

内压缩段构型对高超声速进气道 自起动性能的影响

葛 严¹, 谢文忠¹, 靖建朋², 林 宇¹

- (1. 南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016;
2. 中国人民解放军驻西安飞机工业(集团)有限责任公司军事代表室, 西安 710089)

摘 要: 为了探寻内压缩段构型对高超声速进气道自起动性能的影响,对二元高超声速进气道折角型和曲线型两种内压缩段的自起动过程进行准定常数值仿真研究.对比了这两种构型进气道在不同唇罩起始压缩角下的自起动性能和自起动过程中分离区的变化规律,并分析了内通道压缩强度沿程分布对进气道自起动性能的影响.研究表明:①即使进气道内收缩段的内收缩比相同,不同的内压缩段构型和唇罩起始压缩角对高超声速进气道的自起动性能影响显著,曲线型内压缩段构型的自起动性能明显优于折角型;②内压缩段的总压缩强度及其沿流向分布都是影响高超声速进气道自起动性能的关键因素,并且压缩强度沿流向分布决定着进气道在自起动过程中处于临界状态下主分离包所停留的位置.

关 键 词: 高超声速进气道; 内压缩段构型; 自起动性能; 自起动过程; 主分离包

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Influence of internal contraction section configurations on self-starting ability of hypersonic inlets

GE Yan¹, XIE Wen-zhong¹, JING Jian-peng², LIN Yu¹

- (1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,
College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Military Representative Office of Chinese People's Liberation Army in Xi'an
Aircraft Industry (Group) Company Limited, Xi'an 710089, China)

Abstract: To explore the influence of different internal contraction section configurations on self-starting ability of hypersonic inlets, the self-starting processes of two-dimensional hypersonic inlets with angulated and curved internal contraction sections were investigated using quasi-steady numerical simulations. The self-starting ability and the variation of separation zone in the self-starting process of two inlet configurations with different initial cowl compression angles were compared. And influences of compression strength distributions along internal contraction section on self-starting ability were also analyzed. Results show: (1) for the same internal contraction ratio, different internal contraction section configurations and initial cowl compression angles influence the self-starting ability of hypersonic inlets greatly. And the self-starting ability of the curved internal contraction section configuration is much better than that of the angulated one. (2) Both the total compression

收稿日期: 2015-09-18

作者简介: 葛严(1990—),男,硕士生,主要从事内流气体动力学方面研究.

引用格式: 葛严,谢文忠,靖建朋,等.内压缩段构型对高超声速进气道自起动性能的影响[J].航空动力学报,2017,32(5):1148-1159. GE Yan, XIE Wenzhong, JING Jianpeng, et al. Influence of internal contraction section configurations on self-starting ability of hypersonic inlets[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(5): 1148-1159.

strength of the internal contraction section and the compression strength distributions along internal contraction section have major influences on the self-starting ability of hypersonic inlets. Also, the compression strength distribution determines the position of the massive separation zone under the critical condition.

Key words: hypersonic inlet; internal contraction section configurations; self-starting ability; self-starting process; massive separation zone

高超声速进气道作为超燃冲压发动机的重要部件,其性能直接关系到发动机和飞行器总体的性能与工作稳定性。自起动性能是制约高超声速进气道气动性能与稳定工作裕度的关键因素之一,国内外科研工作者对此开展了大量的实验和数值模拟研究。约翰·霍普金斯大学的 Van Wie 等^[1]对超声速进气道起动过程开展了实验研究,并根据测试结果,将不起动状态分为“硬”和“软”两大类。认为硬不起动出现在进气道喉部流动发生堵塞的情况下,软不起动出现在进气道内的流动发生大规模分离的情况下。美国康涅狄格大学的 Barber 等^[2]用 CFD 技术对不同来流马赫数下的进气道模型进行了数值模拟,获得来流马赫数对其流动特征的影响规律,即来流马赫数对高超声速进气道自起动特性的影响。郭斌等^[3]、常军涛等^[4]和杨大伟等^[5]研究了攻角变化对进气道起动性能的影响。梁德旺等^[6]、凌岗等^[7]和王卫星等^[8]分别研究了内收缩比、雷诺数和内压段压缩面肩部曲率半径对高超声速进气道起动能力的影响。刘雄、王翼等^[9-10]针对简化的二元高超声速进气道加速起动过程进行了数值研究,并将高超声速进气道在加速过程中的起动状态分为:不起动状态→临界状态→起动状态。游进等^[11-12]对高超声速进气道再起动过程进行了二元准定常数值仿真研究,发现决定高超声速进气道再起动的关键因素是分离区前体形状和分离区后部逆压梯度;并提出了一种能够改善高超声速进气道自起动性能的内压缩段下壁面设计方案。黄思源^[13]对高超声速轴对称进气道不起动流场结构进行了数值分析。张红军等^[14]分析了边界层人工转捩对高超声速进气道起动性能的影响。徐骁等^[15]则对高超声速进气道快速破膜开启的流动特性进行了非定常数值仿真研究,深入分析了非定常效应对进气道起动过程的影响。

然而,上述工作鲜有涉及高超声速进气道内压缩段几何构型对自起动性能的系统影响研究。本文利用数值仿真对比分析折角型和曲线型两种内压缩段构型对高超声速进气道自起动性能的影响,

来探寻在内压缩段几何型面设计中影响高超声速进气道自起动性能的关键因素。

1 数值模拟方法与算例验证

1.1 数值模拟方法

本文借鉴文献^[16-17]采用的准定常数值仿真方法来研究高超声速进气道的自起动过程。首先,以较低的超声速来流马赫数(如 $Ma_\infty = 2.5$)进行求解,将该来流马赫数下收敛解建立起不起动流场作为初场,然后,以 0.1 的间隔逐步增加来流马赫数进行续算,若在某一来流马赫数下进气道起动流场建立,则表明进气道在该来流马赫数下能够实现自起动。同时,文献^[11]指出高超声速进气道的自起动过程虽为动态非定常过程,但实际飞行中的加速度还不足以改变其起动特性,因此也可作为准定常流场进行求解。此外,南京航空航天大学陈卫明^[18]采用定常和非定常两种数值方法对二元高超声速进气道的自起动过程进行了对比研究,结果发现两种数值方法得到的自起动马赫数一致。本文采用 Fluent 6.3 软件对二元高超声速进气道的自起动过程的流场进行准定常数值模拟。对流项采用 2 阶迎风格式,整个计算过程采用 LU(lower-upper)隐式方法进行求解。湍流模型选用 S-A(Spalart-Allmaras)模型,壁面采用绝热壁面条件,黏度由 Sutherland 公式给出。在计算过程中监测方程残差、喉道马赫数及喉道处的质量流量,计算收敛准则为:连续方程、能量方程、动量方程以及 S-A 方程的残差下降 3 个数量级以上,且喉道处马赫数及流量稳定。

本文工作均是对二元高超声速进气道的二元流场开展数值仿真研究。整个计算域网格采用结构化网格,考虑到流体黏性的影响和对激波捕捉的需要,对流动参数变化剧烈的地方进行局部加密,以体现流动细节,提高计算精度。同时为了准确模拟边界层的流动,对壁面网格的加密处理以确保绝大部分壁面处的 y^+ 值在 1 左右。整个计算域的网格量控制在 8 万左右。数值模拟过程中采

用压强远场、压强出口和绝热无滑移壁面边界条件,计算来流静参数均取自 17 km 高空.

1.2 算例验证

高超声速进气道处于不起动状态的主要的流场特征表现为在内压缩段入口处或内部存在大规模的流动分离^[10](本文称为主分离包),主分离包所处的位置直接影响进气道的自起动性能.因此,所采用计算方法能否准确模拟主分离包的起始位置至关重要.本文以国防科学技术大学王振国等在文献[19]中给出的进气道不起动实验结果作为算例对本文算法进行验证,计算中的几何构型和实验条件与文献[19]一致.图 1 给出了进气道下壁面沿程静压分布的数值仿真结果和实验结果对比,图中 p 为壁面沿程静压, p_0 为来流静压.可以看出,数值仿真结果和实验结果整体上吻合较好.由此可见,本文所采用的计算方法对不起动状态下主分离包的预测具有较高的可信度.

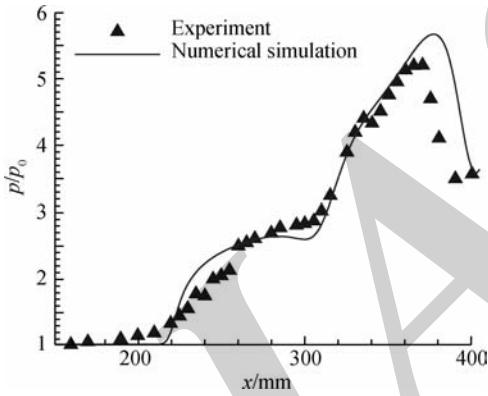


图 1 入口附近壁面沿程静压分布的实验和仿真结果对比

Fig. 1 Comparison of static pressure distributions on wall near the inlet between experimental data and numerical simulation results

2 物理模型

2.1 折角型内压缩段进气道方案的设计

图 2 给出了折角型内压缩段二元高超声速进气道(下文简称折角型进气道)的关键设计参数,该进气道激波封口马赫数为 6.0,捕获高度 $H=71.6\text{ mm}$,两级外压缩角依次为 9° 和 11° . 进气道喉道高度 $H_t=11.4\text{ mm}$,内收缩比 $R_{ic}=1.5$. 折角型进气道一共包含 4 个方案,对应的唇罩起始压缩角 δ_c 取值分别为 $4^\circ, 6^\circ, 8^\circ$ 和 10° . 折角型内压缩段构型在设计过程中参照 ZHANG Yue 等^[20]提出的高超声速进气道在设计点确保唇口激波打在

下壁面肩点附近的设计原则,以此来改善设计状态下肩部附近激波边界层干扰诱导的流动分离.另外,为了表征内压缩段对气流的压缩强度,本文以截取各构型进气道距离唇口处 $6.5H_t$ 位置处的压强与进气道唇口处压强的比值作为各构型内压缩段的压比.

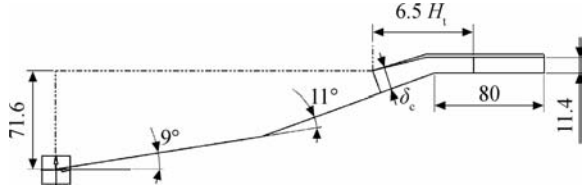


图 2 折角型进气道示意图(单位:mm)

Fig. 2 Schematic diagram of angulated inlet (unit:mm)

2.2 曲线型内压缩段进气道方案的设计

在折角型进气道的基础上,保持外压缩型面、唇罩起始压缩角和内收缩比不变的前提下,采用 NURBS(non-uniform rational B spline)^[21] 曲线设计得到曲线型内压缩段进气道(下文简称曲线型进气道)方案.

图 3 给出了基于 NURBS 曲线原理的曲线型内压缩段构型的设计示意图.内压缩段上型面选择 S_0, S_1, S_2, S_3 作为拟合曲线的 4 个控制点,其中 S_0 对应于折角型内压缩段上型面的起点, S_2 为内压缩段上肩点, S_1 为 S_0 与 S_2 连线的中点, S_3 与 S_2 之间的距离为 $1.5H_t$. 同理下型面也是按照类似的方法选取 4 个控制点,唯一不同之处在于 P_3 与 P_2 的距离为 $1.35H_t$.

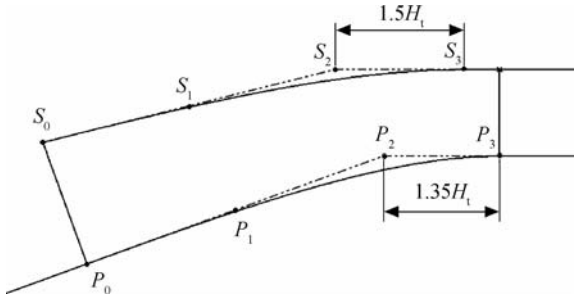


图 3 基于 NURBS 曲线原理的曲线型内压缩段设计示意图

Fig. 3 Design sketch of curved internal contraction section configuration based on NURBS

3 结果分析

3.1 两种构型进气道的自起动性能

图 4 给出了折角型和曲线型两种进气道的自起动马赫数随唇罩起始压缩角的变化曲线.可以看出,在内收缩比一定的前提下,唇罩起始压缩角

对这两种高超声速进气道的自起动性能影响均较为显著. 当唇罩起始压缩角 δ_c 从 4° 增加至 10° 时, 两种高超声速进气道的自起动马赫数均先减小后增大, 并且都在 $\delta_c = 6^\circ$ 时达到最小. 其中, 曲线型进气道最小自起动马赫数为 4.5, 而折角型进气道对应的最小自起动马赫数为 5.3. 另一方面, 通过对比可知, 曲线型进气道自起动马赫数明显小于折角型进气道, 也就是说曲线型进气道更易于实现自起动.

高超声速进气道通流状态下内压缩段局部压缩过强在进气道处于不起动状态下也会加剧主分离包所在区域的逆压梯度, 因此有必要对进气道处于通流状态下流场结构进行分析. 图 5 给出了来流马赫数 $Ma_\infty = 4.5, 5.0, 6.0$ 通流状态下两种进气道内压缩段的压比随唇罩起始压缩角的变化曲线, 图中 p_i 为距离唇口 $6.5H_i$ 位置的静压,

p_c 为唇罩入口处当地静压. 由图可知, 对于折角型进气道而言, 当 $Ma_\infty = 4.5$ 和 $Ma_\infty = 5.0$ 时, 随着唇罩起始压缩角的增加, 内压缩段压比一直减小; 当 $Ma_\infty = 6.0$ 时, 内压缩段压比则先减小后增加, 且在 $\delta_c = 8^\circ$ 时达到最小. 对于曲线型进气道而言, 当 $Ma_\infty = 5.0$ 和 $Ma_\infty = 6.0$ 时, 随着唇罩起始压缩角的增加, 内压缩段压比先减小后增加, 且在 $\delta_c = 6^\circ$ 时达到最小; 当 $Ma_\infty = 4.5$ 时, 内压缩段压比先基本保持不变后增加. 另外, 考虑到各构型进气道方案唇罩激波(或压缩波)以及肩部膨胀扇在内通道的反射位置存在差异, 内压缩段压比计算的出口站位选取对上述变化趋势也存在一定影响.

图 6 给出了唇罩起始压缩角为 6° 折角型和曲线型内压缩段构型在 $Ma_\infty = 5.0, 6.0$ 时下壁面沿程压力分布. 图 7 给出了相应构型和相应状态下的密度分布云图. 从图 6 可以看出, 在 $Ma_\infty = 5.0$ 时, 折角型进气道在内压缩段下壁面肩点 (P_2 位置) 稍上游处壁面压力会首先出现突升, 紧接着在下壁面肩点处压力又突然下降. 这是由于 $Ma_\infty = 5.0$ 不是设计点马赫数, 唇口激波打在下壁面肩点上游位置(参见图 7), 唇口激波及其反射激波使得在下壁面肩点之前壁面压力有一个突升的变化, 随后当气流经过下壁面肩点拐平进入等直段会发生膨胀, 壁面压力会突然下降. 从图 7 可以看出, 在 $Ma_\infty = 5.0$ 时, 折角型在气流拐平处产生的斜激波强度较强, 使得等直段下壁面边界层处产生严重分离, 边界层分离区域诱导产生分离激波、再附激波, 使得气流经过这两道激波之后压力持续上升并达到最大值(如图 6 所示). 而相对应

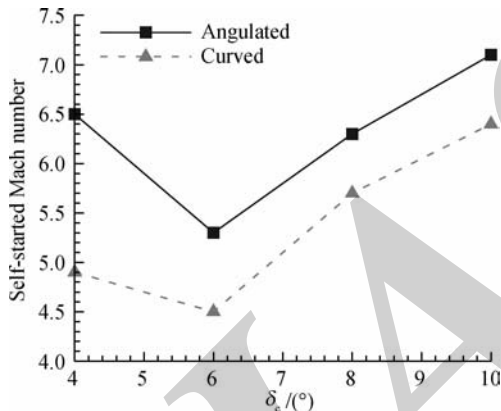


图 4 两种构型进气道自起动马赫数随唇罩起始压缩角的变化曲线

Fig. 4 Self-started Mach number of two inlets varying with initial cowl compression angle

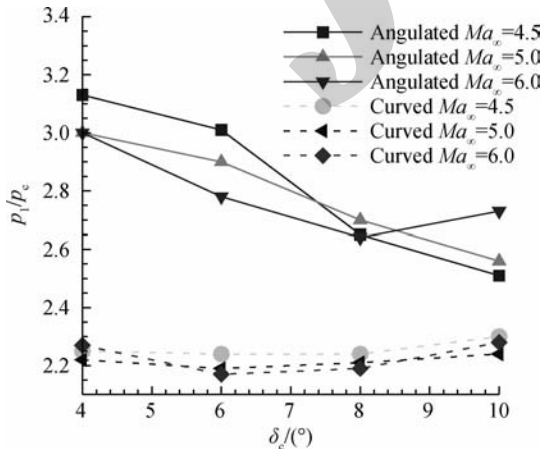


图 5 两种构型进气道内压缩段压比随唇罩起始压缩角的变化曲线

Fig. 5 Pressure ratio of internal contraction section of two inlets varying with initial cowl compression angle

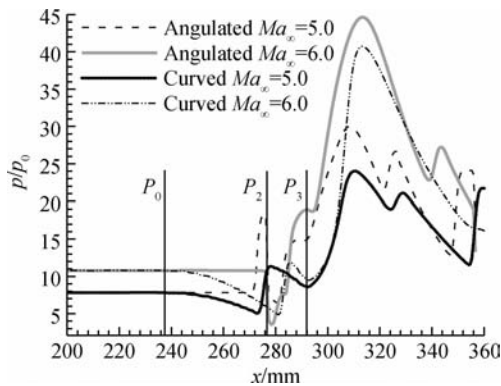


图 6 两种构型进气道在不同来流马赫数下壁面沿程静压分布 ($\delta_c = 6^\circ$)

Fig. 6 Static pressure distributions on lower wall of two inlets at different incoming Mach numbers ($\delta_c = 6^\circ$)

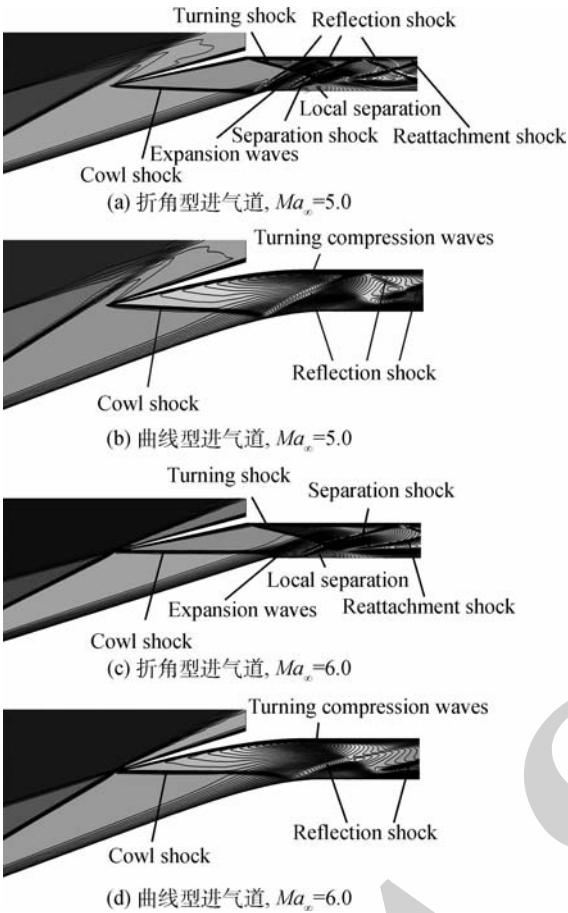


图 7 两种构型进气道在不同来流马赫数下密度云图分布 ($\delta_c = 6^\circ$)

Fig. 7 Density contours of two inlets at different incoming Mach numbers ($\delta_c = 6^\circ$)

的曲线型进气道在唇罩入口处壁面压力会出现缓慢的下降,这是由于超声速气流经过曲线拟合折角型内压缩段所形成的外凸表面会产生一系列膨胀波,致使壁面压力出现缓慢的下降;随后气流经过唇口激波及其反射激波(参见图 7)使得壁面压力突然上升;当气流经过下壁面拐平位置(P_3 位置)进入等直段时,受到上壁面弱压缩波的影响,下壁面压力再一次表现出上升的趋势;又因上壁面弱压缩波的汇聚,并在下壁面产生较强的反射激波,气流经过该反射激波之后压力上升到最大值。但是相比于折角型内压缩段,曲线型内压缩段肩部壁面产生的膨胀波会削弱唇口激波的强度,所以曲线型肩部型面的设计可以起到降低下壁面逆压力梯度的效果。因此,在自起动过程中,曲线型内压缩段构型的主分离包更容易被吞入内压缩段。此外,从图 7 还可以看出,内压缩段上壁面采用曲线过渡可以将原先拐平转弯处产生的很强的斜激波转化成弱的压缩波,这些弱压缩波即使在

下壁面处汇聚成激波并反射,但其强度减弱,并减缓了下壁面的分离,从而有利于主分离包通过拐平转弯段。在 $Ma_\infty = 6.0$ 时,折角型进气道由于唇口激波恰好打在下壁面肩点附近,气流经过唇口激波之后,紧接着就会发生膨胀,所以相比于来流条件 $Ma_\infty = 5.0$,壁面压力在气流拐平之前没有出现压力突然上升。而曲线型进气道的压力分布曲线的变化趋势与 $Ma_\infty = 5.0$ 时相似,只是唇口激波的入射位置相对靠后。同时从图 6 还可以看出,在 $Ma_\infty = 6.0$ 时,曲线型内压缩段壁面的压缩强度也是明显小于折角型内压缩段壁面。

通过对比折角型和曲线型进气道,有一种差异性的是确定的,即折角型内压缩段对气流的压缩强度在各个来流马赫数下均显著高于曲线型内压缩段,而图 4 显示折角型进气道自起动马赫数均高于曲线型进气道,这说明进气道在通流状态下内压缩段总压缩强度是影响高超声速进气道自起动性能的关键因素之一。但是,随着唇罩起始压缩角的增加,两种进气道方案在不同来流马赫数下的内压缩段压比变化趋势与自起动马赫数变化趋势并非完全一致,说明内压缩段压缩强度不是决定高超声速进气道自起动性能的唯一因素。

3.2 自起动过程主分离包变化规律

由图 8 可知,在 $Ma_\infty = 3.5$ 时,两种构型进气

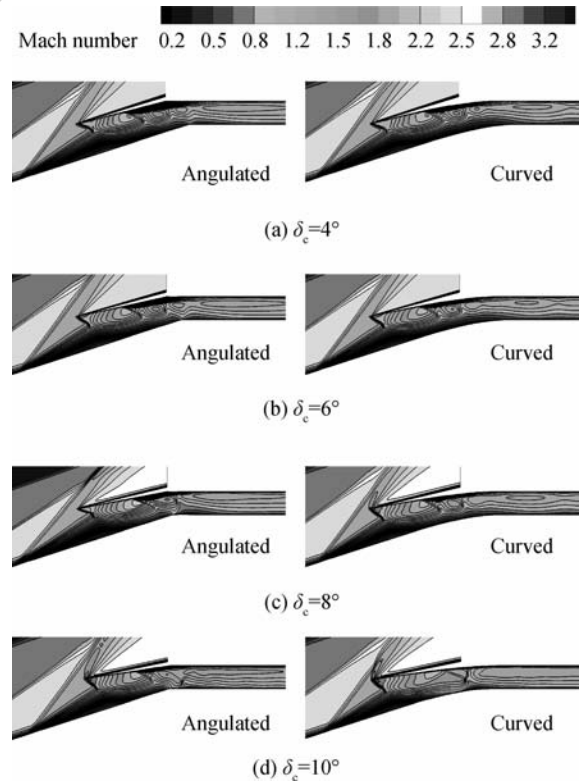


图 8 $Ma_\infty = 3.5$ 的马赫数云图

Fig. 8 Mach number contours at $Ma_\infty = 3.5$

道均处于硬不起动状态^[1],进气道入口处存在大规模的流动分离区,主分离包诱导的分离激波使得进气道唇罩入口处产生溢流.图9给出了两种进气道在 $Ma_\infty=3.5$ 时的流量系数(φ)和总压恢复系数(σ)随唇罩起始压缩角的变化曲线.随着唇罩起始压缩角的增加,曲线型进气道的流量系数和总压恢复系数先减小后增大,而折角型进气道的两种气动参数则呈现出波动变化.同时,曲线型进气道的流量系数和总压恢复系数明显高于折角型进气道.结合图8可以看出,曲线型内压缩段构型在唇罩起始压缩角为 10° 时,分离激波与唇罩起始压缩角之间的距离最短,即进气道在入口处的溢流量会减小,因此在唇罩起始压缩角为 10° 时,曲线型内压缩段构型的流量系数达到最大值.通过与图4对比可知,在同一不起动马赫数下,进气道的流量捕获能力和气流总压损失大小与最终的自启动马赫数之间并不存在必然的联系.另外,随着唇罩起始压缩角的增加,两种进气道分离包形状变化趋势相近,即分离包低速区的长度逐渐缩短.这是由于唇罩拐平角度的逐渐减小,使得主分离包再附激波在唇罩内壁面的反射激波和后续压缩波在压缩面肩部的压缩强度减弱,在主分离包之后诱导的局部分离区范围减小.从图8还可以看出,曲线型进气道唇罩内壁面在喉道上游拐弯处的气流分离强度明显弱于折角型进气道.

当来流马赫数增加到4.5时,如图10所示,对于两种构型进气道而言,唇罩起始压缩角对于分离区的影响开始显著.当唇罩起始压缩角为 4°

时,折角型和曲线型进气道的主分离包已经被吞至内压缩段内部并稳定停留在喉道入口处.这主要是由于唇罩起始压缩角比较小,唇口激波强度较弱,主分离包比较容易被吞入.主分离区被吞入内压缩段之后,在唇罩内壁面气流需经过一个较大的气流折角(16°)拐平,此处的压缩强度较大,所以分离区稳定地停留在喉道稍上游附近.

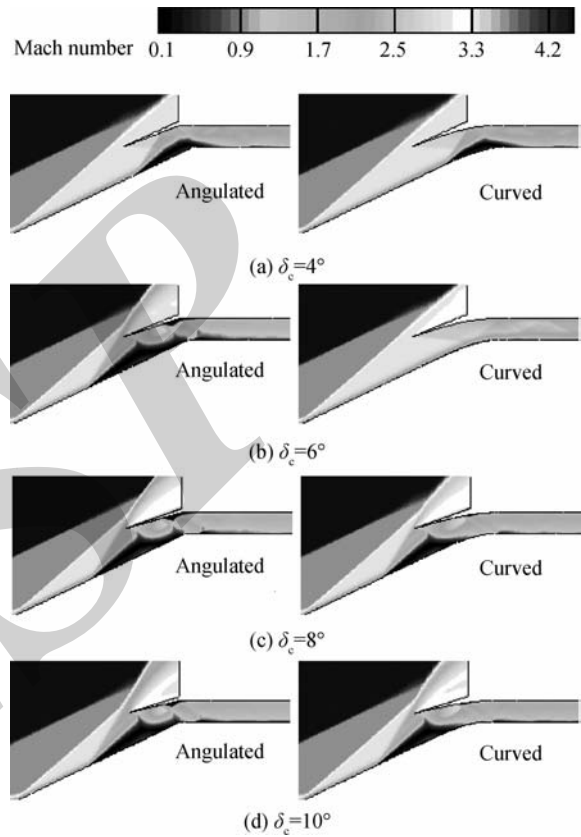


图10 $Ma_\infty=4.5$ 的马赫数云图
Fig. 10 Mach number contours at $Ma_\infty=4.5$

当唇罩起始压缩角增加到 6° 时,曲线型进气道唇罩入口处的分离包被完全吞入,起动流场建立.而折角型进气道在唇罩入口处仍存在较大的分离,进气道处于不起动状态.随着唇罩起始压缩角的继续增加,两种进气道的主分离包都只能被卡在进气道唇罩入口处,不能被吞入,进气道处于不起动状态.这表明唇罩起始压缩角为 6° 时,曲线型进气道比折角型进气道更容易起动.这主要是由于气流从楔面流入等直隔离段时,折角型进气道会在气流拐平处产生很强的斜激波,压缩强度较大.而曲线型内压缩段产生一系列弱压缩波,并且曲线型的肩部设计对于缓解此处的激波边界层干扰是有利的,因此总体上对主分离包的阻碍较小,主分离包相对容易被吞入.

当来流马赫数增加到5.5时,如图11所示,

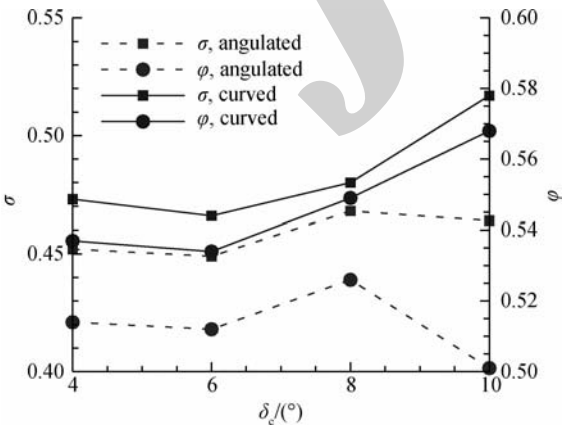


图9 两种构型进气道在 $Ma_\infty=3.5$ 时的流量系数和总压恢复系数随着唇罩起始压缩角的变化曲线
Fig. 9 Mass flow rate coefficient and total pressure recovery coefficient of two inlets varying with initial cowl compression angle at $Ma_\infty=3.5$

折角型进气道在唇罩起始压缩角为 6° 时率先建立起动流场。而唇罩起始压缩角为 4° 进气道的分离包仍然停留在喉道入口处,不能被吞入。曲线型进气道在唇罩起始压缩角为 4° 时,之前被卡在喉道入口处的分离包被吞过喉道,起动流场建立。此处进一步表明曲线型进气道比折角型进气道更容易建立起动流场。同时,由图 10 和图 11 可以看出,两种进气道均在唇罩起始压缩角为 6° 时率先建立起动流场。说明对于不同的唇罩起始压缩角而言,存在一个自起动马赫数最小的唇罩起始压缩角。唇罩起始压缩角的最佳取值应当既能确保唇口处的激波强度不能太强,使得分离区易于被吞入内压缩段,同时还需确保分离区经过喉道上游拐弯处产生的激波压缩强度不能太强,即不能阻碍主分离包进入等直隔离段。

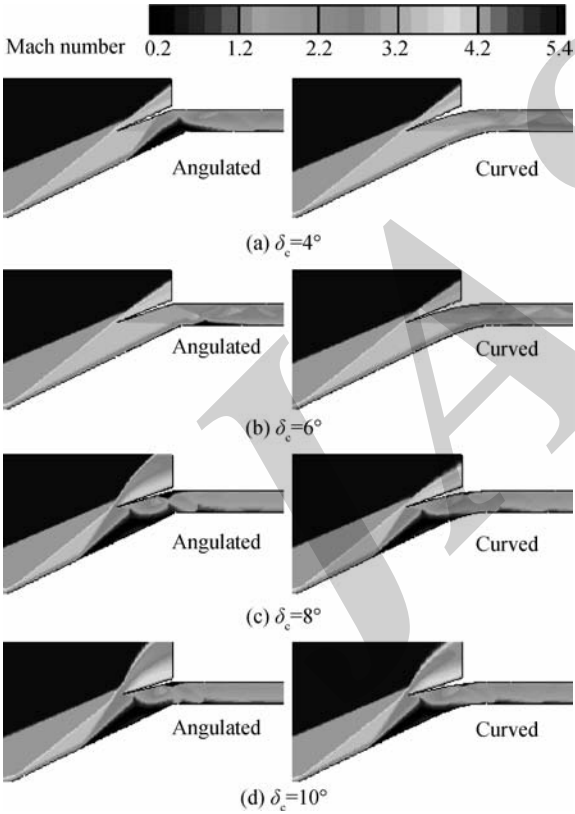


图 11 $Ma_\infty = 5.5$ 的马赫数云图
Fig. 11 Mach number contours at $Ma_\infty = 5.5$

由图 12 可见,当来流马赫数的增加到 6.0 时,曲线型进气道在唇罩起始压缩角为 $4^\circ, 6^\circ, 8^\circ$ 时起动流场都已建立。而折角型进气道仍然只有唇罩起始压缩角为 6° 时处于起动状态;唇罩起始压缩角为 4° 时分离包仍然被卡在喉道入口处,不能被完全吞入;唇罩起始压缩角为 8° 和 10° 时的分离包仍然被卡在进气道唇罩入口处。这进一步

说明:唇罩起始压缩角太大将导致唇口处的激波强度太强,导致分离包不能被吞入;唇罩起始压缩角太小,会导致内压缩段与等直段交接处压缩强度较大,致使分离包卡在喉道入口处,不能进入等直隔离段。

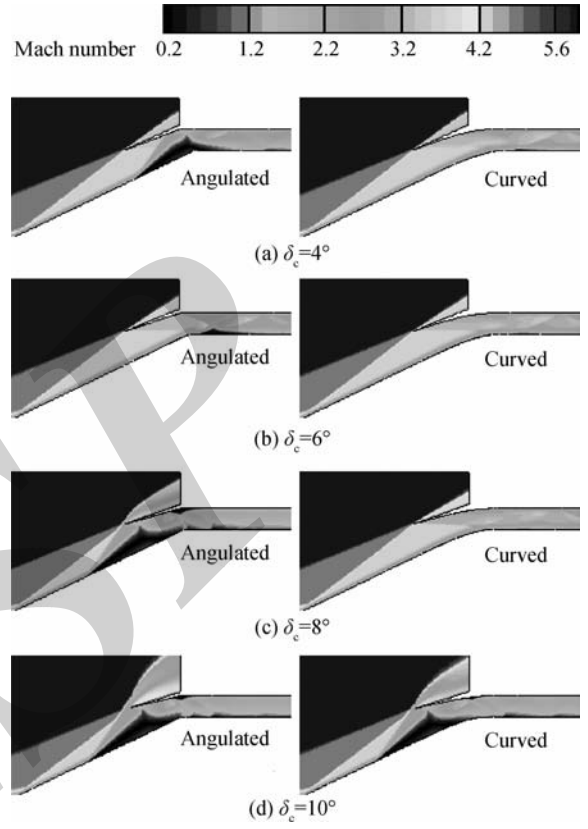


图 12 $Ma_\infty = 6.0$ 的马赫数云图
Fig. 12 Mach number contours at $Ma_\infty = 6.0$

图 13 给出了唇罩起始压缩角为 4° 的折角型内压缩段构型在不同来流马赫数下不起动流场结构图。在来流马赫数较低 ($Ma_\infty = 3.5$),主分离包被卡在唇口附近,其主要特征为主分离包诱导产生分离激波,由于分离激波的存在使得气流在唇罩入口处转向形成溢流,导致进气道的捕获流量减小。其次,唇口激波打在主分离包上,增强了主分离包所在区域的逆压梯度。当 $Ma_\infty = 4.5$ 时,主分离包被吞入到喉道入口附近并且稳定存在。此时分离激波已经运动到了内压缩段内部,因此唇罩入口处已不存在溢流。主分离包诱导的分离激波穿过唇口激波打在内压缩段上壁面引起局部的分离,并在上壁面反射形成反射激波,反射激波和再附激波作用在主分离包上使得当地的逆压梯度再一次的升高。此外,气流经过内压缩段上壁面拐平进入等直段时也会产生很强的斜激波,该斜激波也会作用在主分离包上。可以看出,唇口激

波、分离激波的反射激波、再附激波以及唇罩拐平处产生的斜激波均会作用在主分离包上,使得主分离区所在区域的逆压梯度变得很强,在主分离包被吞入过程中气流无法克服当地所形成的很高的逆压梯度,因此在喉道入口附近停住并且稳定的存在.

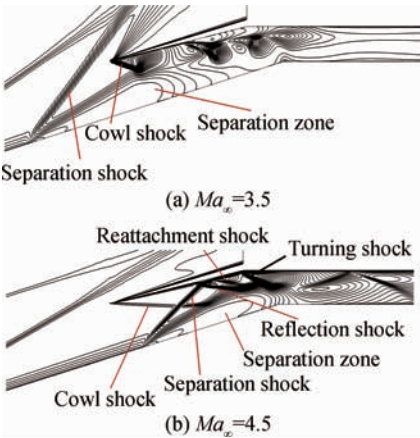


图 13 折角型进气道在 $Ma_\infty=3.5,4.5$ 时的密度云图
Fig. 13 Density contours of angulated inlet at $Ma_\infty=3.5,4.5$

从上述折角型和曲线型进气道在自起动过程中的流场结构变化可以看出,内压缩段总压缩强度是影响高超声速进气道自起动性能的关键因素之一.不仅如此,内压缩段的压缩强度沿流向分布对自起动过程中主分离包停留的位置具有重要影响,因此也是影响高超声速进气道自起动性能的另一关键因素.

3.3 内压缩段压缩强度沿程分布对自起动性能的影响

为了进一步探究内压缩段压缩强度沿程分布对自起动性能的影响,针对唇罩起始压缩角为 4° 和 6° 的曲线型进气道构型在自起动过程中临界状态^[10](即将实现起动之前的状态)下的主分离包分别卡在喉道入口处和唇罩入口附近的现象,选取这两个进气道构型,如图 14 所示,通过将 P_2 点沿水平方向向上游移动距离 L 来调整肩部曲线的弯曲程度,进而获得内压缩段不同的沿程压缩强度分布,研究其对自起动性能的影响.

表 1 给出了唇罩起始压缩角为 4° 和 6° 的曲线型进气道构型肩部控制点 P_2 前移距离 L 的取值, L 增大均使得进气道内压缩段唇罩入口附近局部压缩强度增加,而喉道入口附近局部压缩强度有所减弱,但总压缩强度都是增加的(参见图 15).

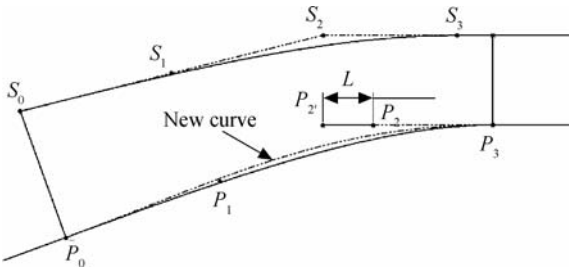


图 14 肩部曲线弯曲程度调整示意图
Fig. 14 Sketch of the shoulder spline adjustment

表 1 两种构型进气道 L/H_t 的取值
Table 1 L/H_t for two inlet configurations

$\delta_c / (^\circ)$	L/H_t
4	0.22, 0.36, 0.66, 0.88
6	0.22, 0.44, 0.88

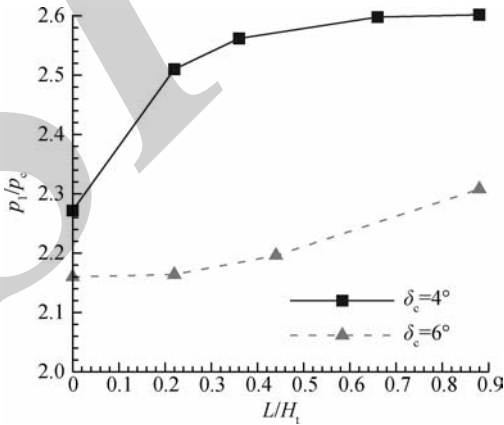


图 15 曲线型进气道的内压缩段压比随 L/H_t 取值的变化曲线
Fig. 15 Pressure ratio of internal contraction section of curved inlet varying with L/H_t

图 16 给出了曲线进气道在不同 L 取值下的自起动马赫数.随着 L 增大, 4° 唇罩起始压缩角进气道方案的自起动马赫数先减小后增大,并且在 L 取 $0.66H_t$ 时自起动马赫数达到最小值.而 6° 唇罩起始压缩角进气道方案的自起动马赫数则逐渐增大.说明相似的内通道沿程压缩强度分布调整对于临界状态下主分离包卡在喉道入口附近和唇罩入口附近两类不起动流态的进气道自起动性能影响存在显著差异.

图 17 给出了唇罩起始压缩角为 4° 和 6° 曲线型内压缩段构型在 L/H_t 不同取值时, $Ma_\infty=3.5$ 和 $Ma_\infty=3.9$ 进气道处于不起动状态下内压缩段的总压恢复系数和流量系数.对于唇罩起始压缩角为 4° 的构型,随着 L/H_t 取值的增大,在

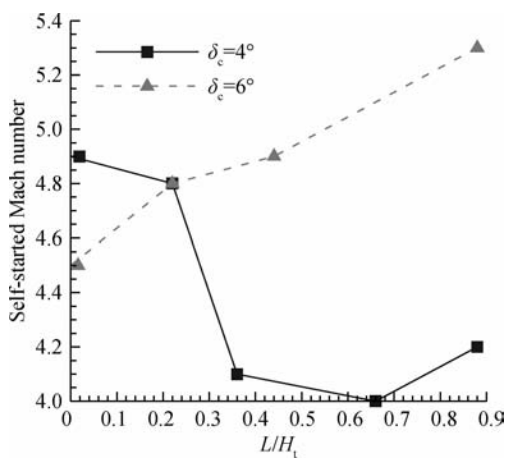


图 16 曲线型进气道自启动马赫数随 L/H_1 取值的变化曲线

Fig. 16 Self-started Mach number of curved inlet varying with L/H_1

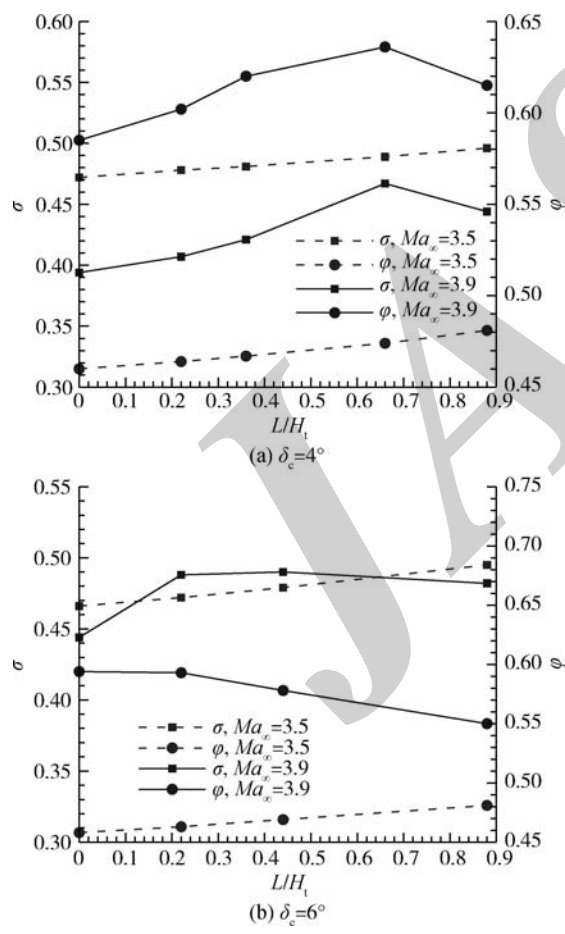


图 17 曲线型进气道流量系数和总压恢复系数随 L/H_1 取值的变化曲线

Fig. 17 Mass flow rate coefficient and total pressure recovery coefficient of curved inlet varying with L/H_1

$Ma_\infty=3.5$ 时,总压恢复系数和流量系数均呈上升趋势.而在 $Ma_\infty=3.9$ 时,总压恢复系数和流

量系数则呈先增大后减小的趋势.对于唇罩起始压缩角为 6° 的构型,在 $Ma_\infty=3.5$ 时总压恢复系数和流量系数均随着 L/H_1 取值的递增而增大,而当 $Ma_\infty=3.9$ 时,总压恢复系数呈先增大后减小的趋势,流量系数则呈递减趋势.通过与图 16 对比可以发现,进气道自启动性能相对较差的构型的流量系数和总压恢复系数反而可能会很高,从而进一步表明进气道在处于不起动状态下,其流量捕获能力与总压恢复同自启动能力不存在必然的联系.

图 18 给出了 4° 唇罩起始压缩角进气道方案在不同 L/H_1 取值下处于临界状态的马赫数云图.从图中可以看出, 4° 唇罩起始压缩角构型 $L/H_1=0, 0.22$ 和 0.36 三个方案临界状态的主分离包均卡在喉道入口附近.说明这 3 个方案在喉道入口附近的局部压缩强度均相对较大,而 L 的增加有利于缓解喉道入口附近的局部压缩强度,所以随着 L 的增加进气道自启动马赫数是逐渐降低的.当 $L/H_1=0.66$ 时,临界状态的主分离包前移至唇罩入口附近,此时自启动马赫数达到最小,并且唇罩入口附近的局部压缩强度相对较大.当 $L/H_1=0.88$ 时,由于 L 的增加在缓解喉道入口附近的局部压缩强度的同时也会导致唇罩入口附近的局部压缩强度增加,所以自启动马赫数反而会增加,自启动性能恶化.

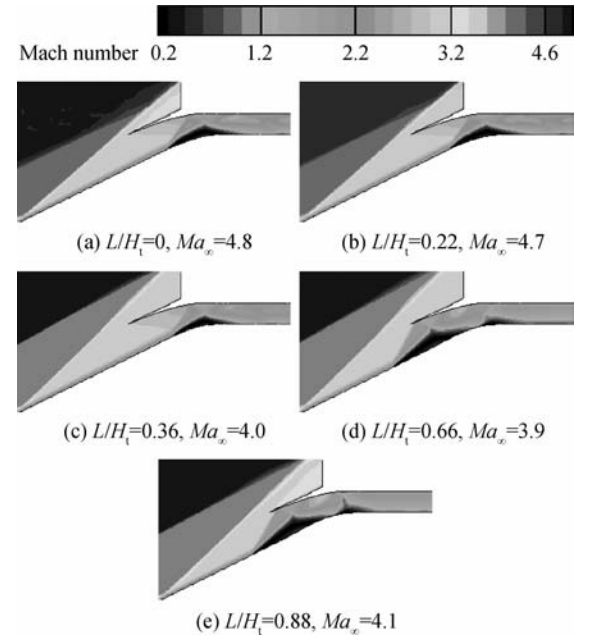


图 18 曲线型进气道在不同的 L/H_1 取值时临界状态下的马赫数云图($\delta_c=4^\circ$)

Fig. 18 Mach number contours of curved inlet with different L/H_1 under the critical condition ($\delta_c=4^\circ$)

在来流马赫数 $Ma_\infty=4.0$ 时, 4° 唇罩起始压缩角构型 $L/H_1=0, 0.22, 0.36$ 三个方案所对应不起动状态下的主分离包均卡在喉道入口附近, 为了系统地比较主分离包卡在唇罩入口附近的进气道下壁面沿程静压分布, 图 19 给出了曲线型内压缩段唇罩起始压缩角为 4° 的各方案构型在 $Ma_\infty=3.9$ 进气道处于不起动状态时下壁面沿程静压分布, 此时的主分离包均被卡在唇罩入口处. 首先, 所有方案气流经过分离激波之后, 压力开始突然上升, 在唇口附近(P_0 位置)出现了一个大的压力平台. 随后各方案壁面的压力分布表现出不同的变化趋势: $L/H_1=0.66$ 和 $L/H_1=0.88$ 对应的方案在压力出现一个峰值之后又突然下降, 紧接着在靠近喉道处又突然上升, 出现了一个新的压力峰值(P_3 位置). 而 $L/H_1=0, 0.22, 0.36$ 三个内压缩段后半部分局部压缩较强的方案则总体上呈现出上升的趋势, 压力波动较小, 并在喉道附近达到最大值. 结合图 20 可以看出对于 $L/H_1=0, 0.22, 0.36$ 三个方案主分离包的尾部下游低速区已经贯通整个内压缩段后半部分. 这是由于主分离包所形成的再附弱压缩波的汇聚使得内压缩段上型面产生局部分离并诱导产生分离激波, 该分离激波继而作用在主分离包下游的低能流边界层上, 从而诱导出局部的气流分离, 并与主分离包串在一起. 但是随着 L 取值的增加, 肩部外凸型面的前移, 其产生的膨胀波束使得主分离包再附弱压缩波的总压缩强度减弱, 内压缩段上型面的分离减缓, 该分离区诱导的分离激波位置相对靠后, 打在下壁面诱导的分离区并远离主分离区. 所

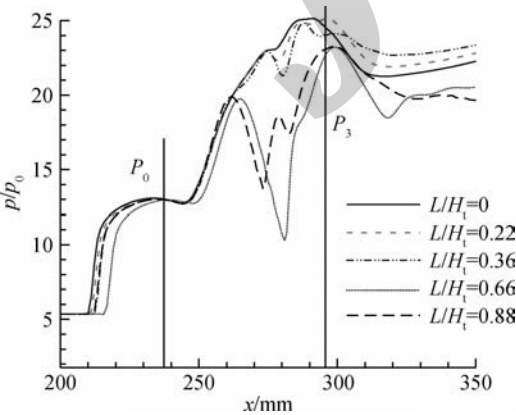


图 19 曲线型进气道处于不起动状态下壁面沿程静压分布($\delta_c=4^\circ, Ma_\infty=3.9$)

Fig. 19 Static pressure distribution on lower wall of curved inlet under the unstart condition ($\delta_c=4^\circ, Ma_\infty=3.9$)

以 $L/H_1=0.66, 0.88$ 两个方案在主分离包尾部之后, 壁面压力又开始下降. 通过对比不同方案在临界状态下主分离包的形态、沿程壁面压力分布及其对应的自起动能力可以发现, 对于基准方案最终临界状态主分离包卡在喉道入口附近的内压缩段构型, 通过调整肩部曲率减缓喉道入口附近的局部压缩强度同时增加唇罩入口附近的局部压缩强度, 当最终临界状态主分离包停留的位置由喉道入口附近转为唇罩入口附近时对应的方案自起动性能最优. 例如此处 $L/H_1=0.66$ 方案的自起动性能接近最优.

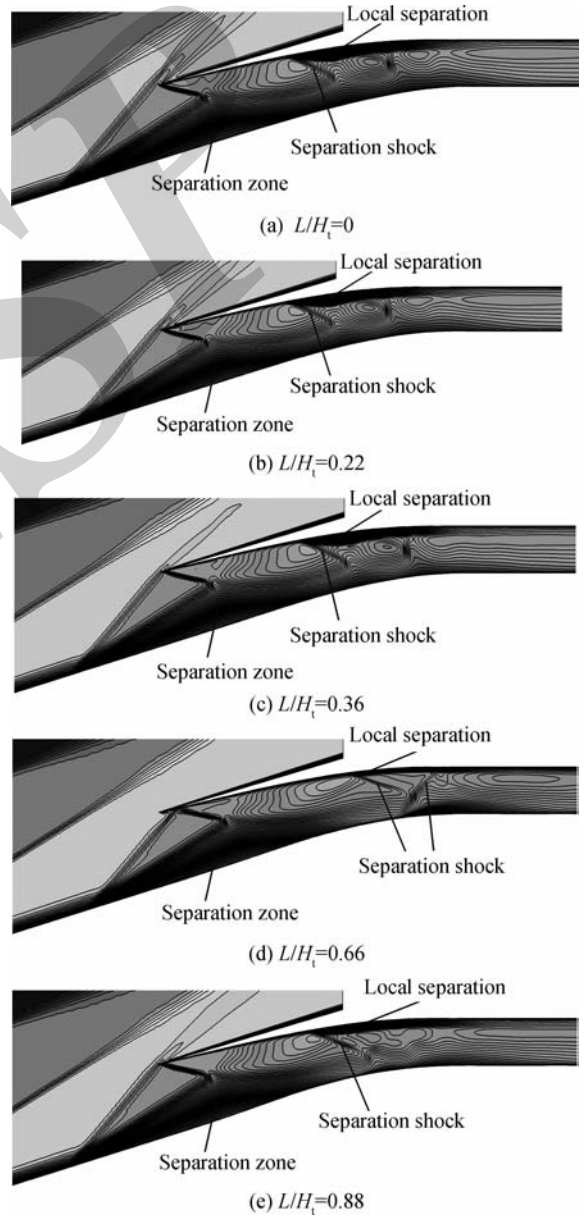


图 20 不同的 L/H_1 取值时曲线型进气道的马赫数云图($\delta_c=4^\circ, Ma_\infty=3.9$)

图 20 Mach number contours of curved inlets with different L/H_1 ($\delta_c=4^\circ, Ma_\infty=3.9$)

图 21 给出了 6° 唇罩起始压缩角进气道方案在不同 L 取值下处于临界状态下的马赫数云图。由于基准进气道方案 ($L/H_t=0$) 在临界状态下的主分离包卡在唇罩入口附近, 说明此时唇罩入口附近的局部压缩强度相对较大。那么 L/H_t 的增加会继续增加唇罩入口附近的局部压缩强度, 相应的自起动马赫数也随之增加。反之, 如果适当地减缓内压缩段唇罩入口附近的局部压缩强度, 即将肩部控制点 P_2 往喉道处移动适当的距离, 那么该进气道的自起动性能能够得到相应的改善。

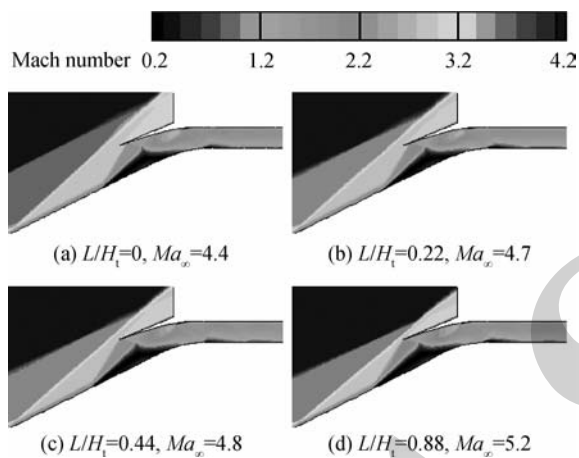


图 21 曲线型进气道在不同的 L/H_t 取值时临界状态下的马赫数云图 ($\delta_c=6^\circ$)

Fig. 21 Mach number contours of curved inlet with different L/H_t under the critical condition ($\delta_c=6^\circ$)

鉴于上述分析, 对于自起动过程中临界状态主分离包卡在喉道入口附近的进气道, 若适当增加进气道内压缩段唇罩入口附近压缩强度, 同时减小喉道入口附近局部压缩强度, 进气道的自起动性能可以得到改善。而对于自起动过程中临界状态主分离包卡在唇罩入口附近的进气道, 继续增加内压缩段唇罩入口附近的压缩强度, 进气道的自起动性能会下降。

4 结 论

本文通过数值仿真研究了高超声速进气道折角型和曲线型两种不同内压缩段构型在自起动过程中不起动流场结构的变化规律, 深入分析了内压缩段几何构型对进气道性能的影响, 主要结论如下:

1) 对于同一内收缩比的进气道而言, 不同的内压缩段构型和唇罩起始压缩角对高超声速进气道的自起动性能影响显著, 曲线型内压缩段构型的自起动性能明显优于折角型。同时随着唇罩起

始压缩角从 4° 增加到 10° , 两种内压缩段构型的自起动马赫数先减小后增大, 且两者均在唇罩起始压缩角为 6° 时达到最小值。

2) 内压缩段的总压缩强度及其沿流向的分布都是影响高超声速进气道自起动性能的关键因素, 并且压缩强度沿流向分布决定着进气道在自起动过程中临界状态下主分离包所停留的位置。

3) 针对高超声速进气道主分离包卡在喉道入口附近的流态, 通过适当增加进气道内压缩段唇罩入口附近的压缩强度并缓解喉道入口附近的压缩强度, 但内压缩段总压缩强度仍然是增加的, 进气道的自起动性能也可以得到明显改善。

参考文献:

- [1] Van Wie D M, Kwok F T, Walsh R F. Starting characteristics of supersonic inlets[R]. AIAA 96-2914, 1996.
- [2] Barber T J, Hiatt D, Fastenberg S. CFD modeling of the hypersonic inlet starting problem[R]. AIAA-2006-0123, 2006.
- [3] 郭斌, 张堃元. 攻角动态变化的侧压式进气道风洞实验[J]. 航空动力学报, 2009, 24(7): 1601-1605.
GUO Bin, ZHANG Kunyuan. Wind tunnel experiment of sidewall compression inlet with adjustable attack angle[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(7): 1601-1605. (in Chinese)
- [4] 常军涛, 于达仁, 鲍文. 攻角引起的高超声速进气道不起动/再起特性分析[J]. 航空动力学报, 2008, 23(5): 816-821.
CHANG Juntao, YU Daren, BAO Wen. Characteristic analysis of unstart/restart of hypersonic inlets caused by variations of attack angle of freestream[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(5): 816-821. (in Chinese)
- [5] 杨大伟, 余安远. 二元高超声速进气道自起动性能数值研究[C]//第15届全国激波与激波管学术会议论文集: 下册. 杭州: 中国力学学会激波与激波管专业委员会, 2012: 493-497.
- [6] 梁德旺, 袁化成, 张晓嘉. 影响高超声速进气道起动能力的因素分析[J]. 宇航学报, 2006, 27(4): 714-719.
LIANG Dewang, YUAN Huacheng, ZHANG Xiaojia. Research on the effects of start ability of hypersonic inlet[J]. Journal of Astronautics, 2006, 27(4): 714-719. (in Chinese)
- [7] 凌岗, 李祝飞, 肖丰收, 等. 一种二元高超声速进气道起动特性的尺度效应研究[J]. 实验流体力学, 2014, 28(3): 26-31.
LING Gang, LI Zhufei, XIAO Fengshou, et al. Scale effects on the starting characteristics of a 2D hypersonic inlet[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2014, 28(3): 26-31. (in Chinese)
- [8] 王卫星, 郭荣伟. 高超进气道自起动过程中流动非定常特性[J]. 航空学报, 2015, 36(10): 3263-3274.
WANG Weixing, GUO Rongwei. The unsteady flow char-

- acteristics of hypersonic inlet during self-starting[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2015, 36(10): 3263-3274. (in Chinese)
- [9] 刘雄,王翼,梁剑寒. 二维高超声速进气道加速启动过程数值研究[J]. *推进技术*, 2015, 36(3): 328-335.
LIU Xiong, WANG Yi, LIANG Jianhan. Numerical research on accelerating start process of 2-dimensional hypersonic inlet[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(3): 328-335. (in Chinese)
- [10] 王翼. 高超声速进气道启动问题研究[D]. 长沙:国防科学技术大学, 2008.
WANG Yi. Investigation on the starting characteristics of hypersonic inlet[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2008. (in Chinese)
- [11] 游进,夏智勋,王登攀,等. 高超声速进气道再起启动特性及其影响因素数值模拟[J]. *固体火箭技术*, 2011, 34(2): 161-166.
YOU Jin, XIA Zhixun, WANG Dengpan, et al. Numerical study on influencing factors of restarting characteristics for a hypersonic inlet[J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2011, 34(2): 161-166. (in Chinese)
- [12] 游进,夏智勋,刘冰,等. 基于再起启动特性优化的高超声速进气道设计[J]. *国防科技大学学报*, 2011, 33(4): 38-42.
YOU Jin, XIA Zhixun, LIU Bing, et al. Design research of scramjet inlet based on the optimization of restarting characteristics[J]. *Journal of National University of Defense Technology*, 2011, 33(4): 38-42. (in Chinese)
- [13] 黄思源. 高超声速轴对称进气道不起动流场结构数值研究[C]//第17届中国空气动力学物理气体动力学学术交流暨第三届高超声速冲压发动机内外流耦合流动研讨会论文集. 成都:中国空气动力学物理气体动力学专业委员会, 2015: 72-77.
- [14] 张红军,沈清. 高超声速进气道前缘钝度效应试验研究[J]. *推进技术*, 2013, 34(10): 1316-1320.
ZHANG Hongjun, SHEN Qing. Experimental studies of leading edge bluntness effects on hypersonic inlet[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2013, 34(10): 1316-1320. (in Chinese)
- [15] 徐骁,岳连捷,卢洪波,等. 高超声速进气道快速破膜开启的流动特性[J]. *航空学报*, 2015, 36(6): 1795-1804.
XU Xiao, YUE Lianjie, LU Hongbo, et al. Flow characteristics of hypersonic inlet starting with diaphragm rupture[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2015, 36(6): 1795-1804. (in Chinese)
- [16] 李祝飞. 高超声速进气道起启动特性机理研究[D]. 合肥:中国科学技术大学, 2013.
LI Zhufei. An investigation on starting characteristics of hypersonic inlets[D]. Hefei: University of Science and Technology of China, 2013. (in Chinese)
- [17] 余安远,倪鸿礼,乐嘉陵. 高超声速二元进气道起启动性能的定常数值评估方法研究[C]//第14届全国激波与激波管学术会议论文集:上册. 安徽 黄山:中国力学学会激波与激波管专业委员会, 2010: 124-129.
- [18] 陈卫明. 二元高超声速进气道自启动特性的影响因素分析[D]. 南京:南京航空航天大学, 2013.
CHEN Weiming. Analysis of the influencing factors on two-dimensional hypersonic inlet self-starting characteristics[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013. (in Chinese)
- [19] WANG Zhenguo, ZHAO Yilong, ZHAO Yuxin, et al. Prediction of massive separation of unstarted inlet via free-interaction theory[J]. *AIAA Journal*, 2015, 53(4): 1108-1112.
- [20] ZHANG Yue, TAN Huijun, ZHUANG Yi, et al. Influence of expansion waves on cowl shock/boundary layer interaction in hypersonic inlets[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2014, 30(5): 1183-1191.
- [21] Piegel L, Tiller W. 非均匀有理 B 样条[M]. 赵罡, 穆国旺, 王拉柱, 译. 北京:清华大学出版社, 2010.

(编辑:陈 越)