

文章编号: 1000-8055(2008)05-0816-06

攻角引起的高超声速进气道 不起动/再起动特性分析

常军涛^{1,2}, 于达仁², 鲍文²

(1. 哈尔滨工业大学 科学技术研究院, 哈尔滨 150001;

2. 哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 哈尔滨 150001)

摘 要: 起动/不起动是高超声速进气道的重要流动现象,其影响进气道的工作范围和再起动力。首先对典型的高超声速进气道二维流场进行了数值模拟,对攻角变化引起的高超声速进气道不起动/再起动过程进行了研究。从流动稳定性的角度阐述了高超声速进气道不起动/再起动特性形成的原因,分析了高超声速进气道不起动/再起动过程中进气道性能参数随来流攻角的变化规律,最后对进气道的再起动条件进行了讨论。

关 键 词: 航空、航天推进系统;高超声速进气道;不起动;再起动;数值模拟

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

Characteristic analysis of unstart/ restart of hypersonic inlets caused by variations of attack angle of freestream

CHANG Jun-tao^{1,2}, YU Da-ren², BAO Wen²

(1. School of Science and Technology Research,
Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China;

2. School of Energy Science and Engineering,
Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: Unstart/ restart is one of most important phenomenon in hypersonic inlets, which affects the operation range and the restart capacity. A two-dimensional internal flow field of mixed-compression hypersonic inlets was simulated numerically. The flow characteristics of unstart/ restart caused by variations of attack angle were also investigated. The reasons behind the formation of inlet unstart/ restart was discussed from the viewpoint of hydrodynamic stability. The inlet performance parameters varying with angle of attack were analyzed. Finally, the condition of inlet restart was discussed.

Key words: aerospace propulsion system; hypersonic inlets; unstart; restart; numerical simulation

进气道起动/不起动是高超声速吸气式发动机重要的流动现象。高超声速进气道不起动的主要特征是在进气道进口附近出现强激波系,使得在进气道中无法组织正常的超声速流动,此时进

气道的流量捕获、总压恢复急剧下降,流场品质变坏。高超声速飞行器飞行必然要经历低马赫数飞行过程,高超声速进气道同样要面临低马赫数不起动问题,那么进气道一旦进入不起动,存在如何

收稿日期: 2007-01-04; 修订日期: 2007-04-26

作者简介: 常军涛(1981-),男,河南漯河人,博士生,主要从事高超声速进气道流场计算及主动控制技术研究。

才能再起动的问題.不起动/再起动过程中存在两个重要的马赫数:起动马赫数和再起动马赫数,这两个马赫数在一定程度上表征了进气道的工作范围以及进气道的再起动力.对于固定几何形式的进气道,影响进气道不起动/再起动特性的因素很多,来流马赫数、来流攻角和隔离段出口反压的变化都可能影响进气道不起动/再起动特性,那么这些因素对该特性如何影响呢?这些都是需要关心的问题.

对于进气道不起动现象的研究,国内外在数值模拟和试验研究方面已经进行了大量的工作.文献[1-3]利用数值模拟研究由于自由来流条件和燃烧室压力扰动引起的进气道不起动现象,文献[4-5]针对轴对称进气道研究了攻角引起的不起动现象,文献[6-7]分析了影响进气道工作状态的主要因素,并研究了进气道起动/不起动特性.文献[8-11]对高超声速进气道不起动现象进行数值模拟研究,分别分析了来流低马赫数不起动和由于反压引起进气道不起动的内在物理机制,初步给出了高超声速进气道起动/不起动的判断准则.文献[12]对影响高超声速进气道起动能力的因素进行了分析,文献[13]分析了来流马赫数变化引起的进气道不起动/再起动特性.然而这些都没有对攻角变化引起的进气道不起动/再起动特性进行分析.

本文首先对典型的高超声速进气道进行了二维数值模拟,给出了攻角变化引起的高超声速进气道不起动/再起动过程中的流动特征,从流动稳定性角度阐述了进气道不起动/再起动特性形成的原因,分析了高超声速进气道不起动/再起动过程中进气道性能参数随来流攻角的变化规律,最后对进气道的再起动力进行了讨论.

1 物理模型和数值算法

本文采用的高超声速进气道模型是文献[14]提供的,是采用三道外压激波的混压式进气道.其几何结构如图 1 所示,各部分的具体几何尺寸如表 1 所示,隔离段高度 $H=0.011\text{ m}$.只计算高超声速进气道内部流场通道部分,同时考虑到处理此类开口边界条件的困难,将此模型置于一个很大的圆形区域内,然后在这些边界上给定压力远场边界条件,并利用无穷远处来流的状态来设定此边界条件,自由来流条件为 $p_\infty=8428.2\text{ Pa}$, $T_\infty=216.7\text{ K}$, $r=1.4$, $T^*=920.6\text{ K}$.隔离段出口设定为压力出口边界条件,其余边界设定为无

滑移固体边界.考虑来流马赫数、攻角两个自由度的变化,对进气道进行稳态数值模拟,其中攻角的定义如图 1 所示.

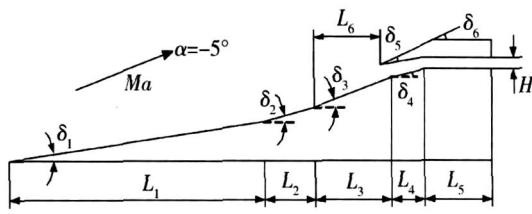


图 1 进气道-隔离段物理模型简图

Fig. 1 Geometric sketch of the inlet-isolator model

表 1 高超声速进气道几何尺寸

Table 1 Geometric measurements of the hypersonic inlet

参数	数值	参数	数值
L_1/m	0.267	$\delta_1/(\circ)$	10
L_2/m	0.068	$\delta_2/(\circ)$	15
L_3/m	0.085	$\delta_3/(\circ)$	20
L_4/m	0.035	$\delta_4/(\circ)$	14
L_5/m	0.071	$\delta_5/(\circ)$	10.2
L_6/m	0.074	$\delta_6/(\circ)$	24

计算利用 FLUENT 软件求解二维 N-S 方程,湍流模型采用 RNG $k-\varepsilon$ 模型,壁面处采用非平衡壁面函数法,它能考虑压力梯度及流动偏离对平衡状态的影响.为了更好的模拟进气道-隔离段中激波与附面层的干扰和激波的相交与反射,计算过程中先进行初算,利用 FLUENT 软件进行自适应网格处理,再进行计算.计算收敛的标准是:所有变量(8 个变量)的残差指标下降 3 个数量级,同时随迭代过程特征指标不再下降,进气道进出口的流量差小于 1%.该数值计算算法已经在文献[8-10]得到验证.

2 高超声速进气道不起动/再起动过程中的流动特征

2.1 攻角对进气道性能参数的影响

图 2 给出了高超声速进气道 ($Ma_0=4.1$) 流量系数、总压恢复系数和动能效率随来流攻角的变化规律.从图 2 可以看出,随着来流攻角的增加,总压恢复系数和动能效率逐渐降低,流量捕获系数逐渐升高.当来流攻角增加到 9° 时,进口前形成后倾激波(见图 3),波后流动出现分离,性能参数发生阶跃式变化,此时进气道出现不起动现象.参数变化的突变点为起动与不起动的分界点,定义

此时来流攻角为该来流马赫数下的不起动攻角。

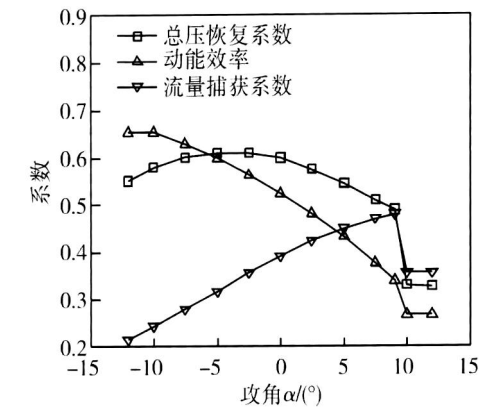


图 2 流量系数、总压恢复系数和动能效率随来流攻角的变化规律

Fig. 2 Variations of mass-captured coefficient , total-pressure recovery coefficient ,and dynamics kinetic efficiency with the Mach number of freestream

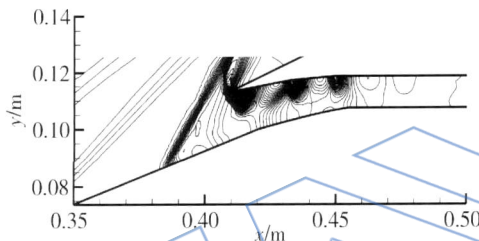


图 3 进气道不起动时等压力线

Fig. 3 Pressure contours of inlet unstarted

2.2 不起动/再起动过程的流动特征

考虑控制体 $2-2-3-3'-4-4'-2'$,如图 4 所示,截面 4-4' 的压力大于截面 2-2' 的压力,控制体内存在逆压力梯度.控制体内的流动状态取决于压力势能、粘性力和进口来流单位动能之间的关系,该流动状态也决定了进气道的工作状态.来流马赫数保持 4.1 不变,以零攻角作为初始状态,此时进气道处于起动状态,进气道速度矢量如图 5(a) 所示.随着来流攻角的增加,进气道前体压缩程度增强,进气道进口动能降低,当动能不能平衡进口来流具备的压力势能时,进口处出现分离包,该分离包并不稳定.随着时间的推移,分离包逐渐变大,直到涡的耗散与其本身能量达到平衡时,分离包不再变大并保持稳定,此时进气道内部激波系结构影响了流量捕获特性,进气道出现不起动现象,此时进气道速度矢量如图 5(b) 所示.以此流动状态作为初始条件,逐渐降低来流攻角,改变相应来流条件进行续算,分析来流攻角降低过程中进气道流场结构发生的变化.

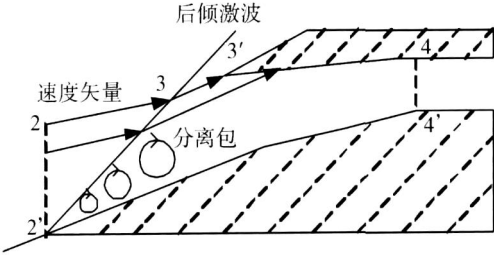
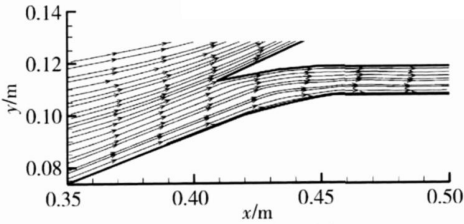
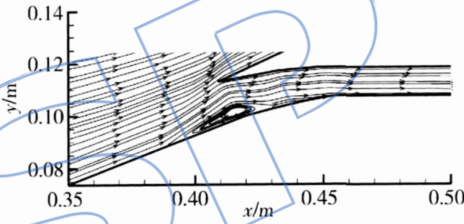


图 4 进气道不起动时分离流动示意图

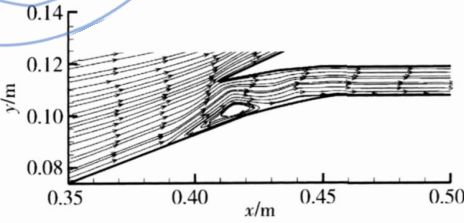
Fig. 4 Separated flow at the entrance of the inlet unstarted



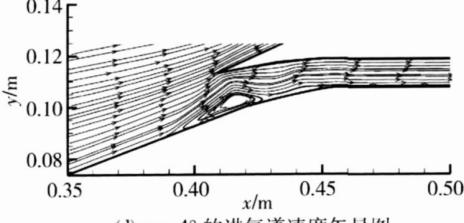
(a) $\alpha=0^\circ$ 的进气道速度矢量图



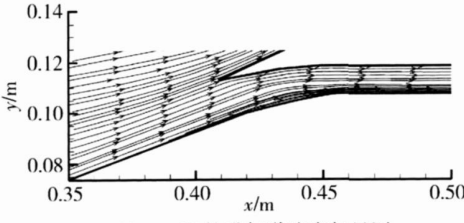
(b) $\alpha=10^\circ$ 的进气道速度矢量图



(c) $\alpha=0^\circ$ 的进气道速度矢量图



(d) $\alpha=-4^\circ$ 的进气道速度矢量图



(e) $\alpha=-5^\circ$ 的进气道速度矢量图

图 5 不同来流攻角下进气道速度矢量图

Fig. 5 Velocity vectors of hypersonic inlets at different angles of freestream

图 5(c)和图 5(d)给出了来流攻角下降过程中不同攻角下进气道流场速度矢量图。当来流攻角为 0 时,进气道速度矢量如图 5(c)所示。与进气道正常起启动相比,由于分离流的存在导致后倾激波的产生,影响了进气道的进口面积,流量捕获系数下降;由于后倾激波的存在导致压缩程度增强,静压比升高。随着来流攻角的不断降低,进气道外压缩波系压缩程度降低,进口处的马赫数增加,进口处来流动能不断增加,流动失稳导致波后分离包强度逐渐减小并向收缩段内移动。当来流攻角降低到 -4° 时,分离包强度继续减小,此时进气道速度矢量图如图 5(d)所示。当来流攻角降低到 -5° ,分离包和后倾激波消失并保持稳定,进气道完全再起启动,此时进气道速度矢量图如图 5(e)所示。

如果进气道内部波系结构不影响进气道的流量捕获特性,那么这样一种工作状态为起启动状态^[7],否则为不起启动状态。因此以流量系数作为性能参数来衡量高超声速进气道不起启动/再起启动特性,定义流量系数再闭合点为该来流马赫数下的再起启动攻角。

2.3 进气道不起启动/再起启动特性分析

图 6~图 9 分别给出了不同来流马赫数条件下高超声速进气道不起启动和再起启动过程中性能参数随来流攻角的变化规律,其中横坐标表示来流攻角,纵坐标表示进气道性能参数,静压比、总压恢复系数和静温比分别表征隔离段出口质量加权平均流场参数与来流参数的比值。从图中可以看出,在来流马赫数固定的条件下,在相同的来流攻角下,进气道再起启动过程中的性能参数与进气道从起启动到不起启动时的性能参数并不相同。在起启动到不起启动这个过程中,随着来流攻角的增加,前体斜激波的激波角增加,导致激波压缩程度增强,静压比升高,总压恢复系数下降,静温比升高;进气道实际捕获面积增加,导致流量系数增大。当来流攻角增加到 10° ($Ma_0 = 4.1$) 时,此时分离包出现,进气道出现不起启动,性能参数突然下降,与进气道不起启动状态性能参数重合。在不起启动到再起启动这个过程中,随着来流攻角的降低,前体斜激波的激波角减小,导致激波压缩程度减弱,静压比降低;总压恢复系数略有下降,静温比基本保持不变;进气道实际捕获面积减少,导致流量系数降低。当来流攻角降低到 -5° ($Ma_0 = 4.1$) 时,此时分离包消失,进气道重新起启动,性能参数突然上升,与进气道正常起启动状态性能参数重合。有关分离包产生

和消失过程的分析参考上一小节。

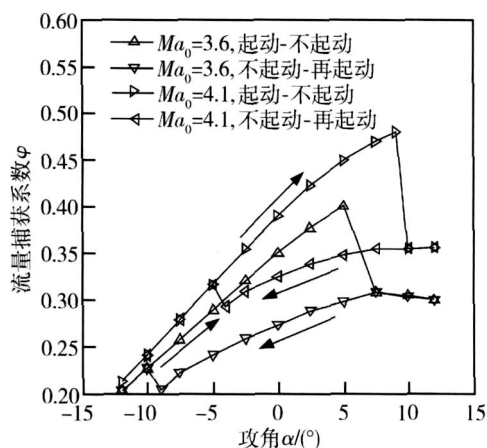


图 6 流量系数随来流攻角的变化规律

Fig. 6 Variations of mass-captured coefficients with angle of attack of the freestream

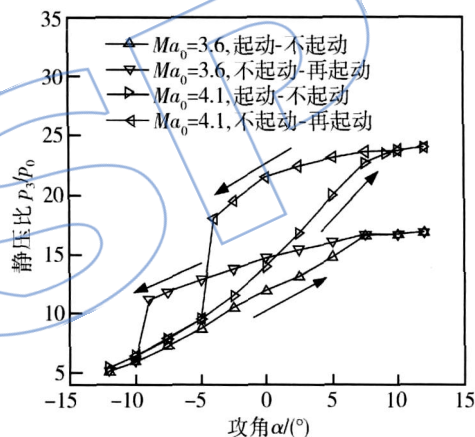


图 7 静压比随来流攻角的变化规律

Fig. 7 Variations of static pressure ratios with angle of attack of the freestream

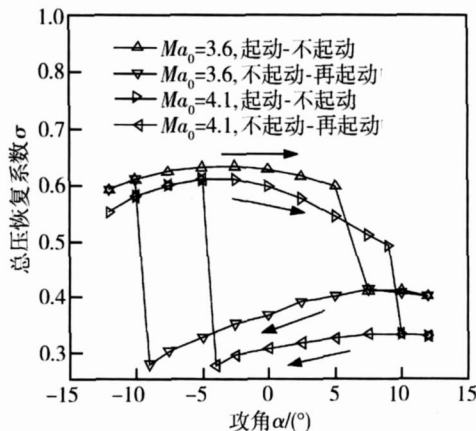


图 8 总压恢复系数随来流攻角的变化规律

Fig. 8 Variations of total-pressure recovery coefficients with angle of attack of the freestream

从图中可以看出,相同攻角下,来流马赫数对进气道性能参数的影响很大。随着来流马赫数的

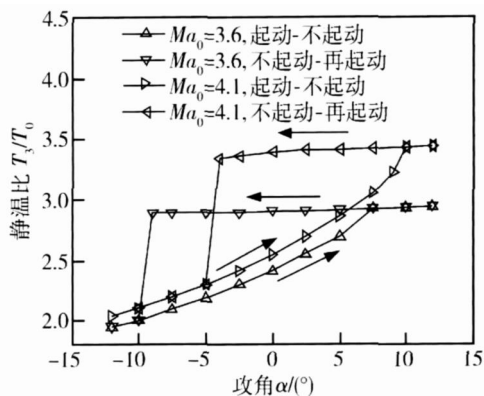


图9 静温比随来流攻角的变化规律

Fig.9 Variations of static temperature ratios with angle of attack of the freestream

增加,压缩程度增加,静压比、静温比增加,总压恢复系数降低;捕获面积增加,导致流量捕获系数增大.不同来流马赫数对应的不起动攻角和再起动机攻角并不相同,来流马赫数3.6对应的不起动攻角和再起动机攻角分别为 7.5° 和 -10° ,来流马赫数4.1对应的不起动攻角和再起动机攻角分别为 10° 和 -5° ,来流马赫数对不起动攻角和再起动机攻角的影响很大.

2.4 进气道再起动机条件分析

由上面分析可知,高超声速进气道出现不起动机现象后,降低来流攻角可以使进气道重新起动机,但再起机动的攻角和来流马赫数的大小有直接的关系,那么什么条件下能够实现再起动机呢?文献[13]分析了零攻角下来流马赫数变化引起的高超声速进气道不起动机/再起动机特性,其中存在两个马赫数,起动机马赫数 Ma_s 和再起动机马赫数 Ma_r .不同攻角下对应的起动机马赫数和再起动机马赫数并不相同,要想使得进气道重新起动机,来流马赫数 Ma_0 需大于该攻角 α 下的再起动机马赫数 Ma_r .

从图6~图9可以看出,来流马赫数3.6和4.1分别对应的再起动机攻角分别为 -10° 和 -5° ,对应的不起动机攻角分别为 7.5° 和 10° .不起动机攻角越大,进气道的变工况工作范围越宽,再起动机攻角越小,进气道再起动机就越困难.进气道运行过程中,当高超声速进气道出现不起动机状态时,合理地改变来流条件(马赫数和攻角)可以使得进气道迅速再起动机.

3 结 论

本文首先对典型的高超声速进气道进行了二维数值模拟,给出了攻角变化引起的高超声速进气道不起动机/再起动机过程中的流动特征,从流动稳定

性角度阐述了进气道不起动机/再起动机特性形成的原因,分析了高超声速进气道不起动机/再起动机过程中进气道性能参数随来流攻角的变化规律,最后对进气道的再起动机条件进行了讨论.有如下结论:

1) 来流攻角大范围内变化会造成高超声速进气道不起动机/再起动机现象的发生,其形成机理与来流马赫数变化造成的不起动机/再起动机现象类似.本文从流动稳定性分析了不起动机/再起动机现象形成的内在物理机制,本质原因归结为进气道进口处分离包的形成和消失,它决定了进气道不同的工作状态和性能参数;

2) 来流马赫数对进气道不起动机/再起动机特性有较大的影响,尤其对进气道的不起动机攻角和再起动机攻角.进气道在运行过程中,当高超声速进气道出现不起动机状态时,合理地改变来流条件(马赫数和攻角)可以使得进气道迅速再起动机.

参考文献:

- [1] Mayer D, Paynter G C. Prediction of supersonic inlet unstart caused by freestream disturbances[J]. AIAA Journal, 1995, 33(2):266-275.
- [2] Mayer D, Paynter G C. Boundary conditions for unsteady supersonic inlet analyses[J]. AIAA Journal, 1994, 32(6):1200-1206.
- [3] Neaves M D, McRae D S, Edwards J R. High-speed inlet unstart calculations using an implicit solution adaptive mesh algorithm[R]. AIAA Paper 2001-0825, 2001.
- [4] Zha G C, Knight D, Smith D. Numerical investigations of high speed civil transport inlet unstart transient at angle of attack[J]. Journal of Aircraft, 1998, 35(6):851-856.
- [5] Zha G C, Knight D, Smith D. Numerical simulation of high speed civil transport inlet operability with angle of attack[J]. AIAA Journal, 1998, 36(7):1223-1229.
- [6] Schmitz D M, Bissinger N C. Design and testing of fixed-geometry hypersonic intakes[R]. AIAA Paper 1998-1529, 1998.
- [7] Van Wie D M, Kwok F T. Starting characteristics of supersonic inlets[R]. AIAA Paper 1996-2914, 1996.
- [8] 鲍文,常军涛,郭新刚,等.超燃冲压发动机进气道不起动机仿真研究[J].航空动力学报,2005,20(5):731-735.
BAO Wen, CHANG Juntao, GUO Xingang, et al. Unstart simulation of scramjet inlets[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(5):731-735.
- [9] 鲍文,郭新刚,常军涛,等.基于粗糙集的高超声速进气道不起动机判断方法研究[J].宇航学报,2006,27:136-140.
BAO Wen, GUO Xingang, CHANG Juntao, et al. Research on judgment criterion of hypersonic inlet unstart based on rough set[J]. Journal of Astronautics, 2006, 27:136-140.
- [10] YU Daren, CHANG Juntao, BAO Wen, et al. Optimal

- classifications criterions of hypersonic inlet start/unstart [J]. Journal of Propulsion and Power, 2007, 23(2):310-316.
- [11] 袁化成,梁德旺. 高超声速侧压式模型进气道不起动特性分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2004, 36(6):683-687.
YUAN Huacheng, LIANG Dewang. Characteristic analysis of unstart performance for hypersonic side-wall inlet model[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2004, 36(6):683-687.
- [12] 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.
- [13] 袁化成,梁德旺. 高超声速进气道再起特性分析[J]. 推进技术, 2006, 27(5):390-393.
YUAN Huacheng, LIANG Dewang. Analysis of characteristics of restart performance for a hypersonic inlet [J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(5):390-393.
- [14] Carlos G R. Computational fluid dynamics analysis of the central institute of aviation motors/ NASA scramjet [J]. Journal of Propulsion and Power, 2003, 19(4):547-555.

JALSP