

文章编号: 1000 8055(2010)07-1553-08

宽马赫数范围高超声速进气道转动唇口 变几何方案研究

金志光, 张堃元

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 结合简单一维流理论讨论了一种工作于 $Ma=4\sim 7$ 、采用可转动唇口的变几何二元高超声速进气道设计方案, 并利用数值仿真手段对其 $Ma=4$ 下的自起动性能及其他不同工作马赫数下的性能进行了研究. 结果表明: 所设计的变几何进气道必须辅以附面层排移措施才能在 $Ma=4$ 下顺利实现自起动; 该变几何方案 $Ma=4$ 下的流量系数达 0.7 以上, 这为飞行器加速提供了强有力保障; 与定几何进气道相比, 变几何进气道高低马赫数下的总体性能均得到显著提高; 此外, 转动唇口的铰接位置对自起动性能有重要影响.

关 键 词: 超燃冲压发动机进气道; 二元高超声速进气道; 变几何进气道; 转动唇口; 数值仿真
中图分类号: V235 113 **文献标识码:** A

Investigation of a variable geometry scramjet inlet with a rotating cowl operating in a large Mach number range

JIN Zhiguang, ZHANG Kunyuan

(College of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: A simple variable geometry scramjet inlet with a rotating cowl operating in a large Mach number range from 4 to 7 was designed. During the inlet design, one-dimensional flow theory was used to distribute the internal and external compressions. The inlet self-starting characteristics at $Ma=4$ and the global performance at different incoming Mach numbers were studied by means of numerical simulations. Results indicate: (1) Inlet's self-start can be realized successfully at $Ma=4$ under the help of the boundary layer diverter placed at the entrance of the cowl section. (2) Variable geometry inlet achieves a mass capture ratio of 70 percent at the starting Mach number, which is very favorable to the acceleration of the hypersonic vehicles. (3) Global performance parameters of the variable geometry inlet are greatly increased in the whole operating range compared with the fixed geometry inlet. (4) Position of the cowl rotation axis has a great effect on the inlet self-starting characteristic.

Key words: scramjet inlet; two-dimensional scramjet inlet; variable geometry inlet; rotating cowl; numerical simulation

跨马赫数工作的高超声速进气道在设计时必须解决三个问题: 第一, 必须保证进气道在巡航马赫数下具有较高的总体性能, 这决定了飞行器能

否在巡航马赫数下实现自主飞行以及飞行时的经济性如何; 第二, 进气道在接力马赫数下必须确保实现自起动, 这是进气道可用的前提; 第三, 接力

收稿日期: 2009 06 04; 修订日期: 2009 11 02

基金项目: 航空基金联合基金(2008ZB52022)

作者简介: 金志光(1977-), 男, 江苏南通人, 副教授, 博士, 主要从事高超声速进气道技术研究.

马赫数下,进气道在起动后必须具有较高的总体性能,这决定了飞行器能否实现跨马赫数加速以及加速时间的长短.这三方面设计要求也是评价高超声速进气道设计成败的重要指标.

对定几何高超声速进气道而言,以上三方面设计要求通常是矛盾的.如,为保证进气道巡航马赫数下的性能通常需要较大的总收缩比,而为了实现进气道接力马赫数下的自起动则要求进气道内收缩比(内压缩量)不能过大^[1-2],这样进气道外收缩比(外压缩量)就势必较大.外压缩过大除会增加进气道阻力外还会显著降低进气道接力马赫数下的总体性能^[3],这显然会对飞行器跨马赫数加速造成不利影响,并且进气道工作马赫数范围越宽,以上矛盾就越突出.

由于定几何进气道无法从根本上解决以上矛盾,因而并不适合宽马赫数范围工作.要拓宽进气道工作范围,变几何方案是必然的发展趋势.当然,相对于定几何进气道而言,变几何进气道会增加发动机质量与结构的复杂性,同时也会带来联接、密封、冷却及控制等问题.但是,由于变几何进气道在整个工作范围内都能使发动机性能显著提高,因而宽马赫数工作范围内的简单变几何方案值得深入研究^[4].

鉴于变几何高超声速进气道宽马赫数工作范围内的性能优势,世界各国一直在致力于变几何相关技术探索^[4-9].图 1 给出了美国 X-43A 采用的转动唇口式变几何进气道结构示意图,图 2 给出了法国 ONERA 等机构采用的伸缩唇口式变



图 2 伸缩唇口式变几何进气道结构示意图^[9]

Fig. 2 Schematic of the variable geometry inlet with a translating cow^[9]

几何进气道结构示意图.这两种方式也是目前较为典型的变几何方案,两者都是通过减小总收缩比与内收缩比来实现进气道接力点下的自起动,一旦起动后又通过增大总收缩比来获得合理的压缩量与较高的捕获流量,以实现飞行器加速.

转动唇口式变几何进气道的优点在于,助推阶段唇口可将流道关闭,从而提高助推的可靠性与稳定性,同时最大限度降低助推过程中可能对发动机及机内设备的损害.其缺点在于,唇口开启过程中会对飞行器升力、阻力及力矩产生较大影响,这给飞行器控制带来较大难度;相对于转动唇口式变几何进气道而言,伸缩唇口式变几何进气道对飞行器力及力矩的影响较小,控制难度也相对较低,但助推过程中可能需要额外的封堵装置.具体选用哪种变几何方案有待总体单位作进一步论证.

本文采用类 X-43A 可转动唇口工作方式对工作于 $Ma=4\sim 7$ 的变几何二元高超声速进气道进行了设计,讨论了其设计方法,给出了一种具体的实现方案,并利用数值仿真手段对其性能进行了研究.

1 转动唇口式变几何进气道设计

定几何进气道的缺陷在于几何固定,难以同时兼顾进气道接力点下的自起动性能与起动后的总体性能,而采用可转动唇口的变几何方式则从根本上解决了这一矛盾.设计状态下,唇口位于最大开度位置,并且外压激波贴口,进气道具有最大压缩量;接力点下,唇口由关闭逐渐打开,在某一开度位置流道内即可建立超声速流场,进气道实现自起动.待进气道起动后,将唇口开度增加以获得合理的压缩量与最大的捕获流量.

为降低唇口动作控制难度,唇口最好只能在最大开度位置与最小开度位置之间进行切换,即接力马赫数下,唇口由关闭逐渐打开,一旦实现自起动,唇口即刻切换到最大开度位置,此时便可获得最大的捕获流量,同时进气道阻力也减小到最

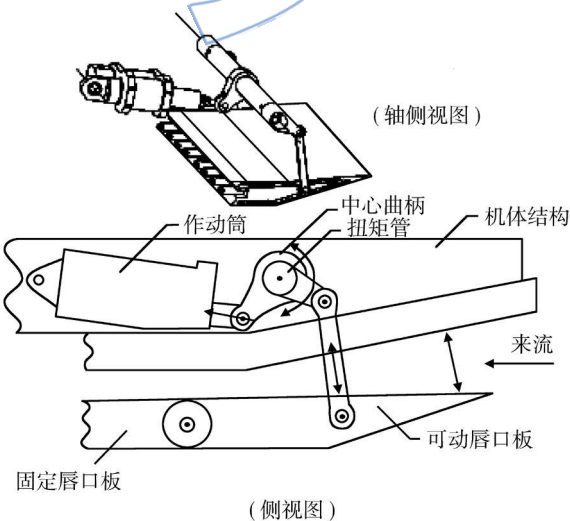


图 1 X-43A 转动唇口式变几何进气道结构示意图^[5]

Fig. 1 Schematic of the X-43A variable geometry inlet with a rotating cow^[5]

低,从而有利于飞行器加速.

为避免接力点下唇口切换到最大位置时进气道喉部出现流动堵塞,必须合理分配设计点下唇口位于最大开度时的内外压大小.下面采用简单一维流理论对内外压分配进行讨论.

设进气道巡航马赫数为 7,接力马赫数为 4,则根据 $Ma=7$ 下的压缩量要求通过试验、数值模拟等手段可确定出一个合理的总收缩比.图 3 给出的总收缩比为 7.86.

为保证 $Ma=4$ 接力点下唇口位于最大开度时进气道喉部(等直隔离段出口)不出现流动堵塞,则超声速通流情况下喉部马赫数须保持在 $Ma_c=1.6$ 左右(留有一定的裕度),此时在自由捕获流管进口与隔离段出口之间建立连续方程

$$A_1 q(Ma=4) = A_e q(Ma_c) \tag{1}$$

式中 A_1 是自由捕获流管面积, A_e 是隔离段出口面积, σ 是 $Ma=4$ 下的进气道总压恢复系数, Ma_c 是隔离段出口马赫数.

由式(1)可得 $Ma=4$ 下的有效收缩比(实际捕获气流的面积收缩比,表征非设计状态实际捕获气流的压缩量大小)

$$\gamma_{eff} = \frac{A_1}{A_e} = \frac{\sigma q(Ma_c)}{q(Ma=4)} \tag{2}$$

其中

$$\frac{1}{q(Ma=4)} = 10.719$$

取 $Ma_c=1.6$, $q(Ma_c=1.6)=0.8$, $\sigma=0.65$ (根据经验合理选取),则

$$\gamma_{eff} = 10.719 \times 0.8 \times 0.65 = 5.574 \tag{3}$$

又因为有效收缩比与几何总收缩比及流量系数之间存在以下关系:

$$\gamma_{eff} = \gamma \times \varphi \tag{4}$$

$$\varphi = \frac{\gamma_{eff}}{\gamma} = \frac{5.574}{7.86} = 0.709 \tag{5}$$

所以,在总收缩比为 7.86,总压恢复系数为

0.65 的前提下,进气道马赫数为 4 下的设计流量系数取 0.7 左右才能使唇口位于最大开度时的喉部马赫数保持在 1.6 左右.总压恢复系数越高, $Ma=4$ 下的设计流量系数可越高.根据这一结果可设计出唇口位于最大开度时的外压角大小.

由上述推导过程不难发现,随设计马赫数增加,总收缩比增加,进气道 $Ma=4$ 接力点下的流量系数会不断下降.当流量系数太低时,飞行器在 $Ma=4$ 下将无法实现加速过程.初步研究表明,在接力马赫数确定为 4 时,采用这种转动唇口式变几何措施可使进气道最高设计马赫数达到 8 而不会导致接力点下的流量系数下降到不可用范围.当然,若适当提高接力马赫数,则又能使进气道最高工作马赫数明显增加.

图 3 给出了一种设计马赫数为 7,接力马赫数为 4 的变几何二元进气道实现方案.进气道第一压缩角为 5° ,第二压缩角为 3° .这样,当唇口位于最大开度时,进气道外收缩比为 2.25,内收缩比为 3.49,以使得进气道 $Ma=4$ 下的流量系数能达到 0.7 左右.为缩短内压段长度,第二压缩角下游的压缩面采用曲面设计,总压缩角逐渐增加到 13° .

进气道唇口可绕铰接点(B 点)转动.接力马赫数下,唇口由关闭状态逐渐开启,当达到某一位置时流道内就可建立超声速流场,此时进气道实现自启动.待进气道启动后,唇口便可切换到最大开度位置.

由于进气道压缩面较长,因而进入内压通道的附面层较厚.为减弱内压通道内激波与附面层相互作用,提高进气道性能,在内压通道入口前设计了一附面层排移隔道(A 点),隔道高度仅为前体长度的 0.8%,同时,唇口初始压缩角也减小为 4° .研究表明,附面层隔道对改善进气道自启动性能也起了重要作用.

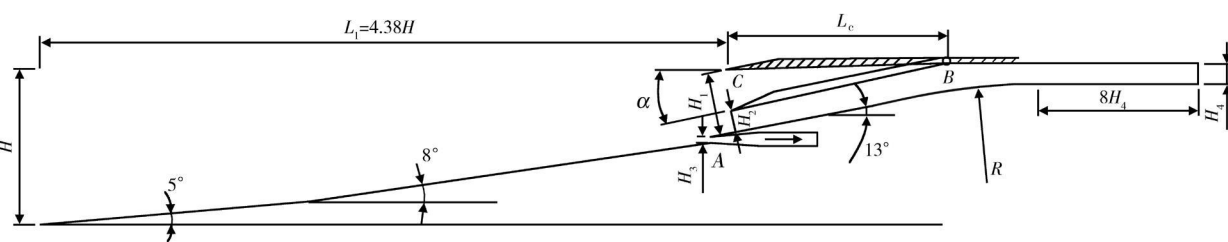


图 3 采用可转动唇口的变几何二元高超声速进气道气动布局

Fig. 3 Schematic of the variable geometry scramjet inlet with a rotating cowl

在转动唇口式变几何方案设计中, B 点位置至关重要. 当 B 点过于靠前时, 唇口开启过程中会在内压通道形成明显的扩张-收缩形通道, 这对成功建立超声速通流场是非常不利的. 同时, 若 B 点靠前, 会在 B 点处形成一道较强的激波, 这也会阻碍超声速通流场的建立; 而 B 点过于靠后则显然会加大唇口开启时所需的驱动功率.

2 数值计算

采用守恒型雷诺平均的 Navier-Stokes (N-S) 方程对高超声速进气道流场进行数值模拟, 计算流体动力学 (CFD) 算法为时间推进的有限体积法. 紊流模型选用两方程 $k-\epsilon$ 模型, 近壁处采用壁面函数处理.

进气道内流道沿 x/y 方向分别布置了 520/70 个节点, 唇口上方的外流场沿 y 方向布置了 50 个节点, 整个计算域共采用了 58928 个结构化网格单元.

为适应黏性计算与激波捕获的需要, 计算网格采用了局部加密措施, 确保近壁面 y^+ 在 30 以内的量级. 计算中采用了压力远场、压力出口及无滑移绝热壁面边界条件. 超声速隔离段出口参数由内部流场外插得到. 计算收敛的标准为: 各残差指标下降到 10^{-3} 以下且不再变化, 进气道内流道进出口流量的相对误差在 10^{-4} 以下.

由于来流总温较高, 因而计算中采用了变比热容法来考虑气体振动及其他储能方式激发的影响. 比热容采用温度的多项表达式, 各系数取自 JANAF 表.

这一数值计算方法多次成功模拟了高超进气道 $Ma=4, 5, 6$ 下的“冷风洞”及高焓风洞实验条件下的内流场结构^[10-11], 数值模拟得到的壁面沿程静压及隔离段出口皮托压分布与实验数据吻合较好, 由此表明本文所采用的计算方法能较好地模拟高超声速进气道这一复杂的内流场结构.

文中对进气道由不起动至起动的自起动过程数值仿真采用了非定常计算方法, 非定常计算中的初始条件采用定常计算的收敛结果. 计算时, 以低马赫数下的不起动稳态流场作为初场, 逐渐增加来流马赫数, 直到进气道起动, 以描述进气道由不起动至起动的演变过程^[12].

非定常计算中, 时间步长取为 0.0001 s , 每个时间步的收敛判据同定常计算, 即各残差指标下降到 10^{-3} 以下且不再变化, 进气道内流道进出口流量的相对误差在 10^{-4} 以下认为当前时间步

已经收敛, 计算向下一时间步推移.
表 1 给出了文中采用的“等动载”飞行条件下的计算状态与来流参数.

表 1 “等动载”飞行条件下的计算状态和来流参数
(动压头 $q=64.2\text{ kPa}$)

Table 1 Flight conditions (dynamic pressure $q=64.2\text{ kPa}$)

飞行 马赫数	飞行高度/ km	静压/ Pa	总压/ MPa	静温/K	总温/K
$Ma=4$	19.78	5736	0.87	216.7	910.1
$Ma=5$	22.65	3670	1.94	219.2	1315.2
$Ma=6$	25.0	2549	4.02	221.6	1817.1
$Ma=7$	27.0	1880	7.78	223.5	2414.2

3 结果与分析

3.1 附面层排移对进气道起动性能影响

图 4 和图 5 分别给出了无附面层排移情况下唇口分别向下转动 10° 和 15° 时的 $Ma=4$ 超声速通流特性. 两种情况对应的总收缩比与内收缩比分别为 6.49 与 2.12 及 5.82 与 1.426. 数值模拟时以超声速来流初始化整个流场, 其结果反映了飞行器由高马赫数减速至 $Ma=4$ 时的进气道工作状态.

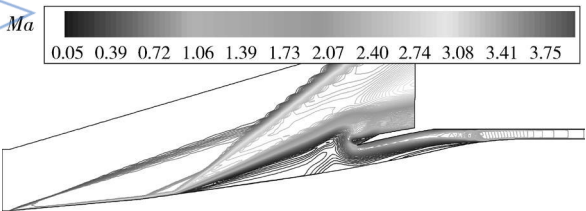


图 4 无附面层排移时,唇口转动 10° ,
 $Ma=4$ 下无法实现超声速通流

Fig. 4 Unstarted flow field with the cowl rotated 10° at $Ma=4$ without a boundary layer diverter

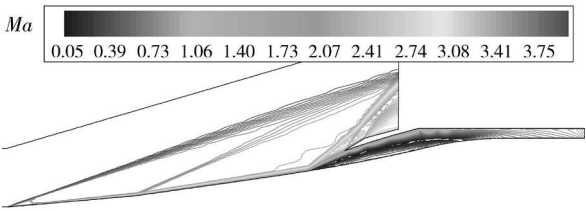


图 5 无附面层排移时,唇口转动 15° ,
 $Ma=4$ 下无法实现超声速通流

Fig. 5 Unstarted flow field with the cowl rotated 15° at $Ma=4$ without a boundary layer diverter

由图 4 和图 5 可以看到, 无附面层排移情况下, 当唇口向下转动一定角度后, 于铰链处形成的斜激波与前体发展而来的较厚的附面层产生强烈的相互作用, 导致大面积分离, 进而堵塞整个流道并引发进气道不起动。

由此可以认为, 对于这种接力马赫数为 4, 巡航马赫数为 7 甚至更高的变几何进气道而言, 若不采取任何附面层排移措施, 则这种转动唇口式变几何方案在唇口开启过程中根本无法建立超声速通流流场。因此, 在唇口入口前的顶板压缩面上设计了一附面层排移隔道, 通过剥离部分附面层来改善进气道低马赫数下的起动性能。

图 6 给出了采用附面层排移措施后唇口转动 14° , 内收缩比减小为 1.286 时的超声速通流特性。可以看到, 排除部分顶板附面层后, 进气道在 $Ma=3$ 下就可以建立超声速通流流场, 但在 $Ma=4$ 下仍然无法实现自起动, 即以低马赫数下的不起动流场作为初场, 逐渐增加来流马赫数至 $Ma=4$, 不起动大面积分离区无法吞入进气道, 流道内无法重新建立超声速通流流场。图 7 给出了这一不起动流场结构。

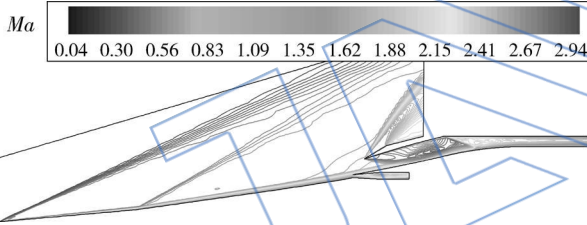


图 6 采用附面层排移, 唇口转动 14° , $Ma=3$ 下实现超声速通流

Fig. 6 Flow field after started with the cowl rotated 14° at $Ma=3$ with a boundary layer diverter

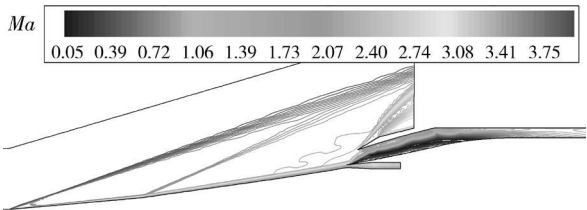


图 7 采用附面层排移, 唇口转动 14° , $Ma=4$ 下无法实现自起动

Fig. 7 Flow field failed in the self starting with the cowl rotated 14° at $Ma=4$ with a boundary layer diverter

图 8 与图 9 分别计算了唇口转动 15° , 内收缩比降为 1.148 及唇口转动 19° , 内收缩比降为

0.599 时的自起动性能。

可以看到, 在内收缩非常小甚至变为扩张形通道的情况下, 流道内仍然无法由低速向高速建立超声速通流流场, 即唇口开启过程中始终无法让分离区消失。分析认为, 流道内之所以无法重新建立超声速通流流场与内流道形状密切相关。由于转动唇口的铰接位置选择不当, 使唇口开启过程中内流道变为明显的扩张-收缩形通道, 而激波系是可以稳定在扩张通道内的, 进而导致分离区始终无法消失。

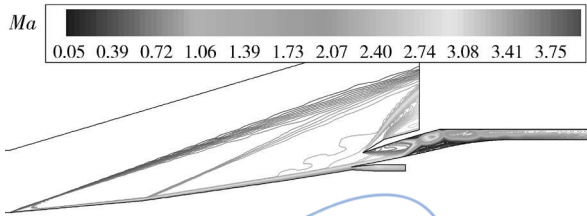


图 8 采用附面层排移, 唇口转动 15° , $Ma=4$ 下无法实现自起动

Fig. 8 Flow field failed in the self starting with the cowl rotated 15° at $Ma=4$ with a boundary layer diverter

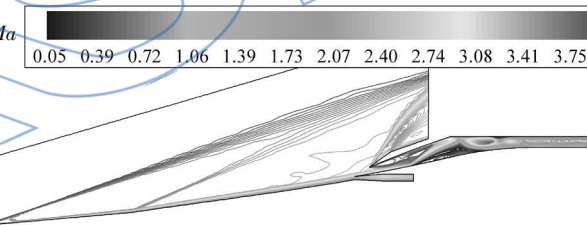


图 9 采用附面层排移, 唇口转动 19° , $Ma=4$ 下无法实现自起动

Fig. 9 Flow field failed in the self starting with the cowl rotated 19° at $Ma=4$ with a boundary layer diverter

3.2 唇口铰接位置对进气道自起动性能影响

为验证上节中关于进气道无法实现自起动原因的推断, 将唇口铰接位置后移, 可动唇口长度由上节中的 $L_c=1.01H$ 增加到 $L_c=1.413H$ 。这样, 唇口开启过程中的内通道形状就变为单一的或扩张或收缩形。

图 10~ 图 13 计算了进气道唇口转动 10.7° , 总收缩为 5.80, 内收缩为 1.157 时的自起动性能。

可以看到, 在转动唇口铰接点后移后, 进气道在 $Ma=3.5$ 下就实现了自起动, 从而验证了上节中关于进气道无法实现自起动原因的推断, 即唇

口开启过程中内流道不能形成明显的扩张-收缩形通道,这样,转动唇口铰接点就应位于顶板肩点附近.

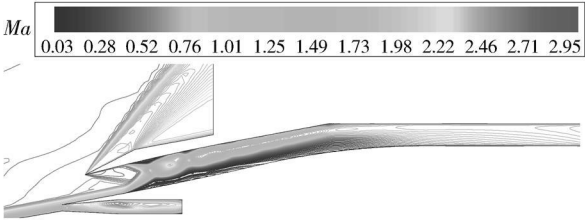


图 10 唇口转动轴后移后的 $Ma=3$ 不起动初场
Fig. 10 Unstarted initial flow field at $Ma=3$ with the cowl rotation axis backward moved

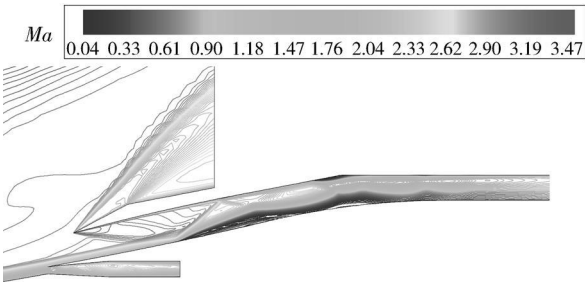


图 11 唇口转动轴后移后的 $Ma=3.5$ 自起动过程(1)
Fig. 11 Inlet self starting progress at $Ma=3.5$ with the cowl rotation axis backward moved (1)

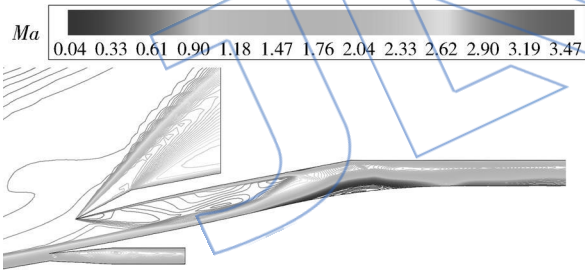


图 12 唇口转动轴后移后的 $Ma=3.5$ 自起动过程(2)
Fig. 12 Inlet self starting progress at $Ma=3.5$ with the cowl rotation axis backward moved (2)

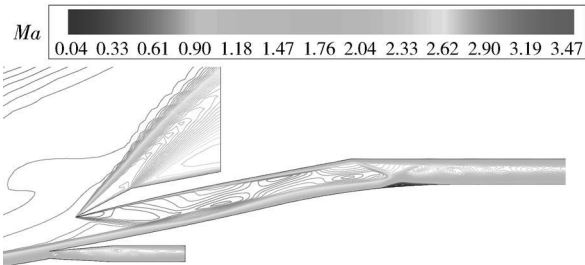


图 13 唇口转动轴后移后的 $Ma=3.5$ 自起动过程(3)
Fig. 13 Inlet self starting progress at $Ma=3.5$ with the cowl rotation axis backward moved (3)

对于这种转动唇口式变几何方案,唇口铰接位置与可动唇口长度是一个重要的设计参数.唇口过长将使唇口开启过程中所需的驱动功率增加,同时也会对飞行器受力及力矩产生较大影响,以及会给结构设计带来一定困难,因而在保证起动力性能的前提下应采用尽可能短的可动唇口,并使唇口铰接点尽可能靠前.

针对本节所采用的 $L_c=1.413H$ 的唇口长度,由于唇口转动 10.7° 时在 $Ma=3.5$ 下就实现了自起动,可以预测,唇口由关闭状态逐渐开启过程中进气道能在更低的马赫数下实现自起动,因而对于 $Ma=4$ 的接力点而言,该唇口长度显得过长,还有缩短余地.

此外,缩短可动唇口长度的方法还有:①顶板肩部不倒圆或采用较小的曲率半径;②在保证接力点流量系数及起动力性能的前提下适度增加顶板第二压缩角下游的曲面压缩角,这些措施虽会对进气道性能有所影响,但却是降低唇口驱动功率的有效措施.

3.3 变几何进气道不同工作马赫数下的总体性能

接力马赫数下,在唇口逐渐打开进气道实现自起动以后,便可将转动唇口迅速切换到最大开度位置,此时进气道进入正常工作状态.图 14~图 17 给出了唇口位于最大开度时不同来流马赫

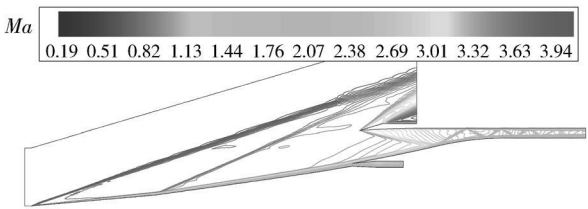


图 14 变几何进气道 $Ma=4$ 下的流场结构
Fig. 14 Flow field of the variable geometry inlet at $Ma=4$

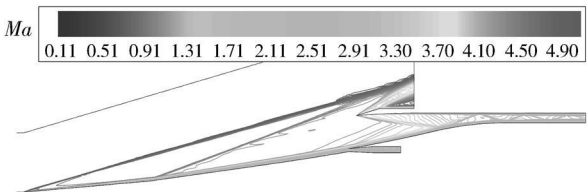


图 15 变几何进气道 $Ma=5$ 下的流场结构
Fig. 15 Flow field of the variable geometry inlet at $Ma=5$

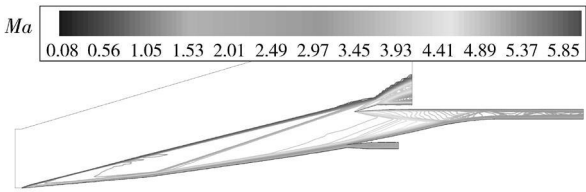


图 16 变几何进气道 $Ma=6$ 下的流场结构
Fig. 16 Flow field of the variable geometry inlet at $Ma=6$

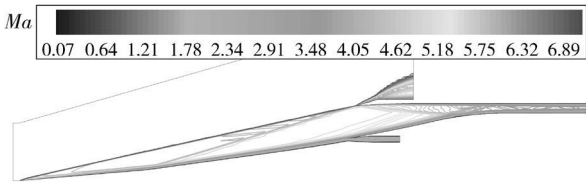


图 17 变几何进气道 $Ma=7$ 下的流场结构
Fig. 17 Flow field of the variable geometry inlet at $Ma=7$

数下的流场结构, 表 2 给出了相应工况下的隔离段出口截面各项总体性能参数。

图中可以看到, $Ma=7$ 设计状态下, 顶压激波封口, 进气道流量接近 1.0; 非设计点下, 随来流马赫数降低, 顶压激波偏离唇口, 进气道流量系数明显下降, 但由于内外压分配合理, 该进气道在

$Ma=4$ 下的流量系数仍达到 0.7, 这是定几何进气道无法实现的, 同时也为飞行器宽马赫数范围加速提供了强有力的保障。

由表 2 可以看到, $Ma=4$ 接力点下, 进气道总压恢复系数达到 0.750, 明显高于前面一维流理论分析时所取经验值, 故而隔离段出口马赫数也比预先设计值要高。利用这一结果可进一步预测, 当进气道最高工作马赫数提高到 $Ma=8$ 时, 假定总收缩比提高到 8.5, 喉道马赫数仍保持在 $Ma=1.6$ 左右, 则 $Ma=4$ 下的流量系数仍可保持在 0.7 以上, 因而这种简单的变几何方案其工作马赫数范围可进一步拓宽至 $Ma=4\sim 8(9)$ 。

对比文献 [3] 给出的一种 $Ma=4\sim 6$ 工作的定几何二元高超声速进气道总体性能参数不难发现, $Ma=4$ 接力点下, 该变几何进气道流量系数较定几何进气道提高 21.7%, 总压恢复系数提高 27.9%; $Ma=6$ 下, 虽流量系数下降 11.1%, 但总压恢复系数提高 36.2%; $Ma=7$ 巡航马赫数下, 进气道总压恢复系数更是达到 0.505, 这是定几何进气道远不能实现的。不难分析, 变几何进气道性能大幅提高的根本原因在于减小了外压增大了内压。

当然, 进气道性能的大幅度提高除归因于变几何措施外, 附面层排移也是一个重要因素。

表 2 变几何进气道 $Ma=4, 5, 6, 7$ 下的总体性能参数

Table 2 Performance parameters of the variable geometry scramjet inlet under different incoming Mach numbers

来流马赫数	流量系数	总压恢复系数	出口马赫数	增压比	附面层排移量与捕获流量的比值/%
$Ma=4$	0.701	0.750	1.71	21.6	3.86
$Ma=5$	0.791	0.670	2.34	23.8	2.85
$Ma=6$	0.883	0.565	2.71	30.6	2.13
$Ma=7$	0.983	0.505	3.07	38.4	1.74

4 结 论

本文采用类 X-43A 转动唇口式变几何方案对 $Ma=4\sim 7$ 工作范围内的二元高超声速进气道进行了设计, 利用一维流理论对其设计方法进行了讨论, 给出了一种具体的实现方案, 并利用数值仿真手段对其性能进行了研究, 得到以下主要结论:

1) 所设计的转动唇口式简单变几何方案解决了宽马赫数工作范围内定几何进气道难以协调的设计矛盾, 该变几何方案能在保证 $Ma=4$ 流量

系数为 0.7 的前提下使进气道工作范围进一步拓宽至 $Ma=4\sim 8(9)$ 。

2) 与定几何进气道相比, 转动唇口式变几何方案拓宽了进气道工作范围, 并且使进气道高低马赫数下的总体性能均得到大幅度提高。变几何进气道能使 $Ma=4$ 下的流量系数保持在 0.7 以上, 这为飞行器宽马赫数范围加速提供了强有力的保障。

3) 针对本文所研究的这种宽马赫数范围工作的变几何高超声速进气道必须辅以适当的附面层排移措施才能实现接力点下的自启动。

4) 转动唇口的铰接位置对进气道自启动性能有重要影响,合理的铰接位置应位于顶板肩点附近,要避免唇口开启过程中内流道变为明显的扩张-收缩形通道。

参考文献:

- [1] Barber T J, Hiett D, Fastenberg S. CFD modeling of the hypersonic inlet starting problem [R]. AIAA 2006-123, 2006.
- [2] Van Wie D M, Kwok F T, Walsh R F. Starting characteristics of supersonic inlets[R]. AIAA 96-2914, 1996.
- [3] 金志光, 张堃元. 典型二元高超声速进气道与侧压式进气道的性能比较[J]. 航空动力学报, 2008, 23(9): 1553-1560.
JIN Zhiguang, ZHANG Kunyuan. Performance comparison between 2 D scramjet inlet and 3 D sidewall compression scramjet inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(9): 1553-1560. (in Chinese)
- [4] Bouchez M, Falempin F. Airbreathing space launcher interest of a fully variable geometry propulsion system status 1999[R]. AIAA 99-2376, 1999.
- [5] Huebner L D, Rock K E, Ruf E G, et al. Hyper-X flight engine ground testing for X-43 flight risk reduction[R]. AIAA 2001-1809, 2001.
- [6] Falempin F, Wendling E, Goldfeld M, et al. Experimental investigation of starting process for a variable geometry air inlet operating from Mach 2 to Mach 8[R]. AIAA 2006-4513, 2006.
- [7] Mrozinski D P, Hayes J R. Numerical and experimental analysis of a hypersonic variable geometry inlet[R]. AIAA 99-0899, 1999.
- [8] 王翼, 范晓楠, 梁剑寒, 等. 开启式高超声速进气道启动性能试验[J]. 航空动力学报, 2008, 23(6): 1014-1018.
WANG Yi, FAN Xiaoqiang, LIANG Jianhan, et al. Experimental investigation on the starting characteristics of a hypersonic inlet with moving entrance door[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(6): 1014-1018. (in Chinese)
- [9] 张华军, 梁德旺, 郭荣伟. 一种组合发动机变几何进气道流场特性研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(10): 2201-2207.
ZHANG Huajun, LIANG Dewang, GUO Rongwei. Study of flow characteristics for a variable geometry inlet on combined engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(10): 2201-2207. (in Chinese)
- [10] 金志光, 张堃元. 带前体压缩的前掠侧压式进气道实验及数值研究[J]. 推进技术, 2005, 26(6): 508-512.
JIN Zhiguang, ZHANG Kunyuan. Experimental and numerical investigation of a forward sweep sidewall compression scramjet inlet with forebody compression[J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(6): 508-512. (in Chinese)
- [11] 金志光, 张堃元. 高超侧压式进气道 M6 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 sidewall compression scramjet inlet in the high enthalpy impulse wind tunnel[J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(4): 319-323. (in Chinese)
- [12] 丁海河, 王发民. 高超声速进气道启动特性数值研究[J]. 宇航学报, 2007, 28(6): 1482-1487.
DING Haihe, WANG Famin. Hypersonic inlet start characteristics numerical study[J]. Journal of Astronautics, 2007, 28(6): 1482-1487. (in Chinese)