

进口形状对内转式进气道的起动特性影响

王德鹏¹, 田方超^{1,2}, 张启帆¹, 谭慧俊^{1,3}, 卜焕先¹, 李光胜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. 中国航空工业集团公司 沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015;
3. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

摘 要: 为了研究进口形状对高超声速内转式进气道低马赫数起动特性的影响, 设计了分别具有矩形、正方形、椭圆形、圆形进口形状的4个内转式进气道, 然后利用仿真方法对其不起动/再起流动场结构进行了分析。结果表明: 矩形和椭圆形进口进气道的再起流动马赫数相近, 正方形和圆形进口进气道的再起流动马赫数相近, 且后两者的再起流动马赫数偏高。进一步分析发现, 再起流动能力的差异可能是由进口面的宽高比不同所导致, 因此设计了不同宽高比系列的内转式进气道, 并对其不起动/再起流动场结构进行了研究, 结果表明: 进口面宽高比对内转式进气道起动性能具有显著影响, 在一定范围内宽高比越大, 其再起流动能力越强。

关 键 词: 高超声速; 内转式进气道; 起动特性; 进口形状; 宽高比

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Effect of entry shape on starting characteristics of inward turning inlets

WANG De-peng¹, TIAN Fang-chao^{1,2}, ZHANG Qi-fan¹,
TAN Hui-jun^{1,3}, BU Huan-xian¹, LI Guang-sheng¹

- (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. Shenyang Engine Design and Research Institute,
Aviation Industry Corporation of China, Shenyang 110015, China;
3. Collaborative Innovation Center of Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

Abstract: In order to investigate the low Mach number starting characteristics of hypersonic inward turning inlets, four kinds of inlets with rectangular, square, elliptical and round entry shapes were designed. Simulation method was used to investigate their unstarting/restarting flow-field structures. Results show that, the inlets with rectangular and elliptical entry shape have similar restarting Mach number while the inlet with square and round entry shape have the similar but higher restarting Mach number. Further analysis shows that restarting the difference of restarting capability may be caused by the different aspect ratios of the entry shape, therefore, a series of inward turning inlets with different aspect ratios were designed, and their unstarting/restarting flow-field structures were investigated. Results show that the aspect ratio of the entry shape plays an important role in inlet starting characteristics of inward turning inlet: The larger aspect ratio means the easier inlet restarts.

收稿日期: 2013-12-24

基金项目: 国家自然科学基金(11172133, 1172136); 国防基础科研; 教育部新世纪优秀人才支持计划(NCTE-11-0831)

作者简介: 王德鹏(1990—), 男, 甘肃白银人, 硕士生, 主要从事内流空气动力学研究。

Key words: hypersonic; inward turning inlet; starting characteristics; entry shape; aspect ratio

进气道是吸气式高超声速冲压发动机的关键气动部件之一,其设计直接影响着高超声速推进系统乃至整个飞行器的性能^[1].近年来内转式进气道由于其流量捕获高、压缩效率高、浸润面积小等优点,越来越受到人们的重视,国内外学者纷纷提出了多种形式的内转式进气道^[2-7].然而由于存在较大的内收缩,内转式进气道的低马赫数起动能力及抗反压能力较差,其起动问题更为严重^[8-9].所谓进气道的起动是指:进气道的捕获特性未因内部流态的变化而受影响时,称进气道处于起动状态^[10],反之则为不起动状态.高超声速进气道处于不起动状态时是非常不利的,不仅会使得总压恢复系数和流量系数急剧下降,使得推进系统不能产生推力,而且极可能伴随着波系以及通道压强的剧烈振荡(即喘振),带来破坏性极强的周期性力载荷和热载荷,造成结构破坏,并使飞行器在非定常气动力作用下变得更加难以控制^[11-12].

为了解决内转式进气道的起动问题,国内外学者开展了大量的相关研究:Malo 等^[13-14]提出了 Jaws 内转式进气道的概念,它通过波系配置可以减弱进气道内部复杂波系间的交叉反射,减弱了激波与附面层的相互干扰,从而在一定程度上避免流动分离,提高了进气道起动性能. Billig 等^[15]对全轴对称流线追踪 Busemann 进气道进行了数值仿真,发现该进气道存在较大的起动问题,并通过设置放气槽的方法实现了进气道的起动. Smart 等^[16]通过在内转式 REST(rectangular to elliptical shape transition)进气道下唇口侧边开溢流槽,可以随不同马赫数自动溢流,解决了其低马赫数起动问题. 南京航空航天大学的孙波和张堃元^[17]对 Busemann 进气道的起动性能开展了研究,采用部分切除唇口板的方法,提高了进气道的低马赫数起动能力.这几种方法虽然都解决了内转式进气道的起动问题,但均是以牺牲一部分流量捕获作为代价,这无疑降低了进气道的总体性能.之后 Jacobsen 等^[18]设计了一种唇口处带滑块的流线追踪 Busemann 进气道,其设计思想是通过调节滑块位置来控制进气道的溢流量,实现了进气道在低马赫数状态下的自起动.但这种方案由于存在结构复杂、控制困难等缺点,其工程应用前景并不被看好.

总体来说,目前国内外学者已经认识到了内

转式进气道不起动问题的严重性,并提出了一些解决方案,但目前的工作主要集中于对进气道的流场进行外部干预,如在进气道壁面开缝、开槽等. 本文从最基本的进气道设计方法出发,研究进口形状及其特征参数对高超声速内转式进气道的低马赫数起动性能影响规律,期望得到一种自身具有较好起动性能的内转式进气道.

1 研究对象与仿真方法

1.1 物理模型

本文选取 1 级内收缩锥流场为基准流场,如图 1 所示. 其设计马赫数为 6,初始压缩角为 10° ,中心体半径为 10 mm. 分别选取矩形、正方形、椭圆形、圆形 4 个进口形状进行流线追踪,其在基准流场中的位置如图 2 所示,在模型设计过程中保证各进口形状的形心距基准流场轴心的距离相等. 保证各进口形状的面积相同,来确保生成的进气道具有相同的流量捕获面积,各进口形状几何参数如表 1 所示. 在进气道三维型面生成的过程中,保证各模型内收缩比均为 1.5,内流道长度均为 160 mm. 生成的各进气道模型如图 3 所示.

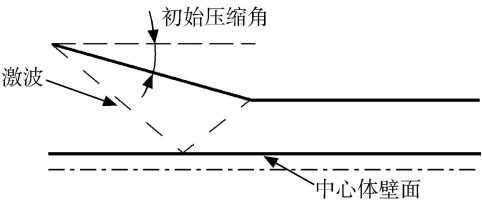


图 1 基准流场
Fig. 1 Basic flow-field

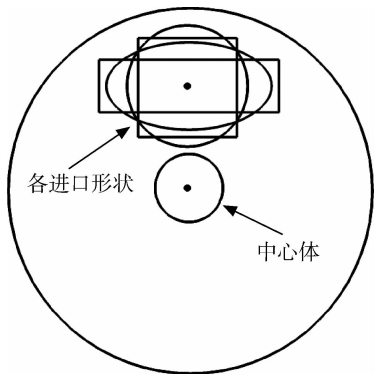
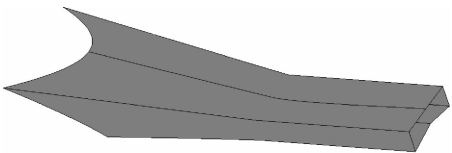


图 2 进口形状在基准流场中的位置
Fig. 2 Positions of entry shapes in basic flow-field

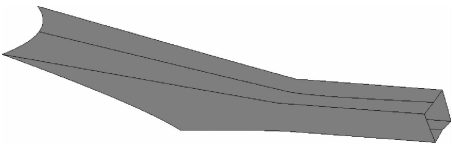
表 1 各进口形状几何参数

Table 1 Geometrical parameters of different entry shapes

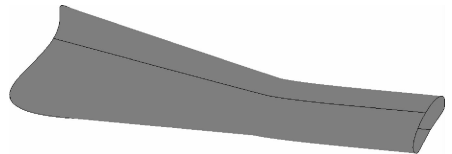
进口 形状	轮廓 宽度/mm	轮廓 高度/mm	进口 面积/mm ²
矩形	88.8	35.5	3 150
正方形	56.1	56.1	3 150
椭圆形	100.2	40.1	3 150
圆形	63.3	63.3	3 150



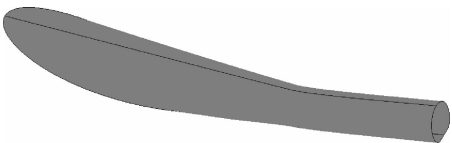
(a) 矩形进口



(b) 正方形进口



(c) 椭圆形进口



(d) 圆形进口

图 3 各内转式进气道模型

Fig. 3 Different kinds of inward turning inlet models

1.2 计算方法

考虑到所研究的流场具有对称性,选择实际流场的一半作为计算域进行网格划分.整个计算域采用以六面体为主的网格单元进行填充,并在进气道壁面、内通道以及其他预计流动参数梯度较大的区域进行网格加密,图 4 给出了进气道壁面网格分布.对于绝大部分近壁网格单元,其 y^+ 在 1~10 之间.本研究中,各方案网格单元总数均在 300 万左右.

本研究使用 FLUENT 软件进行流场计算,



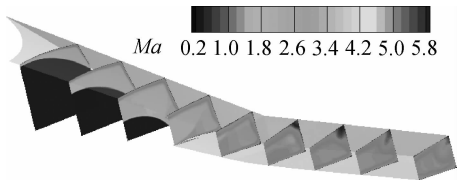
图 4 进气道壁面网格

Fig. 4 Grids of the inlet wall

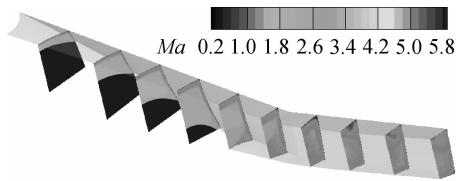
湍流模型选择 Spalart-Allmaras(S-A)模型,使用具有 2 阶精度的格式进行离散,流体假设为理想气体,分子黏度采用 Sutherland 公式计算.壁面取绝热无滑移固体边界条件,来流参数参照 27 km 高空的大气条件给定.由于考虑到该来流条件下的高温效应,本文使用了变比热容的热完全气体模型.在计算中,监测全场残差平均值和进气道出口截面的流量,收敛判断标准是各个方程残差下降 4 个数量级并稳定,且保证进气道出口流量不变.

2 设计状态分析

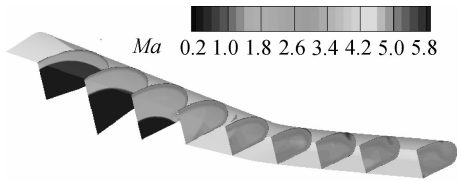
在设计状态下,对进口形状为矩形、正方形、椭圆形、圆形的内转式进气道进行了数值仿真,图 5 给出了进气道流向各截面的马赫数 Ma 分布.可以看出,气流在前体压缩面均形成了圆弧形初始激波,打在进气道下唇口附近.在内流道后半段,各模型内均出现了小尺寸的分离包,其中矩形进口在壁面角区处的流动分离更为明显一点,



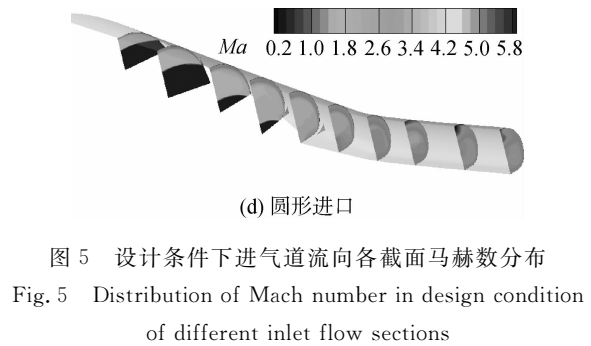
(a) 矩形进口



(b) 正方形进口



(c) 椭圆形进口



但最终这些微弱的流动分离均随着主流流动逐渐变小、消失.

表 2 给出了各进气道的典型性能参数. 可以看出,各进气道的流量系数相当接近,最大值和最小值之间的差距也只有 0.5%左右. 对比来看,矩形进口进气道总压恢复系数最低,圆形进口进气道总压恢复系数最高. 这是因为矩形进口进气道的上壁和侧壁交界处存在明显的角区,此处的低能流相互干扰会加剧流动分离,造成总压损失. 并且在面积相同的条件下,圆形的周长最小,这使得圆形进口进气道具有最小的浸润面积,因此圆形进口进气道的总压恢复系数最高.

表 2 不同进口形状进气道的性能参数

Table 2 Performance parameters of inlets with different entry shapes

进口形状	流量系数 φ	出口马赫数	总压恢复系数 σ
矩形	0.928	3.0	0.63
正方形	0.933	3.0	0.65
椭圆形	0.930	3.0	0.64
圆形	0.932	2.9	0.67

3 起动特性分析

3.1 不同进口形状的影响

本研究中,首先给定较低的来流马赫数来获得进气道的不起动流场,在此基础上逐渐提高来流马赫数使进气道再起动,从而得到了进气道的再起动马赫数. 同时,对 4 种内转式进气道的低马赫数不起动/再起动流场进行了分析.

1) 不起动流场

通过数值仿真可知,在来流马赫数 $Ma_\infty = 3$ 的条件下,4 种进气道均处于不起动状态,故以此为典型状态点来分析各进气道的不起动流场. 图 6 给出了 $Ma_\infty = 3$ 时不同进口形状进气道流向各截面马赫数分布. 可以看出,各进气道入口处均存

在较大的分离包,影响进气道正常流量捕获,进气道不起动. 对比来看,不同进口形状的进气道分离包特性各有不同:矩形进口和椭圆形进口的分离包形状相近,总体分布较为扁平,且均在对称面上分布较小;正方形进口和圆形进口相近,分离包形状较为饱满,且在对称面上有较大分布.

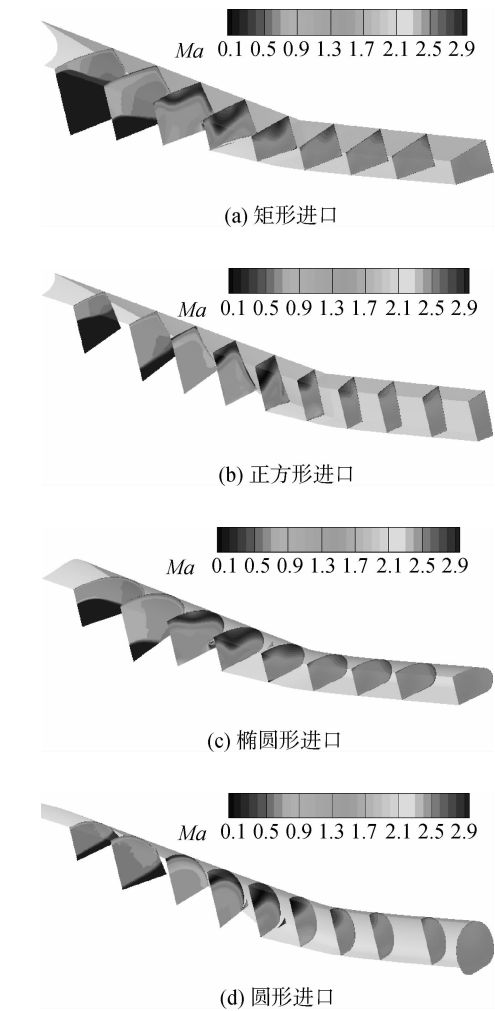


图 6 $Ma_\infty = 3$ 时不同进口形状进气道流向各截面马赫数分布

Fig. 6 Distribution of Mach number at $Ma_\infty = 3$ of inlet flow sections with different entry shapes

2) 再起动流场

在不起动流场的基础上逐渐提高来流马赫数,直至进气道再起动,得到了各进气道的再起动马赫数,其值如表 3 所示. 图 7 给出了进气道在其再起动马赫数下的流向各截面马赫数分布. 对比图 6 和图 7 可以发现:在再起动马赫数下,各进气道不起动时的口部大分离包已经消失,且初始激波回退至正常位置,进气道进入起动状态. 分析表 3 中各进气道的再起动马赫数可发现:矩形和椭

圆形进口的再启动马赫数相同且均为 4.4,正方形和圆形进口的再启动马赫数也基本相同分别为 5.0 和 4.9,这种相似规律与上节中分离包的分布规律是一致的:矩形进口和椭圆形进口相近,正方形进口和圆形进口相近.

表 3 不同进口形状进气道的再启动马赫数
Table 3 Restarting Mach number of the inlet with different entry shapes

进口形状	再启动马赫数
矩形	4.4
正方形	5.0
椭圆形	4.4
圆形	4.9

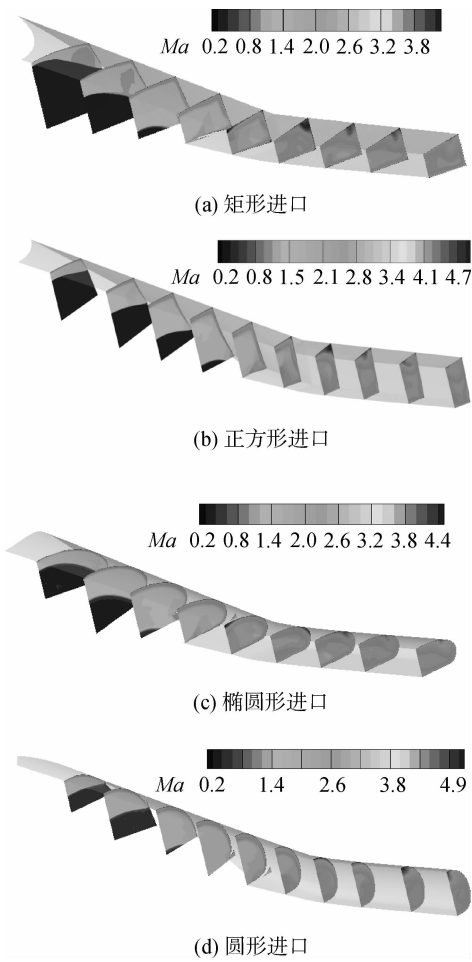


图 7 再启动马赫数下进气道流向各截面马赫数分布
Fig.7 Distribution of Mach number in restarting Mach number condition of different inlet flow sections

为了便于分析分离包和再启动马赫数之间存在的规律,定义进口面的宽高比 AR (aspect ratio,量符号记为 R_a)为 $R_a=a/b$,对于矩形 a,b 分别

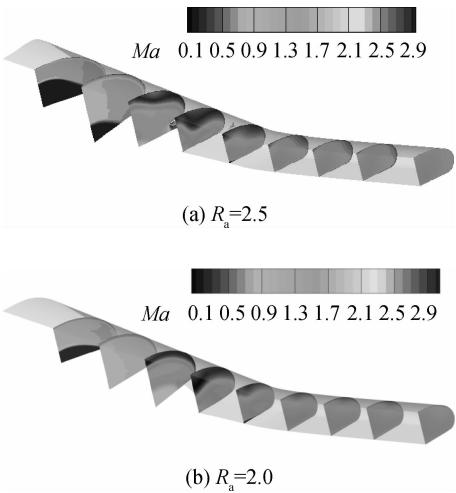
表示宽和高,对于椭圆形 a,b 分别表示长半轴和短半轴.结合表 1 中给出的进口形状几何参数,发现矩形进口和椭圆形进口的宽高比均为 2.5,正方形进口和圆形进口的宽高比均为 1.0,这又与上述分布规律相同.据此可以推测:内转式进气道的再启动能力可能与进口面的宽高比有关,宽高比较大、较扁平的模型(如矩形进口和椭圆形进口)具有更好的再启动能力.为此,有必要进一步探究宽高比对内转式进气道再启动性能的影响规律.

3.2 不同宽高比的影响

本研究中,为了进一步验证宽高比对内转式进气道再启动能力的影响规律,补充设计了 $R_a=2.0$ 和 $R_a=1.5$ 的矩形进口和椭圆形进口进气道,形成了宽高比分别为 2.5,2.0,1.5,1.0 的矩形进口系列和椭圆形进口系列进气道.接下来,对各进气道不起动/再启动流场进行了仿真分析.

1) 不起动流场

图 8 给出了椭圆形进口系列进气道在 $Ma_\infty=3$ 时进气道流向各截面马赫数分布.可以看到,随着宽高比的降低,进气道口部分离包形状均由扁平逐渐变饱满,且在对称面上分布均逐渐增大.之所以会产生这种现象,是因为内转式进气道的三维压缩效应,进气道侧壁面会对口部分离包的分布产生影响:随着宽高比的降低,进气道侧壁面距对称面的距离逐渐变小、且侧壁面面积逐渐增大,这使得侧壁面对分离包的影响效果逐渐增强,促进了分离包的发展.为了进一步地探讨宽高比的影响,图 9 给出了进气道在 $Ma_\infty=3$ 时的壁面摩擦力线分布.可以看出,当宽高比 $R_a=2.5$ 时,进气道口部分离包实际上被分为 2 个部分,分别位于侧壁面角区和主流中心贴近上壁面.随着



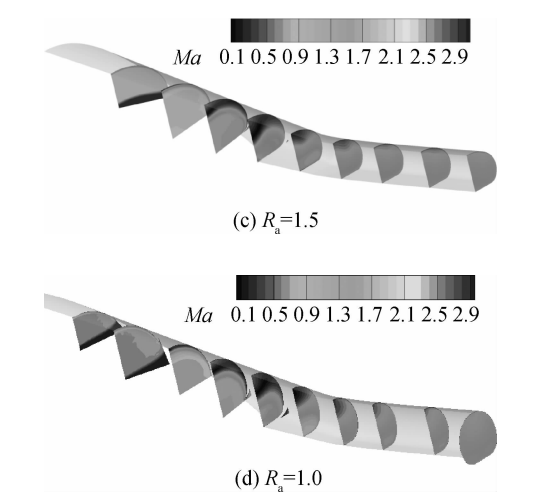


图 8 椭圆形进口系列进气道在 $Ma_\infty = 3$ 时进气道流向各截面马赫数分布

Fig. 8 Distribution of Mach number at $Ma_\infty = 3$ of inlet flow sections with different inlets of elliptical entry shape

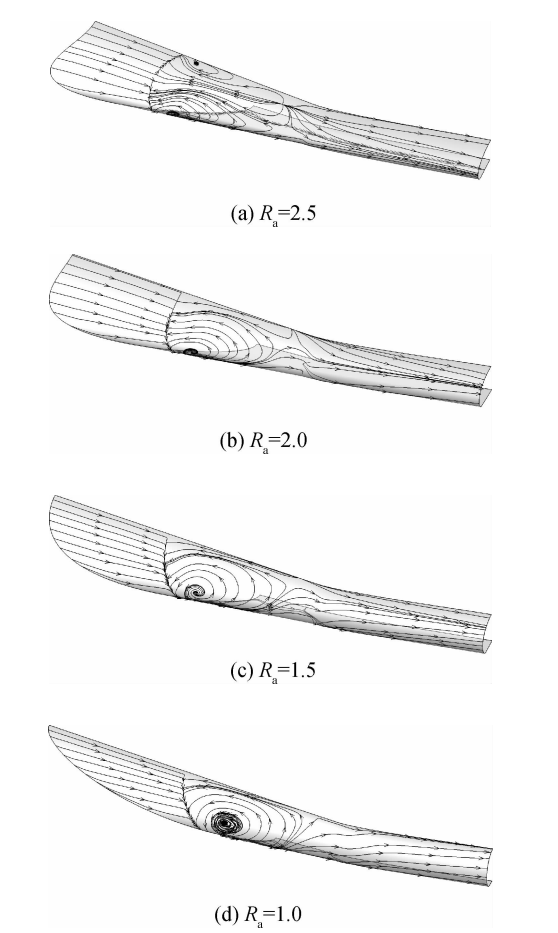


图 9 进气道在 $Ma_\infty = 3$ 时的壁面摩擦力线分布
Fig. 9 Distribution of wall friction line of the inlets at $Ma_\infty = 3$

宽高比的降低,由于侧壁面对分离包的影响效果逐渐增强,使得侧壁分离包逐渐增大,甚至将主流

中心分离包吞并融合,形成一个更大的整体分离包.这个整体分离包的大小会随着宽高比的降低而逐渐增大,且其中心区域距进气道下唇口的距离逐渐增大,这将使得分离包内的低能流更不易从下唇口排出,会为进气道的再起动增加难度.在此不起动流场的基础上,逐渐提高来流马赫数,得到了图 10 所示的进气道在临近起动时的壁面摩擦力线分布.可以看出,道口部分离包特性随宽高比的变化规律与 $Ma_\infty = 3$ 时的基本一致,只不过此时的进气道口部分离包位置后移且尺寸变小.这是因为随着来流马赫数的增大,分离包受到了更强的来流冲击的缘故.若进一步提高来流马赫数,进气道将实现再起动.

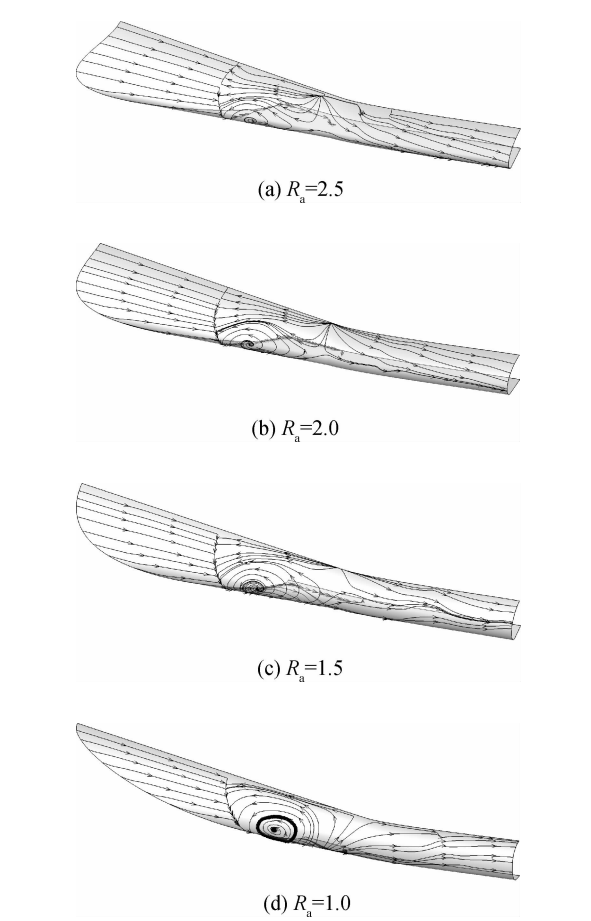


图 10 进气道在临近起动时的壁面摩擦力线分布
Fig. 10 Distribution of wall friction line of the inlets before starting

矩形进口系列进气道与椭圆形进口系列进气道的不起动流场相近,在此不做赘述.

2) 再起动流场

表 4 给出了内转式进气道在不同进口面宽高比条件下的再起动马赫数.横向对比分析可见,宽高比越大,进气道的再起动马赫数越低,再起动能

力越强,这是由于内转式进气道口部呈包络形状,因此侧面溢流能力差,溢流主要在下唇口处产生,宽高比大的进气道由于其模型更加扁平,下唇口处的溢流面积更大,因此溢流能力更强,更容易排出分离包内低能流.并且随着宽高比的增大,进气道不起动的道口部分离包距进气道下唇口的距离变小,这样也使得进气道更容易在唇口处产生溢流.所以,宽高比大的进气道再起动能力强.纵向对比来看,在相同的进口面宽高比条件下,矩形进口和椭圆形进口的再起动马赫数差别不大,这是因为,在相同的宽高比条件下,侧壁面对流动的影响程度相近,使得道口部分离包的分布相似,道口部的溢流能力也相似,所以其再起动能力相近.

综上可知,进口面形状对内转式进气道起动性能的影响主要体现在其宽高比上.在进气道的设计过程中,选取宽高比较大的进口形状有助于提高进气道的再起动能力,当宽高比选定以后,何种具体形状的影响并不大.

表 4 不同宽高比条件下的进气道再起动马赫数
Table 4 Restarting Mach number of the inlets with different aspect ratios

进口 形状	宽高比			
	$R_a=2.5$	$R_a=2$	$R_a=1.5$	$R_a=1$
矩形	4.4	4.5	4.7	5.0
椭圆形	4.4	4.6	4.8	4.9

4 结 论

为了探究进口形状对高超声速内转式进气道的低马赫数起动性能影响,本文设计了不同进口形状和不同宽高比系列的内转式进气道,并借助仿真手段,对其不起动/再起动流场进行了分析,得到的主要结论如下:

1) 在一定范围内,内转式进气道的进口宽高比越大,其再起动马赫数越低,亦即低马赫数的再起动能力越强.其原因在于:随着宽高比变大,进气道进口段趋于扁平,导致进气道侧壁面对分离包的促进效果减弱,并且进气道口部溢流能力增强,故分离包内的低能流更易从进气道下唇口泄出,从而提高了进气道的再起动能力.

2) 在进口面的宽高比不变的前提下,进口形状的选取对内转式进气道的再起动性能影响不大.原因在于:在相同的宽高比条件下,进气道侧壁面对道口部分离包的影响程度相似,使得分离

包的分布规律基本相同,道口部的溢流能力也相似,因此其再起动能力相近.

参考文献:

[1] Heiser W H, Pratt D T. Hypersonic airbreathing propulsion[M]. Washington D. C. : AIAA Education Series, 1994.

[2] Smart M K. Experimental testing of a hypersonic inlet with rectangular-to-elliptical shape transition[J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(2): 276-283.

[3] Bulman M J, Siebenhaar A. The rebirth of round hypersonic propulsion[R]. AIAA-2006-5035, 2006.

[4] Barkmeyer D, Starkey R M L. Inverse waverider design for inward turning inlets[R]. AIAA-2005-3915, 2005.

[5] Smart M K, Trexler C A. Mach 4 performance of hypersonic inlet with rectangular-to-elliptical shape transition[J]. Journal of Propulsion and Power, 2004, 20(2): 288-293.

[6] Ungewitter R J, Ott J D, Dash S M. Advanced modeling methods for hypersonic scramjet evaluation[R]. AIAA-2006-4578, 2006.

[7] Matthews A J, Jones T V. Design and test of a modular waverider hypersonic intake[R]. AIAA-2005-2279, 2005.

[8] Tam C J, Baurle R A. Inviscid CFD analysis of streamline traced hypersonic inlets at off-design conditions [R]. AIAA-2001-0675, 2001.

[9] Smart M K, White J A. Computational investigation of the performance and back-pressure limits of a hypersonic inlet [R]. AIAA-2002-0508, 2002.

[10] Van Wie D M, Kwok F T, Walsh R F. Starting characteristics of supersonic inlets[R]. AIAA 96-2914, 1996.

[11] McClinton C R, Hunt J L. Airbreathing hypersonic technology vision vehicles and development dreams[R]. AIAA 99-4987, 1999.

[12] Tan H J, Guo R W. Experimental study of the unstable-unstarted condition of a hypersonic inlet at Mach 6[J]. Journal of Propulsion and Power, 2007, 23(4): 783-788.

[13] Malo F J, Gaitonde D V. Numerical investigation of an innovative inward turning inlet[R]. AIAA-2005-4871, 2005.

[14] Malo F J, Gaitonde D V. Analysis of an innovative inward turning inlet using an air-JP8 combustion mixture at Mach 7[R]. AIAA-2006-3041, 2006.

[15] Billig F S, Tam C J, Baurle R A, et al. Design and analysis of streamline traced hypersonic inlets[R]. AIAA 99-4974, 1999.

[16] 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.

[17] 孙波, 张堃元. Busemann 进气道起动问题初步研究[J]. 推进技术, 2006, 27(2): 128-131.

SUN Bo, ZHANG Kunyuan. Preliminary investigation on Busemann inlet starting characteristics[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(2): 128-131. (in Chinese)

[18] Jacobsen L S, Tam C J, Robert B F. Starting and operation of a streamline-traced busemann inlet at Mach 4 [R]. AIAA-2006-4508, 2006.