

基于壁面压力分布的非对称喷管反设计

唐 兰, 徐惊雷, 莫建伟, 俞凯凯, 齐伟呈
(南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 针对目前非对称喷管的设计方法上的缺陷, 给出了通过指定壁面压力分布规律来反设计其膨胀面型线的方法, 获得了膨胀面型线反设计程序, 并结合优化算法寻找综合性能较好的喷管壁面压力分布. 将采用该方法设计得到的喷管模型与最大推力喷管进行了对比研究. 结果表明: 在设计点, 该喷管的推力系数比最大推力喷管只降低 0.102%, 而升力和俯仰力矩分别提升 2.295% 和 15.774%. 验证了设计思想的正确性, 为非对称喷管的设计提供了一种高效的设计方法.

关 键 词: 壁面压力; 非对称喷管; 反设计; 特征线法; 优化算法

中图分类号: V235.21 **文献标志码:** A

Reverse design of asymmetric nozzle based on given wall pressure distribution

TANG Lan, XU Jinglei, MO Jianwei, YU Kaikai, QI Weicheng
(Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,
College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Reverse design method based on given wall pressure distribution was proposed for the shortcoming of traditional design method of asymmetrical nozzle. The reverse design program of expansion surface was obtained, and optimization method was used to find the wall pressure distribution with better comprehensive performance. Comparisons were made between the nozzle based on given wall pressure distribution and maximum thrust nozzle. The result showed that: the thrust coefficient of the nozzle decreased by 0.102% than that of maximum thrust nozzle, while the lift and pitch moment increased by 2.295% and 15.774% respectively when flow was fully expanded, verifying the design method and providing an efficient design approach for asymmetrical nozzle.

Key words: wall pressure; asymmetric nozzle; reverse design; method of characteristics; optimization method

非对称喷管将下膨胀面与飞行器后体下表面结合设计, 实现了发动机和飞机的一体化, 一直广受国内外学者的研究和讨论, 另有研究表明^[1], 高超飞行器的绝大部分推力由非对称喷管产生, 当

飞行马赫数为 6 时, 可高达 70% 的比例. 因此, 非对称喷管的设计成为重中之重.

目前非对称喷管的设计主要有最大推力理论^[2-3]、最短长度理论^[4-5]等设计方法, 但以上这些

设计方法都没有在设计之初考虑尾喷管的俯仰力矩和升力对飞行器性能的影响. 对于采用乘波体设计的高超声速飞行器而言, 不管其动力是 TB-CC(涡轮基组合循环)还是 RBCC(火箭基组合循环), 发动机前体部分必然产生较大的抬头力矩^[6], 因此, 在进行尾喷管设计时, 不能仅要求提供足够大的推力和升力, 还有必要根据飞行器的总体要求控制俯仰力矩, 从而抵消发动机前体较大的抬头力矩, 使得飞行器的整体力矩处于总体易于配平的范围之内. 为此, 目前文献中主要采取的手段是对喷管进行优化设计, 如王青、庞丽娜、贺旭照等^[7-9]都是针对某种喷管构型, 以性能参数为目标值, 进行了优化设计, 从而大幅度改善了喷管性能. 全志斌、赵强等^[10-11]分别提出了控制喷管壁面压力分布规律的非对称喷管和一种可控膨胀度的非对称喷管的设计理念, 利用这两种方法设计出的喷管都可以在满足推力性能要求的前提下, 有效降低喷管冷、热态俯仰力矩差.

但是上述研究都是喷管的正向设计, 即将性能参数作为目标来设计喷管型线, 而通过这类方法设计喷管的过程, 通常缺乏一定的规律性, 并且计算量太大, 计算周期长. 因此, 采用传统的喷管正向设计方法已经无法满足目前的要求, 探索新的喷管设计方法迫在眉睫. 目前, 在飞机机翼^[12-14]、弯曲激波压缩进气道^[15-16]等方面, 反向设计技术已被广泛应用. 针对超声速风洞喷管, 赵一龙等^[17]通过指定喷管中心轴线上的马赫数分布规律对型面进行了反设计. 但是对于非对称喷管的反设计研究还相对较少.

因此, 基于以往反设计技术研究的基础上, 本文提出了给定非对称喷管壁面压力分布规律来反设计其膨胀面型线的方法. 在喷管设计过程中, 真正实现了气动参数的可控性, 并结合优化方法寻找综合性能较好的喷管壁面压力分布, 反设计出喷管膨胀面型线, 并将最大推力喷管设计方法与本文的基于壁面压力的反向设计方法进行了对比研究.

1 非对称喷管设计方法

喷管设计条件如表 1 所示, 表中 γ 为比热比, R_t 为喷管进口燃气气体常数. 设计时假设燃气热力性质参数不变, 且进口参数均匀.

1.1 有旋特征线法

本文在喷管壁面反设计方法中, 采用了有旋特征线法, 根据特征线理论可采用数值方法对二维定常、轴对称的或平面的(本文采用)等熵超声

表 1 喷管设计条件		
Table 1 Design condition for the nozzle		
参数		数值
飞行条件	飞行马赫数	4
	大气压力/kPa	7
	大气温度/K	218.33
喷管进口	进口马赫数	1.2
	进口静压/Pa	71 705
	进口静温/K	2344
	比热比	1.19
气体常数/(J/(mol·K))		341.1

速流场进行分析. 对于二维定常、可压缩、等熵流动的特征线方程和相容方程^[18]如下:

特征线方程为

(dy/dx)_0 = lambda_0 = v/u (1)

(dy/dx)_± = lambda_± = tan(theta ± alpha) (2)

相容方程为

rho V dV + dp = 0 (3)

dp - a^2 dp_rho = 0 (4)

(sqrt(Ma^2 - 1) / rho V^2) dp_± ± dtheta_± = 0 (5)

式中 λ_- , λ_0 和 λ_+ 分别对应右行特征线斜率、流线斜率和左行特征线斜率; u, v 分别为 x 和 y 方向速度; α, θ 分别为马赫角和流动角; ρ 为密度, p 为压力, V 为气流速度; Ma, a 分别为马赫数和声速.

通常采用有旋特征线法设计喷管都是通过给定壁面型线正向设计, 而本文是根据给定的喷管壁面压力分布规律进行的喷管壁面型线反设计, 采用的具体方法如图 1 所示, 增加了一个通过壁面压力求解壁面的过程单元.

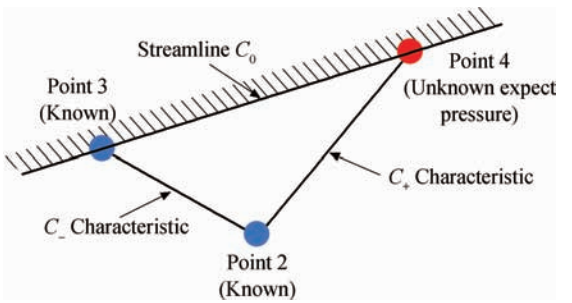


图 1 给定压力求解壁面示意图
Fig. 1 Illustration of solving wall with the given pressure

已知初始点 2 和点 3 的参数, 给定点 4 的压力 p_4 . 首先, 采用欧拉预估法得到点 4 的位置和参数, 具体为: 由 C_0 和 C_+ 得到点 4 的坐标. 由于给定了点 4 的压力值 p_4 , 根据 C_+ 相容方程(式

(5)) 计算出 θ_4 , 根据 C_0 相容方程(式(3)和式(4)) 计算出 V_4 和 ρ_4 , 完成预估计算. 最后通过欧拉校正法对点 4 坐标及其气动参数进行反复修正, 直至点 4 的参数收敛到误差允许的范围内, 则该单元过程计算完成.

1.2 膨胀面型线反设计方法验证

为验证指定喷管壁面压力分布规律设计其型线的方法的可行性, 给定了喷管上膨胀面的压力(p)分布规律(用相应的来流总压 p_0 无量纲化)如图 2 所示, 图中 x 坐标用进口高度 H 无量纲化. 通过有旋特征线法设计了喷管膨胀面型线, 然后利用 Fluent 软件数值模拟计算. 图 2 为喷管壁面设计压力与 CFD 无黏计算得到的压力分布对比图, 两种方法得到的压力分布基本吻合, 说明本文所给出的反设计方法可以得到初始给定的壁面压力分布, 证明了本文设计方法的可靠性.

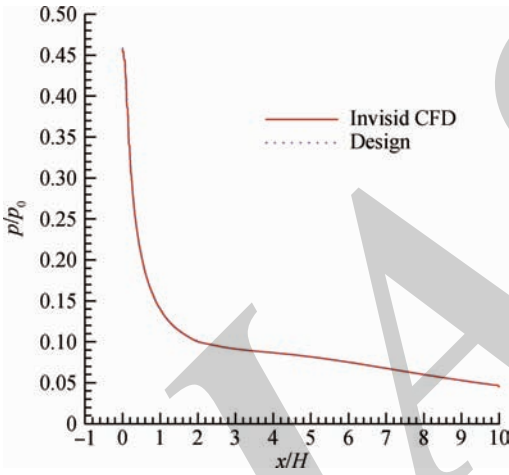


图 2 设计与 CFD 无黏计算的喷管壁面压力分布对比
Fig. 2 Comparison of nozzle wall pressure distribution between design and CFD inviscid computation

1.3 喷管主要性能参数

非对称喷管的设计主要关注推力、升力和俯仰力矩, 但是如果每次设计完型线再通过数值模拟计算得到这些性能参数, 在算例很多的情况下需要很长的时间. 为节省时间, 本文直接通过编程得到作用在喷管壁面上的相对压力积分的 x 方向分量和 y 方向分量及俯仰力矩, 可以避免大量样本点的数值模拟计算, 节省优化时间, 提高设计效率. 本文取入口截面中心点为力矩中心. 喷管的推力(F_x)、升力(F_y)及俯仰力矩(M_z)计算式为

$$F_x = \int [p(x) - p_b] dy \quad (6)$$

$$F_y = \int [p(x) - p_b] dx \quad (7)$$

$$M_z = F_y x - F_x y \quad (8)$$

离散情况下分别为

$$F_x = \sum [p(x_i) - p_b] \Delta y_i \quad (9)$$

$$F_y = \sum [p(x_i) - p_b] \Delta x_i \quad (10)$$

$$M_z = \sum (F_{yi} x_i - F_{xi} y_i) \quad (11)$$

为更好地评价非对称喷管的推力性能, 本文还选取轴向推力系数(C_{tx})为评价喷管的主要性能参数, 其表达式为

$$C_{tx} = \frac{I_{out}}{F_s} \quad (12)$$

$$I_{out} = \dot{m} V_{in} + (p_{in} - p_b) A_{in} - F_x \quad (13)$$

$$F_s = \dot{m} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} R T_0 (1 - \pi^{\frac{1-\gamma}{\gamma}})} \quad (14)$$

$$\pi = \frac{p_0}{p_b} \quad (15)$$

式中 F_s 为等熵推力; F_x 为喷管壁面所受作用力在 x 方向投影; p_{in} 为喷管进口压力; p_0 为来流总压; p_b 为背压; T_0 为来流总温; I_{out} 为喷管出口 x 方向冲量; $\dot{m}$ 为喷管质量流量; A_{in} 为喷管进口截面面积; V_{in} 为喷管进口对质量的平均速度; γ 为比热比; R 为气体常数.

由于基于压力分布的非对称喷管反设计程序并不能固定喷管壁面出口高度, 因此也将出口高度 H_e 作为设计目标参数.

2 喷管壁面压力分布确定方法

2.1 压力分布对喷管型线及性能参数的影响

给定上壁面压力分布为 7 段一次函数, 喷管进出口压力为定值, 每段的压力梯度分别为 $G_1 \sim G_6$, 第 7 段压力梯度 G_7 由出口压力值决定. 在 x_i 与 x_{i+1} 之间对梯度分别积分即为该段的压力分布函数, 其中压力值均以来流总压无量纲化, 表达式为

$$p(x) = G_i(x - x_i) + p(x_i) \quad (16)$$

图 3 给出了按式(16)给定的 6 种不同压力分布, 从 case 1 到 case 6, 压力分布的初始段压降越来越大. 图 4 为这 6 种压力分布情况下设计得到的喷管壁面型线, 从图中可看出从 case 1 到 case 6 喷管型线的出口高度越来越大(图中 y 为出口高度方向), 这是由于压力的初始段压降越来越大. 在 case 1 中, 由于 x 从 $8H$ 到 $10H$ 之间的压降突然增大, 导致喷管型线在 $x=8H$ 左右出现拐点, 其内部流场结构如图 5 所示.

图 6(a)~图 6(b)为压力分布从 case 1 到 case 6 情况下设计得到的喷管的出口高度及喷管

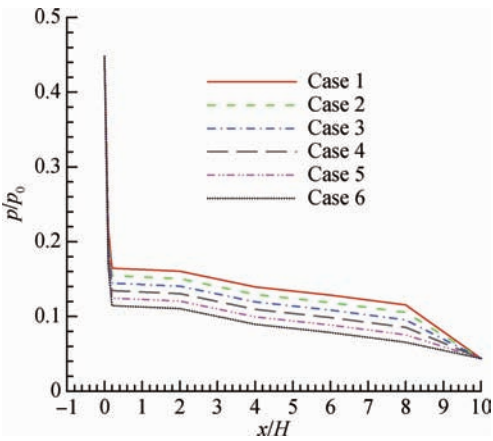


图 3 上壁面压力分布

Fig. 3 Pressure distribution of upwall

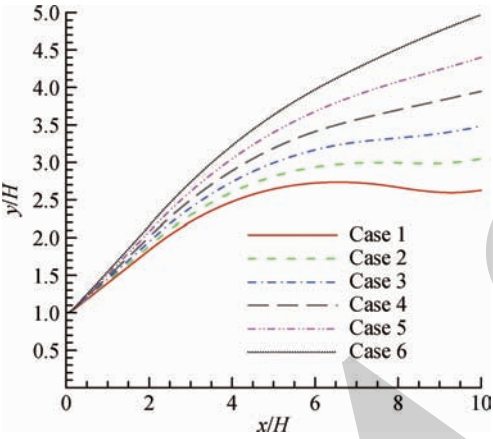


图 4 不同压力分布设计得到的壁面型线
Fig. 4 Wall surface designed by different pressure distributions

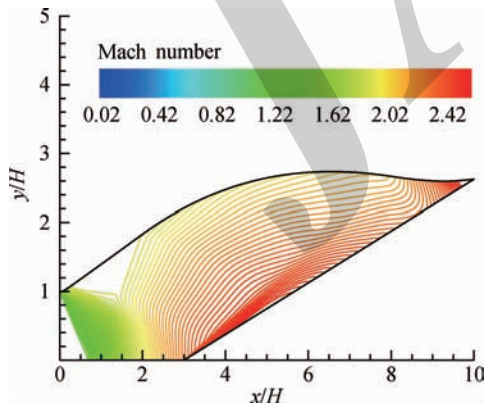


图 5 Case1 喷管中心截面马赫数等值线

Fig. 5 Mach number isolines of nozzle symmetry plane of case 1

性能参数变化规律,为了便于分析,图 7 给出了从 case1 到 case6 情况下喷管下壁面压力分布.从图 6 中可以得到如下结论:

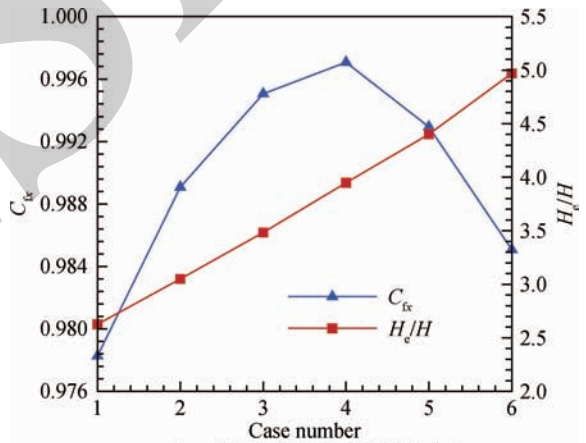
1) 从图 6(a)可知,喷管的出口高度从 case1 到 case6 逐渐增大.这是因为从 case1 到 case6 初

始段压降逐渐增大,喷管初始膨胀角越来越大,所以最终喷管出口高度增大.

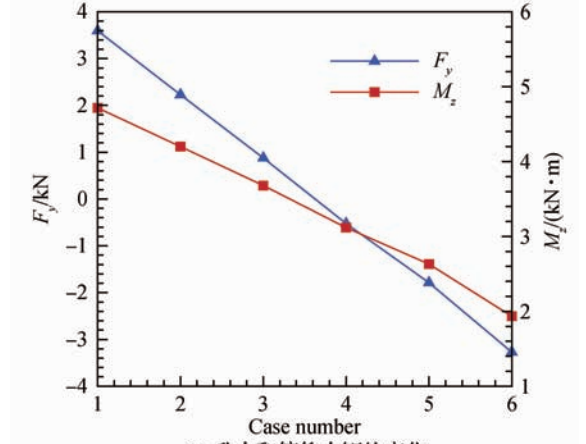
2) 从图 6(a)可知,喷管的轴向推力系数从 case1 到 case6 呈现出先增大后减小的趋势.这是因为在 case1 时,虽然压力值较大,但从图 4 中可知 Δy 太小,根据式(9),所以导致轴向推力较小;在 case6 时,虽然 Δy 较大,但是由于压力值较小,所以轴向推力也较小.

3) 从图 6(b)可知,喷管的升力从 case1 到 case6 呈现线性减小的趋势.从喷管的升力计算式(式(10))可知,喷管的升力大小即为壁面压力分布曲线与 x 轴所包围的面积大小.从图 3 可知,从 case1 到 case6,喷管上壁面产生的正升力越来越小,从图 7 可知喷管下壁面产生的负升力基本不变,因此喷管的升力逐渐从正升力减小到负升力;同时也可发现,从 case1 到 case6 喷管上壁面正升力的减小速度基本不变,因此喷管总的升力减小速度基本不变.

4) 从图 6(b)可知,喷管的俯仰力矩从 case1



(a) 出口高度和轴向推力系数的变化



(b) 升力和俯仰力矩的变化

图 6 喷管性能参数及出口高度随压力分布的变化
Fig. 6 Variation of performance parameters and the exit height of nozzle with different pressure distributions

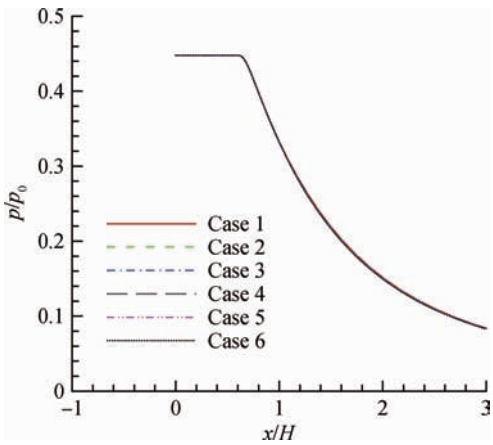


图 7 下壁面压力分布
Fig. 7 Pressure distribution of downwall

到 case6 逐渐减小,这是因为从 case1 到 case6,上壁面的压力逐渐减小,产生的低头力矩较小,而下壁面的压力基本保持不变,产生的抬头力矩基本不变,所以总的俯仰力矩逐渐减小.

从上述分析可知,给定的压力分布不同,则喷管的性能参数及喷管的出口高度有很大差别.若需要设计的喷管出口高度越大,则给定的压力分布的初始段压降越大;若需要设计的喷管轴向推力系数越大,则需恰当地选取压力分布的初始段压降;若需设计能产生较大升力和俯仰力矩的喷管,则压力分布的初始段压降越小越好.由此可见,不同的设计目标则需给定不同的压力分布.但是至今还难以确定什么样的压力分布才能满足指定的气动性能,很难直接确定满足设计目标要求的压力分布,因此本文将最大推力喷管上壁面的压力分布作为基准压力,通过上述一次函数进行拟合,图 8 为拟合上壁面压力分布,根据拟合确定压力梯度 $G_1 \sim G_6$ 的初始值如表 2 所示.

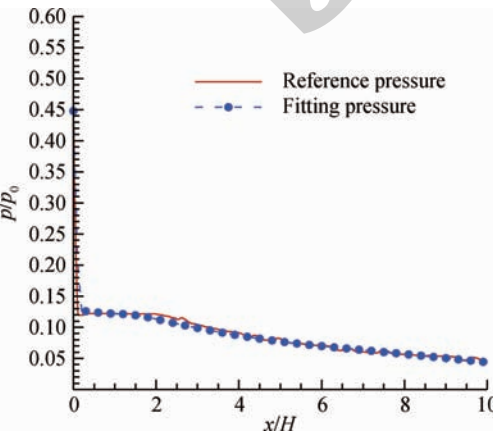


图 8 拟合的上壁面压力分布
Fig. 8 Fitting pressure distribution of upwall

表 2 设计参数初始值						
Table 2 Initial value of design parameters						
压力梯度	G_1	G_2	G_3	G_4	G_5	G_6
初始值	-27.5	-5.5	-0.03	-0.1	-0.07	-0.06

2.2 压力分布曲线的优化设计

在确定各参数取值范围时,需保证给定的压力分布满足单调递减,还需保证喷管内的气流充分膨胀,得到的喷管出口高度不能太小,同时,还要兼顾喷管的推力性能.综合考虑得到各设计参数的取值范围如表 3 所示.由于试验设计的方法是在设计空间内对各设计变量取值进行综合协调,使得设计点在设计空间内满足统计意义上的最优分布.本文采用最优拉丁超立方设计算法对 6 个设计参数在其取值范围内进行样本点的设计组合,得到 50 组样本点.通过基于压力分布的非对称喷管反设计程序对上述 50 组样本点进行设计,并得到在不同压力分布下的喷管型线和相应的目标参数 C_{fx} , F_y , M_z , H_e .

表 3 设计参数的取值范围		
Table 3 Range of design parameters		
压力梯度	最小值	最大值
G_1	-28	-27
G_2	-6	-5
G_3	-0.05	0
G_4	-0.12	-0.08
G_5	-0.08	-0.05
G_6	-0.07	-0.05

在上述样本点设计结果的基础上,采用 Isight 软件对上述 50 组样本点数据建立多项式响应面代理模型,3 阶模型,输入变量为 6 个,输出响应为 4 个.通过误差平方 R^2 (可接受水平为 $R^2 > 0.9$) 对该代理模型的计算结果进行误差分析,如表 4 所示.从表中可知,各参数的误差平方远远高于可接受水平,说明本文采用的 3 阶响应面代理模型满足优化要求.

表 4 性能参数的误差平方			
Table 4 Error square of performance parameters			
性能参数	R^2	性能参数	R^2
C_{fx}	0.99	H_e/H	0.99
F_y	1	M_z	1

采用多目标的优化方法,建立如下优化模型:约束条件为 $4.94 \leq H_e/H \leq 4.96$; $C_{fx} \geq 0.984$;约束目标为 F_y , M_z 最大.该优化模型能在一定的几

何限制内,使主要性能参数达到设计者的要求,需要说明的是:由于没有具体的总体参数,本文所给定的设计目标是保证推力、升力和俯仰力矩达到最大值,实际上该设计方法可满足总体给定的其他设计目标。

本文采用 Isight 软件自带的非支配序列的遗传优化算法,在建立的 3 阶响应面代理模型上搜索得到两目标优化设计的 Pareto 前沿,如图 9 所示。Pareto 包含了一系列优化目标的综合信息,实际中可依照具体要求选择恰当的优解作为最终的优化结果。本文在该优化前沿中,选取其中一个压力分布参数作为最优解,为验证本文所采用的多项式响应面代理模型的可靠性,对所选的压力分布进行了喷管型线反设计,反设计得到的性能参数和优化结果对比如表 5 所示,可见两者相对误差(Δ)小于 0.1%,说明该优化结果可用。

需要说明的是:虽然此处的压力分布函数是在最大推力喷管型线的基础上,通过优化设计而得到的,但是本文所提出的设计方法本身不要求一定要采用优化算法,只需要有恰当的压力分布函数即可。

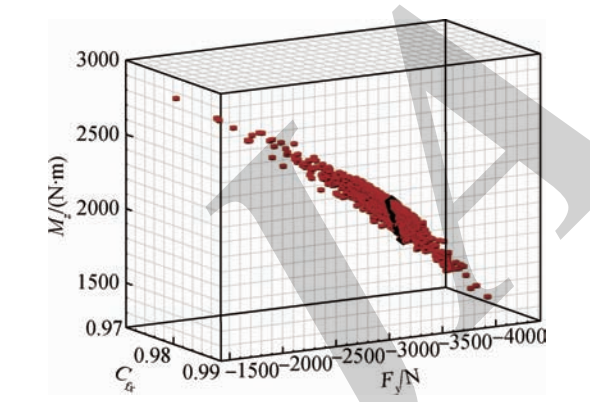


图 9 两目标优化设计的 Pareto 前沿
Fig. 9 Pareto front of the two objectives optimization design

表 5 优化结果与反设计结果对比

目标参数	反设计结果	优化结果	$\Delta/\%$
C_{fx}	0.9856	0.9855	0.0059
F_y/N	3185.953	3185.946	-0.0002
H_e/H	4.943	4.941	-0.0445
$M_z/(N \cdot m)$	1995.624	1995.057	-0.0284

3 基于压力分布的非对称喷管构型

本文通过上述优化得到的压力分布,反设计得

到喷管出口高度满足几何约束,推力、升力和俯仰力矩性能均满足设计目标的喷管膨胀面型线,并进行黏性修正。喷管下壁和侧壁为平面。喷管结构简图如图 10 所示,进出口为矩形,进口宽高比为 3。

为了和基于压力分布设计所得到的喷管进行对比分析,将喷管长度和进出口高度相同作为约束条件,如图 10 中的虚线所示,为采用最大推力设计方法得到的基准喷管模型 A;图中实线为采用基于压力分布的设计方法得到的喷管模型 B。从图中可发现,两者的型线存在差异,在前中部模型 A 的扩张角要小于模型 B 的。

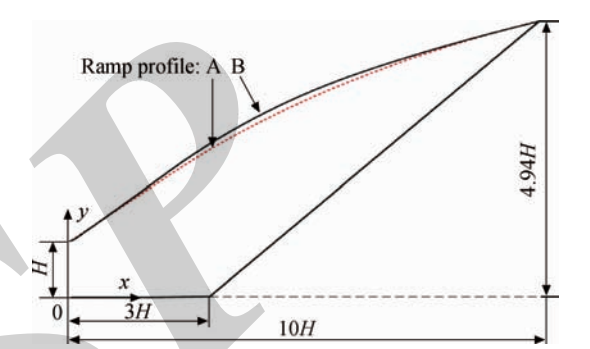


图 10 喷管结构示意图

Fig. 10 Schematic of nozzle structure

4 数值模拟结果与分析

4.1 数值计算方法

本文选用一半喷管模型数值模拟。计算采用 Fluent 软件,图 11 为计算域及计算网格,网格数量为 90 万,计算湍流模型选择 SST(shear stress transport) $k-\omega$,耦合隐式求解,2 阶迎风格式。为了保证附面层内流场计算的准确性,对壁面网格进行了加密处理,附面层第 1 层网格高度设为 0.05 mm,网格增长率为 1.05,保证边界层内有足够数目的网格单元,温度及速度的壁面条件分别为绝热条件、壁面无滑移,喷管进口和出口的边界条件分别为压力入口和压力出口。

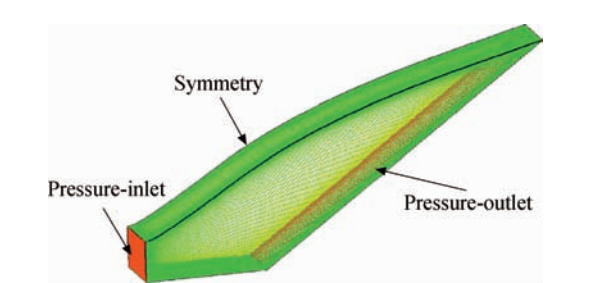


图 11 计算网格示意图

Fig. 11 Schematic of computational mesh

4.2 数值模拟结果

表 6 给出了 A,B 两个模型在设计点时的性能参数. 从表中可以看出,采用基于压力分布设计的喷管模型 B 与采用最大推力理论设计的基准喷管模型 A 相比,在推力系数只降低 0.102% 情况下,升力和俯仰力矩分别提升了 2.295% 和 15.774%,实现了设计喷管在保证推力性能的同时,升力和俯仰力矩也满足设计指标要求.

表 6 喷管性能参数			
Table 6 Performance parameters of nozzle			
目标参数	数值		$\Delta/\%$
	模型 A	模型 B	
C_{tx}	0.983	0.982	-0.102
F_y/N	-882.186	-861.938	2.295
$M_z/(\text{N}\cdot\text{m})$	549.578	636.266	15.774

图 12 为在设计点时,模型 A 和模型 B 上下壁面中心线上的压力分布(以来流总压进行无量纲化). 从图中可以看出,模型 A 和模型 B 下壁面的压力分布规律基本一致,但上壁面的压力分布差异比较大,但有相似的分布趋势,由于模型 A 在入口处膨胀波较强,压力急剧减小,在 $x=2H$ 之前压力变化幅度较小,在 $x=2H$ 之后压力不断下降. 而由于模型 A 的初始膨胀角小于模型 B 的,因此在上壁面前半段的压力分布上,模型 A 的压力高于模型 B 的. 而模型 B 通过对壁面压力分布规律的控制,上壁面前部的压力较模型 A 低,后部的压力略高于模型 A 的,与力臂的分布(前面小后面大)相对应,得到的俯仰力矩较大.

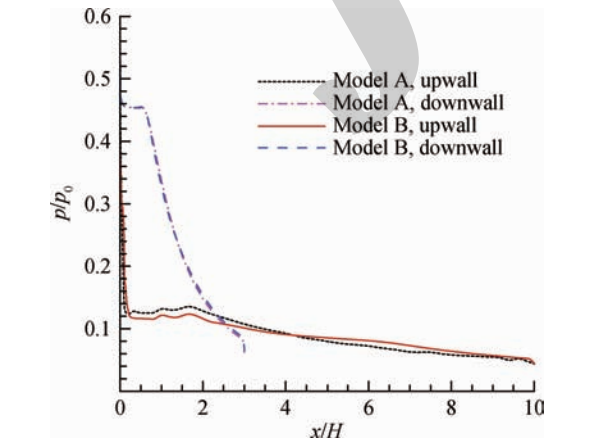


图 12 模型 A 和模型 B 上下壁面中心线压力分布

Fig. 12 Pressure distribution on the centerlines of upwall and downwall for model A and model B

模型 A 和模型 B 中心截面靠近入口附近的马赫数等值线图如图 13 所示,可见两者的膨胀情况是类似的,但是膨胀波的强弱稍有不同,模型 B 膨胀波的强度相对较强,使得马赫数增大较快,导致图 12 中模型 B 上壁面初始段压力分布较低,因此控制壁面压力分布规律的喷管设计方法,能够在保证喷管推力性能的基础上,有效改善非对称喷管的升力和俯仰力矩性能.

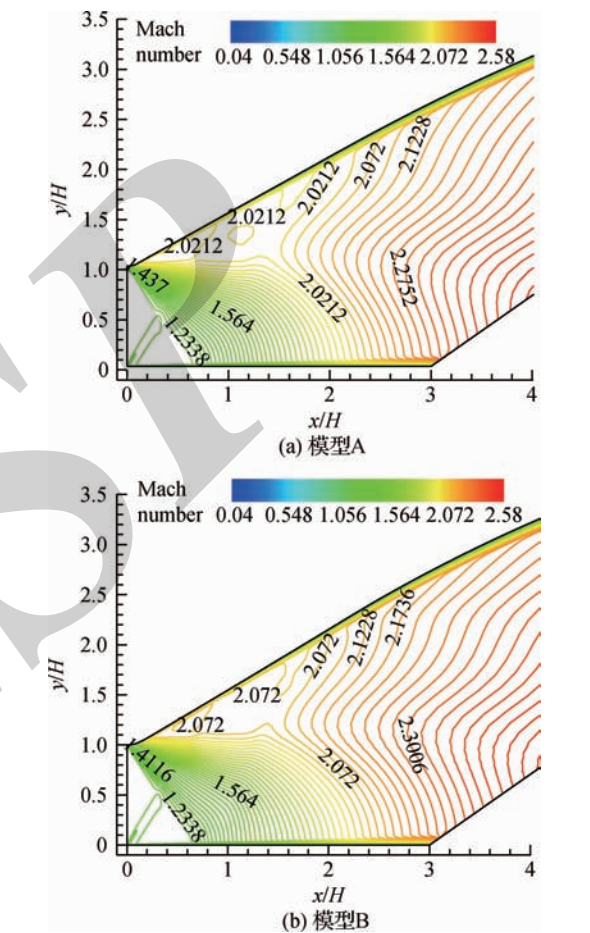


图 13 模型 A 和模型 B 中心截面靠近进口处马赫数云图
Fig. 13 Mach number contour on symmetry plane near inlet of model A and model B

5 结 论

通过研究,本文得出以下结论:

1) 提出了通过指定壁面压力分布规律来反设计非对称喷管型线的方法获得了膨胀面型线反设计程序,实现了气动参数可控的喷管设计,为非对称喷管设计提供了一种思路.

2) 采用该方法进行喷管设计,与以往的优化方法对比,省去了数值模拟这一环节,大大节省了设计时间,提高了设计效率,在前期的概念设计和方案对比研究中具有很好的工程应用前景;其次,

与经典的特征线法相比,该方法可以在设计之初就考虑升力和俯仰力矩性能,能够更好、更快、更准确地满足工程实际中的设计目标要求.

3) 基于壁面压力分布设计的非对称的设计方法,既可以保证喷管的推力性能,又可以满足升力和俯仰力矩的设计指标要求,克服了传统采用特征线法设计喷管的局限性. 根据本文的设计目标,设计得到的模型 B 与模型 A 相比,在推力系数仅降低 0.102%的前提下,喷管的升力和俯仰力矩分别提升了 2.295%和 15.774%. 说明了基于压力分布的非对称喷管设计方法具有很好的应用前景.

参考文献:

[1] SMALL W J, WEIDNER J P, JOHNSTON P J. Studies of scramjet/airframe integration techniques for hypersonic aircraft[R]. AIAA 75-58, 1975.

[2] RAO G V R. Exhaust nozzle contour for optimum thrust[J]. Journal of Jet Propulsion, 1958, 28(6): 377-382.

[3] ÖSTUND J. Flow processes in rocket engine nozzles with focus on flow separation and side-loads[R]. Royal Institute of Technology Stockholm, Technical Report 2002-09, 2002.

[4] ARGROW B M, EMANUEL G. Comparison of minimum length nozzles[J]. Journal of Fluids Engineering, 1988, 110(3): 283-288.

[5] GOEING M. Nozzle design optimization by method-of-characteristics[R]. AIAA 90-2024, 1990.

[6] 黄伟, 罗世彬, 王振国. 超燃冲压发动机尾喷管构型参数灵敏度分析[J]. 推进技术, 2009, 30(6): 691-695.

HUANG Wei, LUO Shibin, WANG Zhenguo. Parametric sensitivity analysis of scramjet nozzle configuration[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(6): 691-695. (in Chinese)

[7] 王青, 谷良贤, 龚春林. 超燃冲压发动机可调尾喷管多目标优化设计[J]. 推进技术, 2013, 34(3): 294-299.

WANG Qing, GU Liangxian, GONG Chunlin. Multi-objective optimization design of geometry-variable nozzle for scramjet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(3): 294-299. (in Chinese)

[8] 庞丽娜, 徐惊雷, 范志鹏. 单边膨胀尾喷管下壁面型线优化设计及实验研究[J]. 推进技术, 2014, 35(10): 1297-1302.

PANG Lina, XU Jinglei, FAN Zhipeng. Optimization design and experimental study of cowl configuration of SERN[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(10): 1297-1302. (in Chinese)

[9] 贺旭照, 张勇, 汪广元, 等. 高超声速飞行器单壁膨胀喷管的自动优化设计[J]. 推进技术, 2007, 28(2): 148-151.

HE Xuzhao, ZHANG Yong, WANG Guangyuan, et al. Au-

tomated design optimization of single expansion ramp nozzle for hypersonic vehicle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(2): 148-151. (in Chinese)

[10] 全志斌, 徐惊雷, 莫建伟. 基于控制壁面压力分布的分级单边膨胀喷管设计及试验验证[J]. 推进技术, 2013, 34(3): 307-310.

QUAN Zhibin, XU Jinglei, MO Jianwei. Design and experiment validation of single expansion ramp nozzle based on the control of wall pressure distribution[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(3): 307-310. (in Chinese)

[11] 赵强, 徐惊雷, 于洋. 基于膨胀度可控的 SERN 设计及试验验证[J]. 航空学报, 2014, 35(1): 125-131.

ZHAO Qiang, XU Jinglei, YU Yang. Design and experiment validation of SERN based on controllable expansion degree distribution[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(1): 125-131. (in Chinese)

[12] LIDTHILL M J. A new method of two-dimensional aerodynamics design [R]. ARC Technical Report: R&M 2112, 1945.

[13] VOLPE G. Geometric and surface pressure restrictions in airfoil design[R]. AGARD-R-780, 1990.

[14] ELIZAROV A M, IL'INSKIY N B, POTASHEV A V. Mathematical methods of airfoil design: inverse boundary value problems of aerohydrodynamics[M]. Berlin: Wiley-VCH Verlag, 1997.

[15] 张林, 张堃元, 王磊, 等. 基于壁面马赫数梯度的高超声速弯曲激波二维进气道数值研究[J]. 航空动力学报, 2013, 28(4): 752-758.

ZHANG Lin, ZHANG Kunyuan, WANG Lei, et al. Computational investigation of hypersonic curved shock two-dimensional inlet with compression surface constant mach number gradient[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(4): 752-758. (in Chinese)

[16] 王磊, 张堃元, 金志光, 等. 基于壁面压力分布的二元高超声速弯曲激波压缩进气道反设计与优化方法[J]. 推进技术, 2013, 34(12): 1601-1605.

WANG Lei, ZHANG Kunyuan, JIN Zhiguang, et al. Reverse design and optimization of 2D hypersonic curved shock compression inlet based on given wall pressure distribution[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(12): 1601-1605. (in Chinese)

[17] 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)

[18] ZUCROW M J, HOFFMAN J D. Gas dynamics[M]. New Yorks: John Wiley and Sons. Incorporation, 1976: 191-192.