

基于响应面法的火箭发动机喷管型面 优化设计

王英鹏¹, 徐义华¹, 孙海俊¹, 冯喜平²

- (1. 南昌航空大学 飞行器工程学院 江西省微小航空发动机重点实验室, 南昌 330063;
2. 西北工业大学 燃烧、热结构与内流场重点实验室, 西安 710072)

摘 要: 针对已知某型火箭发动机的燃气参数, 对比了维托辛斯基、双三次、五次曲线及基于维托辛斯基的移轴法设计的收缩段型面喷管性能, 其中移轴法得到喷管性能较优; 采用单一变量法计算分析了喷管型面参数(初始扩张段圆弧半径、扩张段出口半角、扩张段长径比、扩张段扩张角以及收缩段长径比)对喷管性能影响规律, 喷管出口推力随着初始扩张段圆弧半径以及出口半角的增大而减小; 随着收缩段长径比、扩张段长径比以及扩张角的增大, 喷管出口推力先增大后减小。由于各型面参数的影响关系存在着耦合现象, 为了综合考虑各参数对喷管性能影响, 采用响应面法(RSM)对喷管型面各参数进行优化设计, 结果表明: RSM 所得到的型面喷管在推力增加的基础上, 长度减小了 3.40%。

关 键 词: 推进系统; 推力喷管; 响应面法; 型面参数; 优化设计

中图分类号: V238

文献标志码: A

Optimization design for nozzle contour of rocket engine based on response surface method

WANG Yingpeng¹, XU Yihua¹, SUN Haijun¹, FENG Xiping²

- (1. Jiangxi Key Laboratory of Micro Aeroengine, School of Aircraft Engineering, Nanchang Hangkong University, Nanchang 330063, China;
2. Science and Technology on Combustion, Internal Flow and Thermo-Structure Laboratory, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Based on the known gas parameters of a certain rocket engine, the performance of nozzle with convergent section designed by Witoszynski, bicubic curve, quintic curve and axis shifting method based on Witoszynski was analyzed on a comparative basis. Better performance of nozzle was obtained by axis shifting method. The nozzle contour parameters (initial arc radius of arc segment, outlet half angle, length diameter ratio of expansion section) were calculated and analyzed by single variable method. The results showed that the nozzle outlet thrust decreased with the increase of the initial expansion arc radius and outlet half angle; with the increase of the length diameter ratio of the convergent section, the length diameter ratio of the expansion section and the expansion angle, the nozzle outlet thrust first increased and then decreased. Due to the interact

收稿日期: 2021-01-05

基金项目: 国家自然科学基金(51666012)

作者简介: 王英鹏(1995—), 男, 硕士生, 主要从事航空宇航推进理论与工程研究。

通信作者: 徐义华(1971—), 男, 教授, 博士, 研究领域为发动机工作过程仿真。E-mail: xuyihua2003@163.com

引用格式: 王英鹏, 徐义华, 孙海俊, 等. 基于响应面法的火箭发动机喷管型面优化设计[J]. 航空动力学报, 2022, 37(1): 214-224.
WANG Yingpeng, XU Yihua, SUN Haijun, et al. Optimization design for nozzle contour of rocket engine based on response surface method[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(1): 214-224.

phenomenon of the influence of the parameters of each contour, the response surface method (RSM) was used to optimize the parameters of nozzle contour in order to comprehensively consider the influence of various parameters on nozzle performance. The results showed that the length of the performance of nozzle contour obtained by RSM was reduced by 3.40% with the increase of thrust.

Key words: propulsion system; thrust nozzle; response surface method; contour parameters; optimization design

超声速和高超声速飞行器是未来航空航天技术新的制高点,具有战略性、前瞻性、标志性和带动性^[1-3]。作为超声速和高超声速火箭发动机的能量转换装置,喷管将来自燃烧室高温燃气的热能转换为动能,从而产生推力^[4-6]。在远程火箭和航空火箭,特别是长时间处于真空中飞行的火箭的喷管设计中,喷管型面设计直接关系到发动机的效率和可靠性^[7-8]。因此,喷管型面的优化设计是火箭发动机设计中的一个重要课题。

在喷管设计初期,受各方面条件制约,多采用锥形喷管,但在某些情况下,锥形喷管长度很长且流场的品质很难得到保证。因此,众多的学者寻求采用特型喷管来减小长度,改善流场品质^[9-16]。王筱蓉等^[11]采用双圆弧法设计了固体发动机的特型喷管并进行了气动优化,但是这种方法只能保证一阶连续。通过轴向马赫数分布计算型面型线的Sivells方法是目前国外公认的精度较高的喷管设计方法,它具有较高次数的曲线保证了所设计的型面型线二阶连续,但泉流区假设导致喷管的长度很难控制^[12]。赵一龙等^[13]用B-Spline曲线和特征线方法设计了超声速型面可控喷管,所得喷管长度与最短长度喷管一致,且流场品质更优。马国宝^[14]对定长和定出口扩张半角的二次抛物线型面的喷管进行了参数优化研究,确定了达到比冲最佳值的设计变量——喷管初始扩张角和出口马赫数。揭国平等^[15]研究了喷管收敛角对发动机比冲效率的影响,喷管收缩段型面及喉部型面对发动机的影响较大。陈林泉等^[16]通过计算喷管二维两相流和边界层比冲损失,研究了喷管扩散段型面对其性能的影响。Yumuşak等^[10]基于欧拉方程和有限反应速率模型开发了可用于化学反应流动的设计工具,并针对火箭发动机喷管的优化设计对该设计工具进行了性能验证。

综上所述,超声速喷管是推进系统的重要部件之一,以上文献研究表明,火箭发动机喷管的设计中,喷管型面参数的组合多依赖长期的工作积累和经验,采用较优的几何曲面进行设计。但喷

管各型面参数影响关系存在的耦合现象使得依靠单一参数优化设计难以得到最佳的喷管型面。

本文针对已知的某型火箭发动机的燃气参数,根据喷管初始参数,构建喷管型面。以此初始喷管型面作为基准型面,通过单一变量法研究喷管各型面参数对喷管出口推力的影响,再以最优参数值构建喷管型面,作为最佳推力喷管型面。为了考虑各参数耦合作用对喷管性能影响,采用响应面法(response surface method, RSM)对喷管型面各参数进行优化设计,以求提高喷管推力,减少喷管长度及喷管质量,为超声速喷管设计提供参考。

1 喷管设计方法

1.1 收缩段型面设计方法

收缩段是喷管的重要组成部分,用来加速来自发动机燃烧室的气流,提升喷管出口的气流品质,以及提高喷管出口推力。根据国内外喷管型面的研究经验,常用的收缩段型面可采用维托辛斯基(Witoszynski)曲线、双三曲线或五次曲线等进行设计^[17-19]。

1) 维托辛斯基公式

在理想不可压缩轴对称流动的条件下,维托辛斯基推导出下述经验公式来获得收缩段型面曲线:

$$R = \frac{R_t}{\sqrt{1 - \left[1 - \left(\frac{R_t}{R_0} \right)^2 \right] \frac{\left(1 - \frac{x^2}{L^2} \right)^2}{\left(1 + \frac{x^2}{3L^2} \right)^3}}} \quad (1)$$

式中 R 是喷管型面纵坐标, x 为喷管型面横坐标, R_t 是喉部半径, R_0 是喷管入口半径, L 是收缩段总长。在收缩段收缩比较大的情况下,可在式(1)基础上采用移轴的方法来计算收缩段型面型线。具体的做法是选择适当的移轴量 R_1 ,取

$$\begin{aligned} R'_t &= R_t + R_1 \\ R'_0 &= R_0 + R_1 \\ R' &= R + R_1 \end{aligned}$$

分别使用 R'_1 和 R'_0 代替 R_1 和 R_0 , 利用式(1)计算得到 R' , 然后取 $R = R' - R_1$ 得到实际的型面曲线。

2) 双三次曲线

双三次曲线可表示如下:

$$\frac{R - R_0}{R_0 - R_1} = \begin{cases} 1 - \frac{1}{x_m^2} (x/L)^3, & (x/L) \leq x_m \\ \frac{1}{(1 - x_m)^2} [1 - (x/L)]^3, & (x/L) \geq x_m \end{cases} \quad (2)$$

x_m 为两根三次曲线的连接点, 其余符号定义同式(1)。通常 $x_m/L = 0.52$ 。

3) 五次方曲线

经典的五次曲线可表示为

$$\frac{R - R_0}{R_0 - R_1} = 1 - 10\left(\frac{x}{L}\right)^3 + 15\left(\frac{x}{L}\right)^4 - 6\left(\frac{x}{L}\right)^5 \quad (3)$$

Brassard 等改进的五次曲线方法如下^[20]:

$$R = R_0 \left\{ \eta \left[1 - \left(\frac{R_1}{R_0} \right)^{\frac{x}{L}} \right] + 1 \right\} \quad (4)$$

式中 $\eta = -10\kappa^3 + 15\kappa^4 - 6\kappa^5$, $\kappa = x/L$ 。

1.2 扩张段型面设计方法

喷管的扩张段分为初始扩张段和主扩张段。本文设计初始扩张段为圆弧曲线, 主扩张段以三次曲线为例进行设计。喷管扩张段设计的型线如图1所示。其中, O 为坐标原点, O' 为圆弧段圆弧所对应圆心坐标, A 、 B 、 C 分别分喷管型线收缩段扩张段连接点、圆弧段与三次曲线段连接点以及扩张段型线的终止点, R_1 、 R_c 、 R_e 分别为喉部半径、圆弧段圆弧半径以及出口半径, θ 、 φ 分别扩张角和出口半角。 L_n 为扩张段总长。

喷管出口半径 R_e 可由下式计算得到。

$$R_e = \sqrt{\varepsilon} R_1 \quad (5)$$

其中 ε 为喷管出口截面与喉部截面面积之比, 即

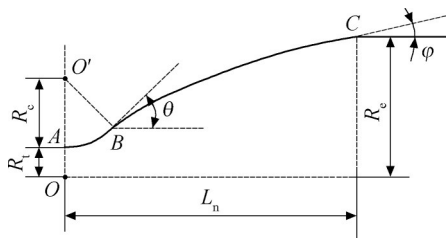


图1 扩张段型线

Fig.1 Expansion section profile

膨胀比。

对于圆弧曲线段和三次曲线段, 以喉部截面中心点 O 为坐标原点, 则相应的型线可以通过式(6)和式(7)计算。

$$(x - x_0)^2 + (y - y_0)^2 = R^2 \quad (6)$$

$$y = ax^3 + bx^2 + cx + d \quad (7)$$

式中 x_0 、 y_0 分别为初始扩张段圆弧圆心 O' 的横坐标及纵坐标。三次多项式系数由扩张段的扩张角、出口半角、出口半径以及扩张段的长度确定。

1.3 喷管设计初始参数

已知某型火箭发动机的燃气参数^[21](表1), 并给出喷管的初始型面参数(表2), 收缩段为基于维托辛斯基的移轴方法设计得到, 以此构建基准喷管型面, 研究各型面参数对喷管性能的影响, 进而对最佳推力喷管型面进行设计优化。

表1 燃气参数

Table 1 Gas parameters

燃气温度/K	比定压热容/ (kJ/(kg·K))	平均分子量/ (g/mol)
3 500	1.92	25.87

表2 喷管初始型面参数

Table 2 Initial nozzle contour parameters

型面参数	数值
喉部半径 R_1 /mm	50.0
弧喉半径比 Q	2.0
出口半径 R_e /mm	129.8
收缩比 n	1.5
收缩段长径比 M	0.6
扩张段长径比 N	1.0
扩张角 $\theta/(^\circ)$	25
出口半角 $\varphi/(^\circ)$	10

表2中收缩段长径比为 $M = L/D$, 扩张段长径比为 $N = L_n/D_e$, 并定义圆弧段圆弧半径 R 与喉部半径 R_1 的比值为弧喉半径比 Q 。 D 、 D_e 分别为喷管入口和喷管出口直径。

利用上述收缩段及扩张段设计方法, 结合给定的初始型面参数, 得到喷管收缩段和扩张段型线如图2~图3所示。

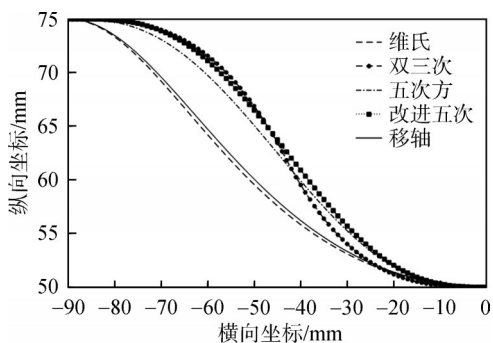


图2 基准型面收缩段型线

Fig.2 Convergent section profile of datum contour

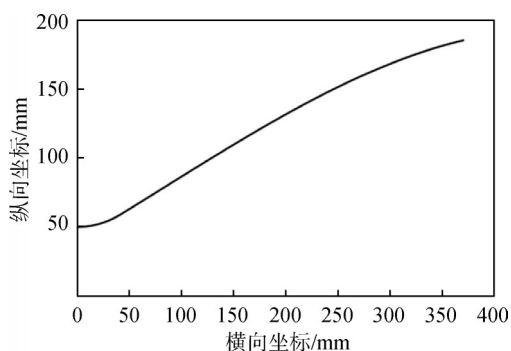


图3 基准型面扩张段型线

Fig.3 Expansion section profile of datum contour

2 喷管型面及参数对喷管性能影响分析

2.1 流动控制方程及计算方法

根据结构特点,喷管可以分为二维、三维和轴对称三种模型,其中二维喷管有两个平行的平面壁,另两个壁面则是二维型面,喷管内的流动基本上是二维的。而三维喷管的横截面为方形或者圆形,其壁面均是型面,喷管内流场是三维的。本文采用轴对称喷管,其横截面为圆形,壁面均为型面^[17]。

控制方程采用(Navier-Stokes)N-S方程,忽略流体力的彻体力及与外界的热交换,则流体控制方程为

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i) = 0 \quad (8)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i u_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \text{div}(\eta \text{grad } u_i) \quad (9)$$

$$\frac{\partial (\rho T)}{\partial t} + \text{div}(\rho u T) = \text{div}\left(\frac{k}{c_p} \text{grad } T\right) \quad (10)$$

高温燃气在喷管中的流动可简化为理想气体的定常等熵流动,密度和黏度恒定。在数值模拟

过程中不考虑喷管内部流动中热辐射以及化学反应的影响。采用基于压力的求解器,燃气参数设置如表1所示,湍流模型选用标准 $k-\epsilon$ 模型;入口设置为压力入口,压力设置为总压力 12.29 MPa,温度设置为总温 3 500 K;出口设置为压力出口,压力设置为标准大气压,温度设置为总温 3 500 K;求解算法采用压力耦合方程组的半隐式方法 (semi-implicit method for pressure linked equations, SIMPLE) 算法。以基准型面为例,喷管模型、边界条件以及网格划分如图4所示。

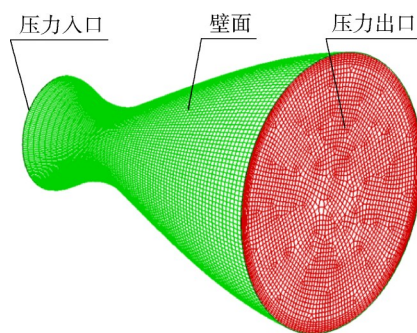


图4 模拟计算边界条件和网格划分

Fig.4 Boundary conditions and mesh generation in simulation calculation

以喷管出口的推力作为喷管设计优化的主要指标。采用单一变量法研究,在合理范围内选取若干点分别进行数值模拟,研究各型面参数对推力的影响。推力的大小由式(11)计算得到。

$$T = \dot{m}(V_e - V_0) + (p_e - p_a)A_e \quad (11)$$

式中 \dot{m} 为质量流量, V_e 、 V_0 分别为喷管出口和进口的轴向平均速度, p_e 为喷管出口平面平均静压, p_a 为大气压力, A_e 为喷管出口平面面积。

为了排除网格对计算精度的影响,以不同的网格参数(如表3所示)对基准喷管进行网格划分,得到不同数量的三套网格。图5为三种不同网格参数下所计算的喷管推力与总压恢复系数,由图可知,Case 2与Case 3的结果基本一致,即最大网格尺寸小于6.5 mm时对计算结果影响较小,故后续所有喷管均采用Case 2中的网格参数进行网格划分与计算。

2.2 收缩段设计方法对推力的影响

由图2可知,三次曲线、五次曲线以及改进五次曲线得到的收缩段型线在进口都相对平缓,但在出口收缩较快,极易造成收缩段出口速度均匀性较差。而维氏曲线在出口相对平缓,但进口部分收敛较快,容易造成气流分离。而基于维托辛

表 3 基准喷管网格划分参数

Table 3 Reference nozzle meshing parameters

网格参数	Case 1	Case 2	Case 3
边界层首层厚度/mm	2	2	2
边界层层数	6	6	6
边界层变化率	1.1	1.1	1.1
最大网格尺寸/mm	7.8	6.5	5.5
网格数	126 567	245 141	471 828

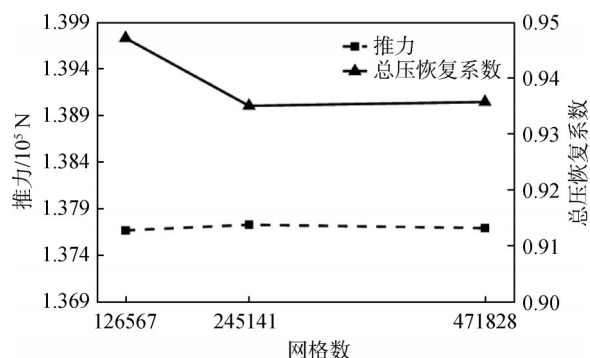


图 5 不同网格数下的推力与总压恢复系数

Fig.5 Thrust and total pressure recovery coefficient for different meshes

斯基方法的移轴曲线可通过控制移轴量灵活控制收缩段曲线形状,使得收缩段型面整体较为均匀。图 6 为不同收缩段型面设计方法所得推力,由图可知,在其他参数不改变的情况下,维氏曲线与移轴曲线设计得到的收缩段型面喷管推力较高,移轴法所得推力稍大于维氏法,故收缩段设计方法选用基于维托辛斯基的移轴法。

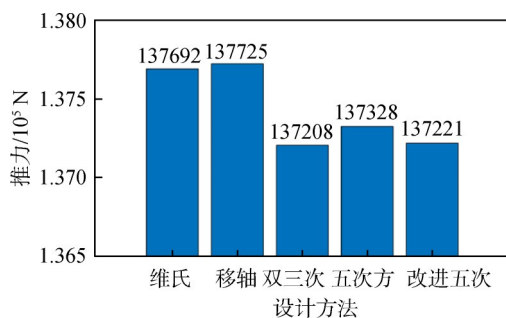


图 6 收缩段设计方法对推力的影响

Fig.6 Influence of design method of convergent section on thrust

2.3 收缩段长径比对推力的影响

喷管收缩段的设计长度既不能太长也不能太短。收缩段长度太短时,在收缩段出口得到的气流不均匀,甚至发生分离。长度太长不仅工程造

价高,也会造成更大的总压损失,使喷管出口推力减小。由图 7 可知,在其他参数不变的情况下,喷管出口的推力随着收缩段长径比的增加先增大后减小,存在最佳的收缩段长径比。

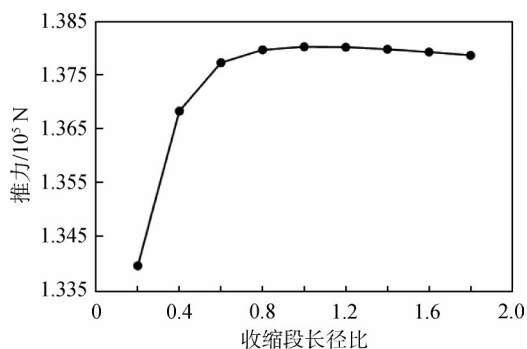


图 7 收缩段长径比对推力的影响

Fig.7 Influence of length diameter ratio of convergent section on thrust

2.4 扩张角对推力的影响

图 8 所示为喷管扩张角对喷管出口推力的影响图。可知,随着扩张角的增大,喷管出口的推力先增大后减小,存在最佳扩张角使得喷管得到最佳推力。在初始扩张角较小时,扩张段曲率较大,扩张段型面接近于锥形,燃气膨胀不够充分,喷管性能降低,推力减小。随着扩张角的增大,扩张段曲率半径不断扩大,在扩张角为 33° 时,喷管出口得到最佳推力。随着扩张角的进一步增大,扩张段曲率的进一步增大使得喷管出口处气流分离。此时,推力随扩张角的增大而减小。

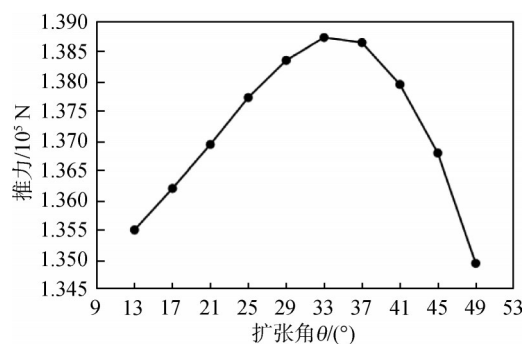


图 8 扩张角对推力的影响

Fig.8 Influence of expansion angle on thrust

2.5 出口半角对推力的影响

图 9 所示,随着出口半角的增大,喷管出口的推力不断减小。平直的出口型面可以减少气流的偏离,使得出口气流更加均匀,从而获得更大的轴向速度,得到最佳的喷管出口推力。由图 9 可知,

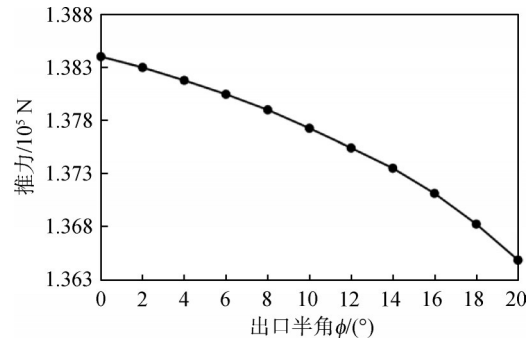


图 9 出口半角对推力的影响
Fig.9 Influence of outlet half angle on thrust

在其他型面参数不变的情况下,喷管出口半角为 0° 时,基准喷管得到最佳的推力。

2.6 圆弧段圆弧半径对推力的影响

圆弧段的设计可以使得来自喉部的平直气流在曲率连续的情况下进行偏离,在圆弧段与主扩张段连接处,气流可以形成一定的偏斜角度,有利于气流在主扩张段的进一步膨胀加速。由图 10 所示,随着圆弧段圆弧半径的增大,喷管出口的推力不断减小。这是因为在喷管扩张段长径比不变的情况下,圆弧段长度的增大导致了主扩张段长度的减小,影响了气流在主扩张段的膨胀效率。

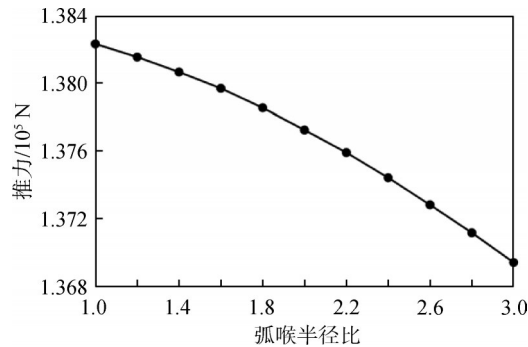


图 10 圆弧段圆弧半径对推力的影响
Fig.10 Influence of arc radius of arc segment on thrust

2.7 扩张段长径比对推力的影响

图 11 所示,随着扩张段长径比的增加,喷管出口推力先增大后减小,存在最佳扩张段长径比使得喷管出口得到最佳推力。在扩张段长径比较小时,气流在喷管扩张段得不到充分膨胀,喷管出口轴向速度及推力都较小。随着扩张段长径比的增大,气流在扩张段的膨胀效率不断增大,出口推力也在不断增大。在扩张段长径比为 1.4 时,喷管得到最佳推力。但当扩张段长径比大于 1.4 时,出口推力开始随着扩张段长径比的增大开始

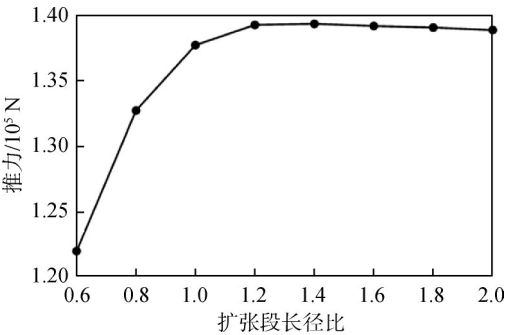


图 11 扩张段长径比对推力的影响
Fig.11 Influence of length diameter ratio of expansion section on thrust

缓慢减小。这是因为气流在未达到出口时就达到了最大膨胀状态,且随着扩张段长度的增大,喷管总压损失也在增大。

3 最佳推力喷管型面设计

根据单一变量法研究喷管各型面参数对喷管推力的影响,并以最佳参数作为最大推力喷管的设计参数。得到喷管型面各参数如表 4 所示。

表 4 设计喷管型面参数	
Table 4 Design nozzle contour parameters	
型面参数	数值
喉部半径 R_t/mm	50.0
弧喉半径比 Q	1.0
出口半径 R_e/mm	129.8
收缩比 n	1.5
收缩段长径比 M	1.0
扩张段长径比 N	1.4
扩张角 $\theta/(^{\circ})$	33
出口半角 $\varphi/(^{\circ})$	0

4 基于响应面法的喷管型面优化

在应用单一变量优化组合参数法设计最佳推力喷管时,是通过改变单一型面参数,固定其他型面参数来实现的。但在实际的喷管中,这些型面参数综合影响喷管型面,进而影响喷管的性能。因此,应用单一变量优化组合参数法设计最佳推力喷管未考虑各型面参数之间的耦合关系,设计的最佳推力喷管存在一定的偏差。为了进一步优化喷管型面参数,将采用响应面法(RSM)综合各因素的影响进行设计。

响应面法(RSM)是一种结合试验设计和数学建模的优化方法^[22-23]。通过合理的试验设计方法组合得到一组试验方案,并经过试验得到各方案的响应值;利用多元回归方程拟合目标因素与响应值之间的函数关系得到响应面模型,通过该模型分析得到一组最优的参数,从而解决优化问题^[24]。在本文中,以CFD(computational fluid dynamics)仿真结果数据代替试验结果数据进行响应面法设计优化。

响应面法的试验设计方法有许多,最常用的是CCD(central composite design)和BBD(box-behken design)。两种方法在目标因素数相同时,BBD有着无轴向点、试验次数少且成本低等优点^[22]。故在喷管型面的优化中采用BBD方法进行优化。

4.1 喷管型面优化

由单一变量法研究可得,喷管型面扩张角、扩张段长径比以及收缩段长径比均存在着某个最佳值使得喷管得到最佳推力,因此,选取这3个型面参数作为优化参数,以喷管出口推力的大小作为优化目标。扩张角的取值范围为 $29^{\circ}\sim 37^{\circ}$,扩张段长径比取值范围为 $1.0\sim 1.8$,收缩段长径比取值范围为 $0.6\sim 1.4$ 。响应面试验设计及结果如表5所示。

根据表5中的数据利用最小二乘法拟合得到回归方程如下式所示:

$$T = 141\,046.576\,96 - 613.89\theta - 1\,357.25N + 62.76M - 1\,090.35\theta N - 45.15\theta M + 14.47NM - 422.56\theta^2 - 1\,717.25N^2 - 150.81M^2 \quad (12)$$

为检验得到的回归模型拟合的有效性,需要对响应模型进行方差分析。以多元相关系数 R^2 来评价模型的拟合效果,其值在 $0\sim 1$ 之间,且越接近于1,表示拟合效果越好^[25]。多元相关系数 R^2 计算公式为

$$R^2 = \frac{S_r}{S_t} = 1 - \frac{S_e}{S_t} \quad (13)$$

式中 S_r 表示回归平方和; S_e 表示残差平方和; S_t 表示总平方和。

此外还需考虑统计特征量 F 值,即回归均方与残差均方的比值,其计算公式为

$$F = \frac{M_r}{M_e} = \frac{S_r/\nu}{S_e/(n-\nu-1)} \quad (14)$$

式中 M_r 为回归均方, M_e 为残差均方, n 为试验组数, ν 为响应模型中变量的个数。由上式可知,残

表5 响应面试验设计及结果

Table 5 Response surface test design and results

序号	$\theta/(^{\circ})$	N	M	推力 T/N
1	29	1.4	1.4	140 921
2	29	1.0	1.0	140 141
3	33	1.4	1.0	141 046
4	33	1.8	0.6	137 824
5	37	1.4	0.6	140 116
6	33	1.4	1.0	141 046
7	37	1.0	1.0	140 601
8	33	1.4	1.0	141 046
9	29	1.4	0.6	140 760
10	29	1.8	1.0	139 394
11	33	1.0	0.6	140 353
12	33	1.0	1.4	140 504
13	33	1.4	1.0	141 046
14	33	1.4	1.0	141 046
15	33	1.8	1.4	138 033
16	37	1.8	1.0	135 491
17	37	1.4	1.4	140 096

差均方 M_e 越小,即 F 值越大,则模型更具有可靠性。当 F 值大于某一临界值 F_0 时,则认为该模型是有效的。目前,常使用 P 值来代表 $F < F_0$ 的概率,即为当假设为真时,比所得到的样本观察结果更极端的结果出现的概率。 P 值越小,则 $F > F_0$ 的概率越大,一般规定 $P < 0.05$ 时模型是有效的。

表6为对该模型进行的方差分析结果。其中,模型的 F 值为48.37, P 值小于0.000 1意味着模型是显著的。对拟合回归方程(式(12))进行误差统计分析,计算多元相关系数 R^2 值为0.984 2接近于1,可见模型的可靠性较高。

图12~图13中散点为以颜色表征推力大小的各试验点。图12横坐标为残差值,纵坐标为正态分布的百分比例,由图可见喷管推力的残差沿直线分布,表明其误差呈正态分布,由此可知应用所提出模型预测的响应值是正常的并且没有大的偏差。图13为喷管推力预测值与CFD计算值的

表 6 方差分析
Table 6 Results of variance analysis

来源	平方和	自由度	均差	F 值	P 值	显著性
模型	3.64×10^7	9	4.04×10^6	48.37	$<0.000\ 1$	显著
θ	3.02×10^6	1	3.02×10^6	36.08	0.000 5	
N	1.47×10^7	1	1.47×10^7	176.34	$<0.000\ 1$	
M	31 510.03	1	31 510.03	0.38	0.558 6	
θN	4.76×10^6	1	4.76×10^6	56.90	0.000 1	
θM	8 155.85	1	8 155.85	0.10	0.763 8	
NM	837.33	1	837.33	0.01	0.923 1	
θ^2	7.52×10^5	1	7.52×10^5	9.00	0.020 0	
N^2	1.24×10^7	1	1.24×10^7	148.57	$<0.000\ 1$	
M^2	95 762.78	1	95 762.78	1.15	0.319 9	
残差	5.85×10^5	7	83 573.44			
纯误差	23.35	4	5.84			
总和	3.697×10^7	16				

注: $P<0.05$,显著; $P<0.01$,极显著; $P<0.001$,高度显著。

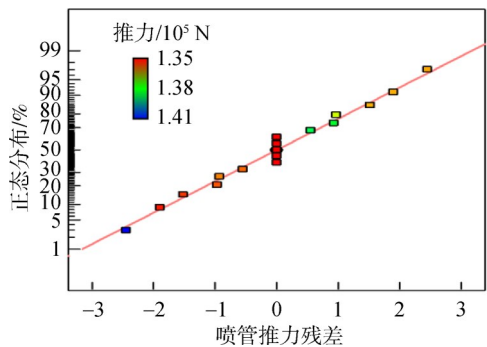


图 12 喷管推力残差正态概率分布图
Fig.12 Normal probability distribution of nozzle thrust residual

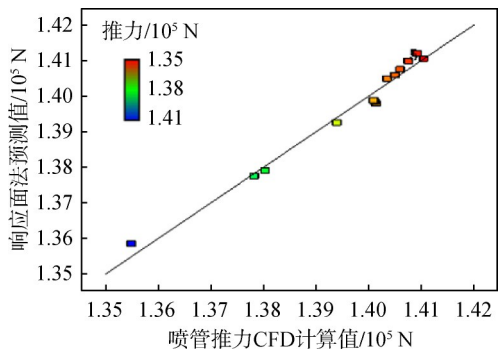


图 13 喷管推力的预测值与 CFD 计算值关系图
Fig.13 Relationship between the predicted value and CFD calculation value of nozzle thrust

关系图,图中各散点的横坐标值代表推力的 CFD 计算值,纵坐标值代表推力的预测值,由图可知,各散点均分布在相关线附近,即各散点的横纵坐标值相近,表明喷管推力的预测值与 CFD 计算值吻合度较高。

根据回归分析结果,可得到如图 14 所示的喷管型面目标参数交互作用对喷管推力影响的响应面图和等高线图,由图可见,各目标参数之间的响应面图弯曲度均较大,说明各参数之间交互影响较大。综合响应面模型及响应面图和等高线图,可得优化目标推力的最优解为 141 357.87 N,最佳优化型面参数组合为:扩张角为 31.43°、扩张段长径比为 1.29、收缩段长径比为 1.10。

4.2 喷管性能对比

单一变量优化组合参数法与响应面法得到的推力喷管型线对比如图 15 所示,以及优化前后喷管各性能参数对比如表 7 所示。由图表可知,优化后的喷管长度减少 3.40%,总压恢复系数增大 3.25%,推力提升了 0.37%,由此可知,考虑各参数耦合作用下响应面法所得到的型面喷管性能更优。

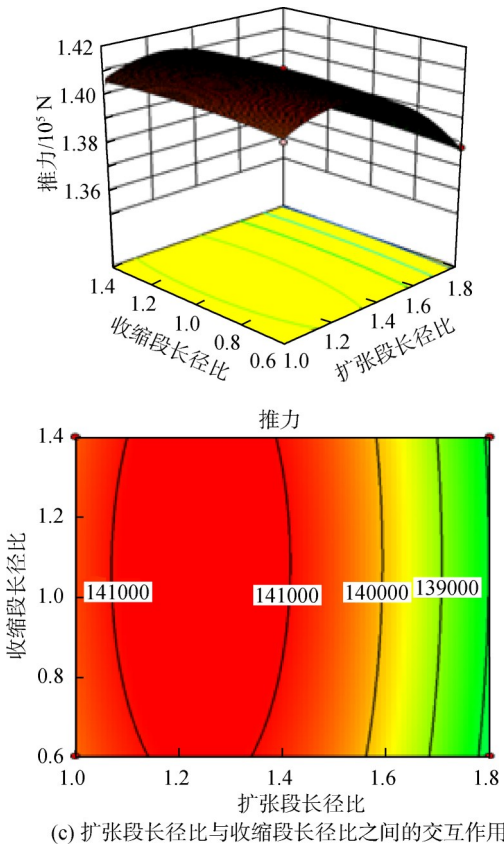
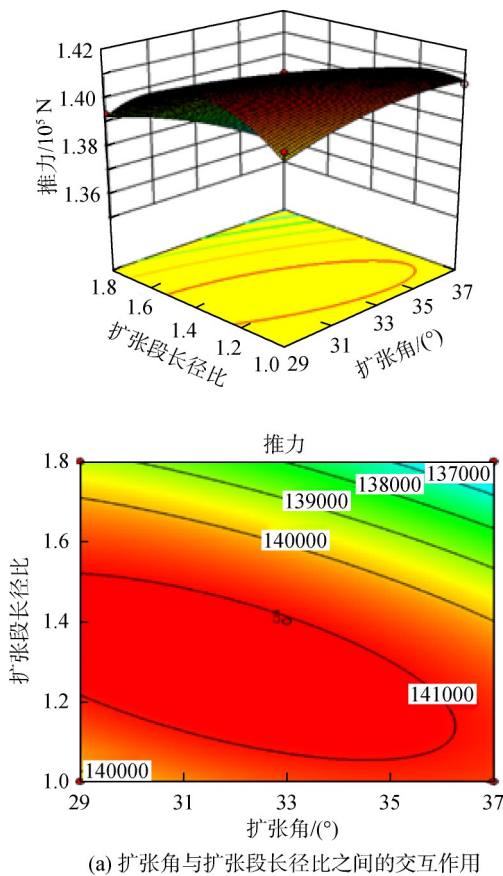


图 14 喷管型面目标参数交互作用的响应面图和等高线图

Fig.14 Response surface and contour map of target parameter interaction on nozzle contour

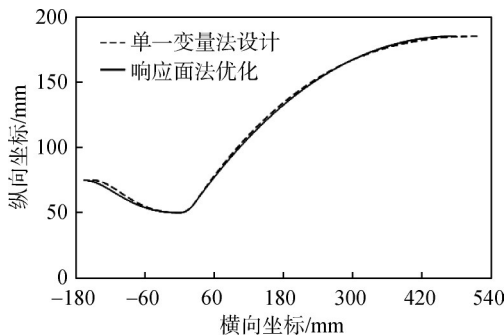
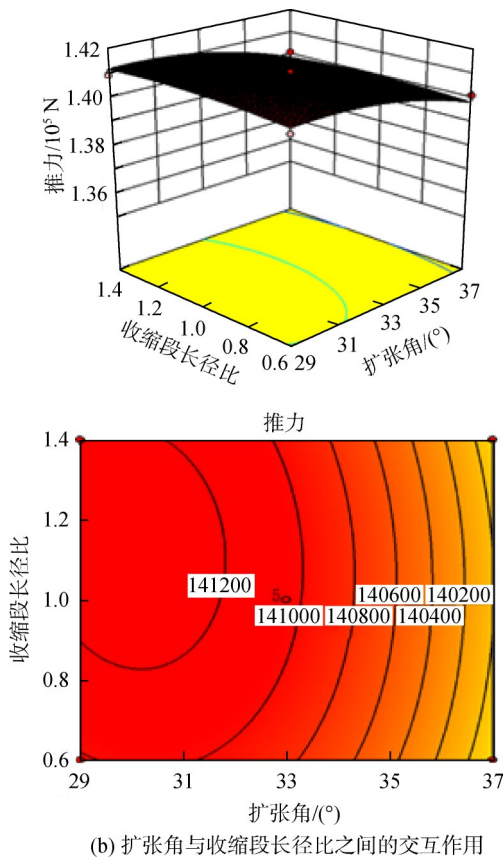


图 15 优化前后型线对比

Fig.15 Comparison of profile before and after optimization

表 7 喷管性能对比			
Table 7 Comparison of nozzle performance			
性能指标	优化前	优化后	相对变化量/%
喷管长度/mm	669.23	644.48	-3.40
推力 T/N	141 045.89	141 570.90	0.37
总压恢复系数/%	85.36	88.14	3.26

5 结 论

为设计得到最佳推力喷管,本文以主扩张段为三次曲线型的特型喷管为例,利用单一变量法对其进行研究,并以最佳参数设计推力喷管。再应用响应面法对所得到的喷管进一步优化设计,得到以下结论:

1) 维托辛斯基、双三次、五次曲线及基于维托辛斯基的移轴法在喷管收缩段型面设计中,基于维托辛斯基的移轴法喷管性能较优。

2) 由单一变量法计算分析可知,喷管推力随着初始扩张段圆弧半径的增大以及出口半角的增大而减小;随着收缩段长径比、扩张段长径比以及扩张角的增大,喷管推力先增大后减小。

3) 响应面法(RSM)综合考虑各参数对喷管性能影响,该设计方法相对单一变量最佳参数设计所得到的型面喷管在推力增加的基础上,长度减少了3.40%。

参考文献:

- [1] BERTIN J J, CUMMINGS R M. Critical hypersonic aerothermodynamic phenomena[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 2006, 38(1):129-157.
- [2] 吴杰. Ludwig管向超声速流域拓展的设计技术[J]. 空气动力学学报, 2018, 36(3):480-492.
WU Jie. Extension of hypersonic Ludwig tube to supersonic wind tunnel[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2018, 36(3):480-492. (in Chinese)
- [3] ALLAN A. Design of maximum thrust nozzles for nonequilibrium chemically reacting flow[J]. AIAA Journal, 1974, 12(10):1299-1300.
- [4] BIANCHI D, NERI A. Numerical simulation of chemical erosion in VEGA launcher solid-propellant rocket motor nozzles[J]. Journal of Propulsion and Power, 2015, 34(2):1-17.
- [5] 杨飞, 李振海, 李建昌. 固体火箭发动机喷管型面的研究进展[J]. 真空, 2020, 57(1):45-52.
YANG Fei, LI Zhenhai, LI Jianchang. Latest studies on solid rocket engine nozzle profile[J]. Vacuum, 2020, 57(1):45-52. (in Chinese)
- [6] 刘文芝, 张乃仁, 张春林, 等. 某型号固体火箭发动机喷管型面设计与数值计算[J]. 工程设计学报, 2006, 13(2):99-103.
LIU Wenzhi, ZHANG Nairen, ZHANG Chunlin, et al. Contour design and numerical calculation of certain solid propellant rocket motor nozzle[J]. Journal of Engineering Design, 2006, 13(2):99-103. (in Chinese)
- [7] 季宗德, 周长省, 丘广申. 火箭弹设计理论[M]. 北京: 兵器工业出版社, 1995:219-220.
- [8] 王成轩. 固体发动机喷管内部型面最佳设计[J]. 宇航学报, 1996, 17(3):64-67.
WANG Chengxuan. Optimum design of internal profile of solid motor nozzle[J]. Journal of Astronautics, 1996, 17(3):64-67. (in Chinese)
- [9] 孙得川, 于泽游. 一种考虑燃气性质变化的喷管型面优化方法[J]. 兵工学报, 2018, 39(11):2145-2152.
SUN Dechuan, YU Zeyou. A Nozzle contour optimization method considering the change in fuel gas properties[J]. Acta Armamentarii, 2018, 39(11):2145-2152. (in Chinese)
- [10] YUMUŞAK M, EYİ S. Design optimization of rocket nozzles in chemically reacting flows[J]. Computers and Fluids, 2012, 65:25-34.
- [11] 王筱蓉, 周长省, 鞠玉涛, 等. 固体火箭发动机特型喷管的型面设计[J]. 弹道学报, 2008, 20(4):77-80.
WANG Xiaorong, ZHOU Changsheng, JU Yutao, et al. Counter design for length-shortened nozzle of solid rocket engine[J]. Journal of Ballistics, 2008, 20(4):77-80. (in Chinese)
- [12] 陈威男, 徐林. 高超声速风洞喷管型线设计[J]. 应用能源技术, 2018, 36(7):1-4.
CHEN Weinan, XU Lin. Contour design of hypersonic wind tunnel nozzles[J]. Applied Energy Technology, 2018, 36(7):1-4. (in Chinese)
- [13] 赵一龙, 赵玉新, 王振国, 等. 超声速型面可控喷管设计方法[J]. 国防科技大学学报, 2012, 34(5):1-4.
ZHAO Yilong, ZHAO Yuxin, WANG Zhenguo, et al. Designing method of supersonic nozzle with controllable contour[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2012, 34(5):1-4. (in Chinese)
- [14] 马国宝. 二次抛物线型面喷管参数的优化选择[J]. 固体火箭技术, 1995, 18(3):8-12.
MA Guobao. Optimal selection of parameters of quadratic parabolic nozzle[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 1995, 18(3):8-12. (in Chinese)
- [15] 揭国平, 方丁酉. 喷管型面对固体火箭发动机性能的影响[J]. 推进技术, 1988, 9(4):7-13, 75.
JIE Guoping, FANG Dingyou. Effects of nozzle geometry on the performance of solid rocket motors[J]. Journal of Propulsion Technology, 1988, 9(4):7-13, 75. (in Chinese)
- [16] 陈林泉, 李岩芳, 王建儒, 等. 喷管扩散段型面对固体发动机性能的影响[J]. 固体火箭技术, 2004, 27(1):9-11.
CHEN Linquan, LI Yanfang, WANG Jianru, et al. Effects of the nozzle divergent cone contour on solid rocket motor performance[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2004, 27(1):9-11. (in Chinese)
- [17] 易仕和. 超声速与高超声速喷管设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2013.
- [18] 张连河, 范洁川. 三元收缩段优化设计研究[J]. 空气动力学学报, 2003, 21(4):417-423.
ZHANG Lianhe, FAN Jiechuan. Study on optimal design of ternary contraction section[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2003, 21(4):417-423. (in Chinese)
- [19] SU Yaoxi. Flow analysis and design of three-dimensional wind tunnel contractions[J]. AIAA Journal, 1992, 29(11):1996-2003.

- 1912-1920.
- [20] SHOPE F, ABOULMOUNA M. On the importance of convergent design for supersonic wind tunnel nozzles[R]. AIAA 2008-3940, 2008.
- [21] 李志刚, 周珊, 王华. 某型运载火简单喷管轴对称模型数值模拟[J]. 兵工自动化, 2018, 37(6): 96-99.
- LI Zhigang, ZHOU Shan, WANG Hua. Numerical simulation of single nozzle axisymmetric model of certain type launch vehicle[J]. Ordnance Industry Automation, 2018, 37(6): 96-99. (in Chinese)
- [22] BOX G E P, WILSON K B J R. On the experimental attainment of optimum conditions[J]. Journal of the Royal Statistical Society, 1951, 13(1): 1-45.
- [23] 成沉, 鲍福廷, 刘旸, 等. 基于响应面法的喉栓式喷管型面优化设计[J]. 固体火箭技术, 2014, 37(1): 47-51.
- CHENG Chen, BAO Futing, LIU Yang, et al. Optimization design for contour of pintle nozzle based on response surface method[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2014, 37(1): 47-51. (in Chinese)
- [24] MASON R L, GUNST R F, HESS J L. Statistical design and analysis of experiments: with applications to engineering and science, second edition[M]. New Jersey: John Wiley & Sons Publication, 2003.
- [25] LIU Yahui, WANG Jun, WANG Donghong. Numerical optimization on hot forging process of connecting rods based on RSA with experimental verification[J]. International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2017, 90(7): 3129-3135.

(编辑: 张 雪)