

一种可变内收缩比的进气道自启动数值仿真

潘鹏宇,俞宗汉,周扬,王瑞林

(南京航空航天大学 能源与动力学院,江苏 南京 210016)

摘要:设计一套变几何机构用于调节喉道面积,从而改变进气道内收缩比。在 $Ma4.0$ 的来流条件下,通过数值仿真开展二元进气道在不同内收缩比下的自启动过程研究,获得进气道在不同内收缩比下的流场特征、喉道性能参数和进气道流量系数。研究表明,进气道自启动极限内收缩比为 1.79,进气道在自启动的过程中,分离包不断减小,溢流激波逐渐向唇口移动,出口流量系数逐渐变大。

关键词:高速飞行器;发动机;进气道;内收缩比;自启动

中图分类号:TP391.9 **文献标志码:**B **文章编号:**1671-5276(2021)02-0124-03

Self-starting Numerical Simulation Test of Inlet with Variable Internal Contraction Ratio

PAN Pengyu, YU Zonghan, ZHOU Yang, WANG Ruilin

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

Abstract: A variable geometry mechanism was designed to adjust throat area to change internal contraction ratio of inlet. The self-starting process of two-dimensional inlet with different internal contraction ratio was studied by numerical simulation at $Ma4.0$ inflow conditions, by which the flow field characteristics, static surface pressure along inlet flowpath and the mass-flow coefficient were gained. The results show the self-starting contraction ratio maximum is 1.79, during the starting process of inlet, the separation bubble keeps decreasing, the overflow shock gradually moves towards the cowl and the outlet mass-flow coefficient increases steadily. After the inlet is started, the static pressure peak in internal contraction section is greatly reduced compared to the unstarted state.

Keywords: high speed air vehicle; engine; inlet; internal contraction ratio; self-starting

0 引言

在当前强调空天一体化的国际形势下,世界强国都在加快高速飞行器的发展^[1-3]。高速飞行器的发展将成为人类飞行器发展史上一个重要的里程碑。进气道作为高速飞行器的“龙头”部件,其工作状态关系着整个发动机性能。高速飞行状态时,一种处于启动状态的进气道能够向下游发动机提供品质优良的空气,是发动机稳定工作的前提,一旦进气道处于不起动状态,会造成其工作性能急剧下降,严重时会造成发动机熄火。经研究表明^[4-7]:进气道内收缩比影响着进气道的自启动性能,适当降低进气道内收缩比可以提高进气道自启动能力。进气道内收缩比是指内压段进口高度与喉道高度之比。调节进气道唇口角度和喉道高度均可改变进气道内收缩比。

KANTROWITZ A 等在一维无黏流动的前提下,假使进气道处于临界条件,此时进口处出现一道正激波,气流在喉道截面为临界音速,喉道马赫数=1,气流从进口至喉道,流量始终守恒,推导出自启动的极限内收缩比公式^[8];VAN WIE D 等参考了大量二元高速进气道的实验结果,通过对实验数据的分析,拟合了能够预测进气道自启动的极限收缩比曲线^[9],是国外较早通过实验研究进气道自启动极限收缩比的学者之一;国内冯定华等设计一套可旋转唇口的二元进气

道,通过旋转唇口角度改变进气道内收缩比,并对不同内收缩比下进气道自启动过程开展了实验研究^[10]。

本文设计了一套调节喉道高度的变几何机构,通过调节喉道高度改变进气道内收缩比,对不同内收缩的进气道开展数值仿真研究,探究了相关进气道自启动过程,并得到可使进气道自启动的极限内收缩比。

1 研究对象

本文设计的变几何机构由转动压缩板 1、转动圆弧板 2、作动喉道板 3、转动圆弧板 4 和转动伸缩板 5 五个可动部件构成(图 1)。1 左端与进气道第二级压缩段铰接,5 右端与进气道涡轮通道铰接,1-4 之间通过铰链连接,5 可在 4 中滑动伸缩,3 下方安装了作动筒,可驱动 3 沿图中竖直方向上下作动,整个变几何包括 5 个可动部件,5 个转动副,2 个滑动副,整套机构自由度为 1。在变几何的过程中,作动筒驱动主动件 3 单自由度竖直向下作动,便可以调节进口高度 H_c 和喉道高度 H_t ,进而改变进气道内收缩比 I_{CR} 。

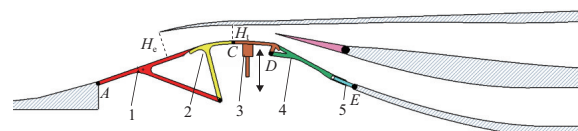


图 1 变几何机构原理图

第一作者简介:潘鹏宇(1995—),男,河南商丘人,硕士研究生,研究方向为高超声速进气系统。

2 数值仿真方法

2.1 模拟进气道自启动方法

国内外学者对进气道的自启动特征开展了一系列数值仿真研究,常用的数值仿真方法可归纳为以下3种:

1)在设置边界条件的过程中,将进气道的出口设置为壁面条件,在某一马赫数下开展数值仿真工作。进气道出口由于被设置为壁面,内通道流动产生壅塞,获得进气道不起动流场结果。然后将进气道出口改为超音出口或压力出口,以获得的不起动流场结果进行续算,若续算的最终结果显示分离包被吞入喉道,进气道具有起启动状态的流动特征,则此进气道在某一马赫数下具有自启动能力。该方法属于一种定常的计算方法。

2)以一较低的马赫数为初始条件进行仿真,获得进气道在低马赫数下的不起动流场,在此不起动流场的结果上逐渐增大来流马赫数;数值收敛后继续增大来流马赫数,直至增加到某一马赫数,流场收敛后若结果显示分离包被吞入喉道,进气道具有起启动状态的流动特征,则此进气道在某一马赫数下具有自启动能力。该方法也属于一种定常的计算方法。

3)进行非定常加速起动的数值仿真,随着时间的增加,来流马赫数逐渐增大,此时内流通流动特征也在随时间的增加而变化;当分离包被吞入喉道,进气道具有起启动的流动特征,则此时刻对应的来流马赫数即为自启动马赫数。该方法属于一种非定常的计算手段。

以定常的方式进行数值仿真可以节约大量的计算时间和计算机储存资源,目前国内学者通常采用第2)种方法进行进气道自启动数值仿真。本文采用第2)种定常逐渐增加马赫数的方法开展进气道自启动过程仿真工作。

2.2 数值计算方法

计算湍流模型采用 $k-e$ 湍流模型,采用标准壁面函数进行修正,壁面采用无滑移壁面,出口采用压力出口。进

气道造型采用结构化网格。考虑到进气道的对称性,本文采用一半进气道造型进行数值仿真,近壁处网格进行加密,壁面附近 y^+ 在 30~60 之间,满足湍流模型要求,总网格数量约 450 万(图 2)。

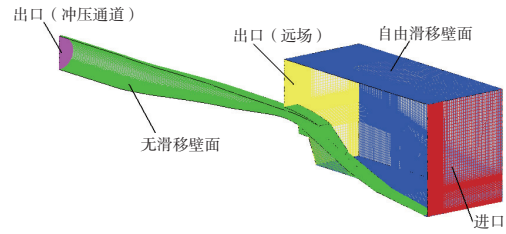


图2 进气道网格划分及边界条件设置

3 分析与讨论

图3所示为设计态下不同内收缩比情况下的对称面 Ma 云图。 $I_{CR}=2.32$ 时,进气道内收缩比最大,进气道处于不起动状态,内压段前段至喉道处存在大分离包。分离包具有较高的逆压梯度,气流只能从分离包与上壁面所夹的空间中流入内通道,进气道内通道处于壅塞状态。分离包前缘处诱导出一道分离激波,分离激波与外压段波系相互干涉,形成一道弯曲溢流激波。随着内收缩比的减小,分离包逐渐减小,内通道流通空间逐渐增大,唇口外侧溢流激波逐渐向唇口的方向移动; $I_{CR}=1.91$ 时,分离包明显减小,内通道流通空间明显增大,此时唇口前出现一道脱体弓形波; $I_{CR}=1.85$ 时,唇口激波出现,进气道外强溢流激波消失,但进气道内流道仍存在大面积分离区,进气道处于临界不起动状态,分离激波与唇口激波在内流道内相互干涉; $I_{CR}=1.79$ 时,原本存在内通道的大片分离区被吞入喉道,唇口斜激波出现并打在下壁面,在激波附面层干扰下,下壁面出现了微小的分离区,进气道内压段流动顺畅,进气道处于起启动状态,来流性能品质恢复正常。

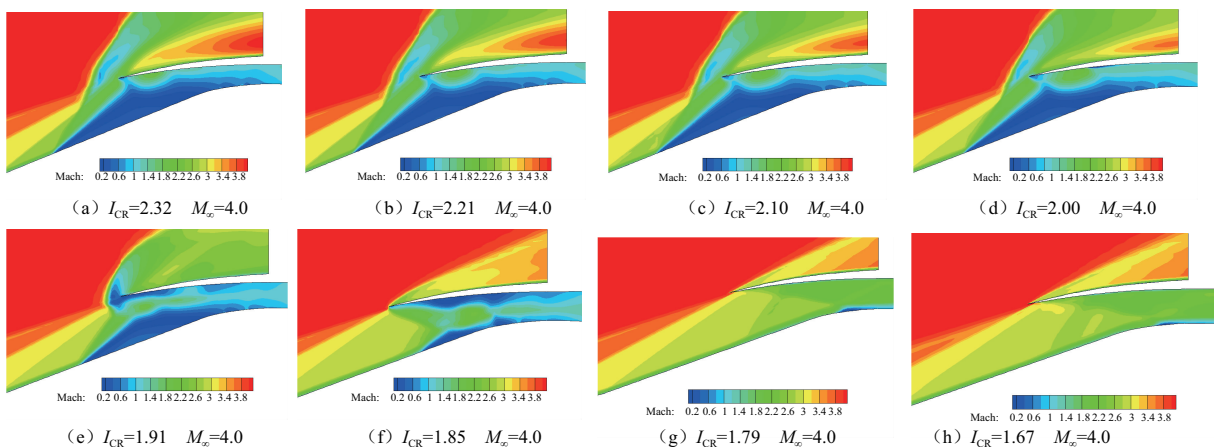


图3 设计态下不同内收缩比 Ma 云图

图4为不起动状态二维流线图。分离包与进气道上壁面形成了气动喉道,但气动喉道面积远远小于真实喉道

面积,气流在新气动喉道面积处严重壅塞;进气道入口前出现溢流激波,气流在溢流激波的作用下发生偏转,向进

气道外侧溢流,只有部分来流经气动喉道流入进气道内通道。流线图表明分流包内存在着大片的回流区,这是由下壁面低能流在高逆压梯度下产生的,内收缩比越大,气流压缩程度越高,内压段逆压力梯度越高,进气道越易发生不起动状态。当不起动状态发生时,壁面附近的低能流在高逆压梯度的作用下发生回流,形成分离包,分离包诱导分离激波与外压段斜激波相互干涉产生强溢流激波,造成进气道性能急剧下降。

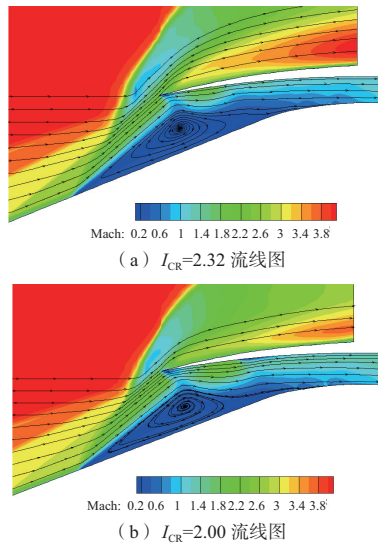


图4 不同内收缩比不起动状态流线图

设计态下不同内收缩比下的喉道性能参数如图5所示。内收缩比越小,分离包与上壁面形成的气动喉道面积越大,弓形激波离唇口越近,唇口溢流量逐渐减小,进气道流量系数逐渐增大;不起动状态下,各内收缩比对应的喉道马赫数始终维持音速附近,相差不大,但起启动状态恢复后,进气道内压段流动通畅,喉道马赫数大幅度增加,且总压恢复和流量系数等评价进气道性能指标的参数远大于不起动状态,因此一个保持起启动状态工作的进气道对飞行器至关重要。

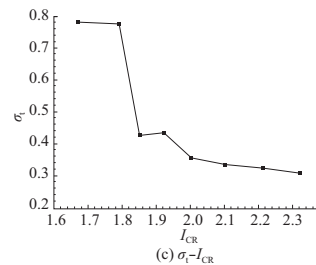
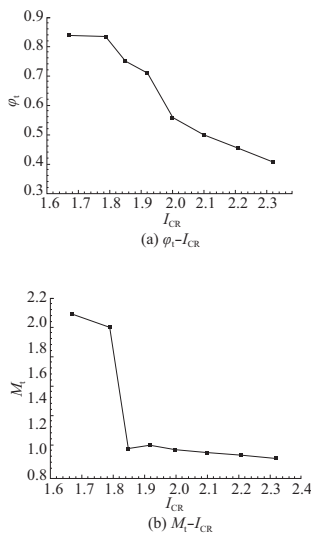


图5 不同内收缩比下的喉道性能参数

4 结语

1) 低能流在高逆压力梯度的作用下形成回流,进气道下壁面出现大片的分离区,分离区与上壁面形成了新的气动喉道,新气动喉道面积较小,产生内流道壅塞状态,造成了进气道不起动。

2) 设计了一套变几何机构,该变几何机构简单可调,易于控制。采用变几何辅助措施提升进气道自启动性能,其原理在于减小进气道内收缩比,降低内压段逆压力梯度,避免低能流发生回流,形成大面积分离区。本文采用变几何辅助措施后,进气道能够实现自启动,自启动极限内收缩比为 1.79。

3) 逐渐减小内收缩比,使进气道由不起动至起动的自启动过程中,溢流激波逐渐向唇口靠近,出口流量系数逐渐增大。当进气道恢复起启动状态后,存在于内压段的分离区和唇口外的溢流激波消失,进气道喉道性能参数大幅度上升。

参考文献:

- [1] 温杰. “黑鸟之子”初露端倪 SR-72 高超音速无人机[J]. 兵器知识, 2014(1):38-40.
- [2] TANG M, MAMPLATA C. Two steps instead of a giant leap – an approach for air breathing hypersonic flight [C]// Aiaa International Space Planes & Hypersonic Systems & Technologies Conference, 2011.
- [3] 王巍巍, 郭琦, 曾军, 等. 国外 TBCC 发动机发展研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2012, 25(3):58-62.
- [4] LEMAY S P, BATILL S M, NELSON R C. Vortex dynamics on a pitching delta wing [J]. Journal of Aircraft, 2012, 27(2):131-138.
- [5] LEMAY S P, BATILL S M, NELSON R C. Leading edge vortex dynamics on a pitching delta wing characteristics of an aircraft at high angles of attack [J]. Journal of Aircraft, 2013, 27(2):131-138.
- [6] GAD-EL-HAK M, HO C M. The pitching delta wing[J]. AIAA Journal, 1985, 23(11):1660-1665.
- [7] 吕志咏, 祝立国, 张明禄. 三角翼前缘涡破裂形式及特性研究[J]. 力学学报, 2006, 38(1):113-118.
- [8] KANTROWITZ A, DONALDSON C. Preliminary investigation of supersonic diffusers[R]. Watertown Report, 1945.
- [9] VAN WIE D, KWOK F, WALSH R. Starting characteristics of supersonic inlets [C]//32nd Joint Propulsion Conference and Exhibit. Lake Buena Vista, FL, USA. Reston, Virginia: AIAA, 1996.
- [10] 冯定华, 范晓楠, 丁国昊, 等. 一组不同内收缩比二维进气道唇口开启过程实验研究[J]. 实验流体力学, 2008, 22(3):18-22.

收稿日期:2020-02-28