

弯曲变截面隔离段参数化设计与优化^{*}

陈镜帆, 范晓樯, 蒙泽威, 熊冰, 王翼

(国防科技大学 空天科学学院, 湖南长沙 410073)

摘要: 为了提高弯曲变截面隔离段的气动性能, 发展了基于几何融合的参数化设计与优化方法。为了丰富几何融合方法产生构型的种类, 提出了基于几何长度的新型离散化方法。为满足偏置要求及灵活性要求, 中心线设计时选用了B样条曲线。利用优化软件Isight内置全局算法, 针对某隔离段, 以弯曲隔离段出口的总压恢复系数为目标进行了优化求解。结果表明: 优化构型相对于原始构型, 在给定相同来流入口情况下总压恢复系数提高了12.3%。

关键词: 超燃冲压发动机; 隔离段; 几何融合; 气动性能; 激波串; 参数优化

中图分类号: V231.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2020) 05-1023-08

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.190183

Parameterization and Optimization for Variable Cross-Sections Bend Isolator

CHEN Jing-fan, FAN Xiao-qiang, MENG Ze-wei, XIONG Bing, WANG Yi

(College of Aerospace Science, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: In order to improve aerodynamic performance of a specific variable cross-sections bend isolator, a parameterization and optimization method based on the shape blending function was developed. In order to increase the types of configuration generated by the shape blending function, a novel discretization methodology based on geometric length was proposed. To meet the requirement of off-set and flexibility, B-spline curve was utilized for the off-set line design. Using the built-in global algorithm of the optimization software Isight, the total pressure recovery coefficient of the exit of a specific bend isolation section was targeted to optimize. It was found that the total pressure recovery coefficient of the optimized configuration was 12.3% higher than that of the original configuration given the same flow inlet condition.

Key words: Scramjet; Isolator; Shape blending; Aerodynamic performance; Shock train; Parameter optimization

1 引言

隔离段是超燃冲压发动机的重要部件^[1], 其作用是隔离燃烧室内反压对上游进气道的影响, 并容纳激波串, 对来流减速加压, 提高流场品质。其性能的

优劣直接影响到了超燃冲压发动机工作性能。

在超燃冲压发动机发展初期, 隔离段构型一般比较简单, Waltrup等^[2-3]对等直等截面的圆柱和长方体隔离段研究比较深入, 对流动机理的理解比较充分; Lin等^[4]通过数值计算获得了等直隔离段内的激

^{*} 收稿日期: 2019-03-27; 修订日期: 2019-06-03。

基金项目: 国家自然科学基金 (11572347; 11872071)。

作者简介: 陈镜帆, 硕士生, 研究领域为高超声速推进技术。E-mail: chenjingfan97@foxmail.com

通讯作者: 范晓樯, 博士, 研究员, 研究领域为高超声速推进技术。Email: xiaoqiangfan@hotmail.com

引用格式: 陈镜帆, 范晓樯, 蒙泽威, 等. 弯曲变截面隔离段参数化设计与优化[J]. 推进技术, 2020, 41(5): 1023-1030.
(CHEN Jing-fan, FAN Xiao-qiang, MENG Ze-wei, et al. Parameterization and Optimization for Variable Cross-Sections Bend Isolator[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(5): 1023-1030.)

波串特征;文献[5-6]对矩形转圆形的变截面隔离段内流场分离特性和激波串结构进行了研究。随着现代高超声速飞行器技术的发展,由于总体设计的需要,超燃冲压发动机中进气道出口与隔离段入口形状一般不同,并且在空间坐标上存在一定的偏置,这就需要发展一种新的变截面弯曲隔离段设计方法。

在高超声速内流道领域一种常见气动设计方法是流线追踪技术,其基本思想是通过某种特性的基准流场内特定封闭曲线的追踪,形成流动通道而达到构型设计^[7]。Billig等^[8]利用流线追踪的方法设计得到一种高超声速的进气道,Smart^[9-10]也利用流线追踪结合截面融合的方法设计出了一种方转圆的变截面进气道,通过数值模拟和实验证明其性能较为优良。然而内流道中由于多激波系之间,激波系与壁面边界层之间均存在强烈的干扰作用,流场结构异常复杂^[11],暂未找到一种内流道进行流线追踪的通用基准流场。此外,后期对型面进行粘性修正后的结果与实际情况之间也有一定的误差。

由于流线追踪技术的诸多限制,用此方法在进行变截面弯曲隔离段设计时存在一定的难度,故本文选用另外一种截面过渡方法——几何融合法。几何融合截面渐变的方法是由Barger^[12]率先提出,并首先在飞行器前体设计中进行了应用;Smart^[9-10]也利用此方法进行了进气道的设计;在隔离段设计领域,本文所在课题组也对几何融合方法进行了灵活运用^[13-14]。几何融合方法虽然操作简单,但实现的是纯数学意义上的截面过渡,缺乏空气动力学知识的支撑,人们很难进行弯曲变截面隔离段的正设计。故本文提出了一种利用数值优化算法结合几何截面融合的技术来实现弯曲隔离段的参数化设计与优化的方法,通过成熟的数值优化算法来帮助设计者设计出更优的构型。

2 参数化设计

弯曲变截面隔离段的设计主要分为三步:首先是给定入口和出口,并求解出过渡截面,要求截面过渡尽量光滑;然后是确定各过渡截面形心的偏置关系,即中心线形状的生成;最后是将过渡截面的形心平移到中心线上的对应位置,并进行几何放样处理,获得连续光滑的三维曲面。

下文以工程研究中某弯曲隔离段的优化设计为例对上述设计流程进行论述,其初始构型如图1所示。由于该构型为对称构型,为了简化问题,在后文中只对隔离段的一半进行研究。

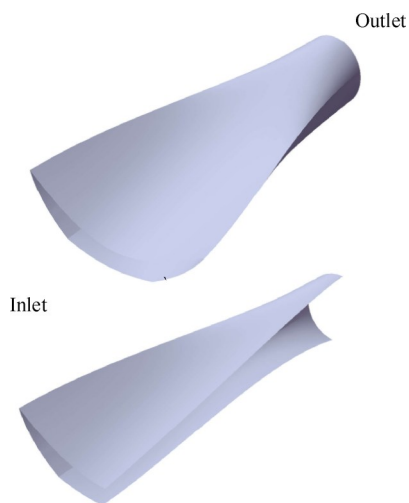


Fig. 1 Configuration of the original isolator

2.1 融合方法

在几何融合方法中,几何构型需要一系列离散点以坐标的形式来进行表示,因此几何特征的数学离散化显得尤其重要。

Barger^[12]在对融合的两个型面进行数学离散时采取的策略是,如果型面边线上存在明显的尖点,就把尖点作为一个离散点,其余光滑部分离散点均匀分布;如果型面边线整体光滑无明显尖点,则直接进行均匀离散,只需保证待融合的截面边线上离散点的总数目相等并一一对应。这种离散方法虽然十分简单,但是用此法获得的离散点的空间位置是唯一确定的,只要融合函数关系式一经给定,出入口之间各过渡截面上离散点的空间位置也就唯一确定,这对参数化生成弯曲隔离段的多样性是十分不利的。

为了避免上述问题的出现,本文提出了一种基于几何长度的空间点离散化方法,其具体操作流程见图2。第一步,如图2(a)所示,给定隔离段出口和入口的型线。观察入口型线发现,入口型线有明显的尖点,故可以在入口型线尖点处将型线分为四段。而对出口的半圆形型线而言,由于型线内部无尖点,故在将半圆形型线分成三段时可任意给定三段长度。内部有三段曲线加上对称线,总共四段。四段曲线还便于后期结构网格的生成。第二步,对出入口进行数学离散,保证出入口边线上离散点数目相等,见图2(b)所示。在对曲线内部进行离散化时,理论上离散点数目越多,越接近真实情况,但这样一来无疑会增大后期优化的工作量,本文在准确性与优化效率上进行取舍,将四段曲线内部离散点数目均设为40。第三步,求出给定出入口截面的形心坐标,将出入口截面型线上各点的横纵坐标分别减去形心

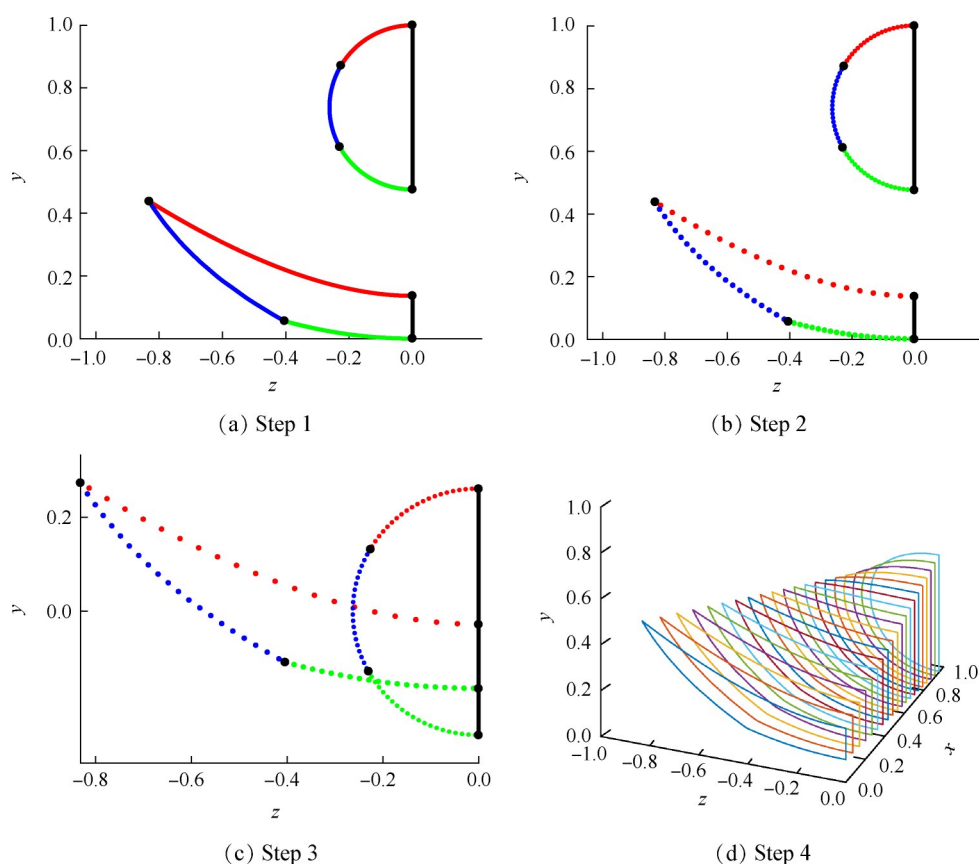


Fig. 2 Procedure of geometric discretization

的横纵坐标,得到新截面的型线,见图2(c)。最后,利用如下融合公式开始几何融合,可得到沿程的过渡截面,如图2(d)所示。

$$k_i = \frac{x_i - x_{in}}{x_{out} - x_{in}} \quad (1)$$

$$z(i, j) = (1 - k_i) \cdot z_{in}(j) + k_i \cdot z_{out}(j) \quad (2)$$

$$y(i, j) = (1 - k_i) \cdot y_{in}(j) + k_i \cdot y_{out}(j) \quad (3)$$

上述公式中所有点的坐标均进行了无量纲化处理, k_i 表示出入口之间第 i 个沿程截面, x_i 表示该沿程截面 x 方向的坐标, x_{in} 和 x_{out} 分别表示入口和出口截面的 x 方向坐标; $z(i, j)$ 和 $y(i, j)$ 分别表示沿程第 i 个截面第 j 个离散点的坐标; $z_{in}(j)$ 和 $y_{in}(j)$ 分别表示入口型线上第 j 个离散点的坐标, $z_{out}(j)$ 和 $y_{out}(j)$ 分别表示出口型线上第 j 个离散点的坐标。

在超声速条件下,隔离段中缓急得当的面积变化规律能够使流向的气流扩压比增长较为均匀,从而气流不易产生分离。文献[15]给出了缓急得当的变化规律,见图3所示, L 代表隔离段长度。这一变化规律在工程运用中性能比较良好,故本文直接沿用了这一变化率,其表达式为

$$\frac{A_i}{A_{in}} = \left(\frac{A_{out}}{A_{in}} - 1 \right) \left[3 \left(\frac{x_i}{L} \right)^2 - 2 \left(\frac{x_i}{L} \right)^3 \right] + 1 \quad (4)$$

式中 A_i 表示第 i 个沿程截面的面积, x_i 表示该沿程截面 x 方向坐标, A_{in} 和 A_{out} 分别表示入口、出口截面的面积。

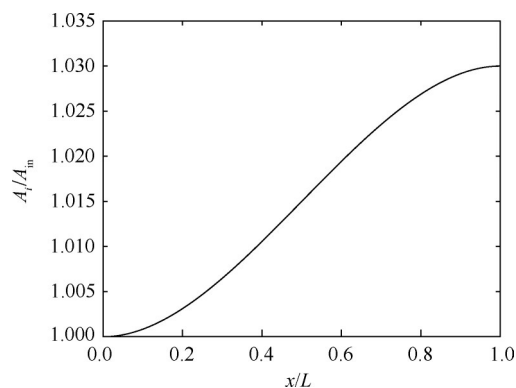


Fig. 3 Area distribution from inlet to outlet

2.2 中心线设计方法

中心线的形状与沿程过渡截面形状共同决定了变截面弯曲隔离段的内通道。其中中心线形状决定了气流在隔离段内的偏转情况,尤其对激波串的特性有极大影响。

在中心线设计方面,传统方法一般选取高次多项式来对中心线形状进行表达,但是高次多项式形

状变化不够灵活,并且无法对形状进行局部调整。为了克服高次多项式的弊端,本文选取B样条曲线对中心线进行表达。B样条曲线具有很强的局部调整能力,可以对中心线形状进行局部微调。除此之外,B样条方法能用极少的参数生成大量具有广泛代表性的中心线,如图4所示,其中 Δy 表示中心线在出入口截面 y 方向上的无量纲偏置距离。

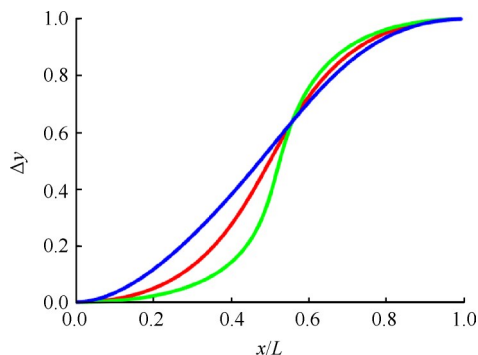


Fig. 4 Groups of off-set lines

2.3 参数化方法

在进行几何融合之前,本文首先将隔离段入口型线的四个尖点,分别定义为 A, B, C, D ,如图5(a)。与入口型线对应,在隔离段出口型线上也分别定义 A', B', C', D' 四个端点。本文引入了控制出口型线 $A'B'$ 和 $B'C'$ 长度的变量 L_1, L_2 。其中 L_1 表示 $A'B'$ 占出口型线 $A'B'C'D'$ 总长的比例, L_2 表示 $B'C'$ 占型线 $A'B'C'D'$ 总长的比例。

在中心线设计方面,采用了三阶四次样条,在沿程布置五个控制点。控制点的具体位置分布如图5(b)所示。

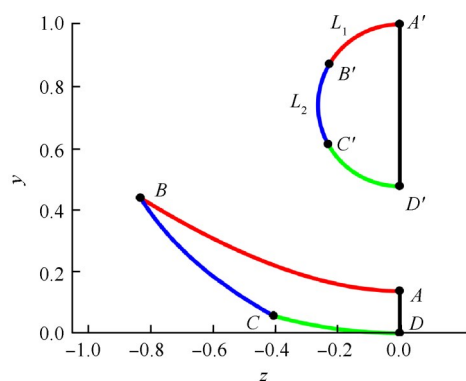
图5(b)中心线出入口偏置距离为 Δy 。为了保证隔离段进口气流都比较平缓,中心线两端应与水平方向相切。为满足此要求,第二个和第四个控制点 x 方向坐标可以左右移动(优化时即为变量 x_1, x_2)。为减少变量数则使第三个点只能在 y 方向上下运动(优化时即为变量 y_1),不考虑左右运动。

2.4 优化及计算方法

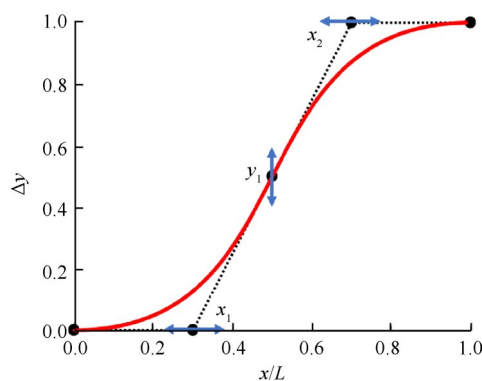
本文的优化工作以多学科辅助优化软件Isight为优化平台,集成了编程软件Matlab,CFD前处理软件Pointwise,求解器软件Fluent,其具体优化流程如图6所示。

第一步,运用自编几何融合代码参数化生成相应的弯曲隔离段型线。

第二步,在Pointwise软件中导入上述型线,利用自编脚本在软件中完成网格的自动化生成,保证不



(a) Parameterization of entrance and exit



(b) Parameterization of offset line

Fig. 5 Parameterization of a specific isolator

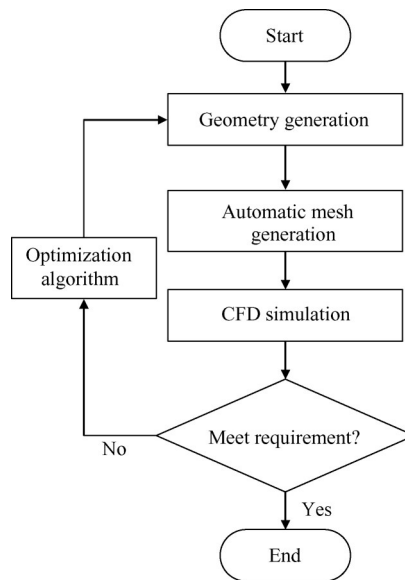


Fig. 6 Flowchart of optimization process

同几何构型在网格拓扑、网格数量、第一层网格高度、网格发展规律上完全一致。通过脚本自动化网格生成提高工作效率并避免人为因素对网格的影响,保证每次生成的网格质量,排除网格对最后计算精度的影响。

第三步,利用商业软件Fluent进行仿真计算,判

断得到的气动特性值即本次优化的目标函数值是否满足终止条件,若满足优化终止条件立刻停止循环,并输出最终构型。否则,优化算法产生新的决定变截面弯曲隔离段特征的参数,返回第一步,产生新的几何构型继续优化。

本次计算网格数目是 $(45 \times 45 \times 100)$,第一层网格高度为 0.01mm 。Fluent 计算结果均通过求解三维可压缩雷诺平均的N-S方程获得,采用基于密度的隐式求解器,方程时间空间离散,时间推进采取隐式时间积分法,空间差分采用二阶迎风格式,湍流模型采用剪切雷诺输运两方程模型(SST $k-\omega$)。本文参考文献[13-14]已经对该计算方法进行了检验,与试验数据相符,故本文沿用此方法。入口边界条件设为压力入口,总压为 154.38kPa ,静压为 97.499kPa ,总温为 1677.6K ,方向垂直于入口法向,出口条件设为压力出口。为了营造低反压环境,排除出口反压对隔离段影响。使内部流场结构只由隔离段几何型面决定,进而没通过优化,改变隔离段内部的几何型面,本文将反压为 100Pa 。

本次优化算法选取多岛遗传算法(MIGA),它具有比传统遗传算法更优良的全局求解能力和计算效率。优化目标选取的是隔离段出口相对于入口的总压恢复系数,用符号 σ 表示。总压恢复系数对推进系统的压缩部件来说,是一个普遍接受的性能度量,它能准确衡量流动过程流动损失的大小,总压恢复系数越大,流动损失越小;反之,流动损失越大。

3 优化结果与分析

3.1 优化结果

本文所有变量取值均做无量纲化处理。 L_1 的取值为 $0.2 \sim 0.5$; L_2 为 $0.2 \sim 0.5$; x_1 为 $0 \sim 0.3$; x_2 为 $0.5 \sim 1$; y_1 为 $0 \sim 1$ 。图7展示了本次设计优化工作中各变量(L_1 , L_2 , x_1 , x_2 , y_1)以及目标函数 σ 的迭代历史图。从图7(a)中可以看到各变量在各自给定区间中的分布比较广泛,并且最终收敛时也没有固定到某一值,而是在一个比较小的区间波动。并且对于目标函数 σ 来说,取到最大值时变量有多种组合方式,并且在设计空间分布较广,这说明本次优化没有陷入局部最优的陷阱。

从图7(b)可以观察到总压恢复系数 σ 在150步左右时就基本收敛,并且在剩下的迭代过程中最大值基本稳定,维持在 0.82 左右。优化构型的总压恢复系数相比于优化前的原始隔离段的总压恢复系数 0.73 提升了 12.3% ,优化效果十分理想。

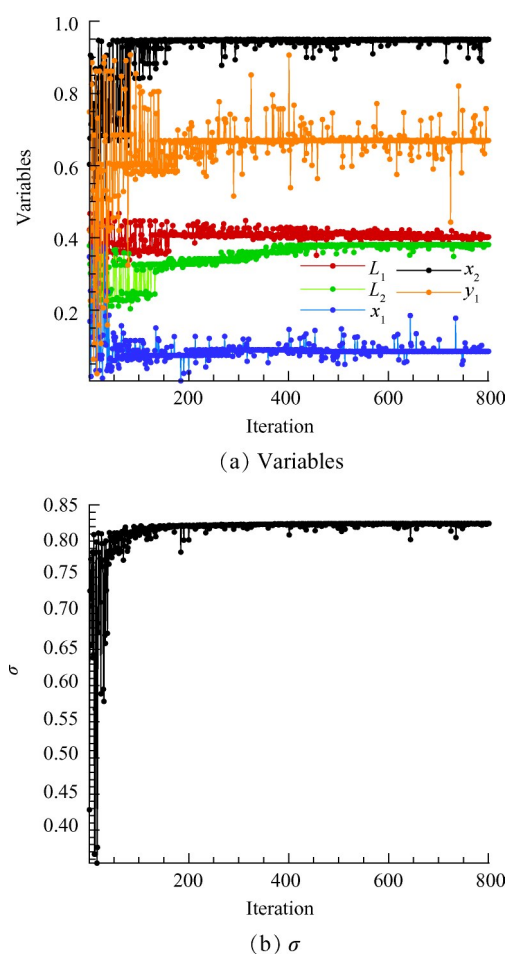


Fig. 7 Iteration histories of variables and σ

3.2 优化前后流场对比

为了对优化前后两种隔离段的内部流动状态有一个整体的认识,首先提取了两种构型隔离段沿程方向各截面上马赫数和总压分布云图,如图8所示。

通过对图8的分析,可以发现在两种构型的弯曲隔离段中,均存在明显的流向和横向流场参数间断现象。相对于原始构型而言,优化构型在各截面上马赫数都明显偏大,并且高马赫流动占来流的主要部分。气体的总压大致也满足同样的规律,优化构型隔离段中气体的总压大于原始构型,高总压区域占来流的主要部分。

在两种构型中,随着流动的发展,在下游某一区域马赫数存在明显的下降,低速区开始出现,尤其是在过渡截面的尖角部分,这一现象尤其明显。角区流动分离出现的原因十分复杂,主要是由于侧壁的压缩。隔离段中曲面曲率变化十分复杂,不同区域对气流的压缩作用完全不同,从而使流动有着复杂的三维特征。需要指出的是,优化构型中仍存在一定的角区分离现象,但是其出口马赫数和总压性能较高。这一现象说明在内流场并不是很恶劣的条件

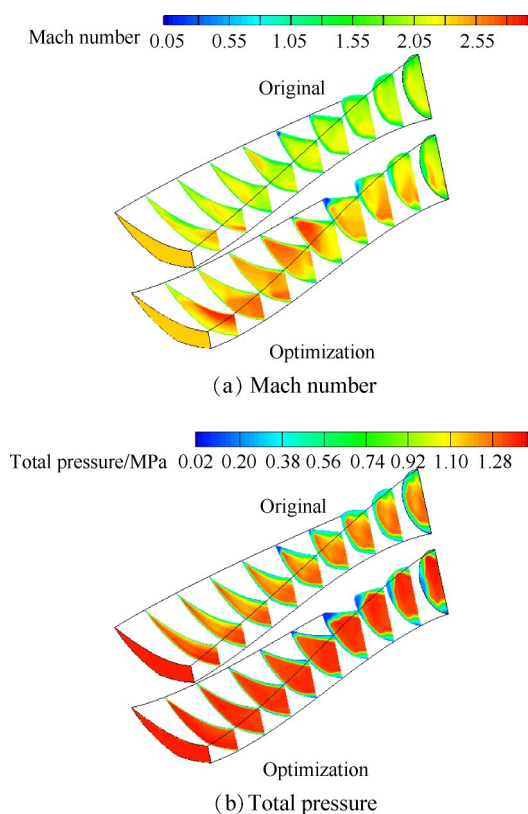


Fig. 8 Mach and total pressure contours of cross-sections

下,其流道中部分区域的分离区并不是流动性能的关键影响参数。

为了更好地对两种构型在流向不同位置的流动性能进行定量分析,本文还分别对沿程各个截面上的质量平均马赫数和质量平均总压恢复系数进行了对比,如图9所示。

通过对比可以发现,在不同位置处,优化构型的质量平均总压恢复系数与流动马赫数均大于原始构型。并且在原始构型中,在入口处质量平均马赫数与总压恢复系数就急剧下降,而优化构型在入口处相比于原始构型流动参数则下降比较平缓。这说明,通过本文的优化,设计出的隔离段在入口处更加匹配来流,气流平缓过渡,减少能量损失,提高来流品质,进而提高隔离段性能。

隔离段的一个重要作用就是为下游燃烧室提供气流,使燃烧更加充分彻底,因此隔离段出口的气流的流动状态将决定燃烧室的性能,十分有必要对隔离段出口截面性能参数进行单独研究,本文单独提取了出口截面的马赫云图与总压云图,见图10。

观察图10可以发现,对于优化构型而言,出口截面主流区域马赫数大于原始构型的出口截面,但在壁面区域优化构型的低速区范围要多于原始构型,这是由隔离段中复杂的激波与边界相互作用引起

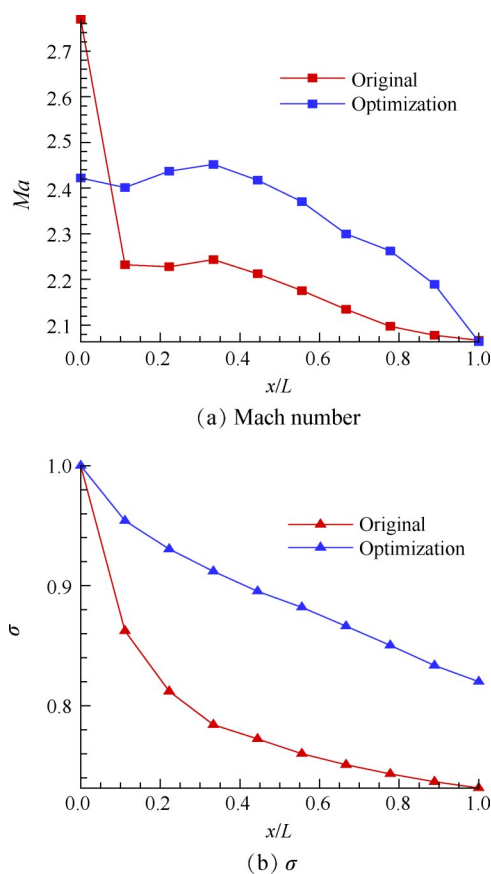


Fig. 9 Performance parameters of cross-sections of original and optimal configurations

的。总压云图也表现出相同的规律,优化构型主流区总压要远大于原始构型的主流区总压。出口截面性能主要由主流特性决定,因此优化构型性能优于原始构型。

上文已经提到,隔离段中存在复杂的激波、膨胀波、边界层相互干扰现象,对称面马赫云图是容易观察到上述流动现象,故本文最后提取了对称面的马赫云图,见图11。

分析图11可知,两种构型隔离段内都存在着复杂的激波与膨胀波现象,进气道流出的气体在隔离段内不断压缩、膨胀、再压缩,最终从出口流出。对于原始构型,气体在靠近入口处就由于壁面的压缩出现了强烈的激波,马赫数下降。而优化构型由于参数化合理,壁面型面过渡光滑,转弯缓急得当,在入口处激波强度较弱。此外,还可以发现,在原始构型激波串长度大于优化构型中的激波串强度。

对于对称面的马赫云图对比图,可以发现在原始构型中的激波串强度与反射次数明显多于优化构型,能量损失比较严重,优化构型在抑制激波串方面起到了明显效果,这进一步体现了本文优化方法的优越性。

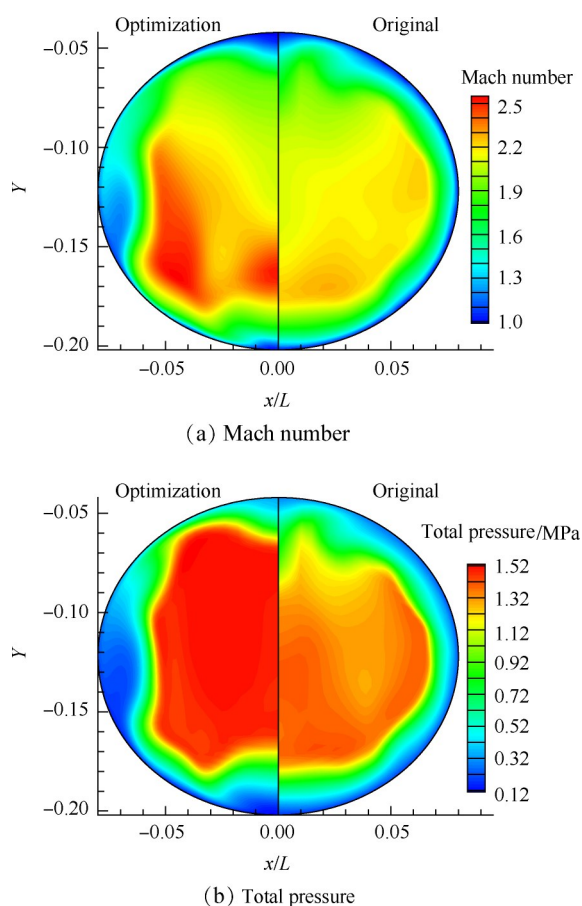


Fig. 10 Contours of exits of original and optimal configurations

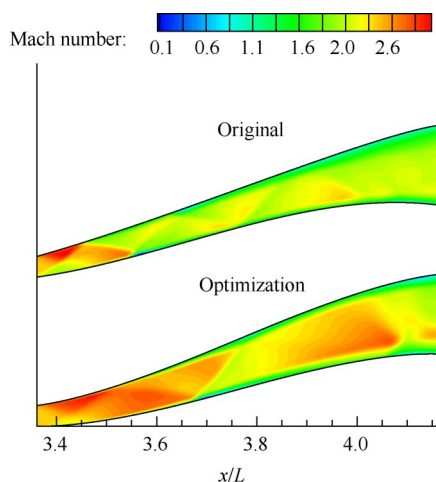


Fig. 11 Mach contours of symmetry of original and optimal configurations

4 结 论

本文通过对设计变量和优化目标的迭代历史,以及优化前后两种隔离段构型中流场的分析,得到如下结论:

(1) 弯曲变截面隔离段中流动现象复杂且三维特征明显,在进行设计时,可以将B样条曲线参数化方法与成熟的全局寻优算法相结合,进而获得较优性能的隔离段型面。

(2) 本文提出的基于几何长度的融合方法,通过引入控制数学离散化的 L_1 和 L_2 两个变量,极大地丰富了弯曲隔离段形状的种类,增加了设计空间样本的广泛性与代表性。

(3) 本文提出的优化方法对某型隔离段优化效果明显,总压恢复系数提升12.3%,能使弯曲隔离段灵活匹配进气道出口的来流,尤其是在入口处,大大减少了流动的损失,增强了流场品质。

由于隔离段内边界层与背景波系的相互作用,隔离段出口气流会产生不同程度的畸变。针对这一问题,下一步将耦合出口畸变度这一重要性能参数,开展相应的多目标优化工作。

致 谢:感谢国家自然科学基金资助。

参考文献

- [1] 蒙泽威. 高超声速飞行器前机身进气道参数化设计与优化[D]. 长沙: 国防科技大学, 2018.
- [2] Waltrup P J, Billig F S. Structure of Shock Waves in Cylindrical Ducts [J]. *AIAA Journal*, 1973, 11 (10): 1404-1408.
- [3] Waltrup P J, Dugger G L, Billig F S, et al. Direct-Connect Tests of Hydrogen-Fueled Supersonic Combustors [J]. *Symposium (International) on Combustion*, 1977, 16(1): 1619-1629.
- [4] Lin P, Rao G, O'connor G. Numerical Analysis of Normal Shock Train in a Constant Area Isolator [C]. *Sacramento: 27th Joint Propulsion Conference*, 1991.
- [5] 熊 冰, 范晓楠, 王振国. 中心线偏置隔离段内激波串迟滞特性研究[J]. *推进技术*, 2016, 37(5): 864-870. (XIONG Bing, FAN Xiao-qiang, WANG Zhen-guo. Hysteresis Characteristics of Shock Train [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(5): 864-870.)
- [6] 田旭昂, 王成鹏, 程克明. 变截面隔离段流场数值分析[J]. *推进技术*, 2008, 29(6): 690-695. (TIAN Xu-ang, WANG Cheng-peng, CHENG Ke-ming. Numerical Analysis of a Variable Cross-Section Isolator [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2008, 29(6): 690-695.)
- [7] Billig F S, Kothari A P. Streamline Tracing: Technique for Designing Hypersonic Vehicles [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2000, 16(3): 465-471.
- [8] Billig F, Baurle R, Tam C J, et al. Design and Analysis of Streamline Traced Hypersonic Inlets [C]. *Norfolk: 9th International Space Planes and Hypersonic Systems and*

- Technologies Conference*, 1999.
- [9] Smart M K. Design of Three-Dimensional Hypersonic Inlets with Rectangular-to-Elliptical Shape Transition [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1999, 15 (3) : 408-416.
- [10] Smart M K. Experimental Testing of a Hypersonic Inlet with Rectangular-to-Elliptical Shape Transition [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2001, 17 (2) : 276-283.
- [11] 黄河峡, 谭慧俊, 庄逸, 等. 高超声速进气道/隔离段内流特性研究进展[J]. 推进技术, 2018, 39(10): 98-119. (HUANG He-xia, TAN Hui-jun, ZHUANG Yi, et al. Progress in Internal Flow Characteristics of Hypersonic Inlet/Isolator[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(10): 98-119.)
- [12] Barger R L. A Procedure for Designing Forebodies with Constraints on Cross-Section Shape and Axial Area Distribution[R]. *NASA TP 1881, L-14516*.
- [13] Meng Z, Fan X, Wang Y, et al. Optimization Design for Shape-Transition Curved Isolator with Controllable Cross-Sectional Area[J]. *Acta Astronautica*, 2018, 152: 335-341.
- [14] Meng Z, Fan X, Wang Y, et al. Parameterization and Optimization for Shape-Transition Curved Isolator [J]. *Acta Astronautica*, 2018, 151: 563-571.
- [15] Lee C C, Boedicker C. Subsonic Diffuser Design and Performance for Advanced Fighter Aircraft [R]. *AIAA 85-3073*.

(编辑:史亚红)