

文章编号:1000-8055(2013)04-0765-10

# 马赫数分布可控的基准流场灵敏度分析与优化设计

李永洲, 张堃元, 王 磊, 南向军

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

**摘 要:** 利用 Isight 软件对反正切马赫数分布可控的轴对称基准流场设计参数进行灵敏度分析, 获得了设计参数对基准流场总体性能的影响规律, 其中前缘压缩角和系数  $c$  的影响最为明显. 针对该基准流场, 建立了多项式响应面模型并在设计点进行三目标优化, 得到了总体性能较优的轴对称基准流场. 基于该优化结果设计了圆形进口的高超声速内收缩进气道并在  $Ma=4\sim 7$  进行数值分析, 结果表明: 进气道在设计点和非设计点均具有较高的压缩效率和良好的流量捕获能力,  $Ma=6$  和  $7$  时出口截面总压恢复系数分别为 0.581 和 0.513, 压比分别为 20.01 和 24.73,  $Ma=4$  时流量系数达到 0.880, 说明该优化方法可行.

**关 键 词:** 基准流场; 内收缩进气道; 马赫数分布规律; 灵敏度分析; 优化设计

**中图分类号:** V231.3

**文献标志码:** A

## Sensitivity analysis and optimization design of basic flowfield with controllable Mach number distribution

LI Yong-zhou, ZHANG Kun-yuan, WANG Lei, NAN Xiang-jun

(College of Energy and Power Engineering,

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

**Abstract:** The sensitivity analysis of the design parameters of axisymmetric basic flowfield was performed using the software Isight, and the design parameters' effect on the overall performance was obtained, which shows that the leading edge compression angle and coefficient  $c$  affect most. The overall performance of the optimized basic flowfield was improved by optimization of three objectives of the polynomial response surface at design point. The hypersonic inward turning inlet with circular shape intake was designed based on the optimized basic flowfield. The numerical simulation results from when Mach number are  $4\sim 7$  indicate that the inlet has relatively good mass capture ratio and compression efficiency, total pressure recovery coefficients are 0.581 and 0.513, and pressure ratios are 20.01 and 24.73 when Mach number are 6 and 7 respectively; the flow coefficient is 0.880 at the relay point of Mach number is 4, which verifies the feasibility of the optimization method.

**Key words:** basic flowfield; inward turning inlet; Mach number distribution; sensitivity analysis; optimization design

收稿日期:2012-05-04

网络出版地址: [http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130417.1353.201304.765\\_007.html](http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130417.1353.201304.765_007.html)

基金项目: 国家自然科学基金(90916029, 91116001)

作者简介: 李永洲(1984—), 男, 宁夏固原人, 博士生, 主要研究方向为高超声速推进技术.

超燃冲压发动机作为高超声速飞行器的理想推进系统,一直以来都受到各国研究者的重视。高超声速进气道是超燃冲压发动机的关键部件之一,主要包括轴对称进气道、二元进气道、侧压进气道以及内收缩进气道。内收缩进气道由于具有捕获流量高、压缩效率较高、浸润面积小及适应性广等优点,近几十年来研究者对其进行了大量研究<sup>[1-8]</sup>。这类进气道设计过程相似,首先基于某种方法设计出基准流场,然后结合流线追踪/截面渐变等技术得到进气道无黏型面,再对无黏型面进行黏性修正以获得进气道最终构型。从设计过程可知,基准流场的性能基本决定了进气道的总体性能,因此如何提高基准流场的性能显得尤为重要。目前研究的基准流场主要有 Busemann 流场<sup>[9]</sup>、倒置等熵喷管流场<sup>[10]</sup>、等楔角流场与等压力梯度流场<sup>[11]</sup>、直/曲母线锥形流场<sup>[12]</sup>、压升梯度可控<sup>[13]</sup>及  $Ma$  分布可控基准流场<sup>[14]</sup>等,其中后两种是近年来才出现的由气动参数反设计构建的基准流场,目前对这类流场设计参数的灵敏度分析和优化方面的工作开展不多。 $Ma$  分布可控方法作为一种初步的反设计方法,极大地提高了基准流场设计的灵活性。文献<sup>[14]</sup>中通过比较几种典型的  $Ma$  分布规律发现反正切规律是一种较优的分布规律,初始段马赫数梯度较小造成基准流场的前缘激波较弱,这可以提高进气道的压缩效率;末尾段马赫数梯度较小不但有利于附面层稳定,同时内收缩比较小可以改善进气道起动性能;中间段马赫数梯度整体较大,主要完成对气流的等熵压缩,压缩效率高且可以缩短进气道尺寸。在二元<sup>[15]</sup>和轴对称高超声速进气道<sup>[16]</sup>的优化过程中,为了有效平衡计算精度和成本,采用了一种多学科设计优化(multidisciplinary design optimization, MDO)技术提出的基于代理模型的优化策略<sup>[12]</sup>。另外,一些通用的 MDO 软件框架也使得优化过程易于实现。本文采用 Isight 软件作为辅助工具,针对反正切马赫数分布的基准流场,对其设计参数进行了灵敏度分析并进一步开展了优化设计,以期在设计参数的合理选取提供依据并获得性能优良的基准流场。最后基于基准流场的三目标优化结果,设计了圆形进口的高超声速内收缩进气道进行数值仿真研究。

## 1 轴对称基准流场的参数化研究

马赫数分布可控的轴对称基准流场的设计参数包括:进口马赫数  $Ma_i$ 、进口半径  $R_i$ 、前缘压缩角

$\delta$ 、中心体半径  $R_c$  和确定马赫数分布规律  $Ma(x)$  的系数  $a, b, c$ 。在保持  $Ma_i$  和  $R_i$  不变及反正切马赫数分布规律(式(1))的条件下,在表 1 给出的取值域内对设计参数进行参数化研究,并通过 Fluent 软件无黏计算获得流场性能参数。

$$Ma(x) = Ma_i - [c \cdot \arctan(a(x-b)) + c \cdot \arctan(ab)] \quad (1)$$

其中  $Ma_i$  为前缘激波后靠近壁面处马赫数。

表 1 反正切马赫数分布基准流场的设计参数

Table 1 Design parameters of axisymmetric basic flowfield

| 参数  | $Ma_i$ | $\delta/(^\circ)$ | $R_i/m$ | $R_c/R_i$ | $a$  | $b$   | $c$ |
|-----|--------|-------------------|---------|-----------|------|-------|-----|
| 基准值 | 6      | 4                 | 0.25    | 0.10      | 4.25 | 0.365 | 0.6 |
|     |        | 2                 |         | 0.05      | 1    | 0     | 0.2 |
| 取值域 | 6      | 0.25              | 0.25    | 0.45      | 8    | 1     | 0.9 |
|     |        |                   |         |           |      |       |     |

图 1 给出了基准设计参数下的马赫数分布及对应的压升规律,在初始段和末尾段  $Ma$  和压力变化均较缓。图 2 给出了由表 1 参数设计的基准流场结构,一道弯曲前缘激波打在中心体上产生了弯曲反射激波,壁面中间段部分压缩波未与前缘激波相交而是自行汇集,基准流场壁面在与反射激波相交处截止,壁面末尾段较平缓。基准流场评价指标为:总收缩比  $R_{ci}$ 、内收缩比  $R_{ci}$ 、总压恢复系数  $\sigma$ 、增压比  $p/p_0$ 、基准流场长度  $L$  以及出口平均马赫数  $Ma_e$ ,其中  $R_{ci}$  定义为前缘激波和中心体交点处的横截面面积与出口截面(见图 2)面积之比,性能参数均使用流量平均法获得。

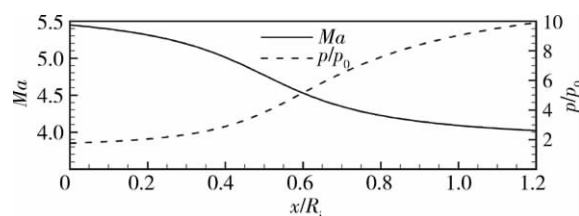


图 1 基准流场马赫数分布及对应的压升规律

Fig. 1 Mach number distribution and pressure rise law of basic flowfield

### 1.1 反正切马赫数分布规律对基准流场性能的影响

反正切马赫数分布规律由系数  $a, b$  和  $c$  决定,图 3 是系数  $a$  对基准流场参数的影响规律。当  $a > 4$  时,  $R_{ci}$  和  $R_{ci}$  几乎保持不变;当  $a > 3$  时  $\sigma$  变

化剧烈. 随着  $a$  的增加,  $p/p_0$ ,  $L$  和  $Ma_e$  变化趋于平缓, 尤其在  $a > 4$  区间. 对于  $Ma$  分布曲线(图1),  $a > 1$  说明曲线将沿着  $x$  方向缩放  $1/a$ , 这样会造成马赫数梯度增加, 流场收缩程度增大, 进而  $p/p_0$  和  $R_{ct}$  不断增加,  $\sigma$  不断减小. 当  $a$  较大时, 曲线的缩放程度就会变缓, 相应的性能参数变化就趋于平缓.

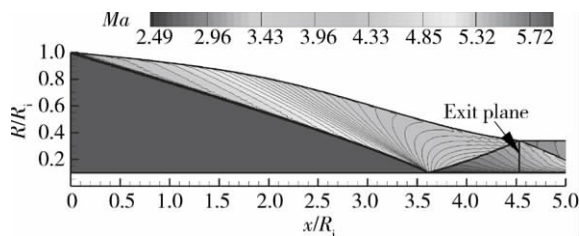


图2 基准流场等马赫线图

Fig. 2 Mach contours of axisymmetric basic flowfield

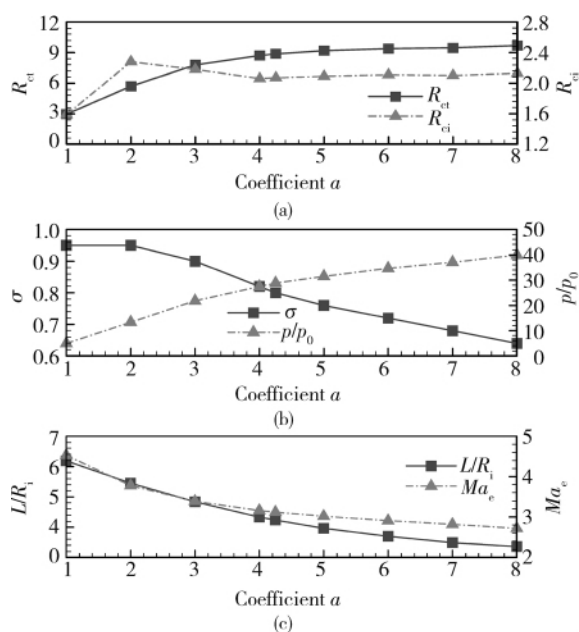
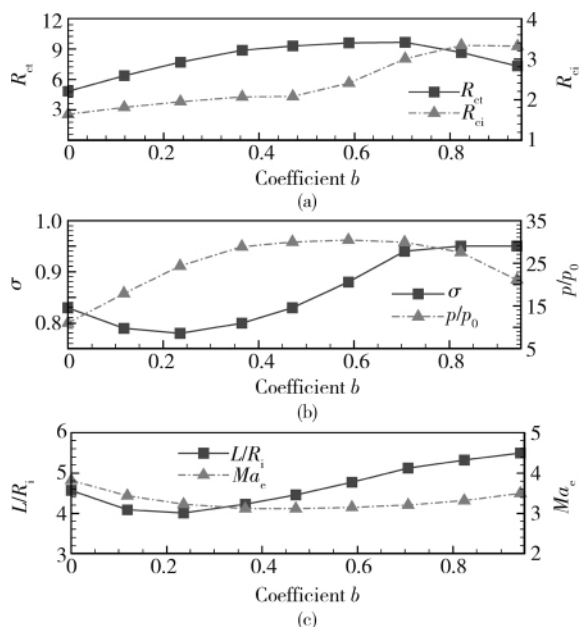
图3 系数  $a$  对基准流场几何和性能参数的影响Fig. 3 Effect of coefficient  $a$  on the parameters of basic flowfield

图4是系数  $b$  的影响规律, 随着  $b$  增加,  $R_{ci}$  和  $p/p_0$  呈现出先增加后减小的趋势;  $R_{ct}$  初始段增加缓慢, 当  $b \in (0.5 \sim 0.7)$  时  $R_{ct}$  急剧增加;  $\sigma$  和  $L$  先减小, 当  $b \in (0.25 \sim 0.7)$  时增加剧烈,  $b > 0.7$  时变缓. 由于系数  $b$  是马赫数梯度分布的极值点, 决定马赫数分布曲线的拐点位置, 调节着壁面初始段, 中间段和末尾段在整个基准流场中所占的比例,  $b$  取值不同对应三者比例不同, 因此性能参

图4 系数  $b$  对基准流场几何和性能参数的影响Fig. 4 Effect of coefficient  $b$  on the parameters of basic flowfield

数变化趋势复杂. 当  $b$  开始增加时, 初始平缓段所占比例增加, 末尾平缓段所占比例减小, 中间主要压缩段比例增加更大, 靠近中心体的前缘激波更加弯曲,  $R_{ci}$  和  $p/p_0$  不断增加,  $\sigma$  不断降低. 当  $b$  增加到一定值后, 前面平缓段居于主导地位, 前缘激波几乎为直线, 后半段压缩波自行汇聚为第2道激波,  $L$  增加的同时提高了  $\sigma$ .

图5给出了系数  $c$  的影响规律, 随着  $c$  增加,  $R_{ci}$  和  $Ma_e$  的斜率几乎不变;  $R_{ct}$ ,  $p/p_0$  和  $\sigma$  梯度不断增大. 系数  $c$  决定马赫数分布及其梯度的幅值, 对总体性能影响明显. 当  $c$  增加时前缘激波越来越弯曲, 流场收缩程度增大,  $p/p_0$  和  $R_{ct}$  不断增加,  $\sigma$ ,  $L$  和  $Ma_e$  不断减小.

上述研究表明: 对于反正切的马赫数分布规律, 各个参数随着系数  $a$  和  $c$  的增加基本单调变化, 随着系数  $b$  的变化比较复杂, 其中  $c$  对流场的性能影响最为明显. 为了兼顾各个性能参数和起动性能,  $a$  在  $2 \sim 5$  区间取值较好,  $b$  在取  $0.5 \sim 0.7$  区间取值较好,  $c$  在  $0.4 \sim 0.6$  区间取值较好. 三者如何协调选取, 需要进一步研究.

## 1.2 前缘压缩角对基准流场性能的影响

前缘压缩角  $\delta$  对前缘激波的强度影响很大, 在进口马赫数一定的条件下, 它决定着初始激波角的大小, 选择合适的激波角对提高基准流场的压缩效率至关重要. 图6给出了前缘压缩角的影

响规律,随着 $\delta$ 的增加, $R_{ct}$ 和 $R_{ci}$ 均增大,其中 $R_{ct}$ 增加幅度更大.随着 $\delta$ 增加,前缘激波增强,从而 $p/p_0$ 增加, $\sigma$ 和 $Ma_e$ 下降.另外, $\delta$ 增大会导致前缘激波与中心体的交点前移,反射激波角增大也会导致反射激波与壁面的交点前移,从而造成 $L$ 减小.可见在流场长度允许的前提下减小前缘压缩角对提高性能有利.

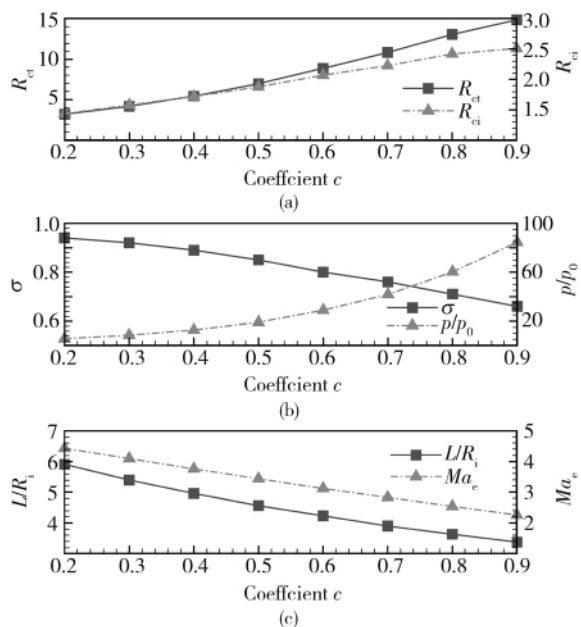


图5 系数 $c$ 对基准流场几何和性能参数的影响

Fig. 5 Effect of coefficient  $c$  on the parameters of basic flowfield

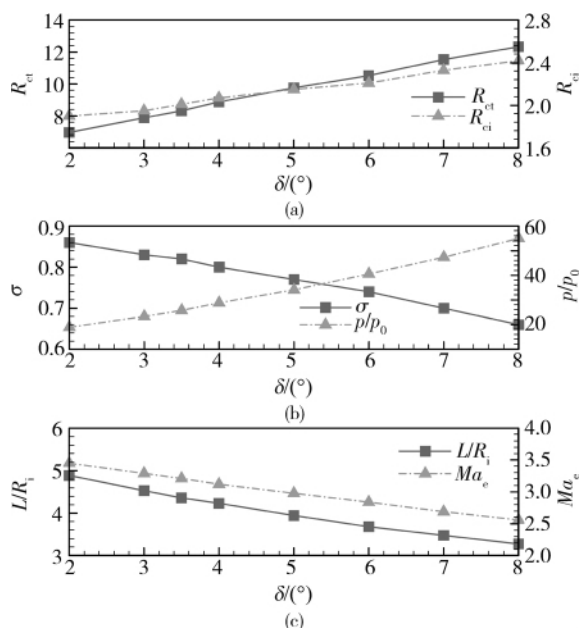


图6 前缘压缩角对基准流场几何和性能参数的影响

Fig. 6 Effect of leading edge compression angle on the parameters of basic flowfield

### 1.3 中心半径对基准流场性能的影响

中心体半径( $R_c$ )虽然不影响流场的结构,但其决定着前缘激波与中心体相交的位置进而影响反射激波.图7给出了中心体半径对流场性能的影响规律.随着 $R_c$ 增加, $R_{ct}$ 不断减小而 $R_{ci}$ 整个区间内都是增加的. $R_{ct}$ 、 $p/p_0$ 、 $Ma_e$ 和 $\sigma$ 在 $R_c/R_i < 0.25$ 时都存在一个平台区.当 $R_c/R_i > 0.25$ 时, $p/p_0$ 不断减小而 $\sigma$ 增加.随着 $R_c$ 增加,前缘激波与中心体的交点前移,反射激波与壁面交点也随之前移,导致 $L$ 的减小.同时内压段中压缩量大的型线比例不断增加导致 $R_{ci}$ 不断增大.由于前缘激波是弯曲激波,当 $R_c$ 开始增加时,反射激波角度变化不大,加之基准流场壁面末端段较平缓(图2),从而 $R_{ci}$ 几乎不变,存在一个平台区;当 $R_c$ 增加到一定值后,前缘激波几乎是直线,反射激波与基准流场壁面的交点也处于壁面中间剧烈变化段,从而造成各个参数变化剧烈.总体而言,从各个参数的相对变化量来讲, $R_c$ 对流场性能影响不显著,尤其是 $R_c/R_i < 0.25$ .

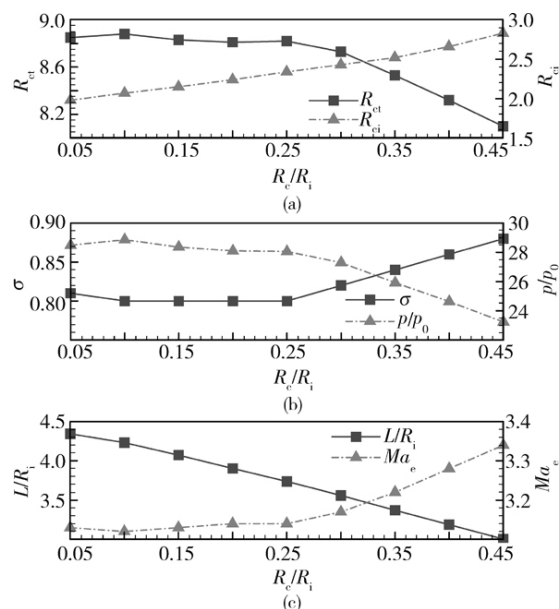


图7 中心体半径对基准流场几何和性能参数的影响

Fig. 7 Effect of center body radius on the parameters of basic flowfield

## 2 基准流场设计参数的灵敏度分析

本文采用正交试验设计构建了37组样本点,通过Fluent软件进行相应的无黏数值计算获得基准流场设计点性能的样本数据库,应用Isight软件对各设计参数进行灵敏度分析.

在保持  $Ma_i = 6$ ,  $R_c/R_i = 0.1$  不变条件下, 图 8~图 13 给出了前缘压缩角  $\delta$  及反正切  $Ma$  分布系数  $a, b, c$  对基准流场性能参数影响的 Pareto 图和主效应图。对于 Pareto 图(a), 填充图代表正效应意味着随着输入增大, 响应也会变大, 未填充图代表负效应, 与之相反。对于总压恢复系数  $\sigma$ , 影响最大的是  $\delta$  且为负效应, 即随着  $\delta$  增加, 激波变强, 总压损失增加。系数  $b$  呈现正效应, 对于系数  $a$  和  $c$  呈现负效应, 两者的交互作用  $a \times c$  对  $\sigma$  影响明显。另外,  $\delta$  存在 2 阶主效应说明该因素对于  $\sigma$  影响非线性。这些可以从主效应图(b)得到印证, 其中  $\delta$  的影响不断增大且斜率最大, 系数  $a$  和  $c$  的影响整体呈一定线性, 系数  $b$  的影响有一定非线性。总体而言, 要提高  $\sigma$ , 要减小  $\delta, a$  和  $c$ , 适当增大  $b$ 。

对增压比( $p/p_0$ )而言, 影响最大的是系数  $c$ , 其次是交互作用  $a \times c$ , 接着是系数  $a$ 。对于系数  $b$ , 2 阶主效应起主要作用, 所以呈现明显非线性, 随着系数  $b$  增加,  $p/p_0$  先增加后减小。随着  $\delta$  增加,  $p/p_0$  不断增加且梯度越来越大。提高  $p/p_0$  最主要是同时增大系数  $a$  和  $c$ 。

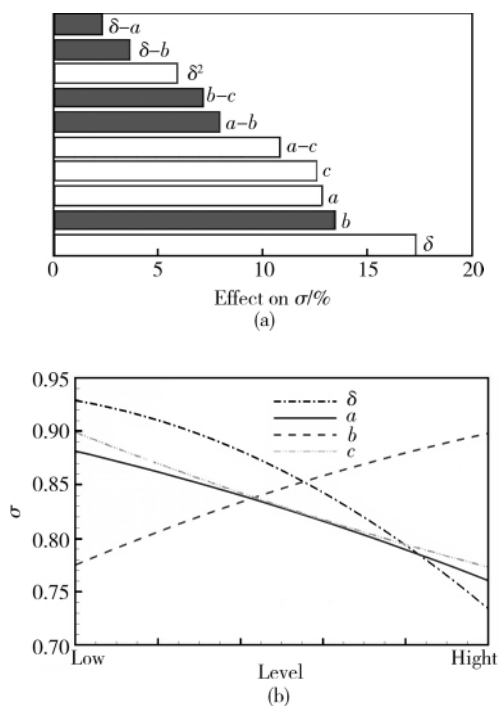


图 8 设计参数对  $\sigma$  影响的 Pareto 图和主效应图

Fig. 8 Pareto and main effect graphs of the design parameters on  $\sigma$

对总收缩比  $R_{ct}$  而言, 影响最大的仍然是系数  $c$ , 其次是交互作用  $a \times c$ , 接着是系数  $a$ 。对于主要影响因素及其主效应变化趋势, 与压比类似。一般

而言,  $R_{ct}$  越大收缩越剧烈, 对应  $p/p_0$  越大, 两者存在对应关系。

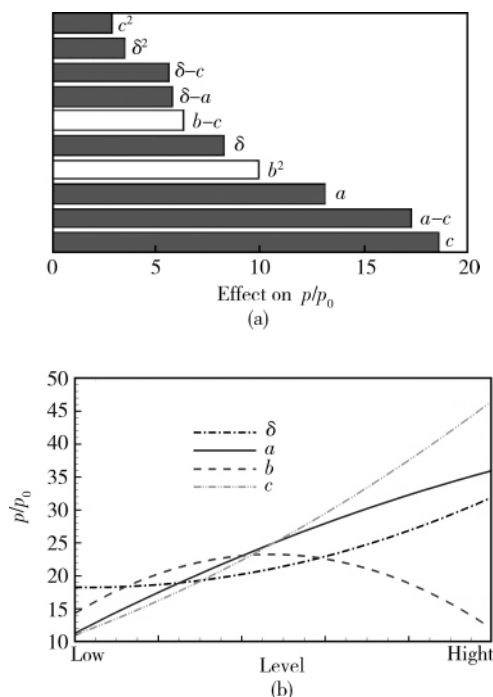


图 9 设计参数对  $p/p_0$  影响的 Pareto 图和主效应图

Fig. 9 Pareto and main effect graphs of the design parameters on  $p/p_0$

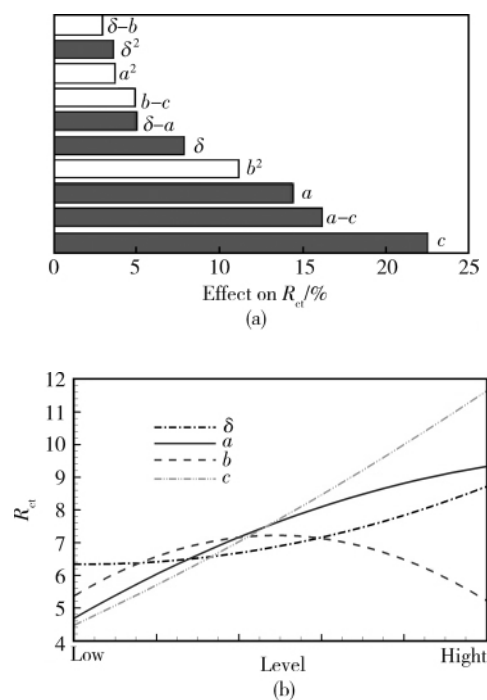


图 10 设计参数对  $R_{ct}$  影响的 Pareto 图和主效应图

Fig. 10 Pareto and main effect graphs of the design parameters on  $R_{ct}$

对内收缩比  $R_{ci}$  而言,影响最大的是系数  $c$ ,其余系数的影响相当,交互作用  $a \times c$  也有较大影响.系数  $a$  和  $b$  的 2 阶主效应较小,主效应图中呈现一定的非线性,但影响不断减小.总之,通过减小系数  $c$  可以明显降低  $R_{ci}$ .

对出口马赫数  $Ma_e$  而言,影响最大的是系数  $c$ ,其次是  $a$ ,交互作用  $a \times c$  也较为明显.系数  $b$  仍然呈现非线性, $Ma_e$  变化趋势与  $p/p_0$  正好相反.因为在相同来流条件下,随着  $p/p_0$  增大,压缩量增加, $Ma_e$  随之下降,反之增加.

对基准流场的长度  $L$  而言,影响最大的是  $\delta$ ,其次是  $c$ .系数  $a$  和  $b$  的影响大小几乎相同,但是方向相反,随着  $b$  的增加, $L$  不断增加.交互作用  $a \times b$  也影响明显且为正效应.总体而言,增大  $\delta$  和  $c$ ,减小  $b$  对于缩短长度有利.

综上所述,各个设计参数对基准流场性能的影响呈现非线性和耦合效应,若要设计一个性能优良的基准流场,需要综合考虑和权衡.影响总压恢复系数和长度最大的是  $\delta$ ,对其他性能参数影响最大的是系数  $c$ ,另外交互作用  $a \times c$  对  $R_{ci}$  和压比的影响仅次于系数  $c$ .为了提高增压比同时保持高总压恢复系数,可以在适当增大系数  $c$  和  $b$  的同时减小  $\delta$  和  $a$ .与参数逐一变化的参数化研

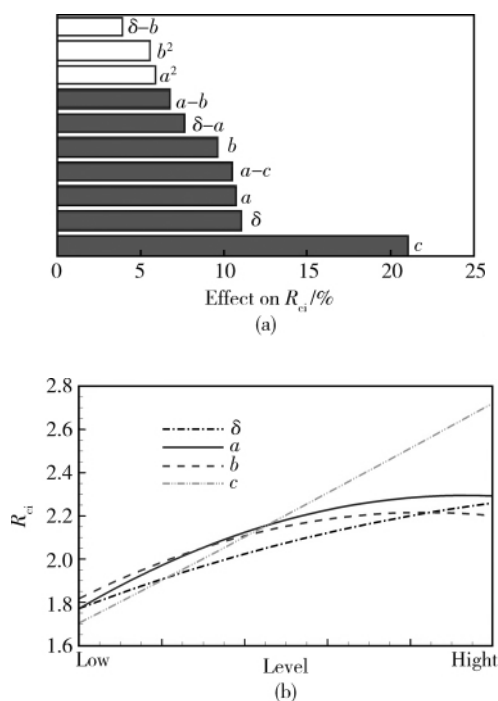


图 11 设计参数对  $R_{ci}$  影响的 Pareto 图和主效应图

Fig. 11 Pareto and main effect graphs of the design parameters on  $R_{ci}$

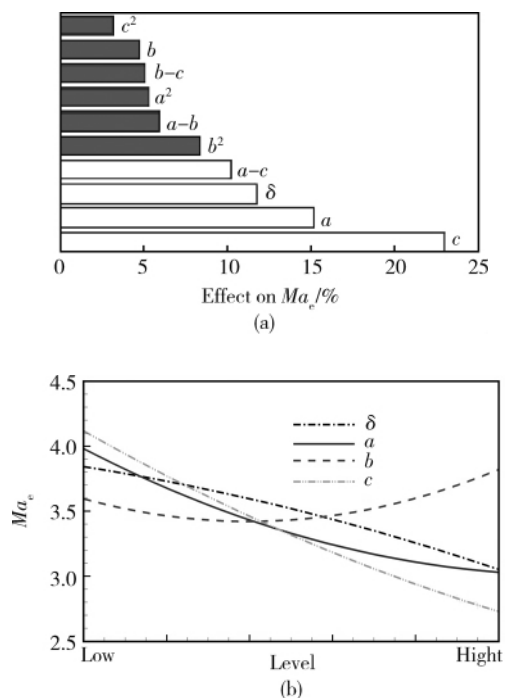


图 12 设计参数对  $Ma_e$  影响的 Pareto 图和主效应图

Fig. 12 Pareto and main effect graphs of the design parameters on  $Ma_e$

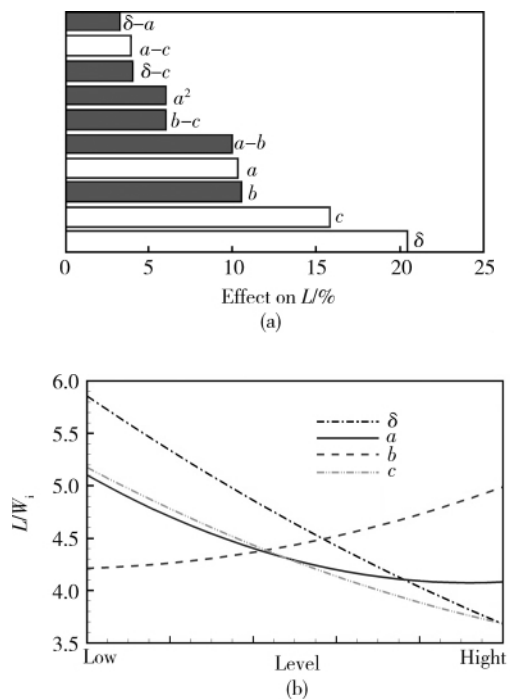


图 13 设计参数对  $L$  影响的 Pareto 图和主效应图

Fig. 13 Pareto and main effect graphs of the design parameters on  $L$

究相比,这种灵敏度分析方法考虑了交互作用的影响,获得的结果更加全面.

### 3 轴对称基准流场的优化设计

#### 3.1 基准流场的优化

采用基于代理模型的优化策略对基准流场进行优化:首先在设计域内根据试验设计方法确定样本点,通过 CFD 算获得设计点性能样本数据库,其次利用这些样本数据构造出适合的代理模型,最后根据代理模型进行优化设计<sup>[17]</sup>. 多项式响应面是 MDO 中最为常用的一种代理模型,其中 3 阶响应面的数学表达式为

$$f(x) = c_0 + \sum_{i=1}^n c_{ij} x_i^2 + \sum_{i=1}^{n-1} \sum_{j \geq i}^n c_{ij} x_i x_j + \sum_{i=1}^n c_{ij} x_i^3 \quad (2)$$

式中  $f(x)$  为响应,  $x$  为设计变量,  $c$  为多项式参数,  $n$  为设计变量的维数. 利用上节 3.7 组样本数据建立基准流场的 3 阶响应面模型,其中设计参数变量 4 个,输出响应为 6 个几何和性能参数. 通过误差平方  $R^2$  对 3 阶响应面模型与 CFD 计算结果的误差进行分析,从表 2 可知 3 阶响应面模型精度较高,可以满足优化要求.

表 2 各个参数的误差平方

Table 2 Error square of design parameters

|       | $\sigma$ | $p/p_0$ | $Ma_e$ | $R_{ct}$ | $R_{ci}$ | $L$   |
|-------|----------|---------|--------|----------|----------|-------|
| $R^2$ | 0.988    | 0.905   | 0.996  | 0.924    | 0.927    | 0.996 |

由于基准流场的评价参数不是单一的,需要对多个参数综合考虑. 因此本文采用多目标优化方法. 对性能优良的基准流场而言,应在产生较大压缩量的同时具有尽可能高的总压恢复系数,所以首先选取这两个参数作为优化目标. 此外,发动机总体单位希望进气道越短越好,不但可以为其他部件节省大量的空间而且对减小飞行器的质量十分有利,所以将基准流场的长度作为第 3 个优化目标. 在设计点  $Ma_1=6, R_c/R_i=0.1$  不变条件下建立优化模型:

优化目标

$$\max f(x) = \{\sigma(x), p/p_0(x)\}$$

$$\min f(x) = \{L(x)\}$$

优化变量

$$2 \leq \delta \leq 8; 1 \leq a \leq 7$$

$$0.1 \leq b \leq 1.0; 0.2 \leq c \leq 0.9$$

约束条件

$$1 \leq R_{ct} \leq 12; p/p_0 \geq 10; R_{ci} \leq 2.5$$

在 Isight 软件中集成代理模型,表述优化问题.

采用非劣分类遗传算法(no-dominated sorting genetic algorithms II, NSGAII)进行优化,这是一种经典的全局搜索算法. 计算中,种群大小为 24,进化代数取 60,交叉概率为 0.9. 图 14 给出了优化计算得到的三目标 Pareto 最优前沿,这是一个空间的三维曲面. Pareto 最优前沿为设计人员提供了各自目标性能的综合权衡信息,实际中可以根据对目标的具体要求进行折衷选取. 在该优化前沿中,选取其中一个基准流场与反正切压升规律基准流场参数化研究结果<sup>[18]</sup>进行比较,其中压升可控基准流场综合性能优良并用

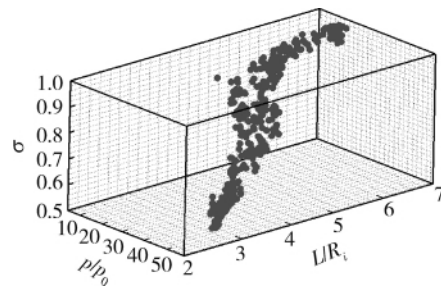


图 14 三目标优化设计的 Pareto 前沿

Fig. 14 Pareto front of the three objectives optimization

于高超内收缩进气道设计及试验<sup>[19]</sup>. 由于代理模型的近似性,最优解对应的基准流场性能参数必须通过 Fluent 软件重新计算获得. 表 3 给出了两种基准流场的性能参数,相对压升可控基准流场,优化结果 Optimize 流场在总收缩比和压比略高的情况下,总压恢复系数提高了 2.91%,但是长度也有所增加. 总体而言,优化结果良好.

表 3 两种基准流场的总体性能参数

Table 3 Overall performance parameters of two kinds of basic flowfield

| 基准流场        | $\sigma$ | $Ma_e$ | $p/p_0$ | $R_{ct}$ | $L/R_i$ |
|-------------|----------|--------|---------|----------|---------|
| 压升可控        | 0.927    | 3.61   | 16.72   | 6.6      | 5.24    |
| Optimize    | 0.954    | 3.61   | 16.93   | 6.7      | 5.37    |
| $\Delta/\%$ | 2.91     | 0      | 1.26    | 1.52     | 2.48    |

图 15 和图 16 给出了两者的流场结构图,虽然两者均形成了前缘曲激波和反射激波,但是  $Ma$  可控基准流场后半部分的马赫波并未与前缘激波相交而是自行汇聚,这样可以减小靠近中心体的弯曲激波强度进而提高基准流场性能.

#### 3.2 基于优化结果的内收缩进气道设计

在 Optimize 基准流场的基础上,结合流线追踪

技术设计了圆形进口的高超声速内收缩进气道<sup>[9]</sup>.

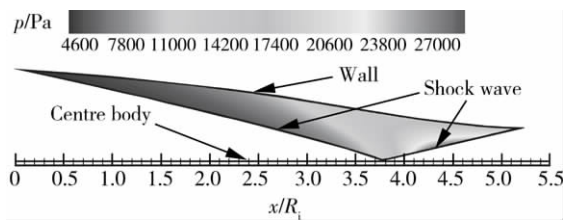


图 15 压升可控基准流场静压分布<sup>[18]</sup>

Fig. 15 Pressure distribution of basic flowfield with controllable pressure rise<sup>[18]</sup>

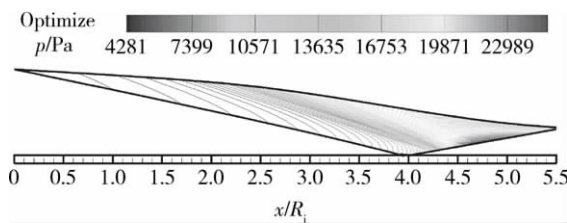


图 16  $Ma$  可控基准流场静压分布

Fig. 16 Pressure distribution of basic flowfield with controllable Mach number distribution

黏性修正后的进气道  $R_{ct}=4.91, R_{ci}=2.08$ . 隔离段长度取 7 倍的喉道当量直径. 采用 Fluent 软件进行三维黏性计算, 湍流模型为两方程的 RNG(re-normalization group)  $k-\epsilon$  模型, 近壁处采用标准壁面函数. 由于模型的对称性, 取其一半进行计算. 靠近壁面的网格局部加密, 网格总数 80 万左右. 文献[19-20]对该计算方法的可信度进行了校核, 结果表明, 该方法能较准确地模拟高超内收缩进气道内的复杂流场结构, 计算结果具有较高的可信度. 表 4 给出了不同飞行条件下的来流参数, 其中  $H$  表示飞行高度,  $p$  为静压,  $T$  为静温,  $q$  为动载.

表 4 不同飞行条件下的来流参数

Table 4 Flow parameters of different flight conditions

| $Ma_\infty$ | $H/\text{km}$ | $p/\text{Pa}$ | $T/\text{K}$ | $q/\text{kPa}$ |
|-------------|---------------|---------------|--------------|----------------|
| 4           | 17            | 8850          | 216.65       | 99.1           |
| 5           | 21            | 4729          | 217.58       | 82.8           |
| 6           | 25            | 2549          | 221.55       | 64.3           |
| 7           | 29            | 1390          | 225.52       | 47.7           |

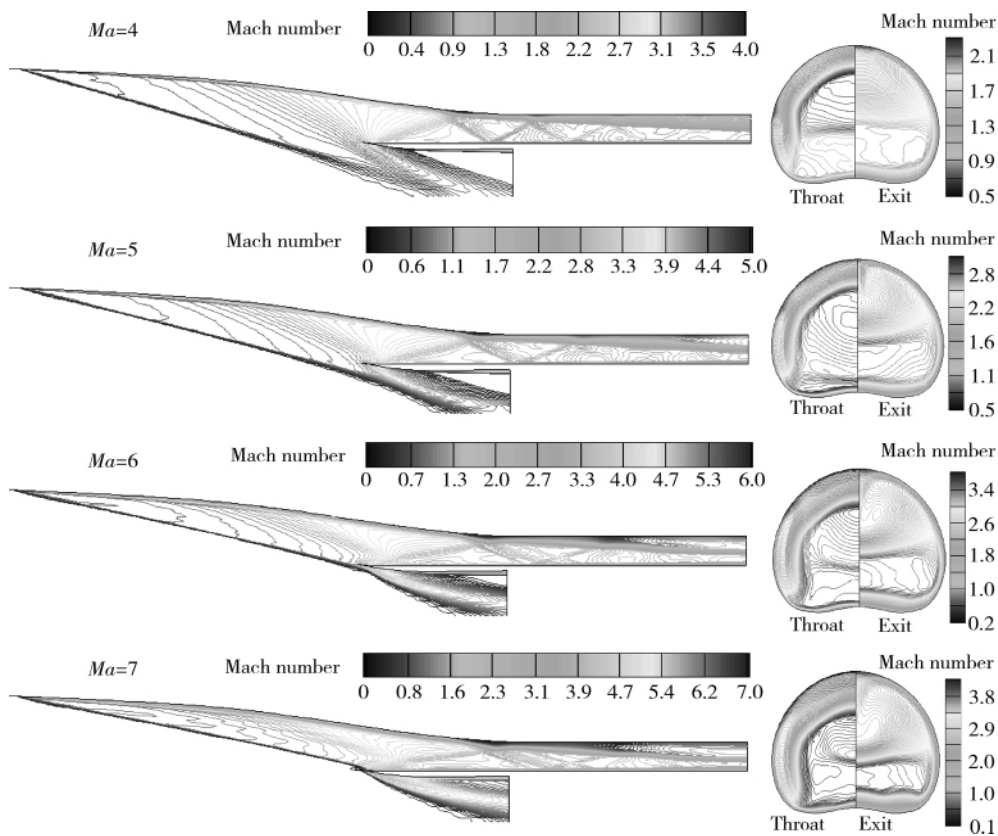


图 17 不同马赫数下对称面、喉道和出口截面马赫数分布

Fig. 17 Contours of Mach number in the symmetry, throat and exit planes at different incoming Mach numbers

图 17 给出了不同来流马赫数下进气道对称面波系结构和隔离段进出口马赫数分布图。随着来流马赫数的增加,前缘曲激波不断靠近唇口,但是设计点仍存在少量溢流,直到  $Ma=7$  时,前缘激波打进唇口内。随着马赫数增加,前缘激波变强,肩部附近低速区面积有所增加。由于外压段后部的压缩波未与前缘曲激波相交而是自行汇聚,这会减弱靠近唇口的弯曲激波强度进而减弱了唇口波强度,隔离段内反射波系较弱,这对提升进气道性能以及减小涡流区有利。从喉道和出口截面马赫数分布可以看出,随着来流马赫数增加,主流区范围减小但是幅度较小,出口的主流区的范围均较大且位于下方,设计点约占出口截面的一半。

表 5 不同来流马赫数下的隔离段进出口总体性能参数

Table 5 Performance parameters at entrance and exit of the isolator at different incoming Mach numbers

| $Ma_\infty$ | $\varphi$ | 喉道面      |           |         | 出口面      |        |         |
|-------------|-----------|----------|-----------|---------|----------|--------|---------|
|             |           | $\sigma$ | $Ma_{th}$ | $p/p_0$ | $\sigma$ | $Ma_e$ | $p/p_0$ |
| 4           | 0.880     | 0.803    | 1.98      | 14.79   | 0.705    | 1.84   | 15.69   |
| 5           | 0.941     | 0.765    | 2.67      | 15.33   | 0.642    | 2.48   | 16.72   |
| 6           | 0.983     | 0.735    | 3.22      | 17.76   | 0.581    | 2.92   | 20.01   |
| 7           | 1.000     | 0.684    | 3.66      | 21.45   | 0.513    | 3.23   | 24.73   |

## 4 结 论

利用 CFD 软件计算了无黏反正切马赫数分布规律的轴对称基准流场,对前缘压缩角  $\delta$  及反正切  $Ma$  分布系数  $a, b, c$  等设计参数进行了参数化研究以及灵敏度分析,基于建立的响应面模型对基准流场进行多目标优化,最后基于优化结果进行了圆形进口内收缩进气道的设计和数值仿真研究,得出以下结论:

1) 参数化研究发现,基准流场几何和性能参数随着系数  $b$  的增加变化比较复杂,随着其他参数的增加基本单调变化,其中  $\delta$  和  $c$  的影响最为明显,  $R_e$  影响最小,尤其在  $R_e/R_i < 0.25$  区间。为了兼顾各个性能参数和考虑起动性能,  $\delta$  应尽可能小,  $a$  在 2~5 区间取值较好,  $b$  在取 0.5~0.7 区间取值较好,  $c$  在 0.4~0.6 区间取值较好。

2) 灵敏度分析发现,设计参数对于流场性能的影响呈现非线性和耦合效应。影响  $\sigma$  和  $L$  最大的是  $\delta$ , 对其他性能参数影响最大的是系数  $c$ , 另外交互作用  $a \times c$  对  $R_{ct}$  和  $p/p_0$  的影响仅次于系数  $c$ 。若在提高  $p/p_0$  的同时需要保持高的  $\sigma$ , 可以在适当的增大系数  $c$  和  $b$  的同时减小  $\delta$  和系数  $a$ 。

表 5 给出了进气道不同来流马赫数下的隔离段进出口总体性能参数。  $Ma=4$  时进气道流量系数达到 0.880, 隔离段出口总压恢复系数 0.705;  $Ma=6$  时流量系数达到 0.983, 总压恢复系数高达 0.581;  $Ma=7$  时流量系数接近 1.0, 总压恢复系数达到 0.513, 显示出较好的宽马赫数性能。隔离段进出口总压恢复系数的下降较大, 马赫数越高, 下降越剧烈。  $Ma=6$  和 7 时, 隔离段出口总压恢复系数较进口分别下降 21.2% 和 25%。除激波损失外, 隔离段内的涡流损失也是导致总压下降的主要原因, 减小涡流区也是提升此类进气道性能的途径之一。

3) 与反正切压升规律基准流场相比, 优化后的马赫数分布基准流场性能更优, 在压比略高的情况下总压恢复系数提高了 2.91%。

4) 随着  $Ma$  增加, 圆形进口的高超内收缩进气道隔离段内反射波系较弱, 出口涡流区都较小, 设计点主流区约占出口截面的一半。进气道在设计点和非设计点性能优良,  $Ma=6$  和 7 时总压恢复系数分别为 0.581 和 0.513,  $Ma=4$  时流量系数达到 0.880, 由此说明对基准流场进行优化可以提升内收缩进气道性能。

## 参考文献:

- [1] Mölder S, Szpiro J. Busemann inlet for hypersonic speeds [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1966, 3(8): 1303-1304.
- [2] Vijay R, Lewis M, Starkey R. Performance of various truncation strategies employed on hypersonic Busemann inlets [R]. AIAA-2009-7249, 2009.
- [3] O'Brien T F. Viscous optimized length constrained axisymmetric geometries for streamline tracing [R]. AIAA-2008-2511, 2008.
- [4] Drayna T W, Nompelis I, Candler G V. Hypersonic inward turning inlets: design and optimization [R]. AIAA-2006-297, 2006.

- [5] SUN Bo, ZHANG Kunyuan, WANG Chengpeng, et al. Investigation on a streamtraced hypersonic Busemann inlet [J]. Journal Aerospace Engineering, 2010, 224(1): 57-63.
- [6] Gollan R J, Ferlemann P G. Investigation of REST-class hypersonic inlet designs[R]. AIAA-2011-2254, 2011.
- [7] YOU Yancheng. An overview of the advantages and concerns of hypersonic inward turning inlets[R]. AIAA-2011-2269, 2011.
- [8] Billig F S, Baurle R A, Tam C J, et al. Design and analysis of streamline traced hypersonic inlets [R]. AIAA-1999-4974, 1999.
- [9] Van Wie D, Mölder S. Applications of Busemann inlets design for flight at hypersonic speeds[R]. AIAA-1992-1210, 1992.
- [10] 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.
- [11] Matthews A J, Jones T V. Design and test of a modular waverider hypersonic intake[R]. AIAA-2005-3379, 2005.
- [12] 尤延铖, 梁德旺. 内乘波式进气道内收缩基本流场研究 [J]. 空气动力学学报, 2008, 26(2): 203-207.
- YOU Yancheng, LIANG Dewang. Investigation of internal compression flowfield for internal waverider-derived inlet [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2008, 26(2): 203-207. (in Chinese)
- [13] 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)
- [14] 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, 2011, 27(11): 2484-2491.
- LI Yongzhou, NAN Xiangjun, ZHANG Kunyuan. Design concept of controllable Mach number distribution hypersonic inward turning inlets [J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 27(11): 2484-2491. (in Chinese)
- [15] 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)
- [16] 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)
- [17] 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.
- [18] 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 law of arc tangent pressure rise [J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(11): 2571-2577. (in Chinese)
- [19] NAN Xiangjun, ZHANG Kunyuan. Numerical and experimental investigation on hypersonic inward turning inlets with basic flow field using arc tangent curve law of pressure rise [R]. AIAA-2011-2270, 2011.
- [20] 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)