

不同延伸段压力分布的双钟形喷管设计

刘亚洲¹, 李平², 陈宏玉¹, 杨建文¹, 陈一丹¹

(1. 西安航天动力研究所 液体火箭发动机技术重点实验室, 西安 710100;

2. 中国航天科技集团有限公司 航天推进技术研究院, 西安 710100)

摘 要: 针对不同延伸段压力分布的双钟形喷管, 采用特征线法, 分别对最大推力、等压分布及等逆压梯度分布的延伸段型面开展了设计, 通过仿真手段对设计方法进行了校验, 并对不同延伸段压力分布的双钟形喷管工作过程开展了研究。结果表明: 最大推力及已知壁面压力的反设计方法能够实现特定压力分布的延伸段型面设计。延伸段逆压梯度分布的双钟形喷管能够在小于发动机起动时间内完成工作模态转换, 而延伸段顺压梯度和等压分布构型的模态转换时间较长。相较于最大推力型面, 延伸段逆压梯度分布的双钟形喷管存在一定性能损失。当延伸段压升幅值为 0.001 5 倍的燃烧室压力时, 双钟形喷管平均比冲下降了 0.44%。

关 键 词: 双钟形喷管; 特征线法; 延伸段型面设计; 流动分离; 模态转换

中图分类号: V434

文献标志码: A

Design of dual-bell nozzles with different extension pressure distributions

LIU Yazhou¹, LI Ping², CHEN Hongyu¹, YANG Jianwen¹, CHEN Yidan¹

(1. Science and Technology on Liquid Rocket Engine Laboratory,

Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China;

2. Academy of Aerospace Propulsion Technology,

China Aerospace Science and Technology Corporation, Xi'an 710100, China)

Abstract: For dual-bell nozzles with different extension pressure distribution, the method of characteristics was used to design the maximum thrust, constant pressure distribution, and positive gradient pressure distribution's extended contours. Then design methods were verified by simulation, and the operating processes of dual-bell nozzles with different extension pressure distributions were investigated. Results showed that, extended contours with specific pressure distributions could be designed by the maximum thrust and reverse design method with wall pressure known. Modes transition time of dual-bell nozzles with extensions positive gradient pressure distribution was less than engine start-up, but time of models with extensions negative gradient pressure and constant pressure distribution was longer. Compared with the maximum thrust contour, dual-bell nozzles with extension positive gradient pressure distribution had some performance loss. When extension pressure rising value was 0.001 5 time combustion chamber pressure, the average specific impulse dropped by 0.44%.

收稿日期: 2021-03-06

基金项目: 液体火箭发动机技术重点实验室开放基金(HTKJ2020KL011005)

作者简介: 刘亚洲(1994—), 男, 博士生, 研究领域为航空宇航科学与技术。

引用格式: 刘亚洲, 李平, 陈宏玉, 等. 不同延伸段压力分布的双钟形喷管设计[J]. 航空动力学报, 2022, 37(2): 424-432. LIU Yazhou, LI Ping, CHEN Hongyu, et al. Design of dual-bell nozzles with different extension pressure distributions[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(2): 424-432.

Key words: dual-bell nozzles; method of characteristics; extend contour design; flow separation; modes transition

喷管作为液体火箭发动机将高温高压的燃气以高速排出、进而产生推力的重要组件^[1],其面积比及排气速度对发动机性能具有重要影响^[2]。对于现代液体火箭发动机常用的固定面积比轴对称喷管而言,大面积比喷管在低空的过膨胀状态下易产生流动分离现象^[3],而流动分离往往非对称^[4],给喷管带来有害的侧向载荷^[5],危及喷管结构和火箭入轨精度^[6]。工程设计中常采用限制面积比的方式避免喷管过膨胀状态下的流动分离现象,但这同时也制约了发动机性能的发挥^[7]。

通过型面创新,双钟形喷管^[8]不仅能够控制低空状态下管内的分离流动、抑制侧向载荷的产生,还能够扩大喷管面积比,进而提高发动机性能。

双钟形喷管扩张段分为基础段和延伸段型面,两者之间为型面转折点。型面转折的存在,使得双钟形喷管能够对大面积比喷管产生的分离流动进行有效控制^[9]。在低空状态下,气流被迫分离在型面转折点,避免了非对称分离的出现,从而有效抑制了不利的侧向载荷。此时基础段喷管工作在满流状态下,而延伸段喷管处于分离状态^[10]。在高空状态下,基础段和延伸段喷管均工作在满流状态下,充分利用了喷管面积比,进而大幅提升了发动机高空性能^[11]。

Stark等^[8]对采用双钟形喷管的Vulcain 2发动机进行了性能评估,发现其能够将真空比冲提高3%,并增加Ariane 5 ECA火箭的有效载荷(承载质量)约490 kg。日本学者Miyazawa等^[12]研究发现,采用双钟形喷管的LE-7A发动机能够得到10 s的比冲收益。国内的张卫红等^[11]对一种采用双钟形喷管的液氧/甲烷发动机系统方案进行了论证,表明其能够提高发动机在飞行剖面的平均比冲约为5.41 s。王一等^[13]对双钟形喷管进行了热试研究,发现其喷管效率在96%以上。

尽管双钟形喷管能够有效提高发动机性能,但其也存在低空分离工作模式向高空满流工作模式转换过程较缓慢、及侧向载荷较大的问题^[14]。Verma等^[15]采用主动射流对双钟形喷管工作模式的转换进行控制,降低了此过程中的侧向载荷,提高了发动机工作可靠性。但射流需要额外的气源和管路,造成发动机结构、质量的增加^[16]。

Nasuti等^[9]发现,采用等压分布或逆压梯度分布的延伸段型面也能够对双钟形喷管的模态转换进行控制,使转换过程更为迅捷^[17],从而减小此过程中的有害侧向载荷^[18],避免了射流带来的复杂管路。但其并未在相关文献中披露相应的设计方法,也未在基础段最大推力型面的前提下进行延伸段型面设计。同时,鲜有学者对最大推力的延伸段型面进行设计和研究,而对等压分布及逆压梯度分布型面与最大推力延伸段型面间的性能损失更知之甚少。

鉴于此,本文在基础段采用最大推力喷管型面的前提下,通过特征线法(method of characteristics, MOC)对等压分布和等逆压梯度分布的延伸段型面进行设计,并参考最大推力喷管设计原理,设计最大推力的延伸段型面。而后对这几种不同延伸段压力分布的双钟形喷管开展仿真研究,验证设计方法的可行性,评估等压分布或逆压梯度延伸段型面与最大推力型面间的性能损失,旨在为双钟形喷管的工程应用提供不同压力分布的延伸段型面设计方法。

1 型面设计

双钟形喷管的基础段型面可以由传统的理想喷管、截短理想喷管、最大推力喷管、抛物形喷管等构成,但为保证其在海平面状态下能够最大程度发挥出发动机性能,本文采用最大推力喷管作为双钟形喷管的基础段型面。Rao氏^[19]最大推力喷管型面的设计如图1所示,其主要步骤为:喉道起始线的确定、起始线控制区的求解、喉道圆弧段控制区的求解、最大推力控制方程求解以及扩张段控制区的求解等。

图1中 R_{th} 为喉道半径, L_t 为喷管扩张段总长

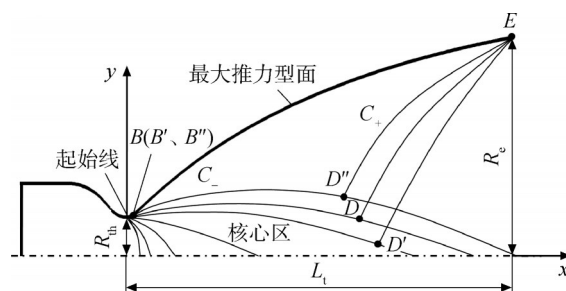


图1 最大推力喷管设计示意图

Fig.1 Design sketch of thrust optimized nozzles

度, R_e 为喷管设计出口半径, C_- 和 C_+ 分别表示左行和右行特征线, x 与 y 分别为轴向和径向坐标。

如图 2 所示, 与基础段最大推力型面设计理念相似, 将基础段最后一条右行特征线视为延伸段设计的起始线, 将型面转折点视为半径为零的喉道圆弧段, 采用最大推力控制方程求解方法, 便可在一定的面积比和长度下得到最大推力的延伸段型面。但与基础段最大推力喷管相异的是, 延伸段型面转折点的参数采用 Prandtl-Meyer 膨胀波关系式求得。

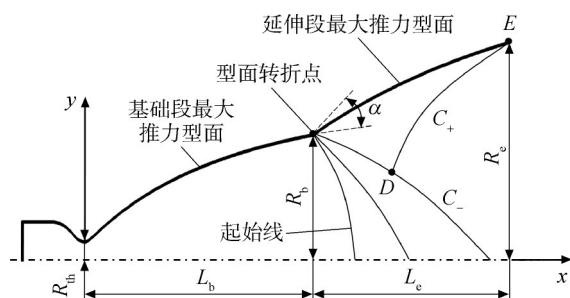


图 2 最大推力延伸段型面设计示意图

Fig.2 Design sketch of thrust optimized extend contours

图 2 中的 L_b 为基础喷管长度、 R_b 为基础喷管出口半径、 α 为型面转折角、 L_e 为延伸段长度。

图 3 为等压分布、等逆压梯度分布及特定压力分布的延伸段型面设计示意图, 其主要的设计步骤包括: 型面转折控制区的求解、延伸段压力分布的确定、特定压力壁面点的求解以及型面转折角的确定等。

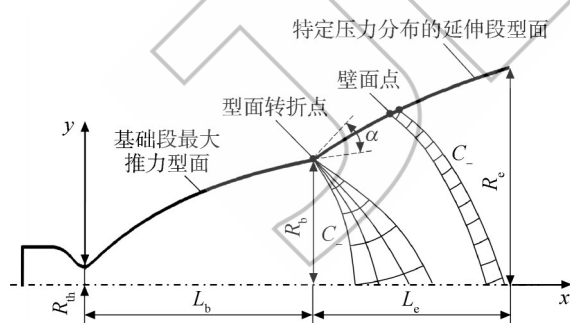


图 3 特定压力分布的延伸段型面设计示意图

Fig.3 Design sketch of extend contours with specific pressure distribution

在型面转折控制区的设计中, 型面转折点的参数采用 Prandtl-Meyer 膨胀波关系式求解, 型面转折点发出的各条右行特征线通过特征线法求得。

通过型面转折控制区的求解, 型面转折点后

的压力值 $p_{w,e}(L_b)$ 唯一确定。在此基础上, 给定延伸段的沿程压力分布 $p_{w,e}(x)$ 。其中等压分布的延伸段各点压力值 $p_{w,e}(x)$ 与型面转折点后的压力值 $p_{w,e}(L_b)$ 相同, 等逆压梯度分布的延伸段压力值 $p_{w,e}(x)$ 随轴向长度线性增加。上述延伸段压力分布如式(1)所示, 其中 p_c 为燃烧室压力, k 为压升系数, L_b 、 L_t 分别为基础段及扩张段型面总长度。而后根据绝热等熵关系式, 求出延伸段型面的速度分布。

$$p_{w,e}(x) = p_{w,e}(L_b) + k \cdot p_c \cdot \frac{x - L_b}{L_t - L_b} \quad (1)$$

在已知上一个延伸段壁面单元点的流动参数及其发出的右行特征线 C_+ 后, 通过图 4 所示的壁面点求解方法, 可获得已知 x 坐标和速度大小 V 的待解点其余参数。图中点 1、点 2 的各个参数, 以及点 3 的 x 坐标和速度 V 已知。通过点 1 发出的流线 C_0 以及点 1、点 2 插值得到的点 0 发出的左行特征线 C_- , 便可确定待解点 3 的位置。而后通过点 0 发出的左行特征线 C_- 对应的相容关系, 便可求得待解点 3 的速度方向 θ 。

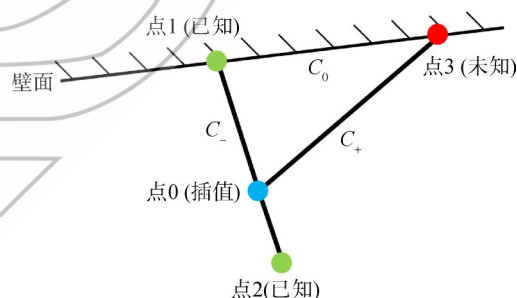


图 4 已知压力的壁面单元点特征线法(MOC)求解示意图

Fig.4 Sketch of wall unit point solved by MOC with pressure known

流线 C_0 、右行特征线 C_- 、左行特征线 C_+ 的控制方程如式(2)、式(3)所示, 特征线方程对应的相容关系如式(4)所示。式中 θ 为气流速度方向与 x 轴的夹角, λ 为特征线斜率, μ 为气流马赫角, 符号“ $\pm$ ”在左行特征线时取“ $+$ ”、在右行特征线时取“ $-$ ”。

在实际操作过程中, 采用预估-校正的方式对待解点 3 进行数值求解。①预估步: 取待解点 3 的速度方向 $\theta_3' = \theta_1$, 通过式(2)求得 3 点的纵坐标 y_3' ; 而后通过点 (x, y_3') 发出的左行特征线与点 2 发出的右行特征线求得点 0 的位置, 在点 1、点 2 之间用插值法得到点 0 的速度 V_0' 及 θ_0' ; 然后通过插值点 0 发出的左行特征线 C_+ 的相容关系求得

新的 θ'_3 。②校正步:赋予式(2)、式(3)、式(4)中的 θ 以 $(\theta_1 + \theta'_3)/2$ 、 μ 以 $(\mu'_0 + \mu'_3)/2$ 、 V 以 $(V'_0 + V)/2$,重复迭代求解插值点 0 和待解点 3 的参数,直至误差在要求范围内。

$$\frac{dy}{dx} = \tan \theta \tag{2}$$

$$\lambda_{\pm} = \left(\frac{dy}{dx} \right)_{\pm} = \tan (\theta \pm \mu) \tag{3}$$

$$\frac{dV_{\pm}}{V} \mp \tan \mu d\theta_{\pm} - \frac{\sin \theta \sin^2 \mu}{\cos \mu \cos (\theta \pm \mu)} \cdot \frac{dx_{\pm}}{y} = 0 \tag{4}$$

重复上述壁面单元点设计过程,计算所有延伸段型面点及其发出的右行特征线,得到出口半径 R'_e 。倘若 R'_e 与设计 R_e 的误差不能满足要求,则改变型面转折角 α ,重复型面转折控制区求解、延伸段压力给定、延伸段壁面点求解过程,直至得到的 R'_e 与 R_e 间的误差满足要求。此时,认为设计完成,输出型面坐标。以等压分布型面为例,延伸段特定压力分布的双钟形喷管具体设计流程如图 5 所示。图中 p_c 、 T_c 及 γ 分别表示燃烧室压力、温度及燃气比热比,TOC(thrust optimized contour)表示最大推力喷管。

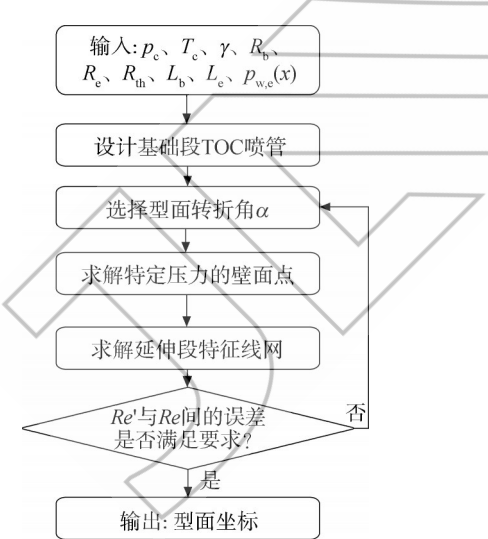


图 5 延伸段特定压力分布的双钟形喷管设计流程图
Fig.5 Design process chart of dual-bell nozzles with constant pressure extension

根据上述最大推力及给定压力分布的延伸段型面设计方法,如图 6 所示,本文共得到 5 种不同延伸段压力分布的双钟形喷管构型。其中顺压梯度分布的延伸段型面为最大推力型面,等压分布型面为压升系数 $k=0$ 所对应的型面,而等逆压梯度型面共有 3 种,其压升系数 k 分别为 0.000 5、

0.001、0.001 5。为简化后续表述,本文采用 NP (negative pressure) 表示顺压梯度型面,采用 CP (constant pressure) 表示等压分布型面,采用 PP 0.0005、PP 0.001、PP 0.0015 (positive pressure, PP) 分别表示压升系数 $k=0.000\ 5$ 、0.001、0.001 5 的逆压梯度型面。

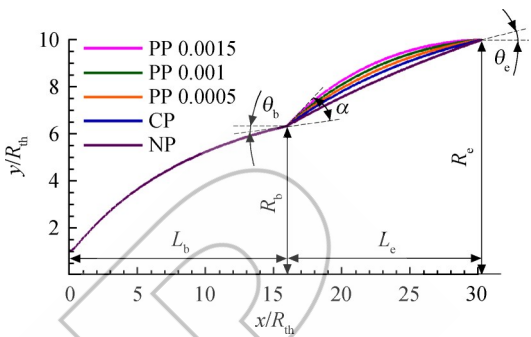


图 6 5 种双钟形喷管型面
Fig.6 Five dual-bell nozzle contours

本文设计的 5 种不同延伸段压力分布的双钟形喷管的总面积比 ϵ_e 、延伸段长度 L_e (基础段出口至延伸段出口的轴向距离)、基础段面积比 ϵ_b 、基础段长度 L_b (喉道至基础段出口的轴向距离) 等主要参数均相等,而仅改变延伸段构型,保证了本文能够实现单一变量研究的目的。上述 5 种双钟形喷管相同的设计参数如表 1 所示,其中喉道半径 $R_{th}=139.1\text{ mm}$,总面积比 ϵ_e 、基础段面积比 ϵ_b 分别为 100、40,总长度、基础段喷管长度分别为 90%、80% 的等面积比 15° 锥形喷管长度。

表 1 5 种双钟形喷管相同的几何参数

Table 1 Same geometrical parameters of five dual-bell nozzles

参数	数值
喉道半径 R_{th}/mm	139.1
总面积比 ϵ_e	100
延伸段长度 L_e	14.33 R_{th}
基础段面积比 ϵ_b	40
基础段长度 L_b	15.94 R_{th}
喉道圆弧角 $\theta_{th}/(^{\circ})$	31.66
基础段出口扩张角 $\theta_b/(^{\circ})$	7.58

对延伸段型面的长度、面积比和压力分布进行约束后,各个双钟形喷管的型面转折角和出口扩张角等主要气流偏转角便唯一确定,5 种不同

压力分布的延伸段主要气流偏转角如表 2 所示。

表 2 5 种不同压力分布的延伸段气流偏转角
Table 2 Extension flow deflection angles of five different pressure distributions

喷管类型	型面转折角 $\alpha/(^{\circ})$	延伸段出口 扩张角 $\theta_e/(^{\circ})$
NP	10.42	14.40
CP	15.10	7.60
PP 0.0005	17.67	5.14
PP 0.001	20.66	2.90
PP 0.0015	24.27	0.80

2 仿真方法

喷管将燃气以高速排入周围环境,为尽可能减小边界条件对喷管射流的影响,仿真的计算域应足够大。如图 7 所示,本文的喷管流场计算域纵向和横向分别为 200 倍和 400 倍的喉道半径。采用 ICEM 软件对上述计算域进行结构网格划分,并对壁面处网格进行加密。网格加密保证了壁面 y^+ 在个位数量级,能够满足湍流模型对 y^+ 的要求。图 8 显示了节点数缩小 5 倍的网格。

采用二维、定常、轴对称方法开展双钟形喷管流场仿真,喷管入口设置为压力入口边界条件,其

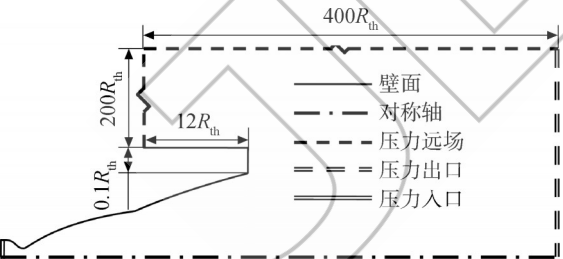


图 7 双钟形喷管计算域
Fig.7 Computational domain of dual-bell nozzles

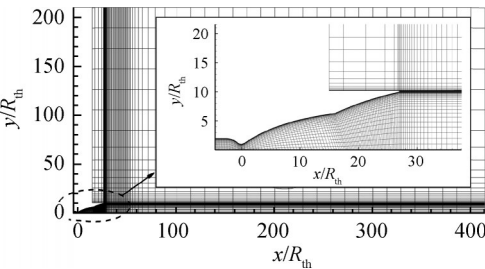


图 8 双钟形喷管计算网格
Fig.8 Computational grid of dual-bell nozzles

压力 $p_c=8.5\text{ MPa}$ 、总温 $T_c=3\,643.34\text{ K}$ 。如图 7 所示,左侧和上侧计算域采用压力远场边界条件,右侧采用压力出口边界条件。采用准稳态方法进行喷管流场计算,并在计算中改修压力远场和压力出口边界条件中的压力和温度,以模拟不飞行高度 H 下的双钟形喷管流动。

在本文研究中,喷管工质采用混合比为 2.4 的液氧/煤油在室压 p_c 、室温 T_c 下燃烧生成的燃气,其比热比 $\gamma=1.144$ 、气体常数 $R_g=360.3\text{ J/(kg}\cdot\text{K)}$ 。将燃气视为比定压热容的可压缩理想气体,黏度采用 Sutherland 公式计算。采用基于密度的求解器,以及 2 阶迎风、差分格式对流动控制方程进行离散,并采用 Reo-FDS(flux-difference splitting)迎风格式对流动参数通量进行计算。在计算过程中,对喷管及计算域出口的流量、马赫数、压力等参数进行监控,当残差下降至 10^{-4} 以下及监控参数无明显变化时判定计算收敛。

本文采用 SA(Spalart-Allmaras)湍流模型对双钟形喷管流场开展模拟,并通过文献[20]中的双钟形喷管试验数据对仿真方法进行校验。图 9 为仿真得到的壁面压力分布与试验结果(Exp.)的对比,可以看到在不同喷管落压比 R_{np} 工况下,仿真与试验结果均吻合较好,表明上述仿真方法有效、可行,能够满足本文对双钟形喷管流动的研究。

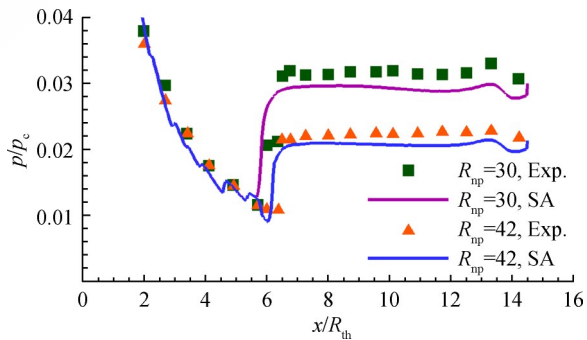


图 9 双钟形喷管仿真与试验壁面压力分布对比
Fig.9 Wall pressure distribution comparison of simulation and experiment in dual-bell nozzle

网格量对仿真结果具有重要的影响。网格量太大,会造成计算周期过长;网格量太小,又不足以准确模拟流场结构。为探索网格对仿真结果的影响,本文设计了网格量为 18 万的稀疏网格、23 万的适中网格及 28 万的稠密网格 3 套网格。图 10 为其在海平面状态和高空满流状态下得到的壁面压力分布,从图可知,适中网格和稠密网格的

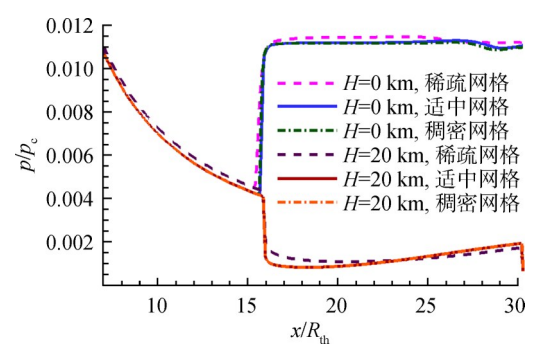


图 10 网格敏感性分析
Fig.10 Analysis of grid sensitivity

计算结果并无二致,而稀疏网格的结果与前两者相差较大。表明当网格量增至 23 万后,网格量对计算结果的影响较小,故本文便采用 23 万的适中网格对双钟形喷管内的流动展开模拟。

3 仿真结果

3.1 延伸段壁面压力分布验证

本文研究的 5 种不同延伸段压力分布的双钟形喷管均是在无黏条件下设计的,通过求解满流状态下喷管流动的二维轴对称无黏欧拉方程,可对延伸段型面设计方法的可行性进行校验。图 11 显示了无黏状态下不同压力分布的延伸段壁面压力分布,式中 k_{inv} 表示无黏压升系数。可以看出,除最大推力型面外,其余延伸段型面的压力均基本线性变化。此外,最大推力延伸段型面的压力为顺压梯度分布,故将其作为顺压梯度的延伸段型面加以研究。

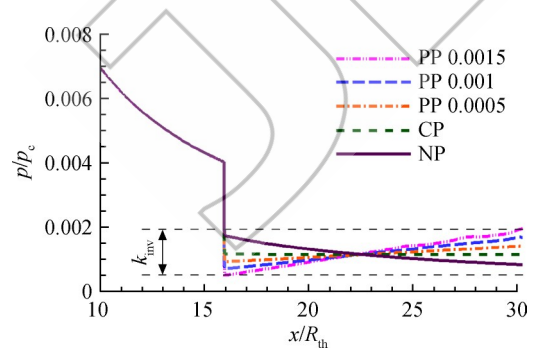


图 11 不同压力分布的延伸段无黏壁面压力分布
Fig.11 Inviscid wall pressure distributions of different pressure distribution extensions

表 3 列出了 5 种延伸段型面的壁面压升与设计压升间的误差,从表中可知,等压分布及等逆压梯度分布的延伸段无黏压升与设计压升的误差均小于 3.80%,表明上述设计方法能够完成所需的

表 3 延伸段壁面压升设计误差			
Table 3 Design error of extension wall pressure rise			
喷管类型	设计压升系数 k	无黏压升系数 k_{inv}	压升误差 / %
PP 0.0015	0.001 5	0.001 443	3.80
PP 0.001	0.001	0.000 962	3.80
PP 0.0005	0.000 5	0.000 481	3.80
CP	0	0	0
NP	<0	<0	

特定压力分布的延伸段型面设计任务。

3.2 模态转换过程分析与验证

尽管无黏仿真已经初步校验了延伸段型面设计方法的可行性,但对应的双钟形喷管能否实现快速的模态转换过程却还需在黏性条件下开展进一步验证。本文通过改变喷管计算域压力远场和压力出口边界条件的压力和温度,以模拟不同飞行高度下的双钟形喷管流动。

在海平面工况下,5 种不同延伸段压力分布的双钟形喷管流场结构如出一辙,但随着飞行高度的增加,流场结构的演化却大相径庭。图 12 (a)为 PP 0.0015 构型在海平面状态下的流场结构,其基础段喷管满流,而延伸段处于分离状态。如图 12(b)所示,这种工作模式一直持续到 $H=7.5$ km 的飞行高度。而当飞行高度达到 $H=7.625$ km 时,延伸段也工作在满流状态下(如图 12(c)所示),PP 0.0015 双钟形喷管工作模态转换完成。在其模态转换过程中,其飞行高度变化不超过 0.125 km。

其余 4 种构型在海平面状态下的流场结构与图 12 所示的 PP 0.0015 构型一致,只对其模态转换过程进行关注。此外,PP 0.001、PP 0.0005 构型的模态转换过程与 PP 0.0015 构型一致,转换历经的飞行高度均不超过 0.125 km。

相比于逆压梯度构型快速的模态转换过程,等压分布构型的模态转换则较为迟缓。从图 13 所示的等压分布构型在飞行高度 $H=6, 6.5, 7$ km 下的流场结构中可以看出,等压分布构型的模态转换不晚于 $H=6$ km 开始,不早于 $H=7$ km 结束,整个过程至少持续 1 km,而这会增加其模态转换过程中出现的有害侧向载荷。

延伸段顺压梯度分布的双钟形喷管则根本不能实现工作模态的快速转换。图 14 显示了顺压梯度构型在模态转换过程中的流场结构,从图中

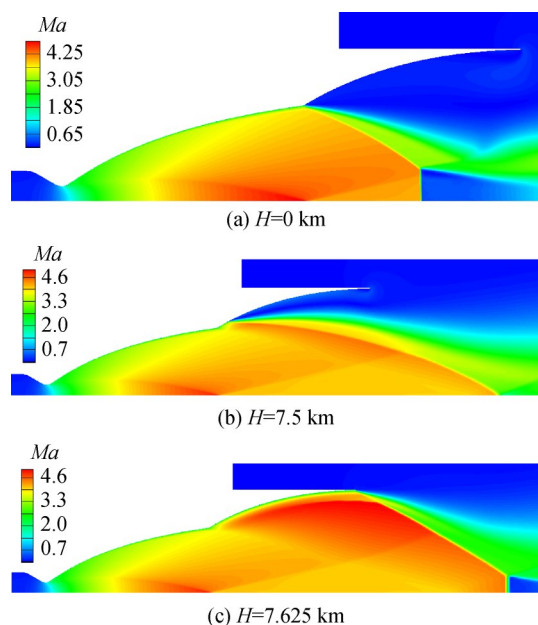


图 12 PP 0.0015 构型模态转换过程中的马赫数云图
Fig.12 Mach number contours of PP 0.0015 configuration in modes transition process

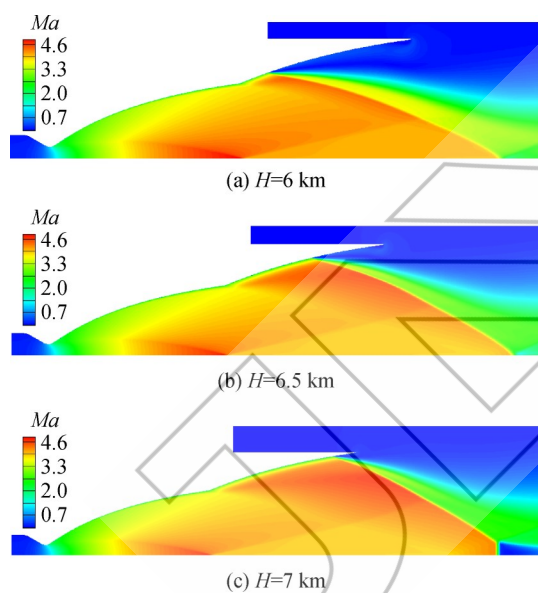


图 13 等压分布构型模态转换过程中的马赫数云图
Fig.13 Mach number contours of constant pressure distribution configuration in modes transition process

可知,模态转换过程不晚于 $H=5$ km 开始,不早于 $H=9$ km 结束,整个过程至少持续 4 km,而这将产生更多的侧向载荷。

在实际飞行过程中,火箭在 5 种双钟形喷管发生模态转换的区间内 ($H=4\sim 10$ km),其垂直飞行速度一般在 200 m/s 以上。例如某火箭在某次实际飞行过程中,此高度区间内的平均垂直速

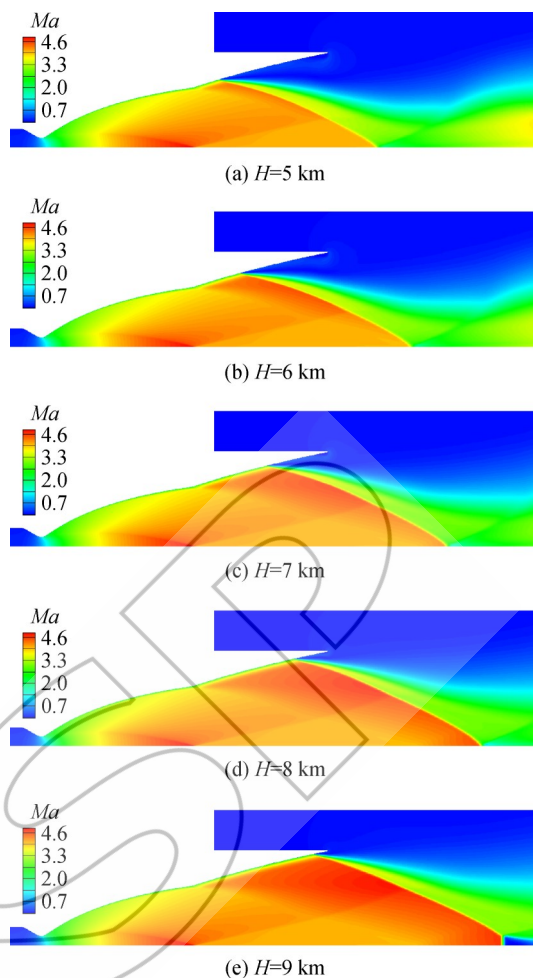


图 14 顺压梯度构型模态转换过程中的马赫数云图
Fig.14 Mach number contours of negative pressure gradient distribution configuration in modes transition process

度约为 260 m/s。以此速度值除模态转换历经高度 ΔH ,便能对 5 种双钟形喷管的模态转换时间 Δt 做初步估算。如表 4 所示,逆压梯度构型的模态转换时间均小于 0.48 s,等压梯度构型的转换时间大于 3.85 s,而顺压梯度构型的转换时间则大于 15.38 s。液体火箭发动机的起动时间一般大于 1 s (如某补燃循环液氧/煤油发动机起动时间约为 1.2 s),逆压梯度构型的模态转换时间均小于发动机起动时间,表明其模态转换过程较为迅速。

分离点位置 x_{sep} 的变化趋势能够更为直观地表征双钟形喷管的模态转换过程。图 15 显示了 5 种不同延伸段压力分布的双钟形喷管在不同高度下的壁面分离点位置,其共相在于低空 ($H=2$ km 以下)和高空 ($H=12$ km 以上)状态下的壁面分离点位置一致(为便于比较,当喷管满流后,认为分离点位于延伸段出口处)。其殊相在于,模态转换

表 4 不同延伸段压力分布的双钟形喷管模态转换时间
Table 4 Modes transition time of dual-bell nozzles with different extension pressures distributions

喷管类型	转换历经高度 $\Delta H/\text{km}$	转换时间 $\Delta t/\text{s}$
PP 0.0015	<0.125	<0.48
PP 0.001	<0.125	<0.48
PP 0.0005	<0.125	<0.48
CP	>1	>3.85
NP	>4	>15.38

过程中分离点位置的变化趋势存在较大差异。这种差异表现在两方面:一方面,不同延伸段压力分布的双钟形喷管分离点跳跃过程不同;另一方面,分离点跳跃对应的飞行高度不同,即模态转换时机不同。

对逆压梯度分布 3 种构型而言,其分离点基本能够实现突变,即分离点从型面转折点附近突然跳跃至延伸段出口附近。而等压分布和顺压分布构型则花费一定时间才实现分离点位置的变化。尤其是顺压梯度构型,其分离点位置在 $H=2\sim 12\text{ km}$ 的飞行过程中持续变化,根本不能实现分离点的突跃,也未能实现工作模态的快速转换。

对于模态转换时机而言,随着延伸段压力梯度的增加(由负到零再到正),模态转换时机也在不断推迟。从图 15 可知,不同延伸段压力分布的双钟形喷管分离点位置跳跃所对应的飞行高度相异,由大到小依次为 PP 0.0015、PP 0.001、PP 0.0005、CP、NP,表明模态转换时机也存在上述规律。

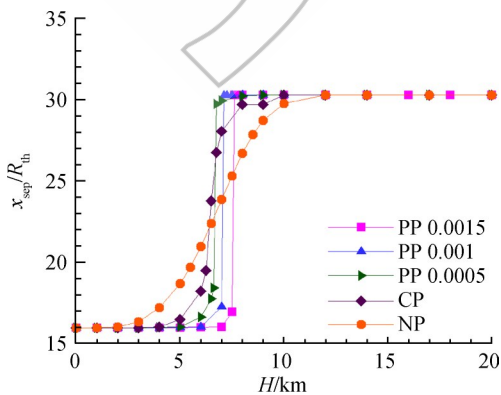


图 15 5 种构型在不同飞行高度下的分离点位置
Fig.15 Separation point locations of five dual-bell nozzles at different flight altitudes

3.3 性能分析及最大推力设计方法验证

双钟形喷管模态转换时机的不同会对此过程中产生的推力骤降现象造成显著影响。图 16 显示了不同延伸段压力分布的双钟形喷管在不同飞行高度下的比冲,从图中可以看到,除顺压分布构型外,其余构型在模态转换过程中均出现比冲骤降现象。但因转换时机的不同,模态转换过程中的性能损失也存在显著区别。PP 0.0015 构型的模态转换时机最晚,其转换过程中比冲下降的幅值也更小,且能更久地工作在高比冲阶段。而随着延伸段压力梯度的减小,模态转换时机提前,转换过程中比冲下降的幅值也更大,双钟形喷管更久地工作在低比冲阶段。

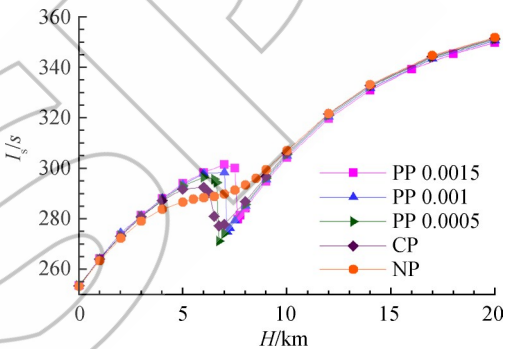


图 16 5 种构型在不同飞行高度下的比冲
Fig.16 Specific impulse of five dual-bell nozzles at different flight altitudes

在图 16 所示的比冲变化趋势中,当双钟形喷管满流后,最大推力构型的比冲在不同飞行高度下均高于其他 4 种构型,这表明本文提出的最大推力延伸段型面设计方法正确可行。表 5 显示了这 5 种双钟形喷管的真空比冲、平均比冲(某火箭的某次飞行弹道的时间平均比冲)及其相对于最大推力构型的性能损失,可知随着延伸段逆压梯

表 5 不同延伸段压力分布的双钟形喷管性能
Table 5 Performance of dual-bell nozzles with different extension pressure distributions

喷管类型	真空比冲 $I_{s,vac}/\text{s}$	平均比冲 $I_{s,a}/\text{s}$	性能损失/%
PP 0.0015	362.23	347.23	0.44
PP 0.001	363.02	347.76	0.28
PP 0.0005	363.64	348.18	0.16
CP	364.07	348.48	0.08
NP	364.40	348.75	0

度的增加,双钟形喷管的性能损失不断增加。当延伸段压升幅值为0.001 5倍的燃烧室压力时,真空比冲下降了约2.17 s,平均比冲下降了1.52 s,平均比冲损失约为0.44%。

4 结 论

本文采用特征线法对延伸段最大推力型面、等压分布型面及等逆压梯度分布型面的双钟形喷管开展了设计,并通过仿真手段对设计方法进行了校验,得到如下结论:

1) 经过无黏仿真的校验,本文提出的最大推力及已知壁面压力的反设计方法能够实现不同压力分布的延伸段型面设计。

2) 延伸段逆压梯度分布的双钟形喷管在实际飞行过程中模态转换时间小于发动机起动时间,能够实现工作模态的迅捷转换。而随着压力梯度由正到零再到负的减小,模态转换持续时间增长,转换点提前。

3) 尽管延伸段最大推力型面的双钟形喷管不能实现快速的模态转换,但其在满流后的性能最高。相比于最大推力型面,延伸段逆压梯度分布的双钟形喷管存在一定的性能损失,且损失随着逆压梯度的增大而增加。当压升系数为0.001 5时,双钟形喷管平均比冲下降了0.44%。

参考文献:

- [1] 王治军,常新龙,田干,等.液体火箭发动机推力室设计[M].北京:国防工业出版社,2014.
- [2] 刘昌国,邱金莲,陈明亮.液体火箭发动机复合材料喷管延伸段研究进展[J].火箭推进,2019,45(4):1-8.
LIU Changguo, QIU Jinlian, CHEN Mingliang. Research progress of composites nozzle extension for liquid rocket engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2019, 45(4):1-8. (in Chinese)
- [3] ÖSTLUND J, KLINGMANN B M. Supersonic flow separation with application to rocket engine nozzles[J]. Applied Mechanics Reviews, 2005, 58(3):143-177.
- [4] JOHN J S. Rocket engine nozzle side load transient analysis methodology: a practical approach[R]. AIAA-2005-1860, 2005.
- [5] STARK R, GENIN C. Scaling effects on side load generation in subscale rocket nozzles[R]. AIAA-2016-4669, 2016.
- [6] WATANABE Y, SAKAZUME N, YONEZAWA K. LE-7A engine nozzle flow separation phenomenon and the possibility of RSS suppression by the step inside the nozzle[R]. AIAA-2004-4014, 2004.
- [7] 王拴虎.双钟形喷管流场分析及设计方法[J].火箭推进, 2002, 28(2):39-43.
WANG Shuanhu. Flow analysis and design method of dual-bell nozzles[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2002, 28(2):39-43. (in Chinese)
- [8] STARK R, GÉNIN C, CCHNEIDER D. Ariane 5 performance optimization using dual-bell nozzle extension[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2016, 53(4):743-750.
- [9] NASUTI F, ONOFRI M, MARTELLI E. Role of wall shape on the transition in axisymmetric dual-bell nozzles[J]. Journal of Propulsion and Power, 2005, 21(2):243-250.
- [10] KBAB H, SELLAM M, HAMITOUCHE T, et al. Design and performance evaluation of a dual bell nozzle[J]. Acta Astronautica, 2017, 130(1):52-59.
- [11] 张卫红,石文靓,郑孟伟.一种双钟型喷管液氧/甲烷发动机系统方案[J].火箭推进,2013,39(3):9-14.
ZHANG Weihong, SHI Wenliang, ZHENG Mengwei. System configuration of LOX/methane rocket engine with dual-bell nozzle[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2013, 39(3):9-14. (in Chinese)
- [12] MIYAZAWA M, TAKEUCHI S, TAKAHASHI M. Flight performance of dual-bell nozzles[R]. AIAA-2002-686, 2002.
- [13] 王—白,覃粒子,刘宇,等.高度补偿喷管的氢氧热试研究[J].航空动力学报,2007,22(2):316-322.
WANG Yibai, QIN Lizi, LIU Yu, et al. Hydrogen/oxygen hot-firing tests of altitude compensating nozzles[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(2):316-322. (in Chinese)
- [14] GÉNIN C, STARK R. Side loads in subscale dual bell nozzles[J]. Journal of Propulsion and Power, 2011, 27(4):828-837.
- [15] VERMA M, ARYA N, DE A. Investigation of flow characteristics inside a dual bell nozzle with and without film cooling[J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 99(4):1-14.
- [16] PROSHCHANKA D, YONEZAWA K, KOGA H, et al. Control of operation mode transition in dual-bell nozzles with film cooling[J]. Journal of Propulsion and Power, 2012, 28(3):517-529.
- [17] GÉNIN C, STARK R, SCHNEIDER D. Transitional behavior of dual bell nozzles: contour optimization[R]. AIAA-2013-3841, 2013.
- [18] GÉNIN C, STARK R. Experimental study on flow transition in dual bell nozzles[J]. Journal of Propulsion and Power, 2010, 26(3):497-502.
- [19] RAO G V R. Exhaust nozzle contour for optimum thrust[J]. Journal of Jet Propulsion, 1958, 28(6):377-382.
- [20] SCHNEIDER D, GÉNIN C. Numerical investigation of flow transition behavior in cold flow dual-bell rocket nozzles[J]. Journal of Propulsion and Power, 2016, 32(5):1212-1219.

(编辑:王碧琚)