

文章编号: 1000-8055(2004) 04-0459-07

高超声速二维混压式前体/进气道 设计方法研究

黎 明, 宋文艳, 贺 伟
(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘要: 以飞行 Ma 数 $Ma=6$, $H=25$ km 为设计点, 分别采用等激波角和等激波强度设计方法, 并考虑变比热、激波与附面层干扰等因素的影响, 分别对唇口平直和唇口带有斜楔的超燃冲压发动机二维混压式前体/进气道进行了初步设计, 分析并比较了几种方案进气道的设计点和非设计点性能及二维流场。研究表明, 在低飞行 Ma 数下, 唇口带有斜楔的前体/进气道起动性能和总压恢复优于唇口平直的, 在高飞行 Ma 数下, 唇口平直的前体/进气道冲压比高、外罩阻力小, 而唇口带有斜楔的前体/进气道总压恢复系数高, 外罩阻力相对较大。另外, 分别采用等激波角和等激波强度方法设计的前体/进气道性能相近。本文提出的方法对于二维混压式高超声速前体/进气道方案的初步筛选具有一定的适用性。

关键词: 航空、航天推进系统; 高超声速前体/进气道; 一体化; 起动性能; 变比热; 超燃冲压发动机
中图分类号: V231.3 文献标识码: A

Design Method of Two-Dimensional Hypersonic Forebody/ Inlet of Mixed Compression

LI Ming, SONG Wen-yan, HE Wei

(College of Propulsion and Energy, Northwestern Polytechnical University,
Xi'an 710072, China)

Abstract: It is possible to define a fixed geometry hydrocarbon fuel dual-mode scramjet operating in a large Mach number range (between $Ma=3$ to 8). The efficient design of an inlet is crucial to the successful operations of the scramjet. The goal in the design of any hypersonic inlet is to define a minimum weight geometry that provides an efficient compression process, generates low drag, produces nearly uniform flow entering the combustor, and provides these characteristics over a wide range of flight and scramjet operating conditions. A two-dimensional hypersonic forebody/inlet of mixed external and internal compression with plane lip and wedged lip is designed in this paper by using constant shock angle method and constant shock intensity method. The design point of the designed forebody/inlet is determined to be $Ma=6$, $H=25$ km. The effects of temperature and shock/boundary-layer interaction are considered in the design. The design and off-design performance and flow field of several types of designed forebody/inlet are calculated and compared. The comparison results indicate, at lower flight speed, the starting performance and total pressure recovery coefficient of forebody/inlet with wedge lip are better than that with plane lip. At high flight speed, the forebody/inlet with plane lip shows higher pressure ratio and lower

收稿日期: 2003-11-20; 修订日期: 2004-04-05

基金项目: 航空科学基金资助项目 (01C53020)

作者简介: 黎明 (1965-), 男, 贵州德江人, 西北工业大学动力与能源学院讲师, 主要从事航空发动机气动热力学研究。

cowl drag, but the forebody/inlet with wedge lip exhibits high total pressure recovery coefficient and high cowl drag. Moreover, the performance of inlet designed by constant shock angle method or constant shock intensity method is similar. The presented method is applicable to the preliminary scheme choice of hypersonic forebody/inlet.

Key words: aerospace propulsion system; hypersonic forebody/inlet; integration; starting performance; variable specific heat; scramjet

双模态超燃冲压发动机进气道具有飞行速度高、工作范围宽广、减速面上边界层厚、壁面热流大、钝进气道前缘、进气道和燃烧室相互干扰等特征。优化的高超声速进气道设计应保证进气道总激波损失小、热损失低、压缩效率高、外阻小、出口气流均匀、工作 Ma 数范围宽广、低飞行 Ma 数下起动性能好等。

在超燃冲压进气道设计中,大多使进气道出口气流为超声速。超燃冲压发动机在飞行速度高和/或燃烧室放热水平低的条件下,进气道和隔离段内主流均为超声速;在飞行速度低和/或燃烧室放热水平高的条件下,由于燃烧过程出现热阻塞,在隔离段将形成激波链,根据激波链强度,隔离段出口(燃烧室进口)主流可能是超声速的,也可能是亚声速的。根据燃烧室进口主流速度的不同,燃烧室分别在亚声速燃烧模态和超声速燃烧模态下工作^[1]。与亚燃冲压发动机和涡轮发动机进气道相比,超燃冲压发动机进气道(1)由于飞行速度高,采用较小的转角就能获得理想的压比;(2)在设计中,压缩过程常采用混压式,并常采用高的内部压缩比;(3)因气流温度高和高超声速进气道固有的对边界层分离的抑制,设计中不常采用放气结构。过去,曾对各种几何结构的超燃冲压发动机进气道进行了计算和实验,这些进气道包括二维平面进气道、二维轴对称进气道和三维进气道^[1~6]。三维进气道湿面积小,对冷却的要求低,在低飞行 Ma 数范围起动性能好,在高飞行 Ma 数范围有较低的阻力。二维进气道在低飞行 Ma 数范围内,在阻力和总压恢复方面占有优势^[1~3]。

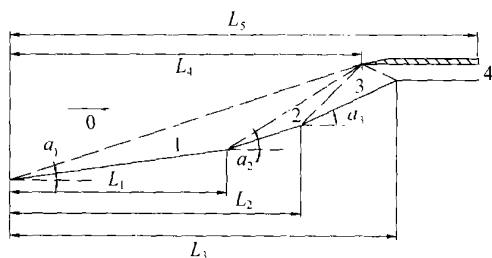
1 前体/进气道的气动设计考虑

1.1 混压式二维进气道压缩楔面结构的选择

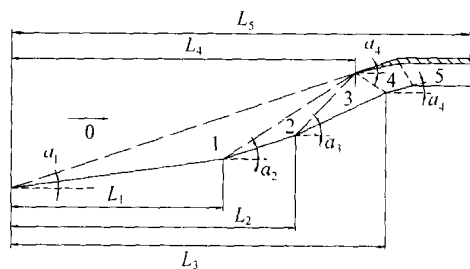
外罩唇口面分别为平直(图 1a)和具有楔面(图 1b)的二维平面高超声速进气道,在各种超燃冲压发动机中得到了较广泛的应用^[1~4],本文针对这两种形式的前体/进气道结构进行设计。

1.2 前体长度的选择和预压缩波系的设计

设飞行器在 $Ma_0 = 3.5, H = 18 \text{ km}$ 与助推火箭分离,超燃冲压发动机开始起动工作后,沿等动压($q = 64\ 240 \text{ Pa}$)轨道继续爬升、加速至 $Ma_0 = 6, H = 25 \text{ km}$,然后以 $Ma_0 = 6$ 等高度巡航飞行。根据该飞行任务要求,取 $Ma_0 = 6, H = 25 \text{ km}$ 为设计点。为了优化进气道和超燃冲压发动机性能,采用将飞行器前体下表面作为外压缩楔面的一部分,进气道置于飞行器机体下倾斜表面,然后再转向平行于机体轴线方向的一体化布局,以便能有效地捕获预压缩气流、减小外罩阻力和增加喷管/后体推力。前体长度的选取要综合考虑飞行器对发动机尺寸的限制和性能的要求,折衷选取。前体的形状由前体长度和多楔形体的偏转角决定,前体长度一般选接近整个发动机长度的一半^[1,7]。



(a) 外罩唇口平直



(b) 外罩唇口具有楔面

图 1 混压式高超声速二维进气道结构简图

Fig. 1 Sketch of 2D hypersonic inlet of mixed compression

前体的外部压缩一般由二斜激波系、三斜激波系或四斜激波系组成,综合考虑压缩效率和总

压恢复系数的影响, 选择外压缩波系为三波系的混压式前体/进气道的方案较为普遍^[1~3]。本文的二维进气道设计方案选择前体压缩为三斜激波系, 前体长度 $L = 1.0\text{ m}$, 前体预压缩楔角 $\alpha = 5^\circ$, 隔离段高度 $H_{\text{th}} = 0.030\text{ m}$, 外罩唇口楔面角 $\alpha_4 = 5^\circ$; 进气道采用多模块结构。

高超声速气流通过前体/进气道的压缩, 将使燃烧室进口气流温度大幅度升高, 为了防止气流热离解, 必须要限制燃烧室进口气流温度, 因此燃烧室进口气流 Ma 数要受到限制。一般最大允许的燃烧室进口气流温度在 $1\,440 \sim 1\,670\text{ K}$ 之间, 允许的燃烧室进口 Ma 数与飞行 Ma 数的比值在 $0.3 \sim 0.45$ ^[1~4]。

超燃冲压前体进气道的设计必须考虑其在低飞行 Ma 数下的起动问题, 当进气道过分收缩使其喉部出现壅塞, 或当燃烧引起的反压升高超过进气道和隔离段所能忍受的水平时, 进气道将处于不起动状态。在一定的几何和自由流条件下, 进气道将在某一内部收缩比下出现不起动。解决高超声速进气道不起动的方法一般有在壁面开缝、采用后掠侧壁、变几何结构等^[1~3]。

当 Ma 数增加, 允许的起动和最大收缩比也增大。对于一些几何结构的进气道, 允许的起动收缩比可达到 $2 \sim 3$, 实验表明, 尽管大的偏转角限制了进气道的长度和流量, 但达到几何收缩比超过 4 是有可能的。另外, 当喉部畸变度较大时, 出现壅塞的最小喉道 Ma 数可达 2.6 。这表明, 如果希望在高收缩比下工作, 进气道喉部流场要尽可能均匀^[1~3]。在本文的设计中, 固定几何高超进气道的收缩比先根据以下收缩比限的经验公式^[1]初步校核, 然后再根据在低飞行 Ma 数下的流场计算结果进一步校核和修正。

$$\frac{A_3}{A_{cr}} = \frac{1}{0.05 - \frac{0.52}{Ma_0} + \frac{3.65}{Ma_0^2}}$$

$$(2.5 < Ma_0 < 10)$$

A_3 为内部收缩起始截面面积, A_{cr} 为喉道面积)。

在高超声速飞行条件下, 气流含有大量的动能, 当被捕获的气流通过压缩或因粘性的影响被减速时, 其温度升高很大。由于激波的位置和强度受气流高温影响, 因此在设计高超声速进气道时要考虑真实气体效应。真实气体效应对总转角的影响较小, 而对收缩比的影响较大, 并随压缩比的增加影响增大。在很高 Ma 数和高度下, 当流动变化很快时, 各种状态间的能量转化并不保持在平

衡状态。对于 $Ma > 15$ 的进气道设计, 在滞止区和边界层的高温区, 非平衡的影响很大。由于非平衡现象仅限于边界层中的狭窄区域中, 因此在设计过程中, 可采用基于平衡气体的设计方法^[1~4]。

本文在确定前体/进气道压缩波系的折转角中, 综合考虑了进气道出口温度限制、喉部畸变度限制、低 Ma 数起动收缩比限制、变比热等因素, 折衷选取气流总折转角。

超燃冲压发动机进气道的一个关键设计问题是有关前体钝前缘和外罩唇口钝前缘的问题, 这些前缘面必须做成钝的, 以便在高超声速条件下, 使前缘处的受热水平不至太大, 然而, 前缘钝体将使进气道性能降低。钝前缘引起弓形波而产生大的熵层, 这些熵层改变了下游边界层的发展, 并引起无粘流场的较大变化, 如激波位置和捕获特性。本文暂未考虑钝前缘影响对设计的修正。

1.3 各楔面偏转角的设计

选择前体预压缩第一楔面楔角 $\alpha = \delta_1 = 5^\circ$, 分别采用等激波角和等激波强度方法确定第二楔面和第三楔面角, 令外压缩的三个楔面总转角一致(20.8°), 隔离段高度相同($h_{\text{th}} = 30\text{ mm}$)。在设计状态下, 体外压缩产生的波系均交于唇口, 根据前体/进气道产生的波系情况, 沿流程将计算域划分为 5 个区域。取飞行器中心线为 x 轴(见图 1)。根据自由流 Ma 数 Ma_0 和气流转折角 δ , 利用变比热激波前后关系方程组迭代计算出第一道激波角 θ 及波后气流参数。根据等激波角或等激波强度设计原则, 可由变比热激波关系式依次迭代计算出 $2, 3$ 区的各气流参数和气流角。4 区气流方向平行于外罩内壁面, 所以气流转折角 $\delta_4 = \alpha_3 - \alpha_4$, 由变比热激波关系式依次迭代计算出 $4, 5$ 区的气流参数。选定了前体的长度 L_4 和隔离段高度, 其他尺寸均可通过几何关系确定(见表 1)。进气道内外压缩部分存在激波、膨胀波、激波反射与相交、膨胀波与激波相互干涉、激波与附面层相互干涉等, 流场结构比较复杂, 因此一维计算结果存在一定误差, 需根据二维和三维结果进行修正。

1.4 隔离段长高比的选择

隔离段形状和长高比对进气道和燃烧室的匹配工作有重要影响。超声速燃烧冲压发动机中, 往往在进气道和燃烧室之间设置等面积或微扩张的隔离段, 使当燃烧室压力升高时, 隔离段起到缓冲的作用, 它可以通过激波链的移动, 使燃烧室的压力波动在一定的范围内, 不至于引起进气道不

表 1 前体/进气道和隔离段的几何尺寸 (单位:mm)

Table 1 Geometry details of Forebody/Inlet and Isolator (units, mm)

	$\alpha_1/(^\circ)$	$\alpha_2/(^\circ)$	$\alpha_3/(^\circ)$	$\alpha_4/(^\circ)$	L_1/mm	L_2/mm	L_3/mm	h_{th}/mm	L_5/mm
I	5	14.4	20.8	5	570.0	807.5	1 067.0	30.0	1300
II	5	14.4	20.8	0	570.0	807.5	1 051.8	30.0	1300
III	5	12.3	20.8	5	514.9	790.0	1 064.6	30.0	1300
IV	5	12.3	20.8	0	514.9	790.0	1 049.8	30.0	1300
A	7.5	14.8	23.5	0	165.0	298.5	367.2	15.0	468.5
B	7.5	15	20	5	312.0	423.6	561.2	30.0	749.0

起动。激波链的形成主要取决于进口 Ma 数、隔离段高度、边界层厚度、隔离段出口反压等。隔离段要足够长,使其包含的整个激波链,能与燃烧室的压力波动相匹配。精确计算隔离段的长度是比较困难的,本文采用文献[1]的半经验公式进行估算。

本文采用以上所述方法,对外罩唇口处分别为平直和具有楔面角的混压式二元前体/进气道,分别采用等激波角和等激波强度的方法进行了设计,给出了四种方案的二维进气道,各方案的前体长度、进气道总折转角和第一楔面转角均相同。方案 I 是采用等激波角方法设计的外罩唇口具有楔面的前体/进气道,方案 II 是采用等激波角方法设计的外罩唇口平直的前体/进气道,方案 III 是采用等激波强度方法设计的外罩唇口具有楔面的前体/进气道,方案 IV 是采用等激波强度方法设计的外罩唇口平直的前体/进气道,各方案的几何参数列于表 1。

2 前体/进气道的设计点和非设计点性能和流场数值计算

本文采用隐式 Yee H C 的 TVD 格式、B-L 湍流模型求解守恒型雷诺平均 Navier-Stokes 方程,计算了文献[1,2]给出的及本文所设计的前体/进气道二维流场和性能参数。边界条件给定进口总温、总压和马赫数;给定出口反压与自由流静压一致;外场边界对原始变量采用一阶外推;壁面采用无渗透的粘性绝热固壁条件。采用代数法分区生成计算网格,采用当地时间步长进行推进, CFL 数取 0.5。在性能参数的计算中,出口参数计算采用沿出口高度方向的质量平均参数。本文暂未计算隔离段出口反压升高对流场的影响。

2.1 计算方法验证

以文献[2]中外罩唇口为平直的二维进气道(方案 A,几何参数见表 1)为例,利用数值模拟程序计算了该进气道在进口 Ma 数 $Ma=6$,总压 $P^*=5\,500\,000\text{ Pa}$,总温 $T^*=1\,800\text{ K}$ 的内外流场,并将下壁面压力分布、总压恢复系数计算结果与该进气道在氢氧燃烧加热脉冲风洞中的实验结果比较,二者吻合较好(见图 2、图 3)。计算得到的进

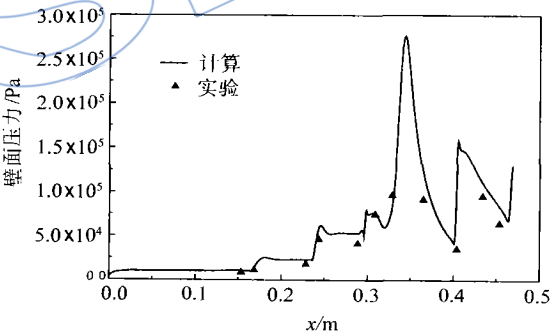


图 2 进气道下壁面压力分布 ($Ma_0=6.0$)

Fig. 2 Wall Pressure Distribution on Ramp

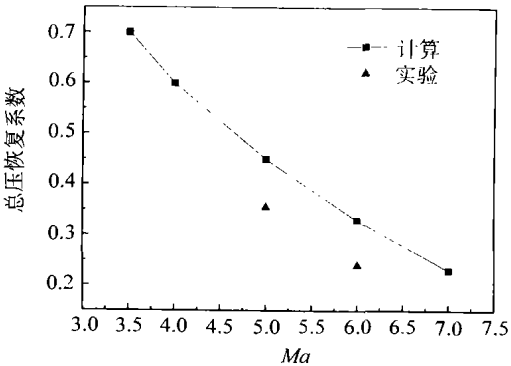


图 3 进气道总压恢复系数

Fig. 3 Total pressure recovery coefficient of Inlet

表 2 各方案进气道设计点和非设计点性能参数

Table 2 Performance parameter of several inlets at design and off-design condition

	Ma_0	H	I	II	III	IV	A	B
流量系数 φ	3.5	18.1	0.53	0.53	0.52	0.52	0.50	0.54
	4.0	19.8	0.61	0.61	0.60	0.60	0.58	0.62
	5.0	22.7	0.79	0.79	0.79	0.79	0.78	0.80
	6.0	25.0	0.90	0.93	0.94	0.93	0.92	0.90
	7.0	27.0	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0
总压恢复系数 σ	3.5	18.1	0.79	0.77	0.76	0.73	0.70	0.75
	4.0	19.8	0.76	0.64	0.70	0.69	0.60	0.67
	5.0	22.7	0.60	0.51	0.61	0.52	0.45	0.59
	6.0	25.0	0.50	0.39	0.54	0.39	0.33	0.51
	7.0	27.0	0.38	0.26	0.37	0.26	0.23	0.38
冲压比 π	3.5	18.1	12.61	11.42	12.69	11.89	7.6	5.9
	4.0	19.8	13.99	15.70	15.35	14.18	10.6	8.1
	5.0	22.7	21.29	25.15	22.99	24.36	18.5	11.7
	6.0	25.0	33.30	39.31	31.44	39.80	29.9	16.0
	7.0	27.0	33.65	50.41	38.76	50.39	38.5	21.8
出口平均 Ma 数	3.5	18.1	1.64	1.69	1.60	1.62	1.90	2.10
	4.0	19.8	1.99	1.80	1.86	1.91	2.02	2.26
	5.0	22.7	2.36	2.14	2.29	2.17	2.27	2.72
	6.0	25.0	2.62	2.37	2.65	2.34	2.46	3.12
	7.0	27.0	3.08	2.55	2.94	2.56	2.66	3.40

气道设计点和沿等动压($q=64\ 240\ \text{Pa}$)轨道飞行的非设计点性能参数计算结果见表 2 和图 3。

2.2 设计点和非设计点性能和流场

以文献[1]中设计 Ma 数 $Ma=6$ 的二维进气道(方案 B, 几何参数见表 1)为例, 计算了进气道设计点和沿等动压($q=64\ 240\ \text{Pa}$)轨道飞行的非设计点性能参数(见表 2)。图 4 分别给出了 $Ma_0=4$ 和 $Ma_0=6$ 下进气道唇口附近局部放大的内外场压力等值线图。从以上各图表可见, 设计状态下, 外压缩波系均交于唇口, 进气道内压部分存在激波、膨胀波, 激波反射与相交、膨胀波与激波相互干涉、激波与附面层相互干涉等, 并同时存在亚声速区及超音速区, 流场结构复杂。飞行器沿飞行轨道飞行, 在不考虑反压升高影响的条件下, 进气道出口平均 Ma 数均大于 1; 出口平均 Ma 数及冲压比随飞行 Ma 数的增加而增大, 总压恢复系数随飞行 Ma 数的增加而减小(见表 2)。

采用 CFD 方法对所设计的四种结构尺寸的进气道设计点和沿等动压($q=64\ 240\ \text{Pa}$)轨道飞

行的非设计点性能 (见表 2) 进行了计算。图 5、

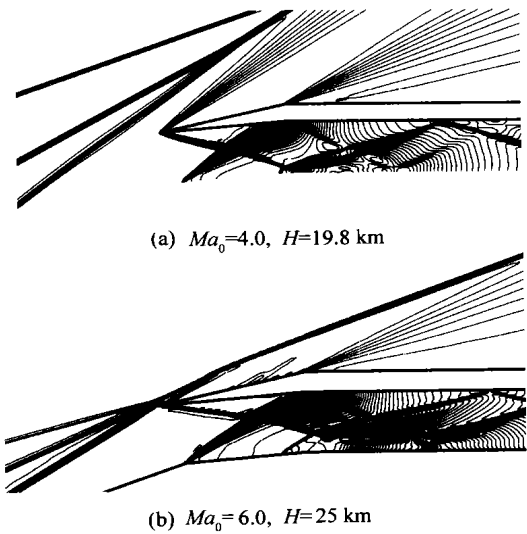


图 4 进气道内外场局部压力等值线分布

Fig.4 Pressure contour distribution of inlet flowfield

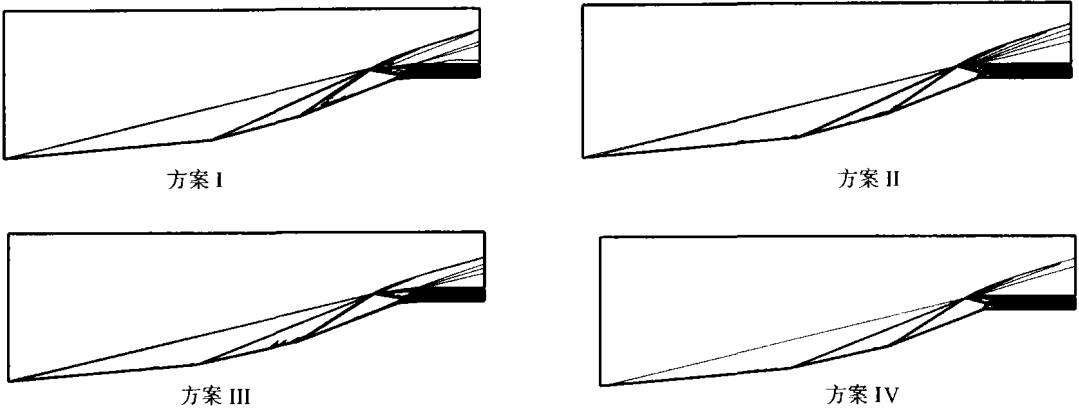


图 5 各方案进气道压力等值线分布 ($Ma_0=6.0, H=25\text{ km}$)

Fig. 5 Pressure contour distribution of four inlets at design condition

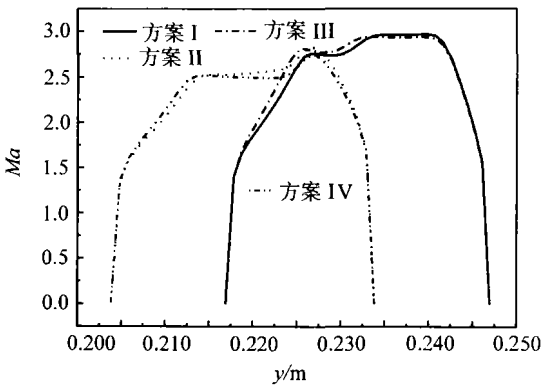


图 6 各方案进气道出口 Ma 数分布

Fig. 6 Exit Mach number distribution of four inlets

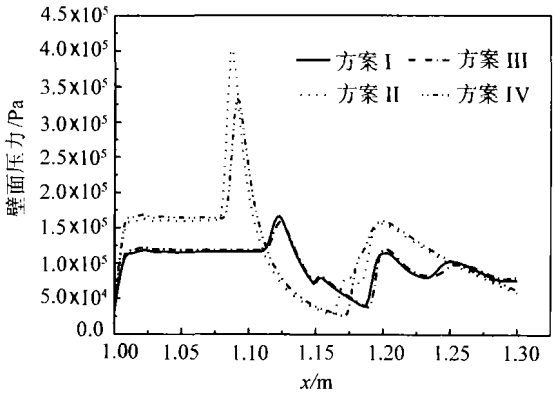


图 7 各方案进气道上壁面压力分布

Fig. 7 Wall pressure distribution on lip of four inlets

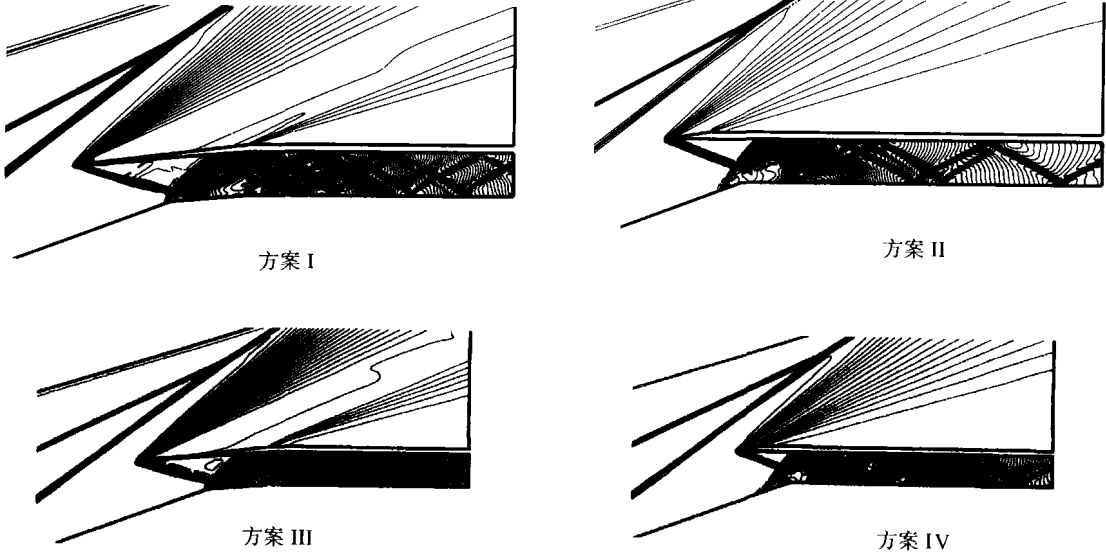


图 8 各方案进气道压力等值线分布 ($Ma_0=4.0, H=19.8\text{ km}$)

Fig. 8 Pressure contour distribution of several inlets at off-design condition

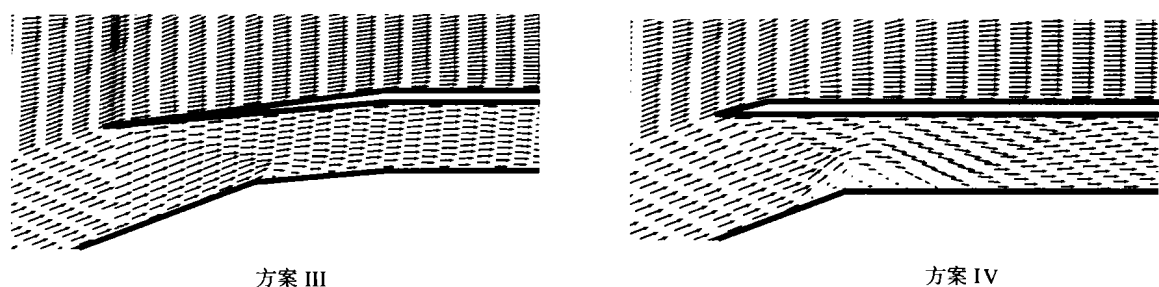
图 9 进气道局部区域速度矢量图 ($Ma=4.0, H=19.8\text{ km}$)

Fig. 9 Velocity vector of two inlets at off-design condition

图 8 分别给出了设计状态($Ma=6.0, H=25\text{ km}$)和非设计状态($Ma=4.0, H=19.8\text{ km}$)下, 4 种方案进气道的压力等值线图。图 6、图 7 分别给出了设计状态($Ma=6.0, H=25\text{ km}$)下, 四种方案进气道的出口 Ma 数分布、上壁面压力分布。

图 9 给出了进气道方案 III、IV 在非设计状态($Ma=4.0, H=19.8\text{ km}$)下, 唇口附近区域速度矢量图。由以上结果可见, 在非设计状态, 进气道工作稳定; 各性能参数略优于文献[1, 2]的方案, 总压恢复系数大于俄罗斯 CIAM-TSAGI 标准^[2]; 当气流总转角一致时, 唇口带楔面的进气道损失较小, 冲压比较低, 而唇口平直的进气道, 损失较大, 冲压比较高; 在高飞行 Ma 数($Ma>5$)下, 进气道应尽量避免采用大阻力的外形, 唇口平直的进气道在高飞行速度下的外罩阻力应小于唇口带楔面的进气道; 当气流总转角一致时, 分别采用等激波角和等激波强度方法设计的两种进气道性能相近。

在设计状态, 4 种方案的进气道的外压波系均交于唇口(图 5), 唇口处激波交于下壁面折点偏后位置, 进气道流量系数接近 1(表 2)。在较低飞行 Ma 数下, 外压缩波系均交于唇口之前, 并产生较大溢流(图 8), 在内流道的下壁面, 局部存在回流区(图 9), 对于唇口带楔面的进气道, 回流区占整个流道截面的较小部分, 进气道工作稳定较好; 对于唇口平直的进气道, 回流区较大并部分扩展到了压缩楔面, 当燃烧引起反压升高时, 较易使附面层增厚, 阻塞流道甚至引起进气道不起动。

3 结 论

(1) 本文所设计的高超声速进气道结构简

单、总压损失较小、压缩效率较高、工作稳定性较好。

(2) 当气流总转角一致时, 唇口带楔面的进气道损失较小, 在低飞行 Ma 数下起动性能较好; 在高飞行 Ma 数下, 唇口平直的进气道冲压比高, 外罩阻力较小。

(3) 当气流总转角一致时, 分别采用等激波角和等激波强度方法设计的两种进气道性能相近。

(4) 在高超声速进气道设计中, 需在宽 Ma 范围的进气道性能、低 Ma 数下的起动性能、高 Ma 数下的外部阻力等方面综合考虑, 折衷选择设计方案。

参考文献:

- [1] Curran E T, Murthy S N B. Scramjet Propulsion, Progress in Astronautics and Aeronautics[M]. AIAA, 2001.
- [2] Le J L, Zhang Z C, Goldfeld M A. Preliminary Investigation of Full Model of Two-Mode Scramjet[J]. J. of Thermal Science, 2000, 9(4): 51-55.
- [3] Vinogradov V A. Experimental and Computational Researches of the Spatial (3-D) Scheme Hypersonic Inlets[R]. AIAA-98-1527.
- [4] Mark A Hagenmaier. Scramjet Component Optimization Using CFD and Design of Experiments[R]. AIAA 2002-0544.
- [5] Walther R, Koschel W. Investigation into the Aerodynamic Characteristics of Scramjet Components[R]. ISABE 97-7085.
- [6] Chung-Jen Tam, Mark A Hagenmaier. Unsteady Analysis of Scramjet Inlet Flowfields Using Numerical Simulations[R]. AIAA 99-0613.
- [7] Akihisa D, Masuya G. Effects of Airframe Integrated Configuration on Scramjet Inlet Performance[R]. AIAA 2000-0619.