

文章编号: 1000-8055(2010)08-1799-06

# 几何高度对 RBCC 发动机超声速侧压式 进气道起动性能的影响

刘晓伟, 何国强, 刘佩进

(西北工业大学 动力与能源学院 燃烧、流动和热结构国家重点实验室, 西安 710072)

**摘 要:** 对两类典型的侧压式进气道在来流  $Ma=1.5\sim 5.0$  范围内的起动性能开展数值模拟研究, 研究了几何高度对进气道性能的影响。研究发现: 不同高度的进气道起动过程所表现出来的流场特征差别较大, 对于合适的高度, 进气道未起动时的性能大为改善, 起动过程的性能变化趋于平缓, 起动马赫数较小 (存在最小值), 此时进气道具有较好的起动性能并能在来流马赫数小于自起动马赫数时较好工作。

**关 键 词:** RBCC (火箭基组合循环) 发动机; 侧压式进气道; 进气道起动; 数值模拟; 起动性能  
**中图分类号:** V235.213 **文献标识码:** A

## Influence of height on the starting performance of RBCC engine supersonic sidewall-compression inlet

LIU Xiao-wei, HE Guo-qiang, LIU Pei-jin

(National Key Laboratory of Combustion, Flow and Thermo-Structure,  
School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**Abstract:** The starting performances of two typical supersonic sidewall-compression inlets were investigated from Mach number 1.5 to 5.0 by means of numerical simulation. The influence of height on performance was studied. The investigation shows that the flow features of inlets with different heights differ a lot during the starting process. For a proper height, the inlet performance prior to startup is improved significantly, oscillations of performance parameters become weaker, and the self-starting Mach number is smaller (a minimum value exists). In such case, the inlet with this height has a better starting performance, and can operate well when the incoming Mach number is less than self-starting Mach number.

**Key words:** RBCC (rocket based combined cycle) engine; sidewall-compression inlet; inlet starting; numerical simulation; starting performance

作为第三代可重复使用天地往返运输系统发动机以及临近空间飞行器发动机的实现方案之一, RBCC (火箭基组合循环) 发动机的工作范围极宽, 涉及吸气式发动机的所有工作范围: 亚声速、超声速 ( $Ma < 5.0$ ) 和高超声速, 是目前在研的工作范围最宽的吸气式发动机之一<sup>[1]</sup>。目前国内 RBCC 发动机的研究主要集中于引射模态和亚燃

模态, 研究马赫数范围集中于  $0\sim 5.0$ ; 研究结果表明, 模态过渡马赫数取在 3.0 附近较为合适, 进气道的起动马赫数应该低于此值以保证亚燃模态和模态过渡的顺利进行。为了保证发动机亚燃模态的工作效率, 进气道的起动马赫数不能太低, 但起动马赫数过高必然导致引射模态时进气道必需在未起动时工作更长的时间, 因此, RBCC 发动机

收稿日期: 2009-07-07; 修订日期: 2009-10-10

作者简介: 刘晓伟 (1982 - ), 男, 陕西咸阳人, 博士生, 研究领域为航空宇航推进理论与工程。

的进气道和其他冲压发动机的进气道在飞行条件(来流马赫数)的要求方面有本质的不同,宽马赫数工作这一冲压进气道研究的难点在 RBCC 发动机进气道的研究中更加突出,导致其研究思路和常规冲压进气道差别很大,降低进气道的起动马赫数、提高未起动时的性能是其研究首先要解决的关键问题之一。

侧压式进气道主要依靠后掠的侧壁压缩面完成对来流空气的压缩,随马赫数的变化可以自动溢流,可以在很厚的前体边界层来流下正常工作,可以实现较低马赫数起动,因而具有很宽的马赫数工作范围,是一种非常适合同体化和模块化设计的定几何进气道<sup>[2-3]</sup>。若采用固定几何构型,中心支板式 RBCC 发动机进气道的基础构型最好选取侧压式<sup>[4-5]</sup>。

本文在  $Ma=1.5\sim 5.0$  范围内,对两类典型侧压式进气道不同几何高度的模型进行了数值模拟研究,详细分析了该范围内侧压式进气道的起动过程,给出了该范围内侧压式进气道的起动判定方法;并发现进气道高度对进气道起动性能影响显著,选取合适的高度可大大改善进气道的起动性能。本文的研究工作也为中心支板式 RBCC 发动机进气道的进一步研究提供了重要的参考。

1 进气道模型

图 1 为单模块(一个火箭) RBCC 发动机侧压式进气道示意图,进气道由两个侧压式进气道并排组成,由于结构的对称性,本文数值模拟研究针对虚线框区域(单进气道一半)进行。两类进气道构型如图 2 所示,构型 A:顶板无压缩、侧板后掠  $30^\circ$ 、侧压角  $5^\circ$ 、唇口位置固定、隔离段长度固定、顶板和侧板起始位置相同,构型 B 与构型 A 的不同在于其顶板有  $5^\circ$  的压缩角。对于两类构型,分别研究了 6 种不同高度的模型(隔离段宽度不变,高宽比  $n$  分别为 0.71,1.39,2.14,2.71,3.57,4.29),并将这些模型分别记为 A1~A6,B1~B6,两类模型的总收缩比见表 1。国内对 RBCC 发

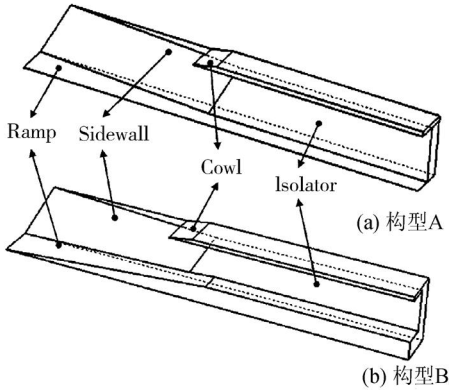


图 2 进气道构型  
Fig. 2 Structures of inlet

表 1 模型总收缩比

| Table 1 Total contraction ratios of every model |      |
|-------------------------------------------------|------|
| 模型                                              | 总收缩比 |
| A1~A6                                           | 2.57 |
| B1                                              | 5.69 |
| B2                                              | 4.13 |
| B3                                              | 3.61 |
| B4                                              | 3.35 |
| B5                                              | 3.19 |
| B6                                              | 3.09 |

动机的直联式试验已经开展了 10 年左右,研究中主火箭和隔离段的宽度比例多取为 11 : 7,即单模块进气道侧向收缩比至少应为  $(11 + 7) / 7 = 2.57$ 。

RBCC 发动机是一个整体,各部件之间强烈耦合。目前,由于国内 RBCC 发动机技术还不是很完善, RBCC 发动机进气道的研究工作开展的较少,研究基础相对薄弱,这是其和其他冲压进气道研究的不同之处。此外,由于 RBCC 发动机的特殊性,尤其是其在宽马赫数工作方面的要求较其他冲压发动机苛刻的多,使得 RBCC 发动机进气道的很多性能不可能达到其他冲压进气道的水平。因此目前 RBCC 发动机进气道的研究不能严格依据常规冲压发动机的研究思路,不可能求全,只能选择一个关键设计要求作为研究的切入点。本文选取宽马赫数工作这点展开研究工作,为此侧向收缩比选取 2.57,该值在  $Ma < 3.0$  时是合适的<sup>[6]</sup>,本文进气道的起动马赫数也主要集中在在这个范围,因此在 RBCC 发动机进气道研究的开始阶段选取此值是可行的。

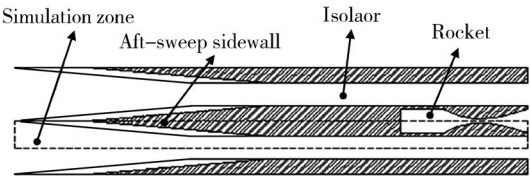


图 1 单模块 RBCC 发动机侧压式进气道示意图  
Fig. 1 One-module RBCC sidewall-compression Inlet

## 2 数值方法

流场计算利用有限体积法离散三维雷诺平均 Navier-Stokes (N-S) 方程,对流项采用二阶迎风格式,黏性项采用中心差分格式,时间域采用牛顿线性化欧拉隐式,各方程联立耦合求解。湍流模型采用了 Menter 的 SST (shear-stress-transport)  $k-\omega$  模型,该模型将  $k-\varepsilon$ 、 $k-\omega$  模型进行调和,在固体壁面附近采用 Wilcox 的  $k-\omega$  模型,在自由流和边界层流外边界采用标准的  $k-\varepsilon$  模型,因此该模型对高雷诺数和低雷诺数同样适用,对混合流动、剪切流动尤其是边界层流动模拟效果较好。为了准确模拟边界层的分离流动,采用结构化网格,壁面网格局部加密,网格数从 30 多万到 50 多万。进气道出口最终条件为超声速外推,即不考虑燃烧室反压的影响,但为了准确模拟进气道不同来流马赫数下的“自起动”流场,计算过程如下:来流条件一定时,给定适当的出口反压使得进气道由于反压过高而不起动,当计算结果收敛后,逐渐降低反压(非定常)直到流场结构不再变化。采用这种计算过程可以得到与 Kantrowitz 极限对应的进气道“自起动”特性<sup>[7-8]</sup>,本文进气道的起动即为该意义的起动。计算时,所有残差指标下降 3 个数量级且变化平稳表示数值计算结果收敛。

SST  $k-\omega$  湍流模型能准确捕捉进气道内三维激波及边界层的变化特征,可以应用于三维侧压式进气道的数值模拟<sup>[9]</sup>。由于边界层气流分离是本文研究的一个重要物理现象,有必要进一步校验 SST  $k-\omega$  湍流模型对其模拟的准确度,本文对文献[10]中喉道长度为 79.3 mm,  $\Delta = 0\%$  的二元进气道构型在  $Ma_\infty = 2.5$  时的试验进行了二维数值模拟,结果如图 3 所示, SST  $k-\omega$  湍流模型能准确地模拟分离以及激波和边界层干扰引起的复

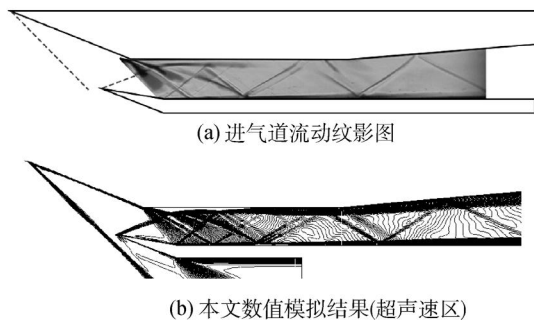


图 3 数值模拟校验

Fig. 3 Numerical simulation calibration

杂流动,将其应用于本文的研究是合适的。

## 3 起动过程分析

### 3.1 流场分析

从图 4 所示 12 个进气道模型的总压恢复系数曲线可以看出,随着来流马赫数  $Ma$  的增加,总压恢复系数  $\sigma$  先减小,在某一  $Ma$  处突然增加,随后继续减小(模型 A6 和 B6 出现了多次突然增加,本文只研究第二次)。 $\sigma$  的突然增加是不是进气道的起动过程,需要进一步的流场分析。

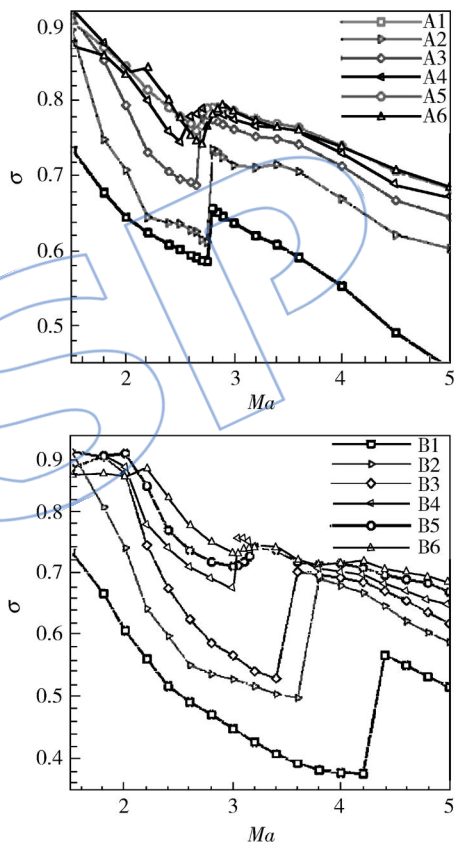


图 4 总压恢复系数曲线

Fig. 4 Total pressure recovery coefficients of different models

本文以 A 类模型为例,对进气道起动前后的流场进行分析,图 5~图 7 分别为模型 A1、A3、A5 在不同  $Ma$  下,对称面的马赫数分布图和顶板与侧板表面附近的速度矢量图。

对于模型 A1(图 5),当  $Ma = 1.5$  时,唇口外角流区存在严重的气流分离,并诱导产生斜激波,唇口前缘内侧有一道很弱的正激波。随着  $Ma$  增加,角流分离区后移但大小基本不变,弱正激波消失,唇口前缘内侧出现斜激波。当  $Ma = 2.8$  时,角流分离区突然减小,诱导斜激波消失,  $\sigma$  突然增加。

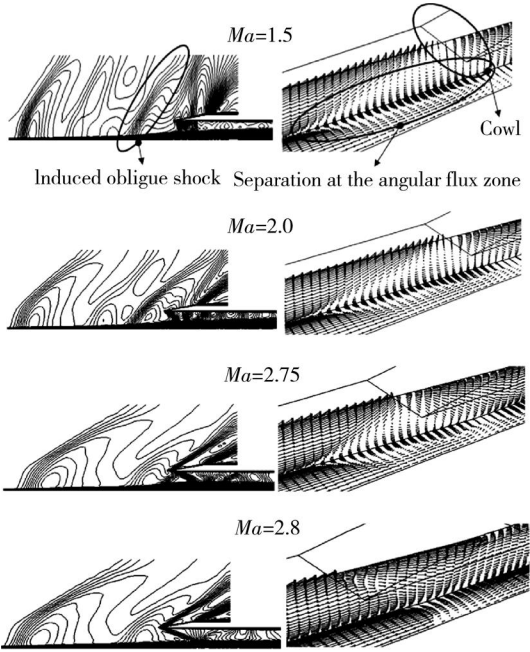


图 5 模型 A1 流场随  $Ma$  的变化

Fig. 5 Mach contours and velocity vectors of model A1

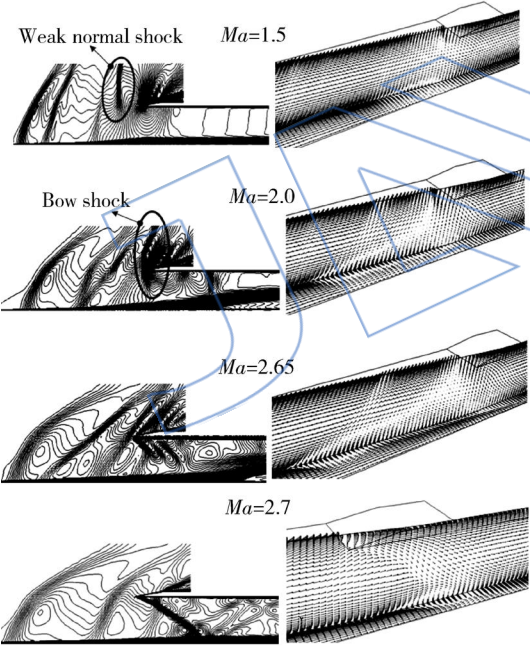


图 6 模型 A3 流场随  $Ma$  的变化

Fig. 6 Mach contours and velocity vectors of model A3

对于模型 A3(图 6),当  $Ma=1.5$  时,唇口外角流分离区很小,没有诱导斜激波;唇口前有一道弱正激波.随着  $Ma$  的增加,角流分离区后移、增大,并诱导产生斜激波;弱正激波变为弓形激波(中心为正激波).在  $Ma$  增加到 2.65 的过程中,弓形激波消失,但  $\sigma$  继续减小.当  $Ma=2.7$  时,角流分离区突然减小,诱导斜激波消失, $\sigma$  突然增加.

对于模型 A5(图 7),当  $Ma=1.5$  时,进气道

入口有一道很强的弓形激波(下部为正激波),唇口外角流区存在气流分离.随着  $Ma$  的增加,弓形激波后移且逐渐增强;角流分离区后移但大小基本不变.当  $Ma=2.5$  时,角流分离区突然变小,但  $\sigma$  继续减小.当  $Ma=2.7$  时,弓形激波到达唇口前缘,其上半部分消失,下半部分变为一道较强的混合激波(向上趋于正激波,向下趋于斜激波); $\sigma$  突然增加.在  $Ma$  增加到 2.8 的过程中,混合波后移并逐渐被唇口前缘的斜激波所取代,角流分离区继续后移但大小基本不变,总压恢复系数逐渐增加到局部最大值.

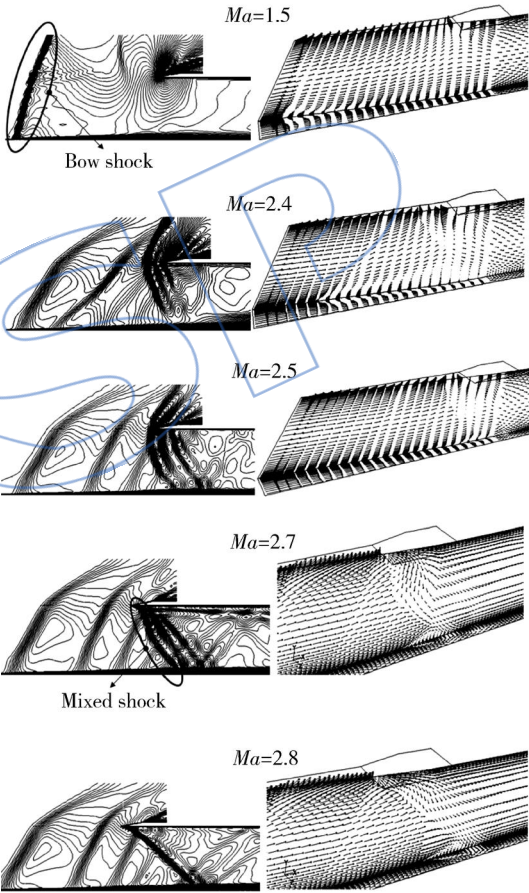


图 7 模型 A5 流场随  $Ma$  的变化

Fig. 7 Mach contours and velocity vectors of model A5

3.2 起动判定

从 3.1 节的分析可以看出,对于不同高度的进气道, $\sigma$  的突然增加和流场结构的突变是同步的,但其具体过程是有差别的:当进气道高度较小时,来流壅塞导致唇口外角流区出现严重的气流分离,角流分离区的突然减小其实是被另一种性质的分离(唇口斜激波与顶板边界层干涉引起的)所代替,该分离其实是消失了,而消失过程和  $\sigma$  的

突然增加是同步的;当进气道高度较大时,来流壅塞不仅产生角流分离区,也产生弓形激波(核心区为正激波;来流总压降低更多、溢流量更多)以实现流量匹配,角流分离区的突然减小并不能带来 $\sigma$ 的增加,弓形激波进入内通道即突然消失时, $\sigma$ 才突然增加。因此,当进气道高度较小时,流场结构的突变表现为角流分离区的突然减小,随着进气道高度的增加,突变的主要表现逐渐过渡为弓形激波的消失。

对于不同高度的进气道,虽然 $\sigma$ 的突然增加和流场结构的突变过程特征不同,但由于其具有同步性且都是气流壅塞的消失造成的,因此可以认为该同步过程所对应的来流马赫数就是进气道的起动马赫数。基于这一结论,A类模型的起动马赫数分别为2.8,2.8,2.7,2.6,2.7,2.75;B类模型的起动马赫数分别为4.4,3.8,3.6,3.05,3.1,3.1。

## 4 起动性能分析

### 4.1 高度对起动性能的影响

随着高度的增加,进气道未起动时的流场结构差别很大,这主要和侧压式进气道的属性有关。后掠溢流是侧压式进气道的一个重要属性,是侧压式进气道具有较宽马赫数工作范围的主要原因。当来流马赫数一定时,后掠溢流量的大小和唇口外溢流窗的面积有关,由于本文进气道构型的溢流窗尺寸固定不变,所以后掠溢流量并不随进气道高度改变。本文进气道入口捕获面积、喉道面积和高度成正比,所以在未起动时,若来流马赫数不变,进气道所需的总溢流量随高度不断增加,而后掠溢流量不随高度变化,从而导致不同高度的进气道溢流方式不同:当进气道高度较小时,喉道气流壅塞产生的逆压梯度会导致角流区边界层(此处边界层较厚)分离,后掠和角流分离产生的溢流可以满足所需的总溢流量;当进气道高度较大时,该方式不能满足溢流要求,于是出现强弓形激波,且随着进气道高度的增加,强弓形激波逐渐变为进气道流量匹配的主导因素。这就是本文进气道起动过程流场结构差别很大的原因所在。

进气道未起动时的总压损失主要来源于角流分离和弓形激波,起动时则主要为激波损失,而大面积气流分离造成的总压损失要大于激波。随着进气道高度的增加,未起动时角流分离对进气道性能的影响不断减弱并发生质变(由主要因素变为次要因素),导致 $\sigma$ 在未起动时随高度增加的增

加量大于起动时,进而导致 $\sigma$ 在起动马赫数附近随马赫数变化的性质从阶跃增加变为平缓增加。当进气道高度合适时, $\sigma$ 曲线已经相当平滑。

随着进气道高度的增加,起动马赫数先减小后增加,分析原因如下:对于无黏流,随着高度的增加,进气道捕获流量增加,后掠溢流量所占的比例减小,导致弓形激波变强,起动马赫数逐渐增加<sup>[11]</sup>。如果考虑气流的黏性,当进气道高度较小时,流量匹配是通过角流分离而不是弓形激波实现的,角流分离使得进气道实际流通面积明显减小,从而导致起动马赫数大于无黏流的计算结果;随着进气道高度的增加,该角流分离在流道中所占的体积减小(图5~图7),其对进气道性能的影响减弱,导致起动马赫数不断减小;当进气道高度增加到一定值时,角流分离的变化已不能影响进气道性能变化的总体趋势,进气道开始主要呈现无黏流的特征,起动马赫数不断增加。

此外,随着来流马赫数的增加,进气道的流量系数 $m_c$ (图8)平缓上升,表明进气道的起动过程流量变化比较平缓。

可见,进气道高度合适时,起动过程性能变化趋于平缓,进气道起动性能大为改善。

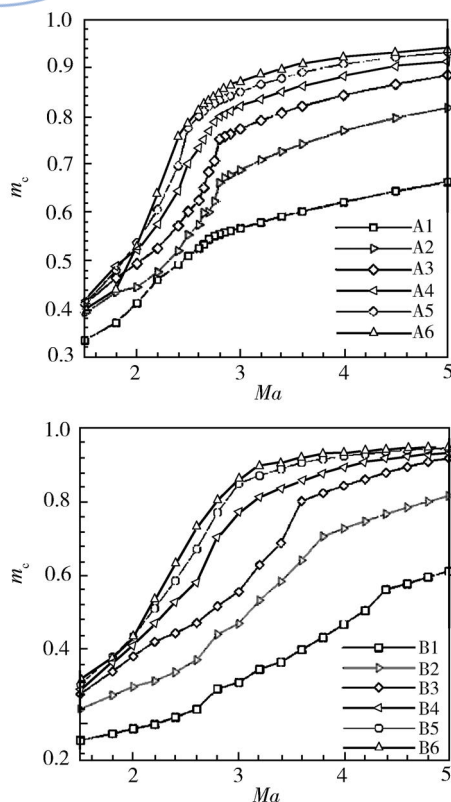


图8 流量系数曲线

Fig. 8 Mass flow rates of different models

## 4.2 顶压对起动性能的影响

图9为模型B3不同 $Ma$ 下对称面的马赫数分布图和顶板与侧板表面附近的速度矢量图,对比模型A3的结果可以看出,顶板压缩的引入,多了一道斜激波,降低了进气道内压缩段入口的马赫数,同时顶板压缩的引入导致进气道入口捕获高度增加,即捕获流量增加,使得进气道的起动更加困难、起动马赫数增加,在流场中的表现就是未起动时唇口外角流分离区较大.对于B类模型,当进气道高度较小时,角流分离区对进气道性能的影响更加明显,在进气道高度增加的开始阶段,角流分离区减小引起的起动马赫数的下降更为明显.和A类模型相比,B类模型的起动性能较差.

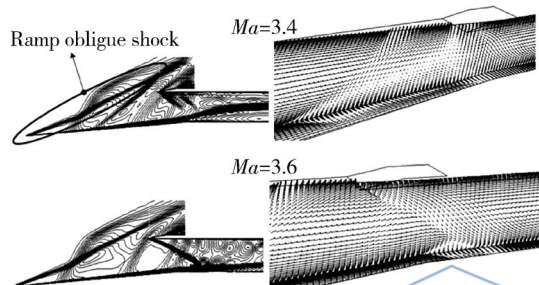


图9 模型B3流场随 $Ma$ 的变化

Fig.9 Mach contours and velocity vectors of model B3

从以上各模型的流场分布可以看出,未起动时唇口外分离只存在于角流区,并没有延伸到溢流窗和对称面上,即分离并没有贯通整个进气道,因此当高度合适时,分离并不会严重影响进气道的性能,使得进气道能够具有良好的起动性能.

本文进气道为定几何进气道,压缩量不随 $Ma$ 变化,在未起动时压缩量适中,起动后随着 $Ma$ 的增加,压缩量偏低的程度越来越明显,但是起动马赫数已经很接近3.0,使得定几何构型的压缩量不可能进一步增加,因此,进气道起动后,随着 $Ma$ 的增加,需要采取一定的变几何方式逐渐增加进气道的收缩比.若RBCC发动机采用目前较流行的定几何两级顶压的侧压式进气道,由于其起动马赫数较常规的双模态或超燃进气道低得多,同样会出现起动后压缩量偏低的现象<sup>[12]</sup>,只是程度可能较轻而已.

## 5 结 论

1) 不同高度的进气道起动过程中都伴随着流场结构的突变,该突变过程所表现出来的流场特征差别较大,但其本质都是气流壅塞的消失,且

该突变和总压恢复系数的突然增加是同步的,这种同步性对应的来流马赫数就是进气道的自起动马赫数.

2) 当进气道高度合适时,未起动时进气道的性能大为改善,性能参数随来流马赫数增加的变化趋于平缓,进气道可以在未起动时良好工作,且起动马赫数存在最小值,此时的进气道具有很好的宽马赫数工作能力.

3) 由于起动马赫数较低,进气道起动后随 $Ma$ 的增加压缩量偏低的程度越来越明显,因此有必要采取一定的变几何方式消除这种现象.

## 参考文献:

- [1] Foster R, Escher W, Robinson J. Studies of an extensively asymmetric rocket based combined cycle (RBCC) engine powered SSTO vehicle [R]. AIAA 1989-2294, 1989.
- [2] Trexler C A. Performance of an inlet for an integrated scramjet concept [J]. Aircraft, 1974, 11(9): 589-591.
- [3] Trexler C A. Inlet performance of the integrated langley scramjet module [R]. AIAA 75-1212, 1975.
- [4] Goldman A, Willis B P. Test results of a fixed geometry RBCC inlet [R]. AIAA 1999-2589, 1999.
- [5] DeBonis J R, Yungster S. Rocket based combined cycle engine technology development-inlet CFD validation application [R]. AIAA 1996-3145, 1996.
- [6] Billig F S. Research on supersonic combustion [R]. AIAA 1992-0001, 1992.
- [7] Van Wie D W, Kwok F T, Walsh R F. Starting characteristics of supersonic inlet [R]. AIAA 1996-2914, 1996.
- [8] Smart M K, Trexler C A. Mach 4 performance of a fixed-geometry hypersonic inlet with rectangular-to-elliptical shape transition [R]. AIAA 2003-0012, 2003.
- [9] 黄生洪, 徐胜利, 刘晓阳, 等. 支板布局对三维侧压式进气道特性的影响 [J]. 推进技术, 2006, 27(1): 52-57.  
HUANG Shenghong, XU Shengli, LIU Xiaoyang, et al. Effect of strut configuration on 3-D sidewall compression scramjet inlet [J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(1): 52-57. (in Chinese)
- [10] Reinartz B, Herrmann C D, Ballmann J, et al. Aerodynamic performance analysis of a hypersonic inlet isolator using computation and experiment [J]. Journal of Propulsion and Power, 2003, 19(5): 868-875.
- [11] Trexler C A. Inlet starting predictions for sidewall-compression scramjet inlets [R]. AIAA 1988-3257, 1988.
- [12] 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 sidewall compression scramjet inlet in the high-enthalpy impulse wind tunnel [J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(4): 319-323. (in Chinese)