

文章编号: 1000-8055(2008)02-0389-07

一种定几何混压式二元进气道的再起 特性研究

谢旅荣, 郭荣伟

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 针对一种设计飞行马赫数范围为 2.25~4.0 的定几何混压式二元超声速进气道由于反压引起的不起动开展了再起特性风洞实验研究. 根据实验结果和二维非定常数值仿真结果分析表明: 在 $Ma=2.51$ 和 3.01 下进气道性能在进锥/退锥实验中规律一致; 按照 $Ma=2.25$ 的起动面积收缩比确定的喉道面积, 使进气道在来流 $Ma \geq 2.51$ 时具有自起动能力; 而在稳定亚临界状态下具有高的总压恢复系数及形成类似于外压式的气动通道是进气道无回路迟滞现象的主要原因.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 混压式进气道; 定几何二元进气道; 风洞实验研究; 不起动; 再起

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

Investigation of the restart performance of a mixed compression two dimensional supersonic inlet with fixed geometry

XIE Lü-rong, GUO Rong-wei

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of
Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: An experimental study was conducted to investigate the restart performance of a fixed geometry, mixed compression, two dimensional supersonic inlet under unstart condition due to raising backpressure, with a designed flight Mach number from 2.25 to 4.0. The test results and two dimensional unsteady simulation results show that, the inlet performance is consistent in the inlet wall and exit section tests at Mach number of 2.51 and 3.01; the throat area is determined according to the start area shrinkage ratio at $Ma=2.25$, so that the inlet enables self-start at $Ma=2.5$ and above. The phenomenon of no hysteresis under stable subcritical condition is because of a high total pressure recovery and a flow pattern of inlet similar to external compression inlet.

Key words: aerospace propulsion system; mixed compression inlet;
fixed geometry inlet; experimental investigation; unstart; restart

超声速进气道作为高速飞行器推进系统的重要组成部分^[1], 其主要作用是将流入的高速气流减速增压, 并提供给发动机所需的流量和出口流场. 对于一般的常规混压式进气道来说, 超声速来流在进口前减速增压为低超声速流后进入内通道继续减速增压为亚声速流, 通道内有一定比例的

内压缩, 因此存在内压式进气道所特有的起动问题和回路迟滞现象^[2]. 一般情况下有两种方式会引起进气道不起动: (1) 进气道的收缩比过大, 喉道面积过小, 进气道捕获的流量不能全部通过喉道; (2) 发动机需要的流量大幅度减小, 导致进气道出口反压过高, 将结尾激波推出通道内. 由于进

收稿日期: 2006-12-28; 修订日期: 2007-04-16

作者简介: 谢旅荣(1977), 女, 广西南宁人, 博士生, 主要从事内流空气动力学方面的研究.

气道不起动会带来流量、总压恢复系数的急剧下降和阻力的增大,并可能引起进气道喘振,从而导致发动机熄火,甚至结构被破坏等后果^[3].因此如何使已经进入不起动状态的进气道重新再起动受到了各国有关专家的重视.早在上个世纪 60、70 年代,对于混压式进气道的再起动问题,国外就进行了较深入的实验研究^[4-9].由于通过提高来流马赫数的方法具有局限性,实用中主要采用放大通道流通能力的方式实现再起动,具体为:调节外唇罩位置及角度、前后移动中心锥体(针对轴对称进气道),改变楔板的角度(针对二元进气道)等变几何方式.另外,也可在进气道收敛段壁面采用多孔放气系统、旁路放气系统等方法,减少进入通道的气流同时减小分离区提高流通面积,使气流能顺利通过喉道实现再起动.但是上述所研究的进气道采用的大都是结尾激波为正激波的传统压缩方式,进气道再起动后仍存在回路迟滞现象.

到了 90 年代后,随着测量手段的提高和计算仿真技术的发展,对混压式进气道不起动和再起动特性有了更深入的研究^[10-12],实验和数值仿真发现附面层的发展尤其是激波/附面层的相互干扰对进气道再起动影响很大,增大喉道面积、减小激波/附面层的相互干扰是进气道再起动的关键技术.只是对进气道再起动的研究仍集中在传统的压缩方式下的变几何方面.而对于斜激波进入腔体、非单一正激波结尾的定几何混压式进气道再起动问题的研究至今未见报导.

本文对一种设计飞行马赫数范围为 2.25~4.0 的定几何混压式二元超声速进气道由于反压引起的不起动开展了再起动风洞实验研究.通过实验获得了进气道在 $Ma=2.51$ 和 $Ma=3.01$ 时由不起动→起动和起动→不起动过程中进气道的气动特性.结果表明,研究的进气道当反压过高造成不起动时,只要适当降低反压就能顺利地实现再起动;而且进气道性能直接达到临界状态最佳值,不存在常规混压式进气道具有的回路迟滞现象.为了更好的了解进气道再起动过程中无回路迟滞现象,对进气道开展了二维非定常数值仿真研究,分析了通道内的流场特性.

1 进气道设计

本文设计的二元混压式进气道工作马赫数范围为 $Ma=2.25\sim 4.0$,巡航状态为 $Ma=3.0$ 带 2° 攻角飞行.由于飞行马赫数跨度大,为了保证进气道在最低飞行马赫数下能正常工作且在巡航状态

下性能最优,设计中选定巡航状态飞行时激波封口,并按照 $Ma=2.25$ 时的起动面积收缩比确定喉道面积.混压式进气道的外压缩部分由两个角度分别为 7° 和 16° 的楔板完成,内压缩部分则通过外唇口的一道斜激波、通道内一系列的反射激波和喉道后的结尾激波系将进口的超声速气流减速到亚声速,亚声速气流在扩张通道内继续减速增压.

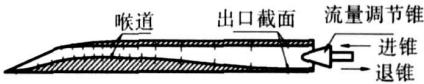


图 1 混压式二元进气道示意图

Fig. 1 Schematic view of the inlet

图 1 给出了二元进气道的示意图.进气道内压缩比约为 60%,通道内超声速段面积收缩比为 0.87,设计中采用激波与膨胀波相互抵消原理,降低外唇罩激波与压缩面附面层的相互作用,能有效抑制分离包的出现.亚声速段扩张角为 4.7° ,避免了通道内出现气流分离.

2 风洞实验

2.1 实验模型和测量系统

图 2 给出了实验模型在风洞中的照片,进气道为腹下 90° 双下侧气动布局方式(实验中为了方便观察对模型进行了 180° 滚转安装).自由流气体经过弹体预压缩后,进入两进气道内经过转弯在圆形通道内掺混.圆形通道后接有流量调节系统,通过步进电机控制流量调节锥的前后移动改变进气道的出口流通面积,以形成二喉道来模拟燃烧室加给进气道的反压.调节锥由后往前移动,进气道出口流通面积逐渐变小,表示燃烧室压

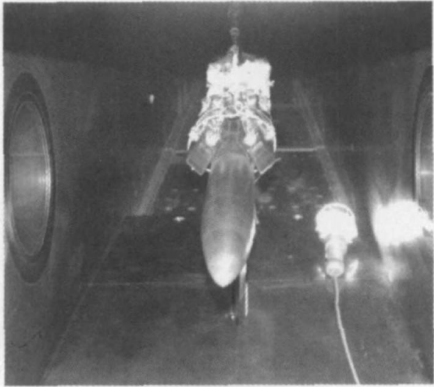


图 2 实验模型在风洞中的照片

Fig. 2 Inlet model in the wind tunnel

力由小变大,反之亦然.实验中模拟进气道由不起动到再起启动状态采用的方法是:首先将调节锥设定在进气道不起动的位置,然后按一定的位移逐步后移调节锥到进气道出口面积全部放开.为了便于对照分析,流量调节锥按照同样的行程从后往前移动,对进气道从起启动到不起启动状态也进行了实验.

实验测量系统分为静压和总压测量系统.静压测点分布如图1所示,进气道唇罩面设置了13个静压测点,压缩面设置了17个静压测点,其中唇罩面的第6点和压缩面的第9点位于进气道的喉道截面,唇罩面的第13点和压缩面的第17点位于进气道的出口截面.总压测量置于进气道的出口截面,测量点分布为:唇罩面和压缩面各3排,每排布有3个测量点;侧面为1排,有9个测量点;总共有27个测点.

2.2 实验设备

本实验是在南京航空航天大学 NH-1 风洞中进行的. NH-1 风洞是暂冲式亚、跨、超声速风洞. 马赫数范围为 0.3~3.5, 试验段截面尺寸为(0.6 m×0.6 m). 超声速实验时通过更换喷管获得不同的来流马赫数. 试验段每一侧壁各有两个直径 230 mm 的观察窗, 供纹影仪观察录像以及显示流场使用.

测压采用 8400 电子扫描阀, 最大采样速度 50 kHz, 量程为±0.2 MPa, 压力扫描器精度可达±0.05% F.S., 压力校准精度可达±0.01% F.S.

3 数值模拟

由于二元进气道为矩形通道,在不考虑四个角区影响的情况下,具有二维流动特征.因此为了更好的了解和分析再起启动过程中进气道内部流场的变化情况,本文采用非定常二维数值仿真方法对其进行研究.计算采用有限体积法求解雷诺平均后的二维 N-S 方程,紊流模型选的是 Jones 和 Launder 提出的标准 $k-\epsilon$ 模型,并采用二阶迎风格式离散.进气道的二维网格如图3所示,网格数约为54 000.计算中用到的边界条件有:压力远场边界、压力出口边界和无滑移绝热固壁等.计算过程

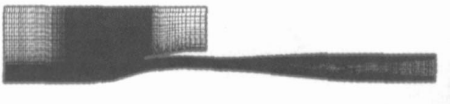


图3 进气道的二维计算网格

Fig.3 Computational grid for 2 D inlet

中首先利用定常方法计算出进气道临界状态下出口面积堵塞度,然后加大堵塞度将结尾激波推出进气道内通道,使其处于不起启动状态.将该不起启动状态流场作为非定常计算的初场,并把出口面积堵塞度直接放回进气道临界状态时的堵塞度,然后对其进行非定常计算.

4 结果与分析

本文通过实验研究了 $Ma=2.51$ 和巡航状态 $Ma=3.01$ 时进气道的再起启动特性,飞行姿态均为 2° 攻角、 0° 侧滑角.下面将对进气道从不起启动到再起启动状态实验(流量调节锥由前往后运动即退锥实验)的气动特性进行分析,并与进气道从起启动到不起启动状态(流量调节锥由后往前运动即进锥实验)的实验结果作比较.

4.1 进气道性能随出口截面流量函数 $Q(Ma_e)$ 的变化

图4和图5分别给出了 $Ma=2.51$ 和 $Ma=3.01$ 时,进气道在退锥/进锥实验中总压恢复系数和流量系数随出口截面流量函数的变化曲线.文中流量系数定义为进气道远前方自由流管面积与 0° 攻角下进气道捕获面积之比.图6和图7给出了 $Ma=2.51$ 时进锥/退锥实验中,进气道处于不同工作状态下的唇罩面和压缩面静压分布曲线.由结尾激波的位置可知,图中各点所对应的状态分别为:第1点是进气道不起启动点,第2点为可稳定工作的亚临界状态点,第3点为临界状态点,第4点则为超临界状态.由图4~图7的实验曲线比较,可以发现,两个来流马赫数下退锥与进锥实验的总压恢复系数、流量系数变化曲线和沿程

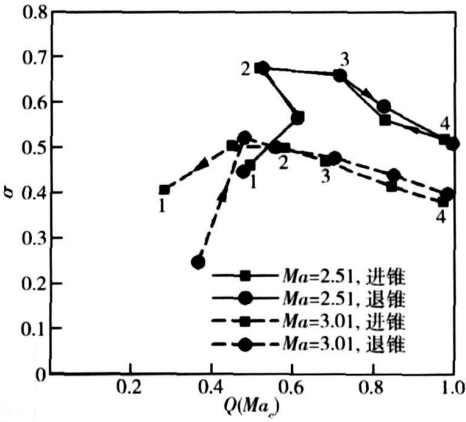


图4 总压恢复系数随出口截面流量函数变化曲线

Fig.4 Total pressure recovery coefficient versus mass flux function at the exit plane

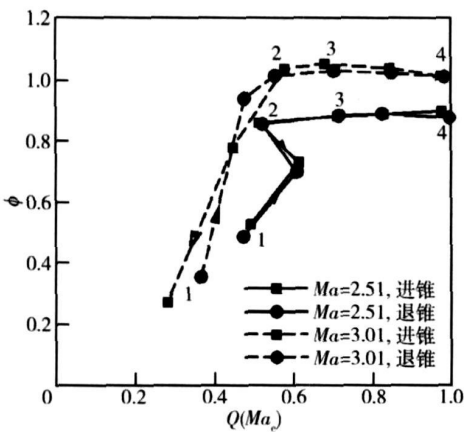


图 5 流量系数随出口截面流量函数的变化曲线
Fig. 5 Mass flow ratio versus mass flux function at the exit plane

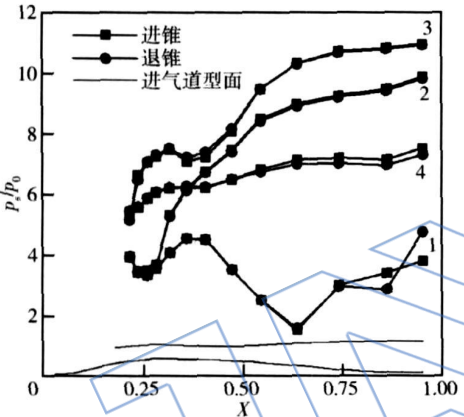


图 6 $Ma=2.51, \alpha=2^\circ$ 时进气道唇罩面静压分布曲线
Fig. 6 Distribution of static pressure along the inlet cowl at $Ma=2.51, \alpha=2^\circ$

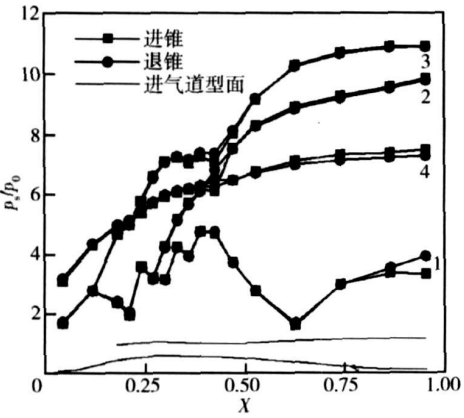


图 7 $Ma=2.51, \alpha=2^\circ$ 时进气道压缩面静压分布曲线
Fig. 7 Distribution of static pressure along the inlet ramp at $Ma=2.51, \alpha=2^\circ$

静压分布在各状态下基本上一致,尤其在 $Ma=2.51$ 下几乎完全吻合。

对于内压式进气道和常规的定几何混压式进气道,如果进气道出口反压过高将结尾正激波推出通道后,由于进口前强脱体激波的存在,导致进入进气道的进口气流总压急剧下降,喉道能通过的流量随之减少,通过亚声速溢流来实现流量平衡,进气道不起动。当喉道有足够大的面积使这些低能量流全部通过时,进气道实现再起动。但吞入的激波不是停留在喉道位置处,而是在喉道后扩张段某截面,进气道直接由亚临界状态进入超临界状态。与由超临界 $\rightarrow$ 临界 $\rightarrow$ 亚临界状态的连续变化过程比较,进气道的流量函数按不同的方向变化时,在临界状态附近存在一个回路迟滞,这就是所谓的回路迟滞现象。但是由图 4~ 图 7 可知,本文研究的定几何混压式进气道沿着不同的出口流量函数变化方向,在不同的工作状态下所获得的性能曲线和静压分布规律一致,尤其临界状态下吻合很好,说明进气道实现了再起动且不存在回路迟滞现象。

4.2 进气道的再起启动特性

由于进气道的启动特性在 $Ma=2.51$ 和 $Ma=3.01$ 时的实验和计算结果具有同样的规律,因此下面仅针对 $Ma=2.51$ 进行讨论。

4.2.1 进气道自启动特性

对于有内压缩的进气道,在给定的来流马赫数下,存在一个最小的启动面积收缩比,若喉道面积进一步变小,进气道则不起动。但是当进气道进口前由于各种因素而出现脱体激波时,该收缩比并不足以使脱体激波吞进通道内。通过放大喉道面积,使脱体激波吞进所对应的面积收缩比则为该进气道的自启动面积收缩比^[13, 14]。由此可知,进气道自启动所要求的面积收缩比要大于正常启动所要求的面积收缩比。同时,面积收缩比由来流马赫数决定,来流马赫数越高,所需的面积收缩比越小。

图 8 给出了 $Ma=2.51, \alpha=2^\circ$ 时进气道从不起动到再起动的系列实验纹影图,并与进气道由起动到不起动的相应纹影图进行对照。图中给出的 3 个状态与图 4 和图 5 中标记的 1~ 3 点一一对应。进气道从不起动到再起动的实验过程中,在不稳定亚临界状态下,结尾激波影响到两道楔板斜激波,使其沿着楔板前沿来回高频摆动,纹影图看到的是一片波系(对应图 8 的 1 状态)。随着反

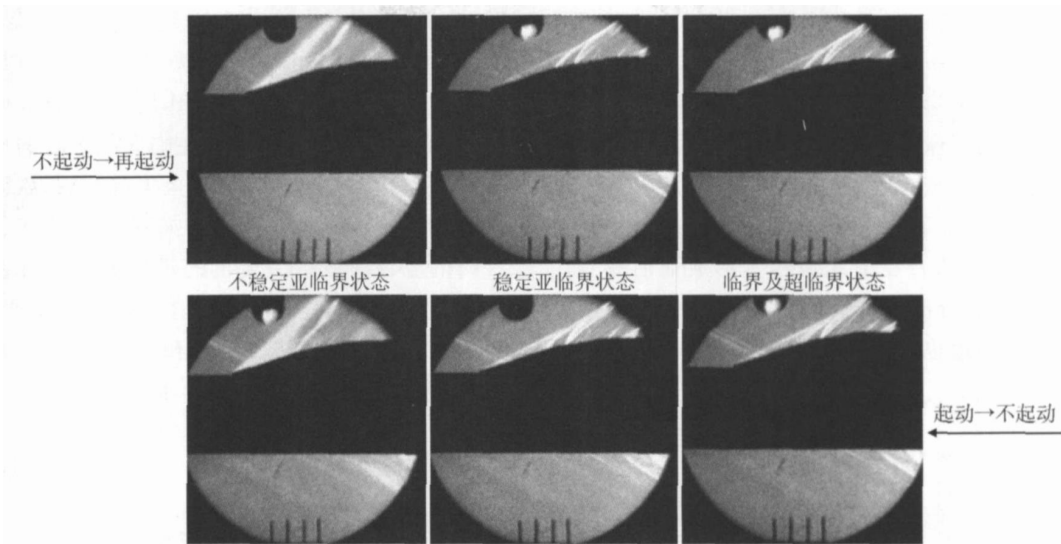


图 8 进气道在 $Ma=2.51, \alpha=2^\circ$ 时由不起动 $\rightarrow$ 再起动和由起 $\rightarrow$ 不起动的系列实验纹影照片图
Fig. 8 Sequence of Schlieren photographs showing the inlet from unstart to restart and from start to unstart at $Ma=2.51, \alpha=2^\circ$

压的降低, 结尾激波停留在进口前, 楔板引起的斜激波可以稳定工作, 仔细观察 2 状态下的外唇罩口, 可以发现少量的溢流, 这与图 5 给出的该状态下的流量系数稍小于临界及超临界下的流量系数的结果一致. 到了 3 状态后斜激波完全不受脱体激波的影响而稳定工作. 与进气道由起 $\rightarrow$ 不起动所对应的纹影图对照, 结果一致. 说明在 $Ma=2.51$ 下, 进气道在出口反压过高导致其通道内激波被推出时, 只要适当降低反压, 可以顺利再起, 具有自起能力. 这是因为进气道的喉道面积是按照 $Ma=2.25$ 时正常起确定的, 由进气道内压缩部分所要求的自起面积收缩比, 设计的喉道面积足以使进气道在 $Ma=2.51$ 及以上的进口前脱体激波顺利吞进通道内, 实现再起.

4.2.2 无回路迟滞现象

由前面的实验结果可知, 本文设计的进气道不仅具有自起能力, 而且再起过程中不存在回路迟滞现象, 这是所设计的进气道与常规混压式进气道的明显不同之处. 由图 4 和图 5 可以发现, 在稳定亚临界状态下(2 点), 进气道的总压恢复系数高于临界状态的. 这是因为由于进口前脱体激波与压缩面附面层的相互作用下引起分离包, 在进口处形成小于几何喉道的气动喉道, 波前马赫数减小, 结尾激波损失降低的缘故. 而对于内压式进气道和常规混压式进气道, 正是由于进口前强脱体激波造成总压损失大而导致再起过程有回路迟滞现象. 因此稳定亚临界状态下具有高

于临界状态的总压恢复系数是进气道再起无回路迟滞的关键因素之一.

为了更好的了解本文设计的进气道的再起过程, 根据数值仿真得到的内通道流场分布进行讨论. 图 9 给出了二维非定常数值仿真获得的进气道从稳定亚临界状态到临界状态时内通道流场变化分布图. 图 10 给出了对应于图 9 中 $t=0\text{ s}$ 和 $t=0.0043\text{ s}$ 时进气道通道的流线图. 根据图 10 的 $t=0\text{ s}$ 时的流线分布图可见, 受到脱体激波/附面层相互作用引起的分离包与进气道压力边界的综合影响下, 脱体激波后方形成了类似于外压式的气动通道, 因此进气道可以稳定工作^[15]. 进气道压缩面与气动通道间由于分离包的存在, 气流为亚声速流, 后面的反压可以通过该区域上传. 此时若降低反压, 压力边界条件发生变化, 使分离包减小并带动脱体激波移入收敛段. 随着脱体激波进入通道内, 唇口亚声速溢流消失, 外唇罩处产生一道斜激波, 并与吞进通道内的脱体激波相交形成 $t=0.0013\text{ s}$ 时所示的流场. 这时通道内出现了由外唇罩产生的斜激波、脱体激波演变过来的正激波以及分离包引起的 λ 波相互作用而形成的组合激波. 由于斜激波的出现并与正激波相交, 使由脱体激波演变来的正激波变短, 波后马赫数提高, 由分离包引起的气动喉道流通能力增强, 进一步导致正激波后移, 激波强度变弱, 激波附面层相互干扰减弱, 分离包后移减小. 使正激波和分离包进一步推进通道内, 随着外唇罩上斜激波的慢慢

完全形成,正激波逐渐后移减弱,分离包也逐渐后移减小,形成 $t=0.0035\text{ s}$ 所示的流场.当外唇罩上的斜激波完全形成,分离包的影响仍存在,脱体激波演变成的正激波消失,但是在斜激波后一相对较弱正激波形成,继续影响由该斜激波引起的反射激波.与前面吞进通道的脱体激波的消失类似,该正激波也随着反射激波慢慢形成而后移且慢慢退化,同时分离包继续后移变小,气动通道所对应的气动喉道也相应变大(图 10 的 $t=0.0043\text{ s}$ 时流线图),进气道的流通能力加强,正激波继

续后移.依次类推,直至所有反射激波全部形成,随着喉道前分离包的完全消失,气动通道回归物理通道,进气道的几何喉道起作用.由于计算中出口的流通面积是按照进气道在临界状态时的流通面积给定的,因此当进气道完全再起动后,激波的位置仍然是位于喉道位置处,如图 9 的 $t=0.0135\text{ s}$ 时的流场.与图 11 给出的进气道反压慢慢提高至临界状态时的马赫数等值分布图谱相比较,可以看出,二者在图谱上完全相同,进一步证明进气道完全再起动并直接回到了临界状态.

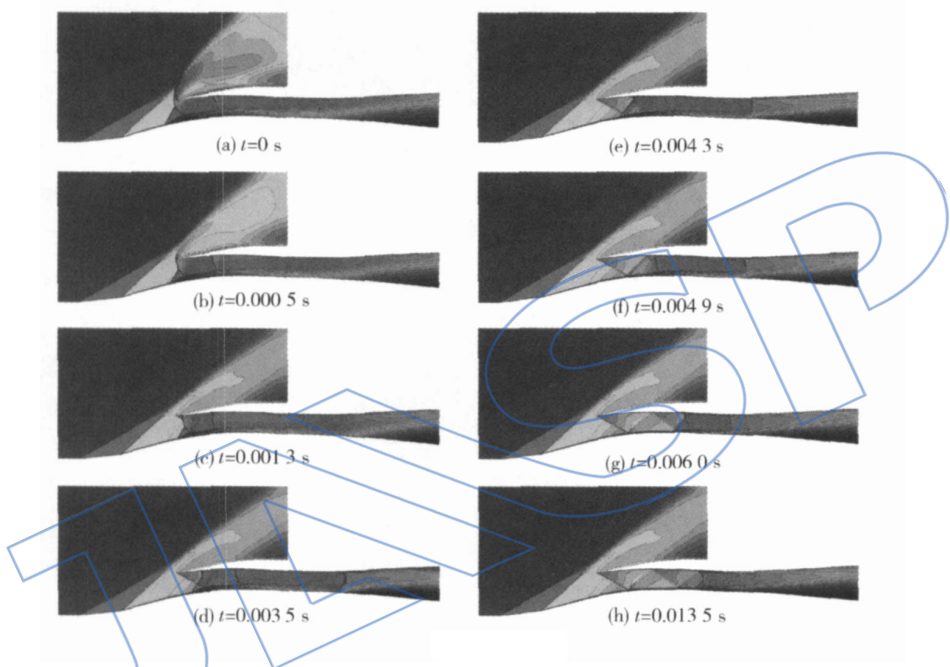


图 9 $Ma=2.51, \alpha=2^\circ$ 时进气道由稳定亚临界状态至临界状态过程中内通道的马赫数等值分布图
随时间的变化情况

Fig.9 Time series of Mach number contours showing the inlet from stable subcritical condition to critical condition at $Ma=2.51, \alpha=2^\circ$

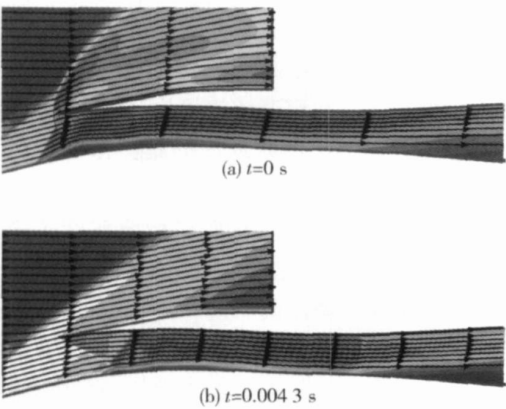


图 10 不同时刻进气道内通道流线图

Fig. 10 Streamlines in the inlet at $t=0\text{ s}$ and $t=0.0043\text{ s}$

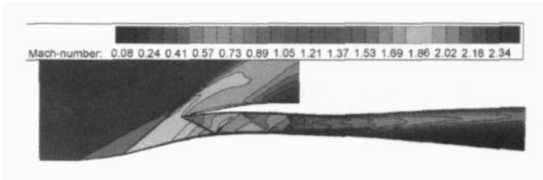


图 11 $Ma=2.51, \alpha=2^\circ$ 时进气道在从起动→不起动临界状态下 Ma 等值分布图

Fig.11 Mach number contours under critical condition at $Ma=2.51, \alpha=2^\circ$

由风洞实验和数值仿真研究结果表明,定几何二元混压式进气道在由压力边界条件引起进气道不起动的再起动过程中可实现再起动且不存在回路迟滞现象,其主要原因是:按 $Ma=2.25$ 设计的喉道面积使进气道在 $Ma=2.51$ 及以上时具有自

起动能力;进气道在稳定亚临界状态下具有高的总压恢复系数;进口前激波/附面层相互干扰形成的分离包使脱体激波后方形成类似外压式气动通道,同时分离包在反压降低时可以减小直至消失。

在实际飞行中,如果燃烧室加入燃料过多导致进气道不起动时,只要将燃料减少至临界状态时的所需的燃料,进气道就可以实现再起,并能达到其最佳性能,这对于飞行器发动机的稳定工作是十分重要的。

5 结 论

根据上面的分析与讨论,可以得到以下结论:

(1) 总压恢复系数、流量系数随出口截面流量函数的变化曲线以及各工作状态下进气道唇面和压缩面静压分布在进锥/退锥实验中吻合较好,尤其在临界状态点基本重合,说明研究的进气道在由于反压引起的再起过程中不存在回路迟滞现象。

(2) 由于喉道面积是按照马赫数 2.25 时的起动面积收缩比确定的,根据进气道内压缩部分所要求的自起动面积比,确定的喉道面积足以使进气道在 $Ma=2.51$ 及以上时将进口前的脱体激波吞进通道内,实现再起。

(3) 由风洞实验和数值仿真研究结果表明,进气道在稳定亚临界状态下具有高的总压恢复系数和进口前激波/附面层相互干扰形成的分离包使脱体激波后方形成类似外压式气动通道是定几何二元混压式进气道在由压力边界条件引起进气道不起动到再起过程中不存在回路迟滞现象的主要原因。

参考文献:

- [1] Seddon J, Goldsmith E L. Intake aerodynamics[M]. London: Blackwell Science, 1999.
- [2] Van D M, Kwok F T, Walsh R F. Starting characteristics of supersonic inlets[R]. AIAA 96-2914, 1996.
- [3] Takasake S, Brett J C, Fujimoto A, et al. Inlet unstart influence on aerodynamic characteristics of next generation supersonic transport (SST)[R]. AIAA 98-5546, 1998.
- [4] Norman D W, Warren E A. Experimental investigation of a large scale, two dimensional, mixed compression inlet system performance at supersonic condition, $M=1.55$ to 3.2 [R]. NASA TN D-6392, 1971.
- [5] Glenn A M, Robert W C. An experimental investigation of the restart area ratio of a Mach 3.0 axisymmetric mixed compression inlet[R]. NASA TM-X 1547, 1968.
- [6] Gary L C, George H N, Michael J C. An automatic restart control system for an axisymmetric mixed compression inlet[R]. NASA TN D-5590, 1969.
- [7] Bobby W S, Robert W C. Effect of bleed system back pressure and porous area on the performance of an axisymmetric mixed compression inlet at Mach 2.5[R]. NASA TM X-1710, 1968.
- [8] Michael K F, Warren G H, Eli R. Control of shock wave boundary layer interactions by bleed in supersonic mixed compression inlets[R]. NASA CR-2595, 1975.
- [9] Sato T, Kaji S. Study on steady and unsteady unstart phenomena due to compound choking and/or fluctuations in combustor of scramjet engines[R]. AIAA-92-5102, 1992.
- [10] Hawkins W B, Marquart E J. Two dimensional generic inlet unstart detection at Mach 2.5-5.0[R]. AIAA 95-6019, 1995.
- [11] Joseph F W, Edward T M, Paul L B. Experimental investigation of the performance of a Mach 2.7 two dimensional bifurcated duct inlet with 30 percent internal contraction[R]. NASA TM 106728, 1996.
- [12] Herrmann C D, Koschel K W. Experimental investigation of the internal compression of a hypersonic intake[R]. AIAA-2002-4130, 2002.
- [13] Kantrowitz A, Donaldson C. Preliminary investigation of supersonic diffusers[R]. NACA WRL-713, 1945.
- [14] Rudolf H. Supersonic inlet diffusers and introduction to internal aerodynamics[R]. Minneapolis: Minneapolis Honeywell Regulator Company, 1953.
- [15] 谢旅荣, 郭荣伟. 定几何混压式轴对称超声速进气道气动特性数值仿真和实验验证[J]. 航空学报, 2007, 28(1): 78-83.

XIE Lurong, GUO Rongwei. Numerical simulation and experimental validation of the flow in a mixed compression axisymmetric supersonic inlet with fixed geometry[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(1): 78-83.