

马赫数3~6宽速域内转进气道优化设计

代春良¹, 孙波¹, 张堃元²

(1. 南京理工大学 机械工程学院, 南京 210094;

2. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 基于对轴对称基准流场参数化研究选取半径适当小的可变中心体,再对其他设计参数进行灵敏度分析,得到设计参数对基准流场整体性能的影响规律,系数 c 的影响最为明显,同时各个设计参数之间耦合效应影响也很大。运用样本数据库,构建相应的神经网络近似模型并结合邻域培植多目标遗传算法对轴对称基准流场在马赫数为6时进行三目标优化,优化后的基准流场内收缩比降低了17.7%,总压恢复系数提高了2.3%,并且静压比提高了7.1%。基于此优化结果,进行内转进气道型面设计并对其在马赫数为3~6条件下黏性数值模拟,结果表明:优化后的内转进气道在马赫数为3工作时能够正常起动,在马赫数为4~6工作时,进气道有较高的压缩量,较好的流量捕获能力和总压恢复性能。

关 键 词: 马赫数3~6宽速域; 内转进气道; 轴对称基准流场; 灵敏度分析; 优化设计

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Optimization design of the inward turning inlet in the Mach number 3—6 wide velocity domain

DAI Chunliang¹, SUN Bo¹, ZHANG Kunyuan²

(1. School of Mechanical Engineering,

Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China;

2. College of Power and Energy Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Based on the parameterization study of the axisymmetric basic flowfield, a variable center body with properly small radius was selected, then the sensitivity analysis of other design parameters was conducted to obtain the influence law of design parameters on the overall performance of the basic flowfield. This showed that the coefficient c had the most obvious effect, and the coupling effect between various design parameters was also significant. The sample database was used to construct the corresponding neural network approximate model, and the three-objective optimization of the axisymmetric basic flowfield at Mach number of 6 was carried out in combination with the neighborhood cultivation multi-objective genetic algorithm. After the optimization, the internal compression ratio in the basic flowfield reduced by 17.7%, the total pressure recovery coefficient increased by 2.3%, and the static pressure ratio increased by 7.1%. Based on the optimization results, the inward turning inlet profile was designed. The results from its viscous numerical simulation at

收稿日期: 2019-02-26

作者简介: 代春良(1995—),男,硕士生,研究领域为高超声速空气动力学。E-mail:2418615272@qq.com

通信作者: 孙波(1980—),男,讲师,博士,研究领域为高超声速空气动力学。E-mail:hypersun@126.com

引用格式: 代春良,孙波,张堃元. 马赫数3~6宽速域内转进气道优化设计[J]. 航空动力学报,2019,34(10):2191-2202. DAI Chunliang, SUN Bo, ZHANG Kunyuan. Optimization design of the inward turning inlet in the Mach number 3—6 wide velocity domain[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(10): 2191-2202.

Mach number of 3—6 show that the optimized inward turning inlet can start normally at Mach number of 3, and has higher compression, better flow capture ability and total pressure recovery performance at Mach number of 4—6.

Key words: Mach number 3~6 wide velocity domain; inward turning inlet; axisymmetric basic flowfield; sensitivity analysis; optimization design

高超声速进气道作为吸气式高超声速推进系统的关键压缩部件,相比像二元、轴对称、侧压式等高超声速进气道,内转进气道凭借本身利用激波和马赫波共同压缩拥有更高的压缩效率,引起了国内外专家学者的高度关注。除此之外,内转进气道同时具有较强的流量捕获能力、较小的浸润面积及较广的适应性等优点,近些年来,不少研究者在此领域进行了大量的相关研究^[1-5]。

最近几年,南京航空航天大学的南向军等^[6]研究了压升规律可控的高超声速内转进气道的设计,李永洲等^[7]研究了马赫数分布可控的内转进气道设计,引起了不少人的关注。在内转进气道的研究领域内,大多都是先设计相应的基准流场,在此基础上利用流线追踪技术、附面层修正以及截面渐变技术设计进气道气动型面,他们对内转进气道的设计重点集中于压缩特性的研究,设计方法中欠缺对内转进气道在宽速域内工作特性的考虑。针对宽速域内工作的火箭基组合循环发动机,低马赫数下进气道起动问题仍然是模态转换过程中的难点。通常,为降低起动马赫数而采取可调唇口、可调喉道^[8]等的变几何方法降低进气道内收缩比,但是变几何方法增加了结构的复杂性和飞行器的重量,大大增加了结构强度和工程可靠性方面的难度;也有通过在进气道进口前加楔形前体的定几何的方法来增加低马赫下的溢流,改善进气道的起动性能,但楔形前体增加了进气道长度和重量造成飞行器的高阻力问题;也有通过后切唇口的定几何方法降低内收缩比来提高低马赫数的起动性能,但后切唇口改变最初设计的规则进口形状还降低了高马赫数下的流量系数。基准流场的性能决定了内转进气道的整体性能,因此,本文通过对轴对称基准流场优化实现内转进气道在 $Ma_\infty=3\sim6$ 宽速域内能发挥良好的性能,并且这方面的工作至今开展的也不多。

目前,部分研究者^[9-10]只对等直中心体轴对称基准流场的设计参数进行了参数化研究,本文对可变中心体轴对称基准流场进行多个性能参数化研究,为后面优化设计做准备。除上述降低起动马赫数的措施情况以外,大多对内转进气道最

低只在 $Ma_\infty=4$ 左右进行了研究分析,本文将对在更低飞行马赫数能够正常工作的内转进气道进行设计研究。多学科设计优化技术(MDO)提出的基于代理模型的优化策略在二元^[11]和轴对称高超声速进气道^[12]的优化过程中已经被采用,本文将结合多学科设计优化技术并借助 Isight 优化软件先对轴对称基准流场设计参数进行灵敏度分析,再进行多目标优化,从而获得适合设计在宽速域内有较好工作性能的内转进气道的轴对称基准流场。基于此优化结果,对矩形进口内转进气道进行型面设计和数值模拟。

1 轴对称基准流场的参数化研究

该轴对称基准流场采用的是下凹圆弧型母线的可变中心体,其设计参数包括:来流马赫数 Ma_∞ 、基准流场进口半径 R_i 、前缘压缩角 δ 、中心体半径 R_c ,以及壁面压升规律 $p(x)/p_r$,系数 a 、 b 、 c ,压升规律数学公式为

$$\begin{aligned} p(x)/p_r &= c \cdot \arctan[a(x-b)] + \\ &c \cdot \arctan(ab) + 1 \end{aligned} \tag{1}$$

式中 p_r 为前缘入射激波后靠近壁面处的静压。运用 FLUENT 软件对物理壁面进行无黏数值模拟,结果如图 1 所示,CFD 和特征线法(MOC)两种方法计算得到的流场结构基本一致,进而验证两种方法的准确性。轴对称基准流场包含:前缘入射激波、等熵压缩波、反射波、压升规律可控的物理压缩面和可变中心体。初始压缩段较为平

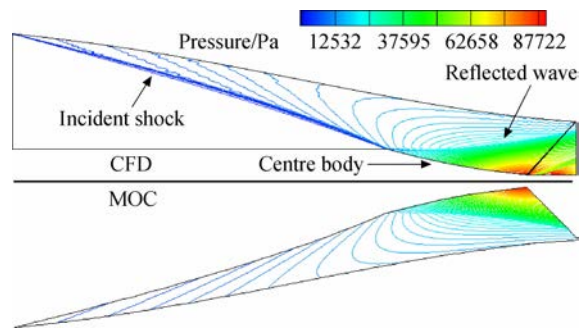


图 1 CFD 和 MOC 两种方法对比
Fig. 1 Comparison between CFD and MOC

直,入射激波接近直线,中间压缩段收缩程度较大,产生了一系列等熵压缩波提高了该压缩段的的压缩量,反射波呈弯曲形状,可变中心体很大程度上减弱反射激波,避免唇口激波与顶板内压缩段部分的附面层相互作用而产生较强的流动分离,改善进气道内部流场结构。

在控制 Ma_∞ 、 R_i 两个基准流场参数以及壁面压升规律 $p(x)/p_r$ 不变的情况下,改变其他设计参数来对轴对称基准流场进行参数化研究,表 1 给出了设计参数的取值范围,并通过 FLUENT 软件进行无黏数值计算获取基准流场的性能参数。性能参数主要包括几何性能参数和气动性能参数,几何性能参数是指总收缩比 R_{ct} (基准流场进出口面积之比)、内收缩比 R_{ci} (入射激波与中心体交点处横截面面积与出口面积之比)、基准流场长度 L ,气动性能参数是指总压恢复系数 σ 、静压比 p/p_0 、出口平均马赫数 Ma_e 、静温比 T/T_0 、稳态总压畸变指数 $\bar{D}(\bar{D}=(p_{\max}^*-p_{\min}^*)/p_{av}^*)$,性能参数均使用质量加权平均获取。

表 1 轴对称基准流场设计参数

Table 1 Design parameters of axisymmetric basic flowfield			
设计参数	最小值	参考值	最大值
Ma_∞		6	
R_i/m		0.25	
R_e/R_i	0.06	0.2	0.24
a	0	3.5	9
b	0	0.3	0.64
c	0	1	2.7
$\delta/(^\circ)$	2	6	8

1.1 压升规律系数对基准流场性能的影响

根据式(1),可以看出 a 作为自变量 x 的系数,决定了压升规律曲线在 x 方向上的缩放程度。也就是说,系数 a 控制压升梯度和基准流场收缩程度。图 2 表示系数 a 对性能参数的影响,当 $a>1$ 时,相比 $a=1$ 时压升规律曲线沿 x 方向收缩,压升梯度、基准流场收缩程度随之增加,进而 R_{ct} 、 p/p_0 增大, L 、 Ma_e 减小,同时 σ 降低。当 $a>4$ 时,压升规律曲线缩放变得缓慢导致基准流场性能变化缓慢,特别是 R_{ci} 的变化曲线趋近直线。随着 a 的增大, R_{ci} 逐渐增大, T/T_0 、 $\bar{D}$ 的变化规律分别和 p/p_0 、 σ 基本一致(本文未予以图示)。

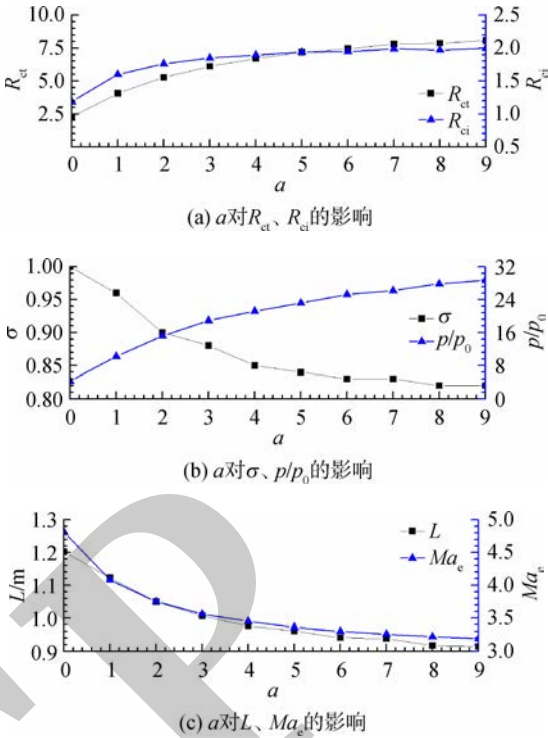
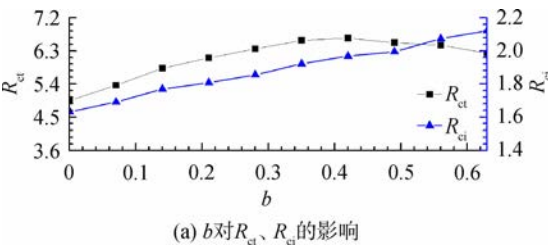


图 2 系数 a 对基准流场性能的影响 ($b=0.3, c=1$)
Fig. 2 Influence of coefficient a on the performance of basic flowfield ($b=0.3, c=1$)

从数学角度分析,系数 b 作为式(1)函数的极值点,决定着压升规律曲线的拐点位置,控制着壁面的初始、中间、末尾三个压缩段在基准流场中的占比情况,因此 b 对基准流场性能的影响比较复杂多变。图 3 表示系数 b 对性能参数的影响,随着 b 的增大,压升规律曲线的拐点位置沿 x 方向移动,导致初始、中间压缩段分布比例变大,在靠近可变中心体曲母线根部位置的前缘入射激波弯曲度增加, R_{ci} 、 p/p_0 增大。末尾压缩段比例减小,造成此段压力梯度增大。在 $0.3\sim 0.4$ 区间内,除 R_{ci} 继续近似线性增加外,其他性能参数的变化情况都发生改变, $b>0.3$ 时, σ 、 L 、 $\bar{D}$ 增长率加快, p/p_0 增长率减缓, T/T_0 开始减小; $b>0.4$ 时, R_{ct} 开始减小, Ma_e 开始增大。

由式(1)可见,把 c 看作因变量 $p(x)/p_r$ 的系数,决定着压升梯度的幅值,因此和系数 a 、 b 相比,它对基准流场总体性能影响比较明显。图 4



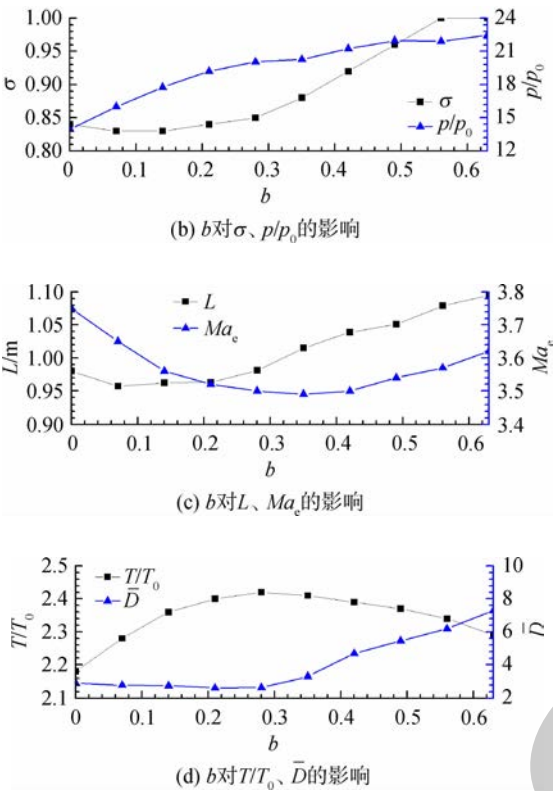


图3 系数 b 对基准流场性能的影响 ($a=3.5, c=1$)

Fig. 3 Influence of coefficient b on the performance of basic flowfield ($a=3.5, c=1$)

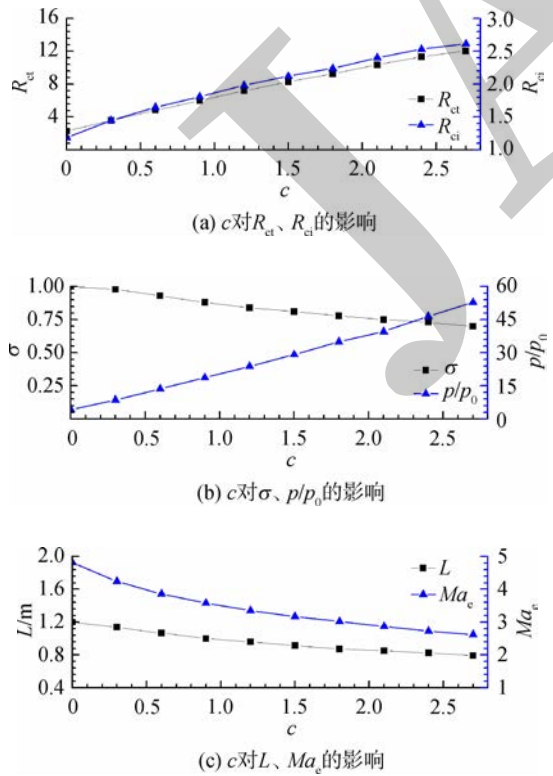


图4 系数 c 对基准流场性能的影响 ($a=3.5, b=0.3$)

Fig. 4 Influence of coefficient c on the performance of basic flowfield ($a=3.5, b=0.3$)

表示系数 c 对基准流场性能的影响,除了 Ma_e 以外,其他性能参数都呈现几乎线性单调变化,在 $0 \sim 0.6$ 区间内 Ma_e 减小地较快,之后较缓慢地成近似线性减小。随着 c 不断增大,壁面压力梯度幅值变大,基准流场收缩程度增加, R_{ct} 、 p/p_0 不断增大, σ 、 L 、 Ma_e 不断减小, T/T_0 、 $\bar{D}$ 的变化规律分别与 p/p_0 、 σ 基本一致(本文未予以图示)。

1.2 前缘压缩角对基准流场性能的影响

Ma_∞ 和 δ 共同决定着前缘入射激波的激波强度,在 Ma_∞ 一定的情况下,增加 δ ,前缘入射激波波角增大,激波强度增加,合理地增大 δ 有利于提高基准流场压缩量。图5表示前缘压缩角 δ 对基准流场性能的影响,随着 δ 的增加,壁面未尾段靠近中心体造成基准流场出口半径减小,当进口半径一定的情况下, R_{ct} 、 R_{ci} 增大;同时前缘入射激波增强,基准流场压缩量提高,总压损失增加, p/p_0 增大、 σ 、 Ma_e 减小;前缘入射激波波角增大,物理壁面型线截止点前移, L 减小; T/T_0 的变化规律与 p/p_0 基本一致, $\bar{D}$ 的变化规律不明显(本文未予以图示)。

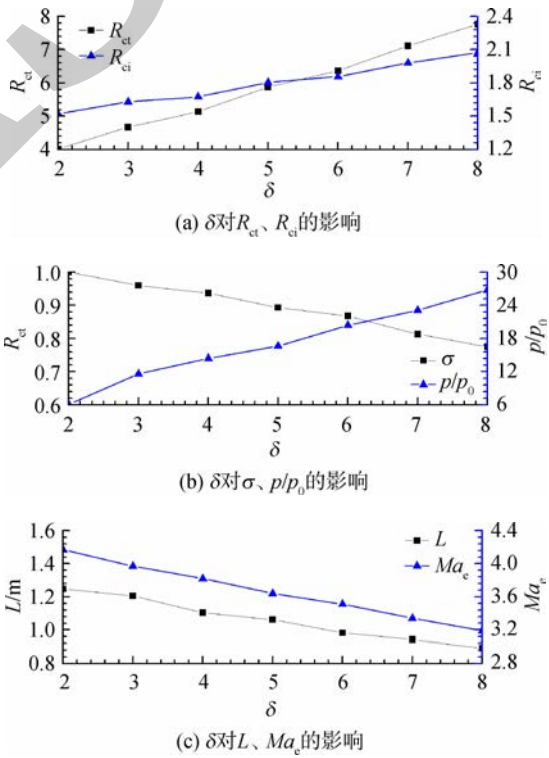


图5 前缘压缩角 δ 对基准流场性能的影响

Fig. 5 Influence of leading edge compression angle δ on the performance of basic flowfield

1.3 中心体半径对基准流场性能的影响

前面着重分析了可变中心体与等直中心体两

轴对称基准流场的主要不同是可变中心体弥散反射激波,减弱反射激波强度,改善基准流场性能。这里指出等直中心体基准流场中的物理壁面型线截止于反射激波与壁面的交点处,而对于轴对称基准流场的物理壁面型线截止点与可变中心体凹型圆弧母线结束点之间线段必须与可变中心体轴线保持 45°(如图 6 所示)。

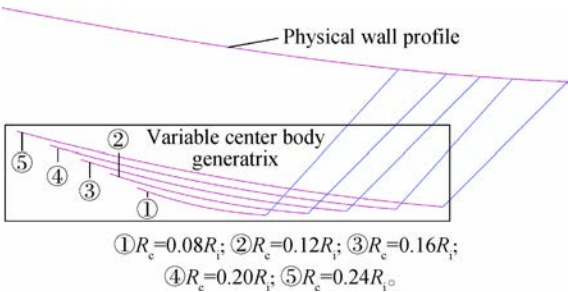
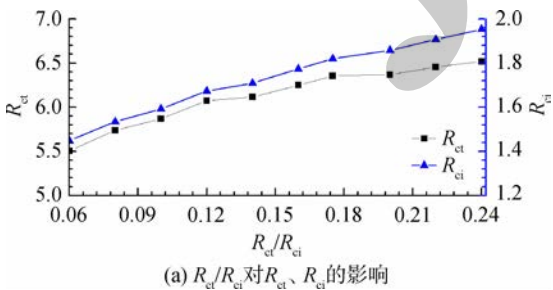
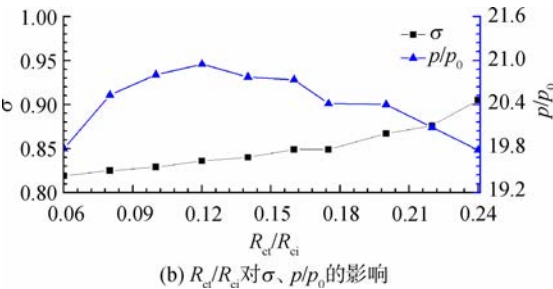


图 6 不同中心体半径对应的可变中心体母线
Fig. 6 Variable center body generatrix corresponding to different center body radius

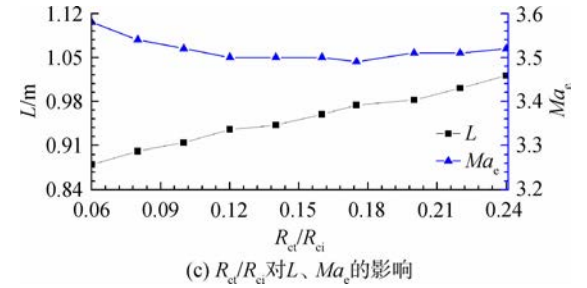
图 7 表示中心体半径对基准流场性能的影响,随着 R_c 增大, R_{ci} 近似线性增加而 R_{ct} 增长速率逐渐减缓, σ 先线性缓慢增加后增速不断加快。从图 6 可看出, R_c 增大,可变中心体母线起始点气流相对于凹型圆弧的气流偏转角不断减小,在 0.06~0.12 区间 R_{ci} 增大(占主导作用)、较大的相对气流偏转角两者共同作用提高压缩性能, p/p_0 增大, Ma_e 减小,之后相对气流偏转角变小, R_{ci} 增速减缓(不占有主导作用),压缩性能不断下降, p/p_0 减小, Ma_e 不再减小而是趋于稳定。随着 R_c 增大,凹型圆弧母线结束点不断后移导致物理



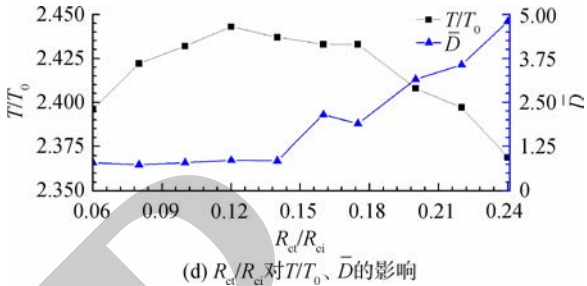
(a) R_c/R_i 对 R_{ci} 、 R_{ct} 的影响



(b) R_c/R_i 对 σ 、 p/p_0 的影响



(c) R_c/R_i 对 L 、 Ma_e 的影响



(d) R_c/R_i 对 T/T_0 、 $\bar{D}$ 的影响

图 7 中心体半径 R_c/R_i 对基准流场性能的影响
Fig. 7 Influence of center body radius R_c/R_i on the performance of basic flowfield

壁面型线截止点后移, L 不断增大。 T/T_0 和 p/p_0 变化情况,几乎一致,在 0.06~0.14 区间, $\bar{D}$ 基本保持不变,之后急剧增大。

2 轴对称基准流场优化设计

基于以上参数化研究分析,发现选取适当小的中心体半径可降低基准流场的 R_{ci} 来提高进气道在低马赫时的起动性能,同时也能提高总压恢复性能,降低基准流场长度和稳态总压畸变。为满足宽速域内工作的内转进气道在低马赫数下能够正常起动且高马赫数下能够发挥较好的整体性能,需要取较小半径的中心体。

由于较多的设计参数不利于得到精确的优化结果,因此在下文控制 $Ma_\infty = 6$ 、 $R_i = 0.25\text{ m}$ 、 $R_c/R_i = 0.1$ 以及壁面压升规律 $p(x)/p_r$ 不变的情况下,改变其他设计参数来对轴对称基准流场进行优化设计,具体的设计参数取值范围如表 2 所示。

2.1 设计参数灵敏度分析

为了探究设计参数对基准流场性能参数的影响,在优化之前采用最优拉丁超立方设计方法进行试验设计,对设计参数进行灵敏度分析。本次试验设计构建了 50 个样本点,运用 FLUENT 软件对每个设计点的基准流场进行无黏数值模拟并获取相应的性能参数,进而对设计参数进行灵敏度分析。

表 2 设计参数取值范围
Table 2 Ranges of design parameters

设计参数	最小值	参考值	最大值
Ma_∞		6	
R_i/m		0.25	
R_c/R_i		0.1	
a	0	3.5	9
b	0	0.3	0.64
c	0	1	2.7
$\delta/(^{\circ})$	2	6	8

图 8~图 11 给出了反正切压升规律系数 a 、 b 、 c 以及前缘压缩角 δ 对基准流场性能参数影响的 Pareto 图。Pareto 图反映样本拟合后模型中输入因子各项(纵坐标)对每个输出响应的贡献程度百分比(横坐标),蓝色的条形表示正效应,红色则表示反效应。对于 R_{ct} , 系数 c 的影响比较大,其次是系数 a 且都是正效应,接着是系数 a 的二阶项的主效应是负效应,系数 a 与 c 的交互效应以及前缘压缩角 δ 的线性项的主效应且都为正效应,需较大的总收缩比可适当地增大系数 a 、 c 以及前缘压缩角 δ 。

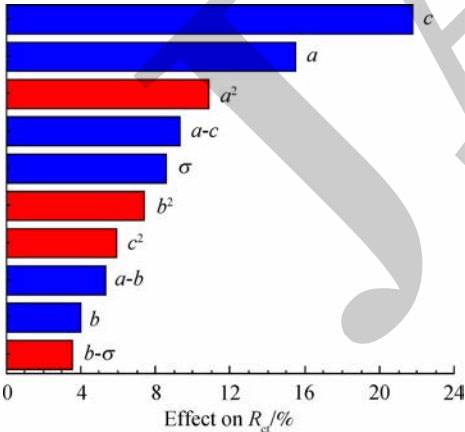


图 8 设计参数对 R_{ct} 影响的 Pareto 图
Fig. 8 Pareto graphs of the influence of design parameters on R_{ct}

对于总压恢复系数 σ ,影响最大的是系数 c 的线性项主效应且为反效应, $a-b$ 与 $b-c$ 的交互效应对 σ 的影响比较大,其次是系数 b 的线性项的主效应,前缘压缩角 δ 和系数 a 的线性项主效应是负效应,要提高总压恢复性能可适当地减小 a 、 c 、 δ ,增大 b 。

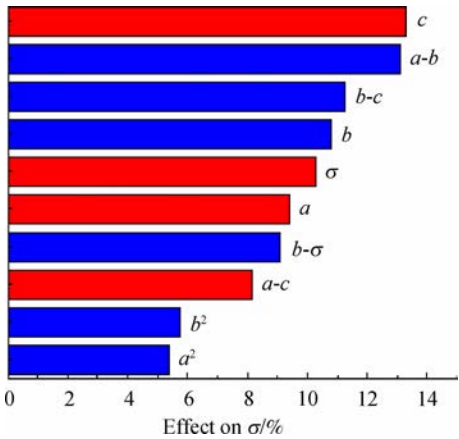


图 9 设计参数对 σ 影响的 Pareto 图
Fig. 9 Pareto graphs of the influence of design parameters on σ

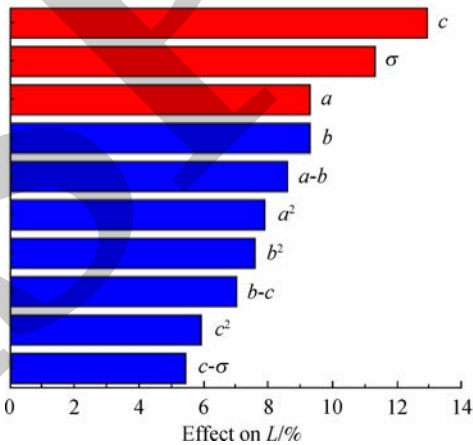


图 10 设计参数对 L 影响的 Pareto 图
Fig. 10 Pareto graphs of the influence of design parameters on L

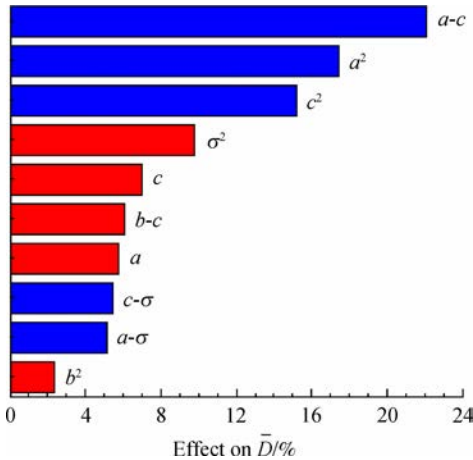


图 11 设计参数对 $\bar{D}$ 影响的 Pareto 图
Fig. 11 Pareto graphs of the influence of design parameters on $\bar{D}$

对于基准流场长度 L , 总体来看, 贡献反效应的输入因子的影响相比于正效应的明显较大。影响较大的也是系数 c , 其次是 δ 、 a 、 b , 当 $a > 1$ 时, 基准流场沿程收缩, L 随之减小。当 c 增大时, 压升梯度幅值增加, 基准流场收缩程度增加, L 减小。当系数 b 增大, 基准流场拐点沿 x 后移, L 增大。交互效应和二阶项主效应对 L 的影响呈现呈现正效应, 可适当增大 a 、 c 、 δ , 减小 b 来减小基准流场长度 L 。

对于稳态总压畸变 $\bar{D}$, 与前面的性能参数都不同是对其影响最大的是 a - c 的交互效应, 其次分别是系数 a 、 c 和 δ 的二阶项主效应, 接着是系数 c 、 b - c 的交互效应, 系数 a 。要得到较小稳态总压畸变的基准流场, 必须着重考虑设计参数之间的交互作用。

对 R_{ci} 、 p/p_0 、 Ma_e 、 T/T_0 影响较大的设计参数依次是 c 、 a 、 a 的二阶项主效应、 a 与 c 的交互效应、 δ , 占比分布情况与 R_{ci} 相差较小, 影响较大的因子对 Ma_e 的响应与前面几个性能参数是相反的, 所以这里未给出相应的细致分析与 Pareto 图。

总体来看, 由于系数 c 决定着壁面压升规律的幅值, 所以除稳态总压畸变 $\bar{D}$, 对其他性能参数影响最大的都是系数 c 。但每个设计参数对基准流场性能呈现的非线性和交互耦合性的影响也不可忽视, 必须权衡和折中考虑每个影响因素才能设计好一个整体性能优良的基准流场。

2.2 基于多目标遗传算法的基准流场优化

通过近似建模的方法, 加快了优化算法的寻优速度: 利用文中第 2.1 中通过 FLUENT 软件对 50 个样本点无黏数值模拟得到的性能参数构建样本数据库, 再运用这些样本数据创建合适的近似代理模型, 最后根据代理模型进行多目标优化^[13]。本文采用的是径向基神经网络(RBF)模型, 输入因子有 4 个分别是压升规律系数 a 、 b 、 c 以及前缘压缩角 δ , 输出响应是上文所提的 8 个性能参数。R-Squared(R^2)可分析用来衡量近似模型与样本点项符合的程度。如果 R^2 值为 1.00 则表示近似模型具有高可信度, 具体数值如表 3 所示。

为满足内转进气道在 $Ma_\infty = 3 \sim 6$ 的宽速域内工作时达到优良的整体性能, 首先要求基准流场有适当小的内收缩比 R_{ci} , 能保证进气道在 $Ma_\infty = 3$ 时能正常工作, 其次保证进气道在 $Ma_\infty = 4 \sim 6$ 能够有较高的压缩性能和总压恢复性能。具体的多目标优化模型如下:

表 3 各个性能参数的误差平方

Table 3 Error squared of each performance parameter

参数	数值
R_{ci}	0.999 1
R_{ci}	0.999 05
σ	0.997 84
p/p_0	0.998 78
L/m	0.998 34
Ma_e	0.998 97
T/T_0	0.998 99
$\bar{D}$	0.990 62

优化目标: $\min\{R_{ci}\}$, $\max\{p/p_0, \sigma\}$

优化变量: $0 < a \leq 9, 0 < b \leq 0.64, 0 < c \leq 2.7, 2 \leq \delta \leq 8$

约束条件: $5.5 < R_{ct} \leq 7, 1.0 < R_{ci} \leq 1.6, 0.8 < \sigma \leq 1$

在多目标优化过程中, 运用邻域培植多目标遗传算法(neighborhood cultivation genetic algorithm, NCGA), NCGA 方法是由最早的 GA(genetic algorithm)算法发展而来, 它视各目标同等重要, 通过排序后分组进行交叉的方法实现“相邻繁殖”的机制, 从而使接近于 Pareto 前沿的解进行交叉繁殖的概率增大, 加速了计算收敛过程。计算过程中, 种群大小 80, 进化代数 60, 交叉概率 0.95, 经过迭代计算后得出三目标 Pareto 最优前沿, 最终选取满足优化目标要求的最优解。由于近似模型存在一定的误差性, 所以要对最优解的设计参数再次运用特征线法程序运行求解得出对应的基准流场, 仍必须通过 FLUENT 软件对基准流场无黏计算并获取优化后的性能参数。

参考(reference, Re)基准流场, 是按表 1 中参考值的设计参数经特征线法程序求解而得, 表 4 的性能参数的计算方法同参数化研究中一致。从图 12 可以看出, 优化后(optimization, Op)的物理壁面的初始、中间压缩段占整个基准流场长度的比例增加, 而且中间部分的收缩程度也明显变大, 从而提高了整个基准流场的压缩量。Re 基准流场中的等熵压缩波分别于前缘激波相交, 前缘激波趋于直线。而在 Op 基准流场中, 中间部分等熵压缩波先汇聚后集中相交于前缘激波, 并使前缘激波弯曲程度增加。同时, 在 Op 基准流场出口截止线处, 高压区占出口的比例也明显变小, 从而提升基准流场的总压恢复性能, 降低出口稳态

总压畸。从表 4 可以看出,优化后的基准流场降内收缩比低了 17.7%,总压恢复系数提高了 2.3%并且静压比提高了 7.1%,达到所需的优化效果。

表 4 两种基准流场性能参数

Table 4 Comparison of the performance parameter of two kinds of basic flowfield

参数	Re	Op	$\Delta/\%$
R_{ct}	6.37	6	-5.8
R_{ci}	1.86	1.53	-17.7
σ	0.87	0.89	2.3
p/p_0	20.41	21.86	7.1
L/m	0.98	1.006	0.6
Ma_e	3.53	3.56	0.8
T/T_0	2.4	2.41	0.4
$\bar{D}$	1.22	0.812	-33.4

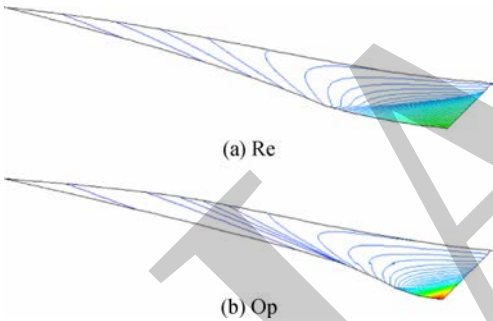


图 12 两种基准流场静压分布(静压等值线图)
Fig. 12 Comparison of two kinds of basic flowfield (contour of static pressure)

3 内转进气道型面设计及流场特性分析

3.1 内转进气道型面设计

基于优化后的基准流场,运用流线追踪技术^[14]获取进气道无黏型面。如图 13 所示,选进气道进口为矩形,在轴对称基准流场相应位置沿流向投影至三维入射激波面,相交线即为进气道前缘线,选择经过前缘线所有流线构成的流管即为进气道无黏型面。

由于实际的工程性,设计过程中必须考虑气体黏性影响,因此要进行附面层修正。采用文献^[15]提供位移厚度法对进气道无黏型面进行附面层修正得到最终型面,数学表达式为

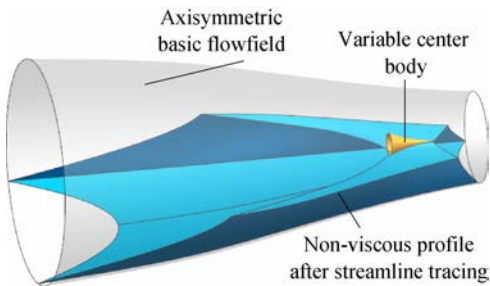


图 13 流线追踪示意图
Fig. 13 Diagram of streamline tracing schematic

$$\delta(x) = Ax + Bxe^{-x} \quad (2)$$

其中 x 为进气道前缘与气动型面点的位移距离, A 、 B 为常数,分别取 0.01、0.001。修正后的高超声速内转进气道总收缩比 5.57、内收缩比 1.57,隔离段长度取 $7H_{th}$ (H_{th} 为喉道高度)。

用 FLUENT 软件对其进行无黏和黏性数值模拟,内压缩段和隔离段流场如图 14 所示,无黏时,整个通道内都为超声速流动,则进气道在 $Ma_\infty=3$ 无黏条件下能正常起动。考虑黏性时,内压缩段有大面积分离造成通道主流区超声速流动区域较少,则进气道在 $Ma=3$ 黏性条件下不能起动。因此,判定此不起动不是内收缩比过大导致的流动壅塞所造成的,而是由于流道内存在较大分离区,减小了进气道有效流通面积。

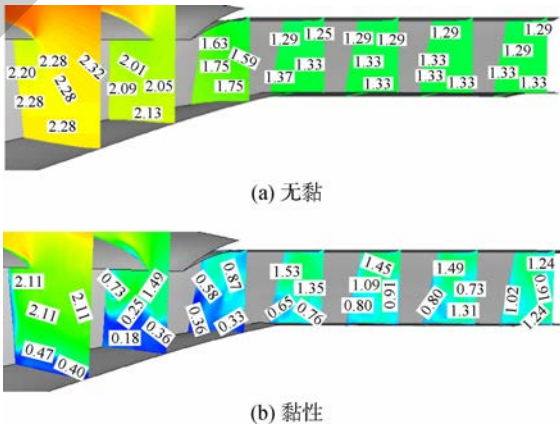


图 14 无抽吸槽时 $Ma=3$ 内通道沿程马赫云图
Fig. 14 Mach cloud graph along inner Inner channel at $Ma=3$ when bleeding slots is not installed

抽吸能改善高超声速进气道的起动能力^[16],且降低其来流起动马赫数和进口起动马赫数,因此采取加抽吸的定几何方法。在内压缩段抽吸^[17]时,抽吸流量越大进气道的起动性能改善越明显,并且将抽吸槽布置在压力随来流马赫数变化较大的区域,能够实现随来流马赫数的变化

自动调节抽吸流量。文献[18]已经验证,在喉道前内压缩段的顶板上开横向槽对改善内转进气道起动的效果最佳,本文模型如图 15 所示。抽吸槽设计参数:槽间距 $L_1 = 0.13H_{th}$,宽度 $L_2 = 0.076H_{th}$ (长度延至两侧板),开槽率(开槽面积与顶板面积之比)为 2.41%,计算时槽出口反压均为来流静压。

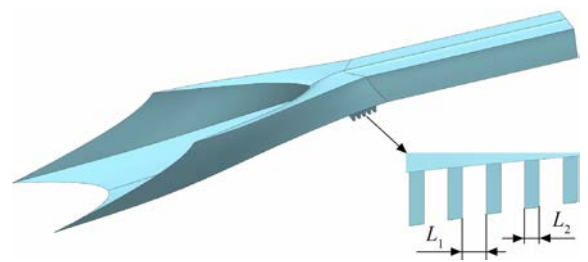
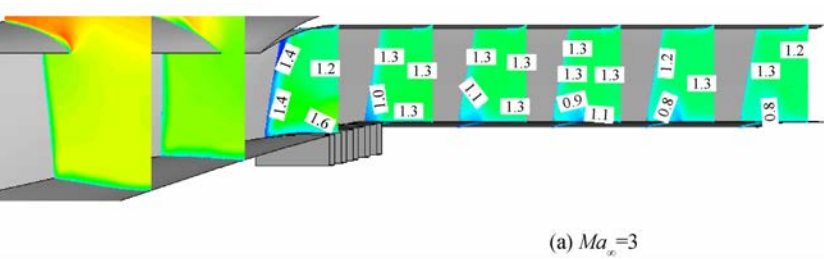


图 15 安装抽吸槽的内转进气道气动型面
Fig. 15 Aerodynamic profile of the inner turning inlet installed bleeding slots

3.2 数值计算方法

采用 CFD 软件 FLUENT 对此内转进气道在 $Ma_\infty = 3 \sim 6$ 的飞行条件下进行了三维定常数数值模拟,考虑到该进气道模型的对称性,取 1/2 区域进行数值计算。为准确地计算出湍流边界层,划分网格时在近壁面处部分加密以保证近壁网格满足湍流模型对 y^+ 的要求。数值计算采用基于密度的求解器,湍流模型为两方程的 $k-\omega$ -SST 模型,近壁面处采用标准壁面函数法进行模拟。边界条件取压力远场、压力出口和绝热无滑移固体壁面等边界条件,气体模型使用变比热比的理想气体,分子黏度采用 Surtherland 公式计算。应用 Roe-FDS 矢通量分裂格式计算,控制方程均采用二阶迎风格式进行离散。文献[19]对该计算方法的可信度进行了校核,结果表明,该数值模拟方法具有较高的可信度。当残差曲线下降到至 10^{-3} 量级以下时并且进出口流量差值与出口流量之比小于 0.005 以下时即可认为计算收敛。



3.3 流场特性分析

从图 16 中对称面和图 17 中的内压缩段与隔离段沿程截面马赫数分布可知, $Ma_\infty = 3$ 时进气道主流通道内整体呈现超声速流动,从而判断此内转进气道在 $Ma_\infty = 3$ 能够正常起动。从图 16 可看出,随着来流马赫数的增大,顶板前缘产生的弯曲激波逐渐接近唇口,激波角不断减小,溢流量不断减少,在设计点时激波已完全封口。在 $Ma_\infty = 3$ 时,唇口板斜激波恰好打入抽吸槽入口,抽吸槽吸除入口附近的部分附面层,其入口仍有少量低速区,但对主流区正常的超声速流动影响较小。由于唇口板斜激波打入抽吸槽入口,肩点处未形成反射激波,隔离段内也无激波串。在 $Ma_\infty = 4$ 时,唇口板斜激波后倾,偏离抽吸槽入口并形成反射激波及下游区的激波串。在 $Ma_\infty = 6$ 时,内压缩段有两道斜激波,Shock 1 为前缘激波的反射激波,Shock 2 为唇口板斜激波(唇口板马赫波汇聚的斜激波)。Shock 2 激波与下壁面较厚的附面层上产生相互作用,未形成明显的分离区,之后两道反射激波与上壁面的附面层作用产

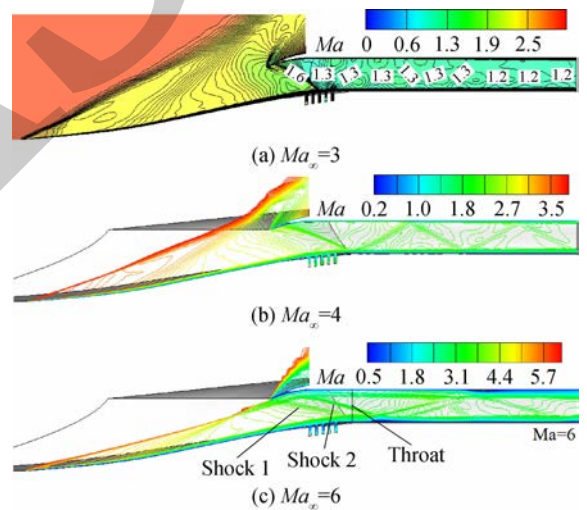


图 16 不同来流马赫数下对称面马赫数分布
Fig. 16 Contours of Mach number in symmetry at different incoming incoming Mach numbers

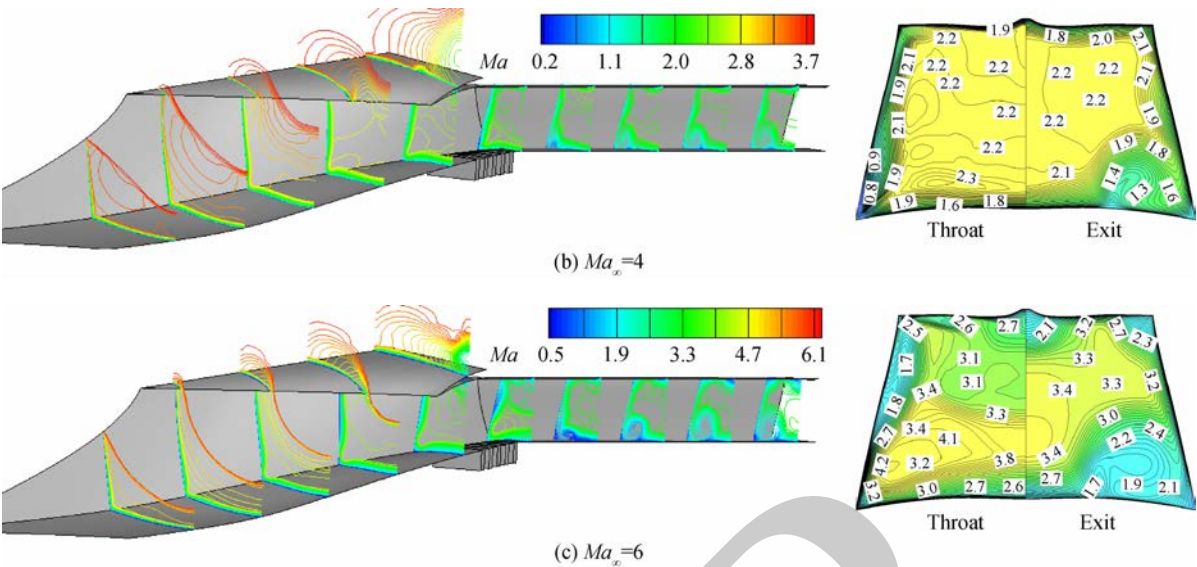


图 17 不同来流马赫数下内通道各截面马赫数分布

Fig. 17 Contours of Mach number in each section of the inner passage at different incoming Mach numbers

生少量分离。从沿程截面可知,喉道之前通道内流场结构良好,喉道之后出现气流下洗现象导致隔离段侧壁面与下壁面拐角处出现低速涡流区,且涡流区随来流马赫数的增大逐渐扩大。从喉道、出口马截面可知,从喉道至隔离段出口通道流场均匀性不断恶化。

4 与参考内转进气道性能对比分析

基于文中第 2.2 节的参考基准流场,按照 3.1 节所述的型面设计方法对其进行三维型面设计,最终得到参考内转进气道型面总收缩比 5.71、内收缩比 1.88。相比之下,优化后的型面内收缩比降低了 16.5%,更有利于进气道在低马赫数下起动。

从图 18 可看出, $Ma_\infty = 3.2$ 时在参考内转进气道喉道前形成一道正激波,造成其下游主流区存在亚声速和跨声速流动,阻碍了通道内的超声速流动,则该进气道在 $Ma_\infty = 3.2$ 时不起动。 $Ma_\infty = 3.3$ 时内通道主流区呈现超声速流动,由此可断定,参考内转进气道起动马赫数为 $Ma_\infty = 3.3$ 。

由于基准流场出口经流线追踪后对应型面的喉道位置,为验证文中 2.2 节中基准流场对比,在此取优化前后进气道喉道截面处性能参数对比 (Op 、 Re 分别表示优化后、参考)。从图 19 可看出,相对抽吸流量(总抽吸流量与进口捕获流量之比)随来马赫数增大不断降低,正好满足高超声速进气道低马赫数溢流大,高马赫数下溢流小的的要求此规律与文献[20-21]中结果一致。对于优

化后而言,高马赫数时的相对抽吸流量比 $Ma_\infty = 3$ 时降低地比较明显, $Ma_\infty = 4 \sim 6$ 时均不到 2%,溢流量较小,体现了抽吸槽作用主要是辅助进气道在 $Ma_\infty = 3$ 可正常起动,达到设计效果。

相比之下,优化后进气道在 $Ma_\infty = 3$ 能够正常工作,且 $Ma_\infty = 4 \sim 6$ 时具有较高的流量系数,较低的相对抽吸流量。在设计点时,压缩量和总压恢复性能明显优于参考的,这与前文的基准流场性能对比结果相吻合,且两者阻力系数相当。相对于参考方案,优化后进气道在 $Ma_\infty = 3 \sim 4$ 时静压比稍低,但其在整个宽速域内的总压恢复性能都明显提高。 $Ma_\infty = 4 \sim 5$ 阻力系数稍微低些,尤其在 $Ma_\infty = 5 \sim 6$ 时不仅具有较高的压缩量,还有较高的总压恢复系数。在 $Ma_\infty = 4 \sim 6$ 范围内,优化后进气道流量系数分布 0.8、0.92、0.99,静压比分别为 13.5、17.5、24.2,总压恢复系数分别为 0.88、0.84、0.75,体现了优化后进气道良好的宽速域工作性能。总之,优化后的内转进气道在 $Ma_\infty = 3 \sim 6$ 宽速域内正常工作,且具有良好的整体性能。

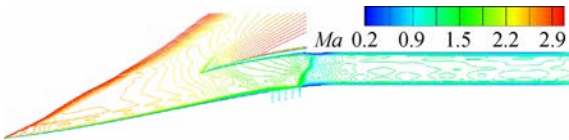


图 18 $Ma_\infty = 3.2$ 时对称面马赫数分布(参考方案)
Fig. 18 Contours of Mach number in symmetry at $Ma_\infty = 3.2$ (reference scheme)

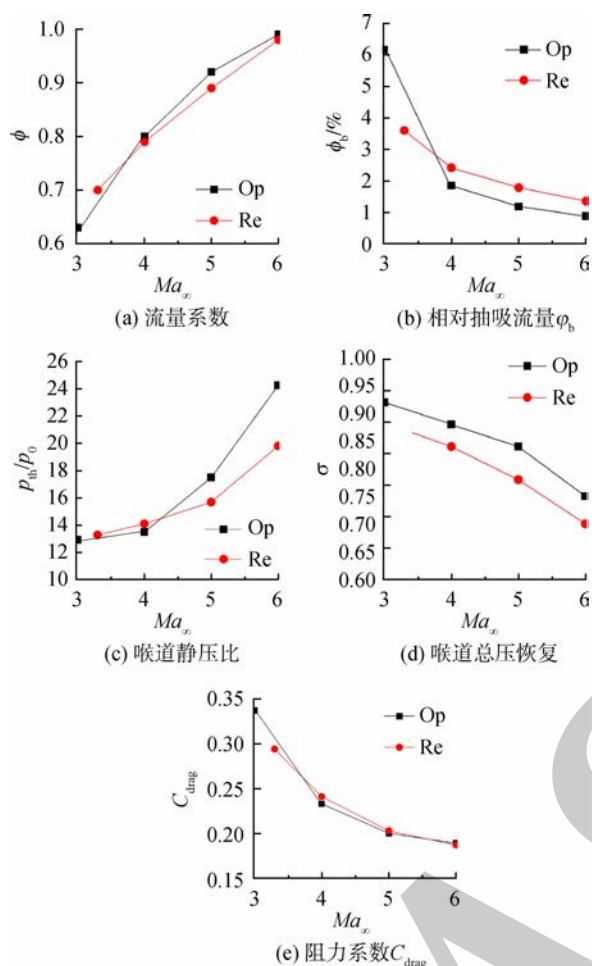


图 19 两方案性能参数对比

Fig. 19 Comparison of performance parameters between the two schemes

5 结 论

基于对设计参数的参数化研究,选取 $R_c/R_i = 0.1$,再对系数 a 、 b 、 c 以及前缘压缩角 δ 进行灵敏度分析,进而对其进行多目标遗传算法优化,再利用优化后基准流场进行内转进气道型面设计与流场特性分析,最后将参考方案与优化后的进气道性能参数作比较分析,得出以下结论:

1) 参数化研究发现,基准流场整体性能参数随系数 a 、 c 的增大基本呈单调变化趋势,而系数 b 对性能参数的影响变化比较复杂。

2) 灵敏度分析发现,除 $\bar{D}$ 以外,系数 c 对其其他性能参数影响最大,设计参数的非线性和交互耦合性影响也是设计较好基准流场的难点。

3) 基准流场优化发现,在保证其他性能有所改善或稳定的情况下,优化后基准流场 R_{ci} 降低了 17.7%, σ 提高了 2.3%, p/p_0 提高了 7.1%。

4) 流场特性及性能对比分析发现,本文优化

设计方法将内转进气道起动马赫数由 $Ma_\infty = 3.3$ 降至 $Ma_\infty = 3$,高马赫数时流量系数提高了 1%~3.4%,压缩量提高了 11.4%~22.5%,总压恢复系数提高了 4.8%~7.7%,并将工作范围拓宽至 $Ma_\infty = 3 \sim 6$ 。

参考文献:

- [1] BILLIG F S, BAURLE R A, TAM C J, et al. Design and analysis of streamline traced hypersonic inlets [R]. AIAA-1999-4874, 1999.
- [2] DRAYNA T W, NOMPELIS I, CANDLER G V. Hypersonic inward Turning inlets: design and optimization [R]. AIAA-2006-297, 2006.
- [3] O'BRIEN T F. Viscous optimized length constrained axisymmetric geometries for streamline tracing [R]. AIAA-2008-2511, 2008.
- [4] SUN Bo, ZHANG Kunyuan, WANG Chengpeng, et al. Investigation on streamtraced hypersonic Busemann inlet [J]. Journal Aerospace Engineering, 2010, 224(1): 57-63.
- [5] YOU Yancheng. An overview of the advantages and concerns of hypersonic inward turning inlets [R]. AIAA-2011-2269, 2011.
- [6] 南向军, 张堃元, 金志光, 等. 压升规律可控的高超声速内收缩进气道设计 [J]. 航空动力学报, 2011, 26(3): 518-523.
- NAN Xiangjun, ZHANG Kunyuan, JIN Zhiguang, et al. Investigation on hypersonic inward turning inlets with controlled pressure gradient [J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(3): 518-523. (in Chinese)
- [7] 李永洲, 张堃元, 南向军. 基于马赫数分布规律可控概念的高超声速内收缩进气道设计 [J]. 航空动力学报, 2012, 27(11): 2484-2491.
- LI Yongzhou, ZHANG Kunyuan, NAN Xiangjun. Design concept of controllable Mach number distribution hypersonic inward turning inlets [J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(11): 2484-2491. (in Chinese)
- [8] 张正泽, 刘佩进, 秦飞, 等. RBCC 进气道喉道及唇口调节数值研究 [J]. 推进技术, 2018, 39(5): 1003-1013.
- ZHANG Zhengze, LIU Peijin, QIN Fei, et al. Numerical investigations on throat and lip adjustments of RBCC inlet [J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(5): 1003-1013. (in Chinese)
- [9] 李永洲, 张堃元, 王磊, 等. 马赫数分布可控的基准流场灵敏度分析与优化 [J]. 航空动力学报, 2013, 28(4): 765-777.
- LI Yongzhou, ZHANG Kunyuan, WANG Lei, et al. Sensitivity analysis and optimization design of basic flowfield with controllable Mach number distribution [J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(4): 765-777. (in Chinese)
- [10] 南向军, 张堃元, 金志光. 基于反正切曲线压升规律设计高超内收缩进气道 [J]. 航空动力学报, 2011, 26(11): 2571-2577.

NAN Xiangjun, ZHANG Kunyuan, JIN Zhiguang. Design of hypersonic inward turning inlets with basic flowfield using arc tangent curve law of pressure rise[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(11): 2571-2577. (in Chinese)

[11] 吴先宇, 刘睿, 罗世彬, 等. 基于替代模型的高超声速前体/进气道一体化设计[J]. 航空动力学报, 2008, 23(5): 796-802.

WU Xianyu, LIU Rui, LUO Shibin, et al. An integrated optimization of hypersonic forebody/inlet based on surrogate models[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(5): 796-802. (in Chinese)

[12] 向有志, 张堃元, 王磊, 等. 壁面压升可控的高超轴对称进气道优化设计[J]. 航空动力学报, 2011, 26(10): 2193-2199.

XIANG Youzhi, ZHANG Kunyuan, WANG Lei, et al. Optimization design of hypersonic axisymmetric inlet with controllable law of wall pressure rise[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(10): 2193-2199. (in Chinese)

[13] 王振国, 陈小前, 罗文彩, 等. 飞行器多学科设计优化理论与应用研究[M]. 北京: 国防工业出版社, 2006.

[14] BILLIG F S, KOTHRI A. Streamline tracing: technique for design hypersonic vehicles[J]. Journal of Propulsion and Power, 2000, 16(3): 465-471.

[15] DRAYNA T W, NOMPILIS I, CANDLER G V. Hypersonic inward turning inlets: design and optimization[R]. AIAA 2006-297, 2006.

[16] 袁化成, 梁德旺. 抽吸对高超声速进气道起动能力的影响[J]. 推进技术, 2006, 27(6): 525-528.

YUAN Huacheng, LIANG Dewang. Effect of suction on starting of hypersonic inlet [J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(6): 525-528. (in Chinese)

[17] 王卫星, 袁化成, 黄国平, 等. 抽吸位置对高超声速进气道起动性能的影响[J]. 航空动力学报, 2009, 24(4): 918-924.

WANG Weixing, YUAN Huacheng, HUANG Guoping, et al. Impact of suction position on starting of hypersonic inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(4): 918-924. (in Chinese)

[18] 李永洲, 张堃元, 张留欢. 抽吸对高超声速内收缩进气道涡流区及起动性能的影响[J]. 航空动力学报, 2016, 31(7): 1630-1637.

LI Yongzhou, ZHANG Kunyuan, ZHANG Liuhuan. Effect of bleeding on vortex region and starting performance of hypersonic inward turning inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(7): 1630-1637. (in Chinese)

[19] 南向军, 张堃元, 金志光, 等. 矩形转圆形高超声速内收缩进气道数值及实验研究[J]. 航空学报, 2011, 32(6): 988-996.

NAN Xiangjun, ZHANG Kunyuan, JIN Zhiguang, et al. Numerical and experimental investigation of hypersonic inward turning inlets with rectangular to circular shape transition[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(6): 988-996. (in Chinese)

[20] 赵亮, 袁化成, 李博. 溢流槽对二元高超声速进气道性能的影响[J]. 航空动力学报, 2010, 25(7): 1573-1580.

ZHAO Liang, YUAN Huacheng, LI Bo. Effect of spillage slot on the performance of two-dimensional hypersonic inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(7): 1573-1580. (in Chinese)

[21] SYBERG J, KONCSEK J L. Bleed system design technology for supersonic inlets[J]. Journal of Aircraft, 1973, 10(7): 407-413.

(编辑: 李岩梅、张 雪)