

高超声速进气道起动特性数值研究

丁海河, 王发民

(中国科学院力学研究所, 北京 100080)

摘 要: 进气道的起动能力决定着冲压发动机可能的工作范围, 针对由于来流马赫数引起的进气道不起动现象, 采用 CFD 技术开展了高超声速二维进气道起动与不起动过程的数值计算, 并检验了一种改善进气道起动性能的边界层抽吸法。结果表明, 进气道不起动的主要原因是非定常过程引起的内收缩段边界层分离和分离激波, 进气道性能变化的突跃点为起动和不起动的分界点, 边界层抽吸可以明显改善进气道的起动性能。

关键词: 进气道; 起动特性; 边界层抽吸

中图分类号: V211.48

文献标识码: A

文章编号: 1000-1328(2007)06-1482-06

0 引言

进气道的主要作用是压缩来流, 在设计和非设计状态下满足燃烧室入口要求。吸气式超燃或双模态冲压发动机对于进气道的选择和设计是非常重要的, 高效的进气道可以显著增加飞行器的有效载荷, 而性能差的进气道甚至会导致推进系统产生净负推力。进气道的起动能力决定着其可能的工作范围, 因此, 对进气道起动性能的研究至关重要, 而影响其起动的关键问题在于内进气道的面积收缩比。

引起进气道不起动的因素主要包括: 来流马赫数、背压、几何喉道或热力喉道。目前对高超声速进气道不起动问题的研究主要集中在背压引起的不起动^[1,2]和几何喉道引起的不起动^[3], 而对于来流马赫数引起的不起动研究较少。本文主要针对二维高超声速进气道, 研究来流马赫数引起的不起动问题。

研究表明, 对于固定几何高超声速进气道, 存在一个上临界马赫数和下临界马赫数, 根据进气道初始状态的不同会出现起动和不起动两种状态。当进气道在不起动状态下由低马赫数向高马赫数飞行, 马赫数低于上临界马赫数时, 进气道是不能自行起动的; 当进气道在起动状态下由高马赫数向低马赫数飞行, 在马赫数高于下临界马赫数时, 进气道处于起动状态。

下临界马赫数一般由等熵极限给出, 上临界马赫数一般由 Kantrowitz 极限确定。但是 Kantrowitz 极

限在确定高超声速进气道的上临界马赫数时相对保守^[4], 给出的上临界马赫数较大, 而且在收缩比较大时不能给出有效解。因此, 对于高超声速进气道, 通过 Kantrowitz 极限不能准确预测自起动马赫数, 通过风洞实验来测量自起动马赫数, 由于需要多次吹风实验因而费用过于昂贵, 本文将通过计算非定常流动的 CFD 技术对进气道的起动过程进行数值计算, 给出高超声速进气道的起动和不起动马赫数。

1 进气道起动过程数值计算

1.1 物理模型及计算方法

本文研究的二维混压式进气道, 包括三级前体外压缩和一级内压缩, 其结构如图 1 所示。前体三级压缩角依次为: 4° 、 4.5° 、 4.5° , 进气道设计飞行高度为 25 Km, $M_\infty = 6.0$, 攻角 $\alpha = 4.0^\circ$, 内收缩比为 2.1。

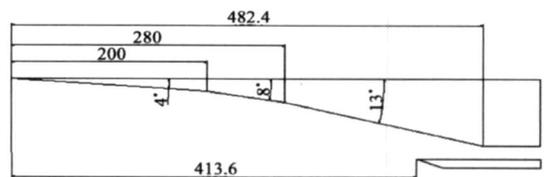


图 1 进气道结构图

Fig. 1 Inlet configuration

超声速进气道的主要流动特征是激波/激波、激波/边界层间的相互作用, 这种作用往往会引起边界层分离和漩涡运动。为了准确模拟这些流动现

象,要求格式耗散性小,本文空间项的离散采用具有低耗散特性的 Roe 格式^[5],并配合同样具有低耗散特性的 van Leer 限制器抑制数值振荡,以提高数值解的精度。对时间项的离散采用隐式时间积分方法。湍流模型采用 RNGk - 模型。

本文利用上述 CFD 方法对进气道起动与不起动过程展开了非定常 CFD 湍流模拟,计算过程中保持设计攻角 $\alpha = 4.0^\circ$,设计飞行高度 25Km,研究进气道在设计攻角和飞行高度下随马赫数的起动性能。

(1) 初始条件

非定常计算中的初始条件采用定常计算的收敛结果。不起动至起动过程的非定常流动过程以某给定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化过程。当进行起动至不起动过程模拟时,以起动稳态流场做为初场,逐渐降低来流马赫数直到进气道不起动,得到进气道由起动至不起动的演化过程。

(2) 边界条件

壁面采用绝热无滑移壁面条件近似。为了消除出口边界对进气道内流动的影响,计算时设定的出口边界位于隔离段出口,远离进气道出口。在出口边界,当马赫数大于 1 时,边界参数通过外插方法给定;当马赫数小于 1 时,边界参数与外界参数匹配,取为来流参数。

(3) 收敛判据

时间步长取为 0.0001s,当出口边界的流量误差小于 10^{-6} kg/s,并且各个速度分量及 k , 的计算误差小于 10^{-3} 时,认为当前时间步已经收敛,计算向下一时间步推移。

1.2 起动与不起动过程

为了讨论进气道的起动过程,以不起动稳态流场为初值,模拟了飞行器加速至进气道起动的过程。图 2 和图 3 描述了进气道由不起动至起动的过程,给出了等压力图和流线图,其中主图为等压力线,右上方的局部放大图为流线图。图 2 是起动前瞬间流场结构,来流马赫数为 $M = 8.1$,可以看出,在进气道起动前,内收缩段存在大面积分离流动,在分离区之前产生诱导激波,进气道内收缩段大部分区域被低速分离流占据。图 3 给出了进气道起动后瞬间流场结构,来流马赫数为 $M = 8.2$,此时激波与边界

层相互作用引起分离范围较少,没有影响到进气道起动。图 2 和图 3 说明当马赫数达到起动马赫数时,进气道迅速起动。

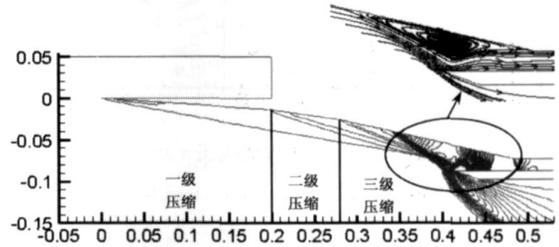


图 2 起动前压力和流线图 ($M = 8.1$)

Fig. 2 Pressure and streamline contour before start ($M = 8.1$)

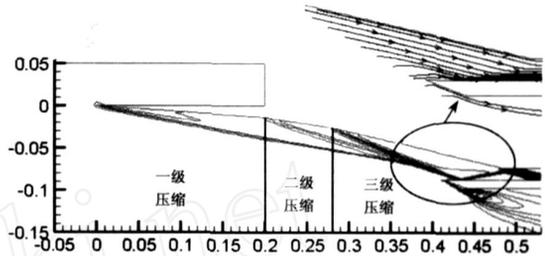


图 3 起动后压力和流线图 ($M = 8.2$)

Fig. 3 Pressure and streamline contour after start ($M = 8.2$)

而对于进气道由起动状态到不起动状态的研究,以起动稳态流场为初值,图 4 和图 5 描述了这一过程的流态变化。从图 4 可以看出,进气道不起动前的瞬间时刻,内收缩段上壁面由于激波/边界层干扰产生小范围分离流动。分离激波产生的逆压梯度通过边界层内的亚声速部分传递至上游,随着来流马赫数的增大,使分离区进一步扩大。由图 5 可以看出,当马赫数达到不起动马赫数时,分离区覆盖了进气道内收缩段的大部分区域,分离激波前移至内收缩段之前,导致气流偏转产生溢流,进气道不起动。

从以上分析可以看出,与常规进气道不起动产生的脱体激波不同,二维高超声速进气道因马赫数而导致的不起动是由于非定常过程在内收缩段产生的大面积分离区,分离引起的斜激波位于内收缩段之前使进气道产生溢流。因此,假设进气道入口存在正激波的 Kantrowitz 极限不适用于预估二维高超声速进气道的自起动马赫数;假设等熵压缩的等熵极限也不能准确预估不起动马赫数。

图 6 和图 7 分别给出进气道起动和不起动过程

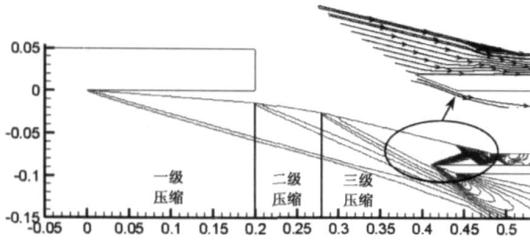


图 4 不起动前压力和流线图 ($M = 4.5$)

Fig. 4 Pressure and streamline contour before unstart ($M = 4.5$)

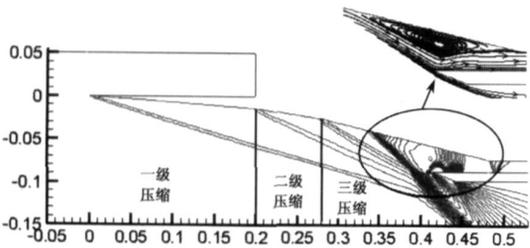


图 5 不起动后压力和流线图 ($M = 4.4$)

Fig. 5 Pressure and streamline contour after unstart ($M = 4.4$)

的总压恢复和质量流率回路。可以看出,随着来流马赫数升高,进气道由不起动向起动状态运行,当马赫数达到自起动马赫数时,总压恢复和质量流率均呈突跃式升高,进气道迅速起动。这是由于当来流马赫数达到自起动马赫数时,分离区迅速减小,激波和分离造成的总压损失也迅速减小,因而进气道总压恢复和质量流率显著提高。

同样,当进气道在初始起动状态下随着飞行马赫数逐渐减小而逐渐向不起动状态运行。在此过程中,唇口反射激波诱导边界层分离区域不断扩大,分离激波也逐步增强,最终导致进气道内收缩段分离流占据大片区域,分离激波被推至内收缩段之前。进气道达到不起动状态,此时总压恢复和质量流率呈突跃式降低。

由以上分析可知,无论是从不起动至起动状态还是由起动至不起动状态,在达到起动或不起动马赫数时,进气道均迅速起动或不起动,分界点处进气道性能呈突跃式变化,因此进气道性能的突变点即为起动和不起动的分界点。

通过以上计算和分析可以看出,该进气道的自起动来流马赫数为 $M = 8.2$,内收缩段入口处质量平均马赫数为 $M = 4.96$,而 Kantrowitz 极限对该内

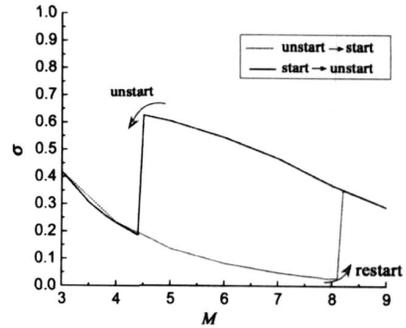


图 6 总压恢复变化

Fig. 6 Total pressure recovery profile

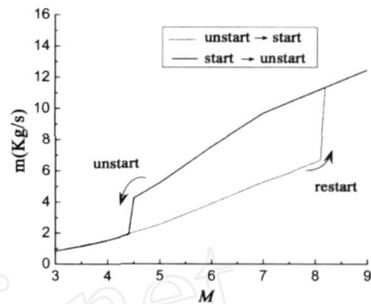


图 7 质量流率变化

Fig. 7 Mass flow rate profile

收缩比为 2.1 的进气道不能得到有效结果;不起动来流马赫数为 $M = 4.4$,内收缩段入口处质量平均马赫数为 $M = 1.24$,低于等熵极限 45%。可以看出, Kantrowitz 极限和等熵极限不能准确给出进气道的自起动和不起动马赫数。在此需要指出,高马赫数流动时壁面通常为冷壁,本文绝热壁面假设会使分离区偏大,因此不起动马赫数也偏高。

1.3 与实验结果的比较

以上研究的二维进气道模型我们在遮高超声速风洞中测量了前体/进气道的壁面压力。实验在连续型高超声速风洞中进行,风洞实验段超音速流场的建立是从低速至高速逐渐建立起来的,根据以上计算分析可知,进气道应处于不起动状态,内收缩段存在大面积分离。以 $M = 6.0$,攻角 $\alpha = 4.0^\circ$ 为例,对比了进气道上壁面压力分布的计算结果和实验结果。图 8 给出了湍流状态下实验结果与计算结果的比较,其中实点代表实验结果,实线为计算结果。可以看出,计算和说验符合较好,前体三级压缩面对来流进行了有效压缩,在进气道入口之前由于分离激波的垫在使压力迅速升高;在内收缩段,以分离流占主导的内流被进一步压缩,因而表面压力呈线性增

加趋势;在隔离段,由于边界层的发展表面压力继续增大,但增大趋势较小。

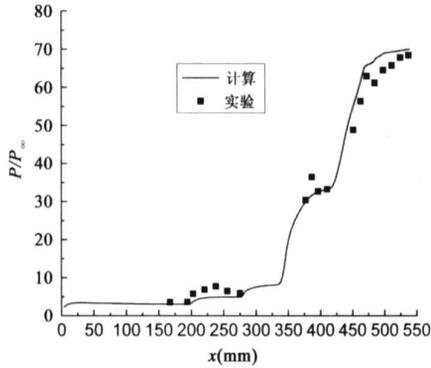


图 8 进气道上表面压力比较
Fig. 8 Up-surface pressure distribution

2 进气道起动性能的提高

2.1 边界层抽吸进气道

降低进气道起动马赫数,达到双模态超燃冲压发动机的要求, $M = 4.0$ 时冲压发动机开始工作,燃烧室处于亚燃状态, $M = 6.0$ 燃烧室实现模态转换,燃烧室处于超燃状态,是我们要探索的问题。

由前面研究结果可以看出,引起二维高超声速进气道不起动的主要原因为边界层分离和分离激波。Schulte^[6]通过实验研究指出,通过边界层抽吸方法可以抽走分离区流体,显著减小分离区厚度,降低进气道起动马赫数。

我们在进气道内收缩段布置四个宽 2mm 的溢流槽,分离区的高压气体可以通过溢流槽溢流,减小分离区厚度,改善进气道起动特性。图 9 给出了改进后进气道模型图,数值计算中溢流槽抽吸气体的边界条件设定为出口边界,边界参数设定为来流参数。

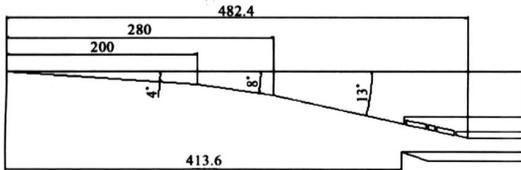


图 9 改进后进气道
Fig. 9 Improved inlet configuration

图 10 和图 11 给出了配置溢流槽后进气道由不起动至起动过程中的流场结构。可以看出,由于边界层抽吸,分离区厚度明显减小,分离激波变弱。当

马赫数达到自起动马赫数时,进气道迅速起动。

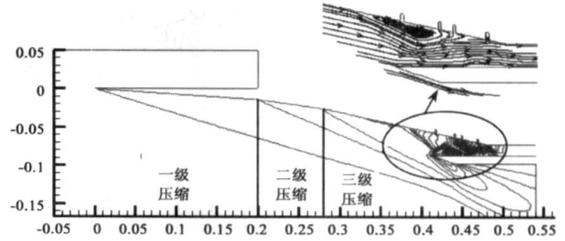


图 10 起动前压力和流线图 ($M = 3.9$)
Fig. 10 Pressure and streamline contour before start ($M = 3.9$)

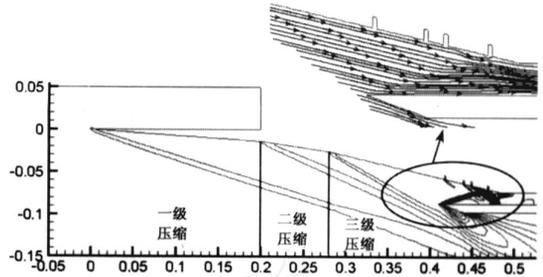


图 11 起动后压力和流线图 ($M = 4.0$)
Fig. 11 Pressure and streamline contour after start ($M = 4.0$)

图 12 和图 13 给出了进气道由起动至不起动过程中的流场结构。可以看出,在进气道不起动之前,内收缩段上壁面由于激波/边界层干扰存在小范围分离流动,随着分离区的增大,进气道迅速不起动。

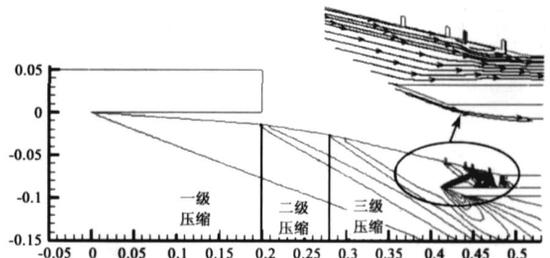


图 12 不起动前压力和流线图 ($M = 3.3$)
Fig. 12 Pressure and streamline contour before unstart ($M = 3.3$)

采用抽吸措施后,会使进气道有效质量捕获流量减小,图 14 给出了采用边界层抽吸装置后,抽吸的质量流率占进气道捕获质量流率的百分比。图 14 说明在进气道起动之前,抽吸质量流率较大;起动之后,抽吸质量流率较小,小于 2%。因此,在起动状态下,抽吸装置对进气道有效质量捕获率的影响

响不大。

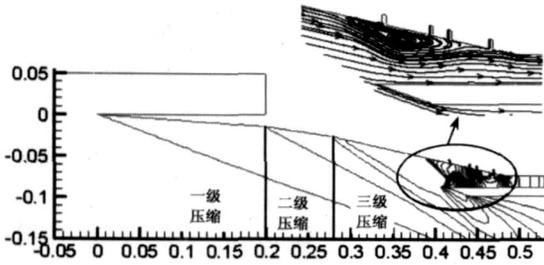


图 13 不起动后压力和流线图 ($M = 3.2$)

Fig. 13 Pressure and streamline contour after unstart ($M = 3.2$)

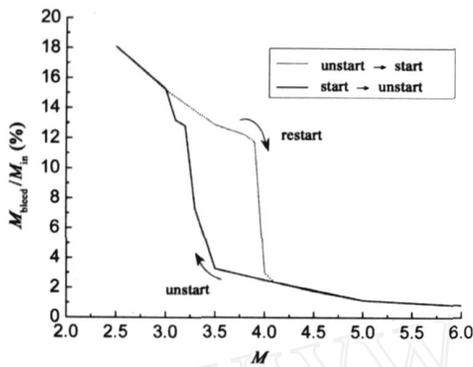


图 14 抽吸质量流率占捕获质量流率百分比

Fig. 14 Ratio bleed to capture mass flow rate

2.2 进气道性能比较

上述研究告诉我们,采用边界层抽吸后,迟滞回路范围明显缩小,进气道起动特性得到改善。依据进气道性能突变来判断进气道起动与不起动的分界点,采用边界层抽吸后,自起动马赫数为 4.0,不起动马赫数为 3.2,图 15 和图 16 分别给出采用边界层抽吸后进气道起动和不起动过程的总压恢复和质量流率回路,进气道起动性能明显改善,尤其是自起动马赫数降低更加明显。

表 1 给出了边界层抽吸和未抽吸两种状态下进气道性能的对比。可以看出,边界层抽吸后,进气道实际气流捕获率减小,阻力系数减小,总压恢复提高。

进气道是超燃发动机的关键部件,其性能的好坏直接影响到发动机的推力性能。有关计算表明,进气道总压损失 1%,发动机推力损失会达到 1.25%,甚至更大^[7]。由以上讨论可知,抽吸可以减小进气道阻力系数,提高总压恢复,因而有利于增加发动机净推力。

从以上分析可知,边界层抽吸对进气道性能的改善是明显的。边界层抽吸抽走了分离流,减小了分离区厚度,改善了起动性能;同时抽走了低能边界层,减弱了激波/边界层干扰,从而使阻力系数减小,总压恢复增加。

表 1 进气道性能对比

Table 1 Inlet performance comparison

| M | 抽吸质量流率(kg/s) | 质量捕获率 | | 阻力系数 | | 总压恢复 | |
|-----|--------------|--------|--------|---------|---------|--------|--------|
| | | 抽吸 | 无抽吸 | 抽吸 | 无抽吸 | 抽吸 | 无抽吸 |
| 4.0 | 0.07917 | 0.5521 | 0.2753 | 0.04432 | 0.07471 | 0.6996 | 0.2316 |
| 5.0 | 0.05620 | 0.6859 | 0.7561 | 0.03631 | 0.04288 | 0.6305 | 0.6046 |
| 6.0 | 0.05553 | 0.8135 | 0.9106 | 0.03035 | 0.03641 | 0.5910 | 0.5443 |
| 7.0 | 0.05472 | 0.8864 | 0.9989 | 0.02665 | 0.03157 | 0.5278 | 0.4685 |

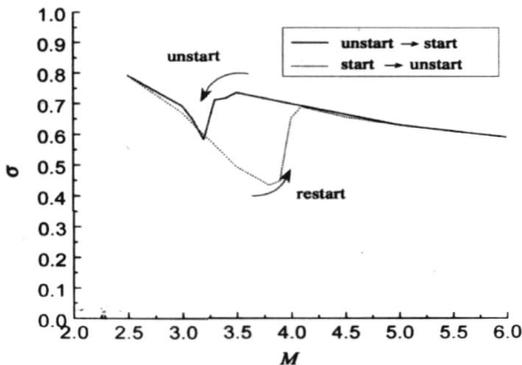


图 15 总压恢复变化

Fig. 15 Total pressure recovery profile

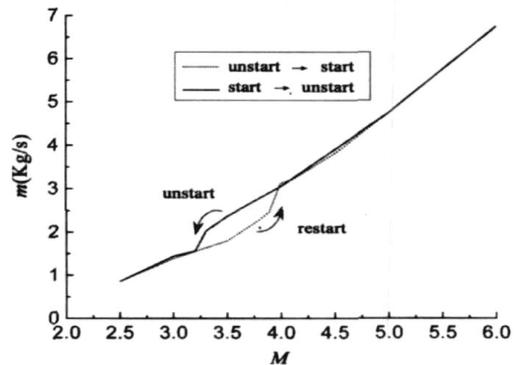


图 16 质量流率变化

Fig. 16 Mass flow rate profile

3 结论

本文采用 CFD 技术对高超声速二维进气道的起动和不起动过程进行了非定常数值计算,获得了该进气道的起动性能,并与边界层抽吸进气道的起动性能进行了对比。得到以下结论:

(1) 引起二维高超声速进气道不起动的主要原因是进气道内收缩段大面积分离流和分离激波;

(2) 进气道性能的突跃点为进气道起动和不起动交界点;

(3) 采用边界层抽吸法可以显著改善进气道的起动特性和进气道性能,使进气道自起动马赫数显著降低,总压恢复提高。

参考文献:

[1] Saied Emami. Analysis of time accurate pressure measurements in a ramjet/scramjet inlet configuration[R]. AIAA - 95 - 0037

[2] Andrews E H, Trexler C A. Tests of a fixed-geometry inlet combustor configuration for a hydrocarbon-fueled dual-mode scramjet[R]. AIAA - 94 - 2817

[3] Holland S D, Perkins J N. Contraction ratio effects in a generic three-

dimensional sidewall compression experimental investigation [R]. AIAA - 91 - 1708

[4] Van Wie D M, Kwok F T, et al. Starting Characteristics of Supersonic Inlets[R]. AIAA - 96 - 2914

[5] Marie Druguet. Effect of numerics on navier-stokes computations of hypersonic double-cone flows[J]. AIAA Journal, 2005, 43 (3) : 616 - 623

[6] Dirk Schulte, Andreas Henckels, Ulrich Wepler. Reduction of shock induced boundary layer separation in hypersonic inlets using bleed[J]. Aerospace Science and Technology, 1998(4) :231 - 239

[7] 周建华,董金钟,等. 超声速进气道在亚临界条件下的附加阻力的计算 [J]. 航空发动机, 2002 (3) : 42 - 46 [ZHOU Jiar-hua, DONG Jin-zhong, et al. Calculation of additive drag of supersonic inlet under subcritical operating condition[J]. Aeroengine, 2002(3) :42 - 46(in Chinese)]



作者简介:丁海河(1976 -),男,博士生,主要从事飞行器一体化设计研究。
 通信地址:北京市北四环西路 15 号中国科学院力学研究所 LHD(100080)
 电话:(010)82544015
 E-mail:d. sea. river @yahoo. com. cn

Hypersonic Inlet Start Characteristics Numerical Study

DING Hai-he, WANG Fa-min

(Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080, China)

Abstract: Inlet start ability determines working scope of ramjet. For unstart phenomenon due to free stream Mach number, we have employed CFD technique to numerically study starting and unstarting process of hypersonic two-dimension inlet, and validated boundary layer bleed method to improve inlet starting performance. The results indicate that the main reasons for inlet unstart are boundary layer separation and induced shock caused by unsteady flow. Abrupt changes in inlet performance divide the start and unstart process. Boundary layer bleed can markedly improve inlet start performance.

Key words: Inlet; Start characteristics; Boundary layer bleed