乎无影响,3 种狭缝喷管的临界补偿高度均为约 9 km。因此,狭缝位置一旦确定,临界补偿高度就确定了。在狭缝喷管的设计中,首先应根据所需的临界补偿高度确定狭缝位置,之后的工作则是综合考量低空增益和高空损失,确定合适的狭缝宽度。

3.3 狭缝喷管外弹道计算

狭缝喷管在低空工况具有比冲增益效果,但高空工况下由于壁面面积的缺失,比冲低于钟形喷管。由于火箭在低空速度较慢而在高空速度较快,飞行高度与时间为非线性关系,因此为了明确狭缝喷管是否对一级火箭发动机的完整工作过程有总冲增益,必须进行外弹道计算。

本文针对两种应用场景进行分析,分别是某微纳卫星运载火箭(nanosat launch vehicle, NLV)^[18]和航天飞机固体助推器(solid rocket booster, SRB)^[19]。首先使用钟形喷管,后替换为 3 种狭缝喷管,对一级发动机和助推器的完整工作过程进行外弹道计算,从而得到狭缝喷管的总冲增益。

3.3.1 外弹道计算方法及假设

假设飞行器在二维平面内运动,如图 16 为飞行器受力示意图,图中 F 为推力, θ 为飞行器的倾角。根据牛顿第二定律

$$Mdv/dt = F - gM \sin \bar{\theta} - X_c \tag{5}$$

式中 t 为运行时间, M 为飞行器总质量, v 为飞行器速度。速度 v 是飞行器飞行高度 h 对时间的导数,

即 $dh/dt = v$, $\bar{\theta}$ 为飞行器飞行过程中的平均倾角。 X_c 为飞行器受到的空气阻力,计算公式为

$$X_c = \bar{C}_x \cdot q \cdot A \tag{6}$$

式中 $\bar{C}_x$ 为飞行器飞行过程中的平均阻力系数,暂不考虑狭缝燃气泄漏对飞行阻力的影响。 q 为动压, $q = 1/2 \rho \cdot v^2$ 。 A 为飞行器迎风面积。环境空气压力、密度、温度随高度的变化参考文献 [20] 计算。通过外弹道计算可得到喷管推力-时间曲线,对推力进行积分即可得到总冲。

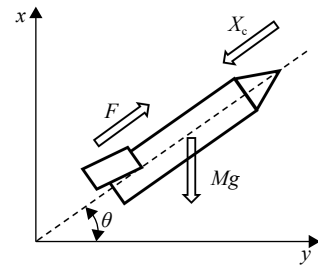


图 16 飞行器受力示意图
Fig. 16 Schematic diagram of rocket force condition

假设发动机原本采用的是扩张比为 7.25 的钟形喷管,之后替换为 3 种狭缝喷管,发动机燃气参数与本文数值仿真条件相同,且工作过程中燃气质量流量恒定。由前文分析已知,随工作高度升高,狭缝处流动达到壅塞状态,喷管内壁面压力分布逐渐趋于稳定,且外壁面压力分布几乎不受狭缝影响。因此本文采用 25 km 工况仿真数据外推更高空工况下比冲性能。另外,进行外弹道计算需要喷管在全工作高度下的比冲性能,由于本文只进行了有限工况下的稳态仿真,其余工况下的比冲将通过插值获得。

3.3.2 计算结果

表 4 和表 5 为外弹道计算结果。由表可见,对 SRB 和 NLV 应用狭缝喷管后,其最大总冲增益分别为 1.8% 和 3.0%,相当于平均比冲分别提高 5.0 s 和 8.0 s,这对于对发动机性能是有明显提升的。相比于 SRB,狭缝喷管对 NLV 的总冲增益

表 4 SRB 外弹道计算结果

Table 4 External ballistic calculation results of SRB

喷管	总冲/ 10 ⁹ (N·s)	总冲增益/ %	末高度/ km	末速度/ (m/s)
钟形(A _e /A _t =7.25)	1.3		48.7	1 080.1
0.1r 狭缝喷管	1.41	1.71	46.1	1 122.4
0.5r 狭缝喷管	1.41	1.78	47.1	1 120.1
1.0r 狭缝喷管	1.41	1.68	47.8	1 115.8

更高, 是由于其结束工作时末高度更高。

对 NLV 的外弹道算例进一步分析。由钟形喷管更换为 $0.1r$ 狭缝喷管后, 不断增加二级火箭总重, 直至不能保证如下公式:

$$\frac{E'_k + E'_p}{M'_2} \geq \frac{E_k + E_p}{M_2} \quad (7)$$

式(7)左侧表示狭缝喷管, 右侧表示钟形喷管。含义是更换喷管后, 一级火箭结束工作时, 单位质量的二级火箭获得的动能 E_k 和势能 E_p 的和不减少。在保证式(7), 保证二级火箭干质比、载荷与二级火箭干质量之比等参数不变的前提下, 计算结果表明更换 $0.1r$ 狭缝喷管可以将火箭的运载能力提高 17.3%, 即载荷从 10 kg 增至 11.73 kg。

表 5 NLV 外弹道计算结果

Table 5 External ballistic calculation results of NLV

喷管	总冲/ 10^6 (N·s)	总冲增益/ %	末高度/ km	末速度/ (m/s)
钟形($A_e/A_t=7.25$)	2.93		79.7	2 389.0
$0.1r$ 狭缝喷管	3.02	2.99	79.6	2 608.4
$0.5r$ 狭缝喷管	3.01	2.76	80.3	2 572.2
$1.0r$ 狭缝喷管	3.00	2.41	80.6	2 537.6

由表 4 可见, 对于 SRB, 随狭缝宽度增大, 总冲增益先增后减, 由此可以推测, 存在最佳狭缝宽度, 可使总冲增益最大化。最佳狭缝宽度受一级火箭末高度影响, 对于 NLV 和 SRB, 总冲增益最大的狭缝宽度分别为 $0.1r$ 和 $0.5r$, 这是由于 NLV 一级的末高度为 80 km, 远高于 SRB 的 47 km。末高度越高, 最佳狭缝宽度越小, 从而减少长时间在高空工作引起的比冲损失。

虽然存在最佳狭缝宽度, 但相对而言采用小狭缝的设计更有利。对于 SRB, $0.5r$ 狭缝喷管相比于 $0.1r$ 狭缝喷管, 虽然狭缝面积增大 4 倍, 但总冲增益仅增加 0.07%。更重要的是较小的通风面积对发动机结构的影响较小, 同时较少的燃气泄漏对热防护的需求较低。

4 结 论

根据本文的研究结果, 可得到如下结论:

1) 低空工况下, 相比于钟形喷管, 狭缝喷管流动分离位置提前, 且由于补入环境中高压空气, 流动分离回流区壁面压力提升到更高水平, 因此狭缝喷管在低空具有比冲增益效果。

2) 狭缝工作状态的转换高度只与狭缝位置

有关, 而与狭缝宽度无关, 因此狭缝喷管的临界补偿高度只与狭缝位置有关。在设计狭缝喷管时, 应根据所需的临界补偿高度确定狭缝位置, 之后综合考量低空增益和高空损失确定狭缝宽度。

3) 将狭缝喷管应用于一级火箭发动机, 能显著提升一级火箭的总冲, 从而大幅度提高运载能力。

4) 存在最佳狭缝宽度, 可使总冲增益最大化。但总的来说, 狭缝宽度对总冲增益影响不明显, 综合考虑总冲增益、对结构强度和热防护的影响, 采用小狭缝的设计比较有利。

参考文献:

- [1] ÖSTLUND J, MUHAMMAD-KLINGMANN B. Supersonic flow separation with application to rocket engine nozzles[J]. *Applied Mechanics Reviews*, 2005, 58(3): 143-177.
- [2] DUMNOV G. Unsteady side-loads acting on the nozzle with developed separation zone: AIAA 1996-3220[R]. Reston, Virginia: AIAA, 1996.
- [3] HAGEMANN G, IMMICH H, VAN NGUYEN T, et al. Advanced rocket nozzles[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1998, 14(5): 620-634.
- [4] ÖSTLUND J. Flow processes in rocket engine nozzles with focus on flow separation and side-loads[D]. Stockholm: Royal Institute of Technology, 2002.
- [5] 刘亚洲, 李平, 杨建文. 液体火箭发动机喷管流动特性及高度补偿研究进展[J]. *推进技术*, 2022, 43(1): 14-33.
LIU Yazhou, LI Ping, YANG Jianwen. Progress of flow characteristics and altitude compensation in liquid rocket engine nozzle[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(1): 14-33. (in Chinese)
- [6] NAVE L, COFFEY G. Sea level side loads in high-area-ratio rocket engines: AIAA 1973-1284[R]. Reston, Virginia: AIAA, 1973.
- [7] MARTELLI E, NASUTI F, ONOFRI M. Numerical calculation of FSS/RSS transition in highly overexpanded rocket nozzle flows[J]. *Shock Waves*, 2010, 20(2): 139-146.
- [8] HAGEMANN G, FREY M. Shock pattern in the plume of rocket nozzles: needs for design consideration[J]. *Shock Waves*, 2008, 17(6): 387-395.
- [9] IVANOV I E, KRYUKOV I A. Numerical study of ways to prevent side loads in an over-expanded rocket nozzles during the launch stage[J]. *Acta Astronautica*, 2019, 163: 196-201.
- [10] PARSLEY R, VAN STELLE K. Altitude compensating nozzle evaluation: AIAA 1992-3456[R]. Reston, Virginia: AIAA, 1992.
- [11] FINOGENOV S, SEMENOV V, IVANOV I, et al. Advanced earth-to-orbit concept trade study: AIAA 2006-4965[R]. Reston, Virginia: AIAA, 2006.
- [12] SEMENOV V V, IVANOV I E, KRYUKOV I A, et al. Calculation of tractive nozzle characteristics with altitude compensation[J]. *Russian Aeronautics*, 2008, 51(3): 278-284.
- [13] SEMENOV V, IVANOV I, KRYUKOV I. Control of nozzle design altitude with high expansion ratio[J]. *Perm National Research Polytechnic University Aerospace Engineering Bulletin*, 2015(40): 5-21.
- [14] SEMENOV V, IVANOV I, KRYUKOV I. Dual bell slot nozzle of

- a rocket engine[J]. [Perm National Research Polytechnic University Aerospace Engineering Bulletin](#), 2016(46): 56-72.
- [15] RAO G V R. Approximation of optimum thrust nozzle contours[J]. *ARS Journal*, 1960, 30: 561.
- [16] BOULAHBAL C, MILINOVIC M, REZGUI N. Nozzle flow gas-dynamical properties under dome deflector thrust vector system effect[J]. *Thermal Science*, 2019, 23(2 Part B): 1263-1277.
- [17] HUNTER C. Experimental, theoretical, and computational investigation of separated nozzle flows: AIAA 1998-3107[R]. Reston, Virginia: AIAA, 1998.
- [18] BESNARD E, GARVEY J. Aerospike engines for nanosat and small launch vehicles (NLV/SLV): AIAA 2004-6005[R]. Reston, Virginia: AIAA, 2004.
- [19] HORTON W P. Status of the space shuttle solid rocket booster[C]// *The Space Congress Proceedings*. Canaveral: Embry-Riddle Aeronautical University, 1980: 36-61.
- [20] 杨炳尉. 标准大气参数的公式表示[J]. *宇航学报*, 1983(1): 86-89.
YANG Bingwei. Formula expression of standard atmospheric parameters[J]. *Journal of Astronautics*, 1983(1): 86-89. (in Chinese)

(编辑: 张 雪)