

型面设计马赫数对马赫数分布可控高超声速 内收缩进气道的影响

李永洲 张堃元 钟启涛

(江苏省航空动力系统重点实验室, 南京航空航天大学, 南京, 210016)

摘要:在研究型面设计马赫数 Ma_i 对马赫数分布可控基准流场在 $Ma_\infty = 4.0 \sim 7.0$ 的性能影响中发现, 降低型面设计马赫数可获得更高的流量系数、高马赫数时的增压比以及更短的长度。基于型面设计马赫数 $Ma_i = 5.5, 6.0$ 和 6.5 的基准流场分别设计了圆形进口的内收缩进气道, 并在 $Ma_\infty = 4.5 \sim 7.0$ 时进行数值模拟。结果表明: 基于低型面设计马赫数基准流场设计的进气道具有更好的流量捕获特性和较高的增压比, 这与基准流场变化规律基本一致。型面设计马赫数对出口总压恢复系数影响较小。

关键词: 基准流场; 内收缩进气道; 马赫数分布; 设计参数; 宽马赫数

中图分类号: V231.3 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2014)02-0239-07

Influence of Design Mach Number on Hypersonic Inward Turning Inlets with Controllable Mach Number Distribution

Li Yongzhou, Zhang Kunyuan, Zhong Qitao

(Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power Systems, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: Numerical simulation of the basic flowfield with controllable Mach number distribution is conducted at $Ma_\infty = 4.0 \sim 7.0$ to study the influence of design Mach number Ma_i , which shows that reducing Ma_i can obtain higher mass coefficients, pressure ratios at high Mach number and shorter length. The hypersonic inward turning inlets with circular shape intake are designed based on the basic flowfield of $Ma_i = 5.5, 6.0$ and 6.5 . The numerical simulation results of $Ma_\infty = 4.5 \sim 7.0$ indicate that the inlet based on the basic flowfield of $Ma_i = 5.5$ has better mass capture ratio and pressure ratio, which is almost consistent with variation of basic flowfield. The influence of design Mach number Ma_i on total pressure recovery coefficients at exit plane becomes smaller.

Key words: basic flowfield; inward turning inlet; Mach number distribution; design parameters; wide Mach number range

高超声速飞行器总体方案与推进系统密切相关, 对于加速型高超声速飞行器需要超燃冲压发动机在宽马赫数范围内提供足够的推力, 而发动机所提供的最大推力与所捕获的流量成正比。因此, 作为超燃冲压发动机关键部件的进气道, 其设计要求在宽马赫数范围内保持高的流量系数。高超声速

内收缩进气道由于采用了激波和等熵压缩波进行三维压缩, 其压缩效率明显高于传统的二元^[1]、轴对称^[2]以及侧压式进气道^[3], 具有捕获能力强、非设计状态性能优等优势。内收缩进气道一般主要采用流线追踪技术在基准流场中“割出”部分封闭流线生成进气道无粘型面, 然后通过附面层修正得

基金项目: 国家自然科学基金(90916029, 91116001, 11102087)资助项目。

收稿日期: 2013-10-22; **修订日期:** 2013-12-02

通信作者: 张堃元, 男, 教授, 博士生导师, E-mail: zkype@nuaa.edu.cn。

到最终型面,因此进气道的性能直接由基准流场决定,提升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^[4]、倒置等熵喷管流场^[5-6]、等楔角流场与等压力梯度流场^[7]、直/曲母线锥形流场^[8]、压力梯度可控^[9]、马赫数分布可控^[10]以及 ICFC 和 ICFD 基准流场^[11]等。上述已研究的基准流场绝大多数都选取巡航马赫数作为设计点来兼顾进气道设计点和非设计点的性能,而且未对基准流场非设计点的性能进行评估。另外,高超声速内收缩进气道在低马赫数下的起动能较差,需要后切唇口减小内收缩比实现自启动,这将进一步降低流量系数。对于加速型飞行器的进气系统,适当地降低设计马赫数可以兼顾宽范围内的性能尤其可以提高流量捕获能力,因此如何合理选取进气道的型面设计马赫数显得尤为重要。文献[12]对 Busemann 进气道的型面设计马赫数影响进行了初步研究,但是 Busemann 流场作为典型的正向设计基准流场,壁面参数分布不易控制,沿程压力梯度逐渐增大,不利于附面层稳定和进气道低马赫数启动。马赫数分布可控方法作为一种初步的反设计方法,在给定壁面马赫数分布条件下通过特征线法对壁面进行反设计,壁面参数可控,极大地提高了基准流场设计的灵活性。本文先研究了型面设计马赫数对马赫数分布可控基准流场宽马赫数范围性能参数的影响规律,并进一步通过数值仿真研究了基于不同型面设计马赫数基准流场设计的圆形进口内收缩进气道宽马赫数范围的总体性能。

1 型面设计马赫数的参数化研究

马赫数分布可控基准流场设计参数包括:型面设计马赫数(Ma_i)、进口半径(R_i)、前缘压缩角(δ)、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 。反正切马赫数分布规律(式 1)作为一种较优的分布规律,可以在减弱前缘激波强度同时减小内收缩比(R_{ci})以提高进气道的起动能^[10]。

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

式中: Ma_i 为前缘激波后壁面起始点马赫数。文献[13]对马赫数分布可控基准流场中除型面设计马赫数之外的其他设计参数进行了参数化研究,但也仅选取设计点性能进行评估。在上述研究基础上,本文对马赫数分布可控基准流场的型面设计马赫数进行参数化研究,见表 1,然后通过 Fluent 软件

无粘计算获得流场性能参数。基准流场评价指标如下:总收缩比(R_{ct})、内收缩比(R_{ci})、基准流场长度(L)、总压恢复系数(σ)、增压比(p/p_0)以及出口平均马赫数(Ma_e)。

表 1 基准流场设计参数

Tab. 1 Design parameters of basic flowfield

参数	Ma_i	$\delta/(\circ)$	R_c/R_i	a	b	c
取值	4.5~7.0	4.0	0.1	4.25	0.365	0.6

1.1 基准流场设计点的性能分析

保持其他设计参数不变的条件下,通过改变型面设计马赫数($Ma_i=4.5\sim 7.0$)来设计基准流场,见图 1,基准流场的出口定义为反射激波与外壁面的交点处对应的竖直截面,参考内收缩比 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面积之比,中心体的起始点取前缘激波与中心体的交点。从图 1 可以看出,当型面设计马赫数 Ma_i 增加时基准流场外壁面不断地变缓且长度不断增加,变缓的原因在于降低相同马赫数梯度,初始马赫数越大所需气流转折角越小;出口截面不断减小但变化幅度很小。

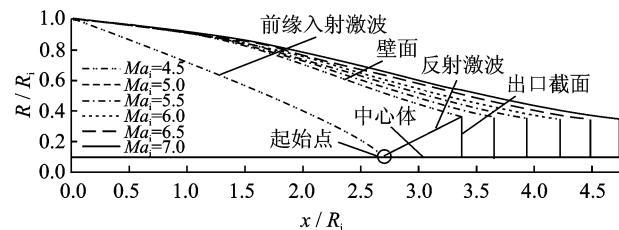


图 1 不同型面设计马赫数下基准流场的壁面与参数定义

Fig. 1 Wall and parameter definition of basic flowfield at different Ma_i

图 2 给出了不同型面设计马赫数(Ma_i)的基准流场壁面沿程马赫数分布,随着 Ma_i 增加,基准流场壁面的马赫数分布沿纵轴向上平移但梯度相等,这从式(1)可以得出。图 3 为对应的壁面沿程压力分布。当 $x/R_i < 1.58$ 时, $Ma_i=7.0$ 对应的压力最大,当 $x/R_i > 1.58$ 时, $Ma_i=4.5$ 对应的压力最大。但是,沿程压力梯度随着 Ma_i 增大而减小,越往后梯度差别越明显,过小 Ma_i 的基准流场出口附近较大的逆压梯度容易造成进气道肩部附面层分离,因此基准流场的型面设计马赫数 Ma_i 不宜取得太小。

图 4 给出基准流场几何参数的变化曲线,随着型面设计马赫数 Ma_i 的增加,总收缩比(R_{ct})和流

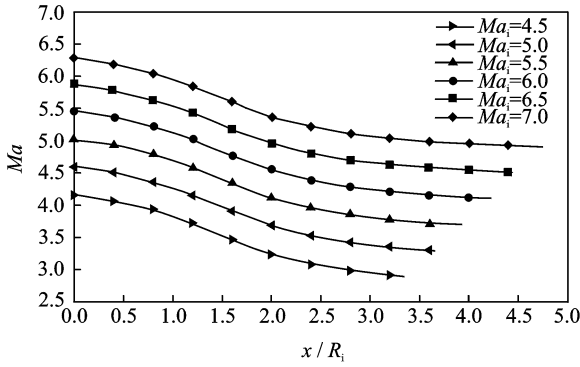


图 2 不同 Ma_i 的基准流场壁面沿程马赫数分布

Fig. 2 Mach number distribution of basic flowfield at different Ma_i

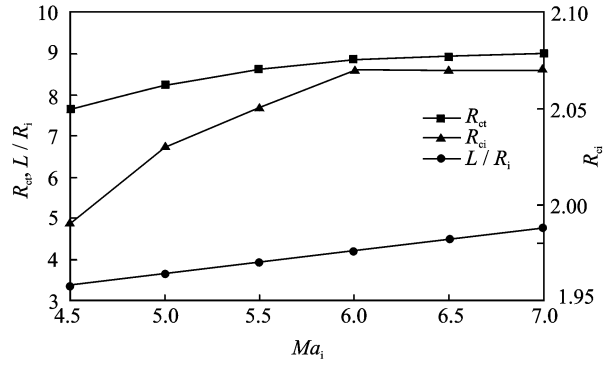


图 4 基准流场几何参数随着 Ma_i 变化曲线

Fig. 4 Geometrical parameters of basic flowfield versus Ma_i

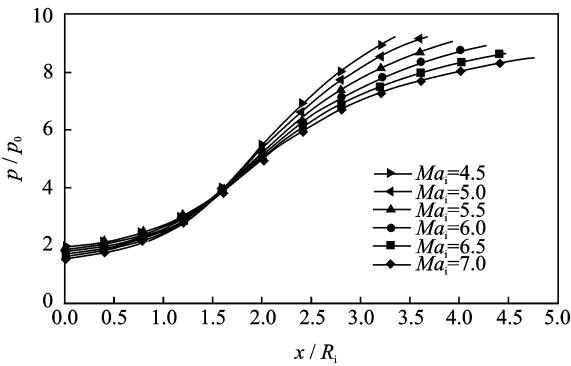


图 3 不同 Ma_i 的基准流场壁面沿程压力分布

Fig. 3 Pressure distribution of basic flowfield at different Ma_i

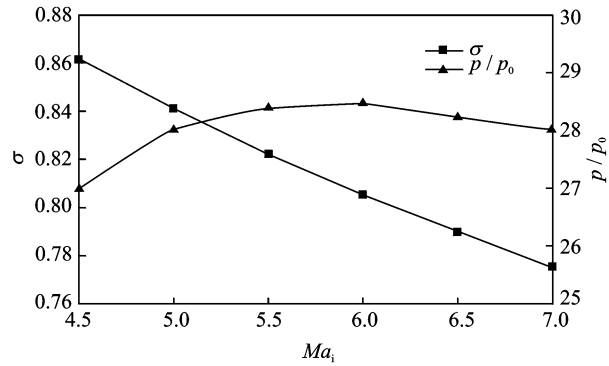


图 5 σ 和 p/p_0 随着 Ma_i 变化曲线

Fig. 5 σ and p/p_0 versus Ma_i

场长度 (L/R_i) 都增加且长度是线性增加而总收缩比差别不大, 最大长度相对最小长度增加了 41%; 内收缩比 (R_{ci}) 从 1.99 增加到 2.07 且在 $Ma_i \geq 6.0$ 时存在一个平台。型面设计马赫数不断增加时, 前缘激波角会不断减小, 加之壁面不断变缓, 因此前缘激波与中心体的交点及反射激波与壁面交点都靠后, 基准流场长度不断增加。如果总体设计要求飞行器尽可能地短, 考虑较小的型面设计马赫数比较合适。

图 5, 6 给出了基准流场总体性能参数随型面设计马赫数 Ma_i 的变化曲线。由图 5 可以看出, 随着 Ma_i 的增加, 基准流场的增压比 (p/p_0) 先增加后减小, 但是差值很小; 总压恢复系数 (σ) 几乎是线性降低, 从最高的 0.861 降为 0.775, 这与 Ma_i 增加前缘激波强度变大密切相关。

由图 6 可以看出, 随着型面设计马赫数增加, 出口马赫数 (Ma_e) 线性增加, 变化范围约为 2.1~3.8。

以上分析表明, 降低型面设计马赫数不但可以

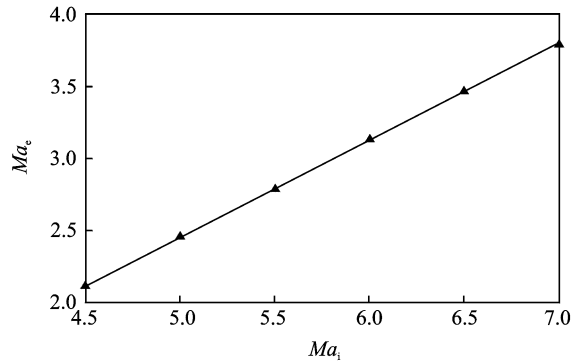


图 6 Ma_e 随着 Ma_i 变化曲线

Fig. 6 Ma_e versus Ma_i

显著地缩短基准流场长度, 而且从各自的设计点性能来看, 较小的 Ma_i 对应基准流场在压比变化不大的情况下总压恢复系数更高。

1.2 $Ma_\infty = 4.0 \sim 7.0$ 时基准流场的性能分析

一般而言, 高超声速进气道都在宽马赫数范围内工作, 因此对基准流场宽马赫数范围内的性能考察十分必要。图 7~11 给出不同型面设计马赫数

Ma_i 的基准流场总体性能参数随来流马赫数 Ma_∞ 的变化趋势。由于取来流马赫数等于型面设计马赫数 ($Ma_\infty = Ma_i$) 时前缘激波与中心体的交点为中心体起始点, 因此当 $Ma_\infty \geq Ma_i$ 时流量系数 (φ) 均保持为 1.0, 见图 7; 当 $Ma_\infty < Ma_i$ 且不断减小时, 由于前缘弯曲激波波角增加, 其与中心体的起始点距离越远, 溢流窗变大流量系数不断减小。相同型面设计马赫数 Ma_i 下流量系数在 $[4.0, Ma_i - 1.0]$ 区域内几乎保持线性变化, 这与该范围内前缘激波变直直接相关。相同 Ma_∞ 下, 随着型面设计马赫数减小流量系数不断增加, 若 Ma_i 从巡航点 6.0 减为 5.0, $Ma_\infty = 4.0$ 时流量系数从 0.875 上升为 0.926, 增幅达到 5.8%。这说明可以通过减小基准流场的型面设计马赫数来提高进气道低马赫数范围的流量捕获能力。

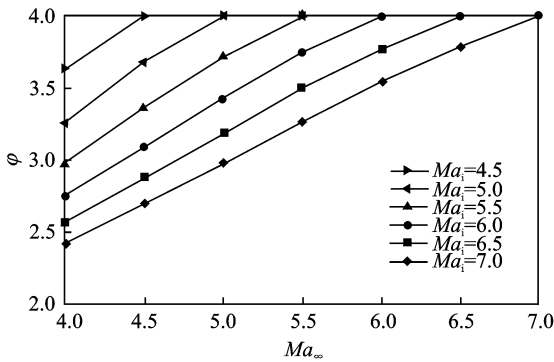


图 7 不同 Ma_i 的基准流场 φ 随 Ma_∞ 的变化
Fig. 7 φ versus Ma_∞ at different Ma_i

图 8 给出增压比 (p/p_0) 随着来流马赫数 Ma_∞ 的变化曲线, 相同型面设计马赫数 Ma_i 时, 当 $Ma_\infty \geq Ma_i$ 时增压比随着 Ma_∞ 增加近似线性增加; 当 $Ma_\infty < Ma_i$ 时变化复杂, 高 Ma_i 对应的压比变化较小, 但是 $Ma_\infty = 4.0$ 时对应的压比均最大, 因为此时内收缩段内存在多道反射激波。相同 Ma_∞ 时, 当 $Ma_\infty \leq 5.0$ 时不同 Ma_i 对应的增压比差别规律复杂但它们之间的差值不大; 当 $Ma_\infty > 5.0$ 时, 增压比几乎随着 Ma_i 增加不断减小尤其是高来流马赫数, 这与低型面设计马赫数时壁面变化剧烈密切相关。取巡航点 $Ma_\infty = 6.0$ 时各个壁面的沿程压力分布(图 9), 虽然都保持反正切分布规律, 由于型面设计马赫数越大对应的壁面变化越平缓, 因此相同来流马赫数时其压力上升更小, 马赫数下降也更小, 但此时基准流场的长度更长, 整体造成出口截面平均压比最小但是出口平均马赫数差别不大(图 10), 相同 Ma_∞ 时, 不同 Ma_i 对应的出口马赫数 (Ma_e) 差别很小尤其是低来流马赫数。

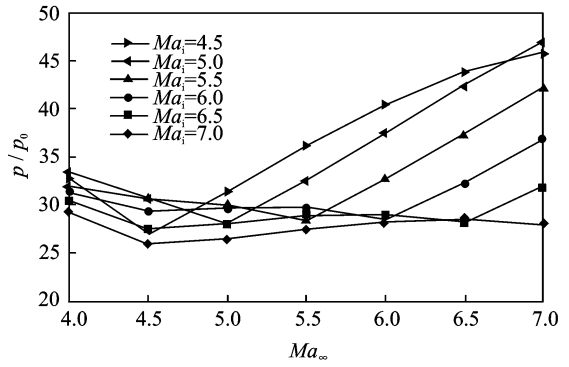


图 8 不同 Ma_i 的基准流场 p/p_0 随 Ma_∞ 变化
Fig. 8 p/p_0 versus Ma_∞ at different Ma_i

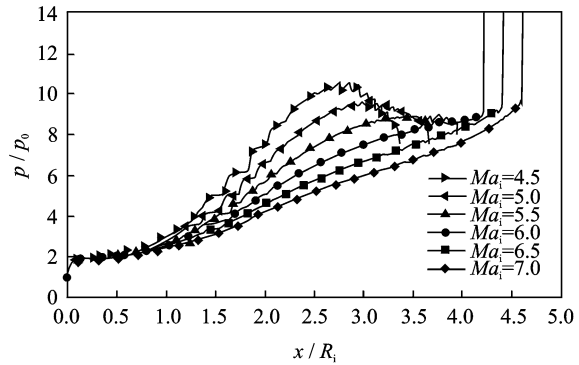


图 9 $Ma_\infty = 6.0$ 时不同基准流场壁面的沿程压力分布
Fig. 9 Pressure distribution of basic flowfield at $Ma_\infty = 6.0$

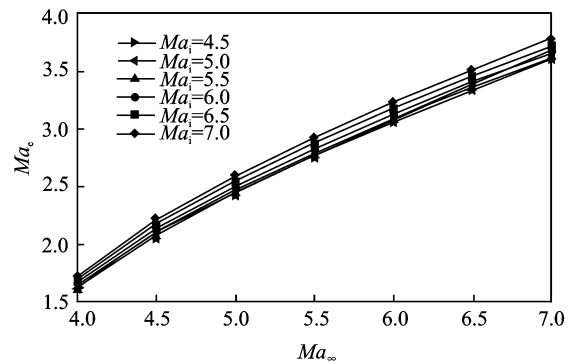
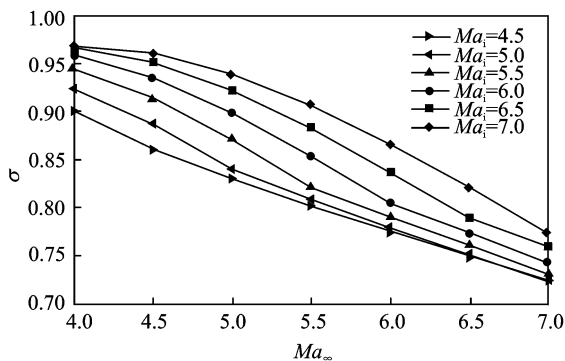


图 10 不同 Ma_i 的基准流场 Ma_e 随 Ma_∞ 变化
Fig. 10 Ma_e versus Ma_∞ at different Ma_i

图 11 给出总压恢复系数 (σ) 随着来流马赫数 Ma_∞ 的变化曲线, 在相同型面设计马赫数 Ma_i 下, 总压恢复系数随着来流 Ma_∞ 增加不断减小, 当 $Ma_\infty > Ma_i$ 时, 呈线性规律且斜率近似相等, 这与此时增压比近似线性增加有关; 当 $Ma_\infty \leq Ma_i$ 时, 总压恢复系数的梯度不断增大。总体而言, 这种梯度变化呈现中间大, 两端小的规律。相同 Ma_∞ 下,

图 11 不同 Ma_i 的基准流场 σ 随 Ma_∞ 变化Fig. 11 σ versus Ma_∞ at different Ma_i

随着 Ma_i 的增加总压恢复系数均增大,只是这种趋势在两端时有所减弱。

上述研究表明,在宽马赫数范围内考虑基准流场型面设计马赫数的选择,并非型面设计马赫数越低越好。过小的型面设计马赫数虽然在高马赫数时压比很大,但是低马赫数时总压恢复系数下降较大。型面设计马赫数从 6.0 降为 4.5, $Ma_\infty = 6.0$ 压比相对提高 41%,但是 $Ma_\infty = 4.5$ 时总压恢复系数相对降低 8.1%,因此型面设计马赫数应该根据具体设计要求合理选取。

2 进气道性能数值计算

2.1 内收缩进气道设计

在相同圆形进口条件下(图 12(a)),选取型面设计马赫数 $Ma_i = 5.5, 6.0$ 和 6.5 的基准流场采用流线追踪技术分别设计高超内收缩进气道 Model A, Model B 和 Model C。沿着流线进行附面层修正^[14]后的 3 个进气道的总收缩比 R_{ct} 约为 6.2,内收缩比 R_{ci} 约为 1.7,进气道气动构型见图 12(b)。等直隔离段长度取 7 倍的喉道截面当量直径,总体性能参数按截面质量平均得出。

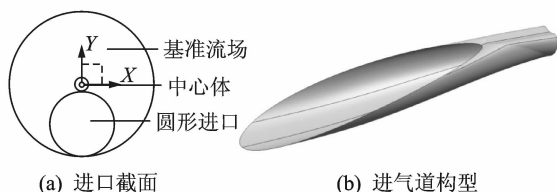


图 12 进气道进口截面及气动构型

Fig. 12 Schematic of intake and aerodynamic configuration

2.2 数值计算方法

采用 Fluent 软件对进气道进行三维数值模拟,通量差分采用 Roe-FDS 格式,湍流模型为 Re-

Normalization Group(RNG) $k-\epsilon$ 模型,二阶迎风格式离散,标准壁面函数法。由于进气道几何条件及流动状态的对称性,取模型的一半计算,壁面附近对网格进行加密,分子粘性系数采用 Sutherland 公式计算。文献[15]通过风洞实验对该计算方法进行了校核,结果表明其具有较高的可信度。

2.3 进气道总体性能分析

考虑到进气道未切除唇口时内收缩比过大,来流马赫数 $Ma_\infty = 4.5 \sim 7.0$,具体的来流条件见表 2。 H 表示飞行高度, p 为静压, T 为静温, T^* 为总温, q 为动载。

表 2 不同飞行条件下的来流参数

Tab. 2 Flow parameters at different flight conditions

Ma_∞	H/km	p/Pa	T/K	T^*/K	q/kPa
4.5	19	6467	216.65	1094.08	91.7
5.0	21	4729	217.58	1305.48	82.8
5.5	23	3467	219.57	1547.97	73.4
6.0	25	2549	221.55	1816.71	64.3
6.5	27	1880	223.54	2112.45	55.6
7.0	29	1390	225.52	2435.62	47.7

图 13,14 给出了进气道总体性能参数随来流马赫数 Ma_∞ 的变化曲线,由图 13,14 可以看出,不论喉道截面还是出口截面,相同来流马赫数时 Model A 的增压比 (p/p_0) 最大,Model B 次之,Model C 最小。在喉道截面,当 $Ma_\infty \geq Ma_i$ 时,进气道的增压比近似线性增加,这与对应的基准流场相似。当 $Ma_\infty = 4.5$ 时,Model A 的增压比相对 Model C 提高 28%;当 $Ma_\infty = 6.0$ 时,Model A 的增压比相对 Model B 提高 14%。出口截面的增压比变化与喉道截面基本一致,由于隔离段内反射激波不同,造成低马赫数范围内出口增压比变化梯度明显大于喉道截面。对总压恢复系数(σ),受到进口截面选取方式、进气道长度以及基准流场性能等因素影响,其变化规律相对基准流场显示出一定的特殊性。在喉道截面,当 $Ma_\infty \geq Ma_i$ 时,虽然总压恢复系数下降梯度都减小,但是梯度不再近似相等而是 Model A 最小,进而造成 $Ma_\infty > 5.5$ 时 Model A 的总压恢复系数最大;当 $Ma_\infty = 6.0$ 时,Model A 的总压恢复系数相对 Model B 提高 3.7%;当 $Ma_\infty \leq 5.5$ 时,Model C 的总压恢复系数最大但差别很小;当 $Ma_\infty = 4.5$ 时,Model C 相对 Model A 提高 0.4%,到达出口截面时,总压恢复系数的变化趋势与对应基准流场基本一致,梯度呈现明显中间大两端小的特点;当 $Ma_\infty = 5.5$ 时,Model B 的

总压恢复系数相对 Model A 提高了 5.4%；当 $Ma_\infty = 6.0$ 时, Model A 和 Model B 的出口总压恢复系数几乎相等,但前者的增压比相对后者提高了 8.0%。

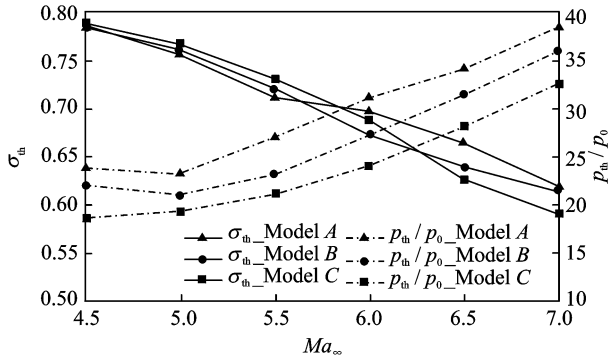


图 13 喉道截面的 σ 和 p/p_0 随 Ma_∞ 变化

Fig. 13 σ and p/p_0 versus Ma_∞ at throat plane

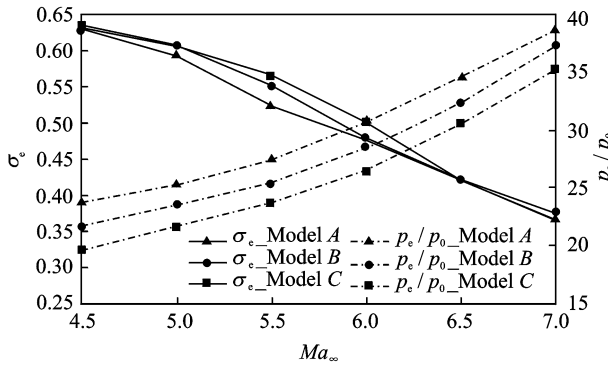


图 14 出口截面的 σ 和 p/p_0 随 Ma_∞ 变化

Fig. 14 σ and p/p_0 versus Ma_∞ at exit plane

图 15 给出了流量系数 (φ) 的变化曲线,与基准流场基本一致, Model A 的流量系数始终最大, Model C 最小,但是各自的梯度不断减小且 Model A 最明显。低马赫数时流量系数差别更大,在 $Ma_\infty = 4.5$ 时, Model A 的流量系数为 0.907,相对 Model B 和 Model C 分别提高了 6.0% 和 11.8%；在 $Ma_\infty = 6.0$ 时, Model A 的流量系数为 1.00,相对 Model B 和 Model C 分别提高了 1.4% 和 5.2%。这一方面说明降低基准流场的型面设计马赫数可以明显提高进气道宽马赫数范围流量捕获能力,这无疑改善了自加速阶段超燃冲压发动机的净推力；另一方面说明 Model A 唇口可以切除更大以溢流进而提高进气道低马赫数下自起性能。随着 Ma_∞ 的增加,出口马赫数 (Ma_e) 不断增加且幅度减缓,相同 Ma_∞ 时相差不大,变化范围在 1.9~2.8。

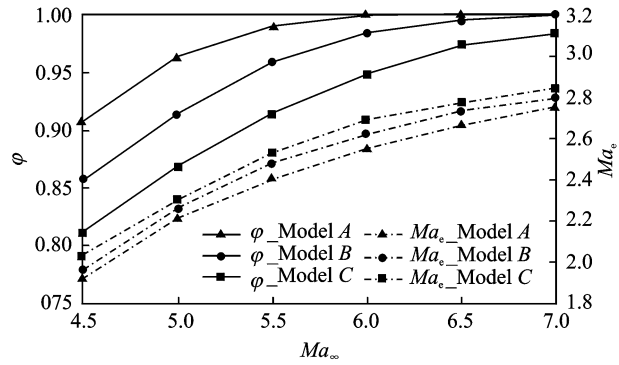


图 15 φ 和 Ma_e 随 Ma_∞ 变化

Fig. 15 φ and Ma_e versus Ma_∞

3 结 论

本文对马赫数分布可控基准流场的重要设计参数型面设计马赫数进行参数化研究并基于型面设计马赫数 $Ma_i = 5.5, 6.0$ 和 6.5 的基准流场分别设计了圆形进口内收缩进气道进行数值计算,得出以下结论:

(1) 降低基准流场的型面设计马赫数可以显著缩短长度,型面设计马赫数从 6.0 降为 5.0,长度相对缩短 13%,但是其出口附近较大的逆压梯度也容易造成设计的进气道肩部分离。

(2) 基准流场选取较小的型面设计马赫数时可以提高宽马赫数范围的流量系数以及高马赫数时增压比。型面设计马赫数从 6.0 降为 5.0,当 $Ma_\infty = 4.0$ 时,流量系数相对提高 5.8%；当 $Ma_\infty = 6.0$ 时,增压比相对提高 31%。

(3) 3 个内收缩进气道中基于低型面马赫数基准流场设计的进气道 Model A 在宽马赫数范围内流量系数和增压比最高, $Ma_\infty = 4.5$ 时, Model A 的流量系数相对 Model B 和 Model C 分别提高了 6.0% 和 11.8%,其唇口可以切除更大以溢流来提高进气道低马赫数下起性能。

参考文献:

[1] 王磊,张堃元,向有志,等. 高超声速二元弯曲激波压缩面反设计方法的参数化研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2013, 45(4): 441-446.

Wang Lei, Zhang Kunyuan, Xiang Youzhi, et al. Parameter analysis of reverse design method of 2-D hypersonic curved shock compression surface [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2013, 45(4): 441-446.

[2] Colville J R, Starkey R P, Lewis M J. Extending the

- flight Mach number of the SR-71 inlet [R]. AIAA 2005-3284, 2005.
- [3] 金志光,张堃元. 高超侧压式进气道高焓脉冲风洞实验[J]. 推进技术, 2005, 26(4): 319-323.
Jin Zhiguang, Zhang Kunyuan. Test of a generic side-wall compression scramjet inlet in the high-enthalpy impulse wind tunnel [J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(4): 319-323.
- [4] Van Wie D, Mölder S. Applications of Busemann inlets design for flight at hypersonic speeds[R]. AIAA 1992-1210, 1992.
- [5] 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.
- [6] 贺旭照,乐嘉陵,宋文燕,等. 基于轴对称喷管的三维内收缩进气道的设计与初步评估[J]. 推进技术, 2010, 31(2): 147-152.
He Xuzhao, Le Jialing, Song Wenyan, et al. 3D inward turning inlet design basing on axisymmetric nozzle and its preliminary assessment [J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(2): 147-152.
- [7] Matthews A J, Jones T V. Design and test of a modular waverider hypersonic intake[R]. AIAA 2005-3379, 2005.
- [8] 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.
- [9] 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.
- [10] 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 of hypersonic inward turning inlets based on concept of controllable Mach number distribution [J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(11): 2484-2491.
- [11] 郭军亮,黄国平,尤延铖,等. 改善内乘波式进气道出口均匀性的内收缩基本流场研究[J]. 宇航学报, 2009, 30(5): 1934-1940.
Guo Junliang, Huang Guoping, You Yancheng, et al. Study of internal compression flow field for improving the outflow uniformity of internal wave rider inlet [J]. Journal of Astronautics, 2009, 30(5): 1934-1940.
- [12] 孙波,张堃元,金志光,等. 流线追踪 Busemann 进气道设计参数的选择[J]. 推进技术, 2007, 28(1): 55-59.
Sun Bo, Zhang Kunyuan, Jin Zhiguang, et al. Selection of design parameters for stream traced hypersonic Busemann inlets [J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(1): 55-59.
- [13] 李永洲,张堃元,王磊,等. Ma 数分布可控的基准流场灵敏度分析与优化设计[J]. 航空动力学报, 2013, 28(4): 765-774.
Li Yongzhou, Zhang Kunyuan, Wang Lei, et al. Sensitivity analysis and optimization design of the basic flowfield with controllable Mach number distribution [J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(4): 765-774.
- [14] Drayna T W, Nompelis I, Candler G V. Hypersonic inward turning inlets: Design and optimization [R]. AIAA 2006-297, 2006.
- [15] 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.