

一种高超声速进气道加速自起动的实验方法

谢文忠¹, 葛 严^{1,2}, 赵 昊², 靖建朋³

- (1. 南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016;
2. 中国航空发动机集团 湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002;
3. 中国人民解放军 驻西安飞机工业(集团)有限责任公司军事代表室, 西安 710089)

摘 要: 为了探寻在地面常规暂冲式风洞中开展高超声速进气道加速自起动实验的可行性,提出了基于前遮板的高超声速进气道连续变攻角加速自起动实验方法。该实验方法通过将安装有前遮板的进气道模型在风洞实验段整体从极限正攻角旋转至极限负攻角,前遮板会产生激波对远前方气流减速,或产生膨胀波对远前方气流加速,而位于前遮板下游的进气道即可获得加速自起动过程所需连续加速的来流条件。通过数值仿真对所提出的加速自起动实验方法进行了验证。研究结果显示:以 $2(^{\circ})/s$ 的角速度整体旋转基于前遮板的高超声速进气道模型,其起动马赫数与高超声速进气道自身加速自起动马赫数相差在 1% 以内,表明基于前遮板的高超声速进气道连续变攻角加速自起动实验方法能够被用于在常规暂冲式风洞中开展高超声速进气道加速自起动实验研究。

关 键 词: 高超声速进气道; 加速自起动; 实验方法; 前遮板; 连续变攻角

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

A test method for accelerating self-start of hypersonic inlets

XIE Wenzhong¹, GE Yan^{1,2}, ZHAO Hao², JING Jianpeng³

- (1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,
College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Hunan Aviation Powerplant Research Institute,
Aero Engine Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China;
3. Military Representative Office in Xi'an Aircraft Industry (Group) Company Limited,
The Chinese People's Liberation Army, Xi'an 710089, China)

Abstract: To explore the feasibility of testing the accelerating self-start ability of hypersonic inlets in a blow-down wind tunnel, a self-starting test method based on continuous varying attack angle of a shielding plate fixed on the upstream hypersonic inlets was developed. In the test, the hypersonic inlet, together with a shielding plate, rotated from the limiting positive attack angle to the limiting negative attack angle. The shielding plate decelerated the freestream by shock wave, or accelerated the freestream by expansion waves. Hence, the continuous accelerating freestream downstream the shielding plate can be obtained for the inlet. The test method was verified with numerical simulations. Results show that: the devia-

收稿日期: 2016-12-06

作者简介: 谢文忠(1981—),男,副教授,博士,主要从事内流气体动力学方面研究。

引用格式: 谢文忠,葛严,赵昊,等. 一种高超声速进气道加速自起动的实验方法[J]. 航空动力学报, 2018, 33(6): 1475-1483. XIE Wenzhong, GE Yan, ZHAO Hao, et al. A test method for accelerating self-start of hypersonic inlets[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(6): 1475-1483.

tion of the starting Mach number in the rotating process of the hypersonic inlet with a shielding plate at an angular velocity of $2\ (^{\circ}) / \text{s}$ and the inlet self-starting Mach number is within 1% , indicating that the method based on the continuous varying attack angle of a hypersonic inlet with a shielding plate can be used to test the self-starting ability of hypersonic inlets in a blow-down wind tunnel.

Key words: hypersonic inlets; accelerating self-start; test method; shielding plate; continuous varying attack angle

高超声速进气道作为超燃冲压发动机的重要部件,其性能直接关系到发动机和飞行器的总体性能与工作稳定性。自启动性能是制约高超声速进气道气动性能与稳定工作裕度的关键因素之一。高超声速飞行器在真实高空飞行过程中,在到达超燃冲压发动机接力工作点之前是一个缓慢加速的过程^[1],当加速到超燃冲压发动机最低工作马赫数(即转级马赫数)时要求进气道能够实现从不起动状态到起动状态的转换。通常界定这种起动方式为高超声速进气道加速自起动过程^[2],并且文献[3]指出高超声速进气道的加速自起动过程虽为动态非定常过程,但实际飞行中的加速度还不足以改变其起动特性,因此整个加速自起动过程可认为是一个准定常过程。但是,由于当前地面高超声速风洞无法实现连续变马赫数,在开展进气道加速自起动实验时还存在明显不足,比如高超声速风洞运行前期的非定常效应对进气道的加速自起动过程会产生影响。文献[4-5]中已开展的高超声速进气道加速自起动性能实验均是直接将进气道放置在高超声速风洞中开展实验研究的。Van Wie、Grainger、徐晓等^[6-8]通过研究均发现非定常效应对进气道起动性能影响较大。为了避免风洞运行前期的非定常效应,一些学者在开展高超声速进气道实验时通过采用预堵塞后撤除的再起动方式来考察该进气道在当前来流条件下的自起动能力^[9-13]。而这种采用预堵塞后撤除的再起动方式与进气道真实的加速自起动过程是否存在差异还有待于进一步研究。此外,还有一些学者^[14]通过采用连续调节进气道的内收缩比,来获得进气道在某一内收缩比下从不起动状态到起动状态的转变过程,但这种方法只能获取进气道在某一固定马赫数下的自起动能力。

上述研究工作鲜有涉及探寻高超声速进气道地面风洞加速自起动实验方法的研究。本文提出的基于前遮板的高超声速进气道连续变攻角加速自起动实验方法有望应用于高超声速进气道加速自起动过程的实验研究。

1 自起动实验方法原理介绍

1.1 原理介绍

如图 1 所示(其中 Ma_{∞} 为远前方来流马赫数, Ma_0 为进气道上游来流马赫数,即自由来流马赫数),进气道上游固定安装一前遮板,当实验模型预先处于一个正攻角的位置时,远前方气流经过进气道下方的遮板时会产生斜激波,使得气

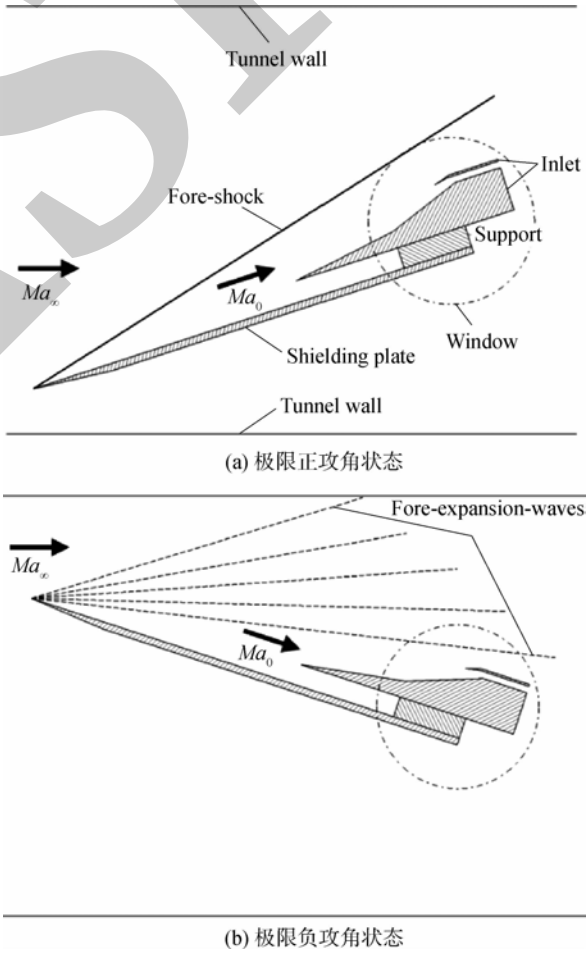


图 1 基于前遮板的高超声速进气道连续变攻角加速自起动实验方案示意图
Fig. 1 Sketch of accelerating self-starting test method for hypersonic inlet with shielding plate based on continuous varying attack angle

流减速,从而达到降低进气道上游来流马赫数的目的。在攻角不断减小过程中,风洞实验段不变的气流条件在实验模型不同攻角下经过前遮板之后就会造成进气道上游连续加速的气流条件。而当攻角已减小到 0° ,若前方气流的参数仍然不能使进气道建立起动流态,可以让进气道和前遮板继续旋转,模型进入负攻角状态,这样气流经过前遮板之后会产生膨胀波,气流继续被加速。考虑到风洞自身开启时的起动问题,可以让实验模型在风洞运行初期保持 0° 攻角。待风洞完成起动并稳定运行之后,接着将实验模型旋转至极限正攻角位置,使得进气道出现不起动流态;随后,实验模型开始重新往回旋转,当旋转至某一负攻角下,进气道建立起动状态,则表明实验模型在该负攻角下前遮板所对应的波后气流参数能够使进气道建立起动状态。

在该加速自起动实验方法中,进气道相对于其上游来流一直近似保持 0° 攻角不变,且进气道本身没有任何可调型面对不起动流场产生干扰,从而使得进气道的加速自起动实验过程与真实飞行过程中的加速自起动过程相似度极高,这也是与以往加速自起动实验方法的显著不同之处。

此外,暂冲式超声速风洞的有效工作时间通常能够达到 40 s 左右,有充足的时间完成实验模型整个旋转过程。并且在极限正攻角下进气道能够获得相对较低的自由来流马赫数,而在极限负攻角下进气道能够获得相对较高的自由来流马赫数。以风洞实验段马赫数为 3.5(即本实验方法中的远前方来流马赫数 Ma_∞) 的喷管为例,当实验模型处于 18° 正攻角时,前遮板前沿斜激波后即进气道上游来流马赫数 $Ma_0 = 2.42$;而当实验模型处于 18° 负攻角时,前遮板前沿膨胀波束后即进气道上游来流马赫数 $Ma_0 = 4.96$ 。能够获得较为宽广的进气道上游来流马赫数范围。由于受到风洞洞壁限制和风洞运行堵塞度要求,实验模型尺寸与进气道加速自起动实验过程进气道上游来流马赫数范围大小息息相关。模型越小,能

够获得的进气道上游来流马赫数范围越大。

1.2 前遮板长度确定

下面具体结合一种二元高超声速进气道给出前遮板长度 L_s (即进气道前缘与前遮板前缘之间的轴向距离)的计算方法。假设进气道的捕获高度为 H_i ,第一级外压缩角为 δ_1 ,激波封口状态(即设计状态)下第一级压缩激波角为 β_{1d} 。首先由风洞来流马赫数 Ma_∞ 以及进气道所要求的最小来流马赫数 Ma_{0min} 可得实验模型在极限正攻角下气流经平板压缩的激波角 β_0 。

在极限正攻角下,进气道第一级压缩面对应的激波角为 β_1 。结合图 2 工作原理图,以下给出了前遮板与进气道在极限正攻角下前遮板长度的计算公式:

$$l = \frac{H_i}{\tan \beta_{1d}} \quad (1)$$

$$h_0 = l \tan \delta_1 \quad (2)$$

$$h_1 = H_i - h_0 = H_i - l \sin \delta_1 \quad (3)$$

$$h_2 = \gamma h_1 \quad (4)$$

$$L_s \geq \left[\frac{h_2 \cos \beta_1}{\sin(\beta_1 - \delta_1)} \sin \delta_1 + h_2 + h \right] \cot \beta_0 - \frac{h_2 \cos \beta_1}{\sin(\beta_1 - \delta_1)} \cos \delta_1 \quad (5)$$

式(1)~式(5)中 l 为进气道前缘距唇罩入口处的水平距离; h 为前遮板与进气道底部之间的间隔高度; h_0 为第一级压缩面延伸至唇罩前缘截面对应的高度; h_1 为进气道捕获高度 H_i 和高度 h_0 之差; h_2 为 h_1 放大之后的高度; γ 为放大系数, γ 可取 1.1~1.2;在式(5)中,为了防止前遮板的边界层的生长影响到进气道前缘主流参数, h 的值应当取大于前遮板的边界层厚度,并且 h 的值可以通过预先的数值仿真得到。

结合图 3 给出的极限负攻角下的工作原理图,式(6)和式(7)给出了前遮板在极限负攻角下,前遮板长度的计算公式

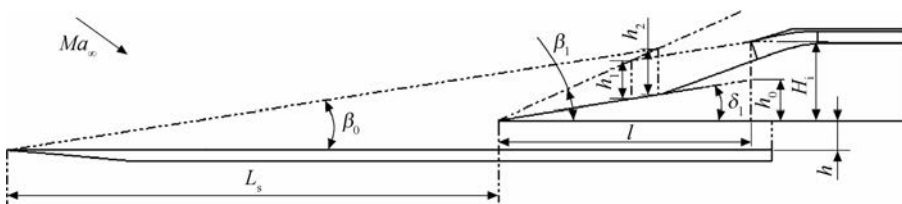


图 2 极限正攻角状态前遮板计算示意图

Fig. 2 Sketch of the calculation of the shielding plate at limiting positive attack angle

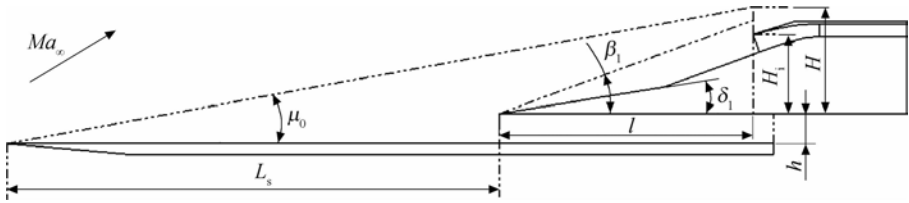


图 3 极限负攻角状态前遮板计算示意图

Fig. 3 Sketch of the calculation of the shielding plate at limiting negative attack angle

$$H = \gamma \frac{l}{\cot \beta_1} \tag{6}$$

$$L_s \geq \frac{H+h}{\tan \mu_0} - l \tag{7}$$

其中 μ_0 为极限负攻角状态下,气流经过前遮板所产生的最后一道马赫线后所对应的当地马赫角。

综上,为了确保前遮板在极限正攻角和极限负攻角下产生波系均不会干扰到进气道入口处的波系,前遮板长度 L_s 必须选取式(5)和式(7)中的较大值。

总体来看,前遮板长度随着加速自起动实验攻角变化范围的增加而增加。

2 数值方法与算例验证

2.1 数值模拟方法

首先,本文采用 Fluent 6.3 软件对基于前遮板的二元高超声速进气道连续变攻角加速自起动实验方案进行非定常数值模拟,利用动网格技术实现进气道模型整体连续旋转过程,通过运用用户自定义函数(user-defined functions,UDF)控制进气道模型整体的旋转速度,旋转角速度设置为 $2(^{\circ})/s$ 。其次,为了考察进气道加速自起动过程与这种基于前遮板连续变攻角起动过程的相似性,对撤去前遮板的进气道模型缓慢加速自起动过程进行了非定常数值仿真。其中,自由来流的加速度设置为 $1.5g^{[1]}$ (g 为重力加速度),攻角为 0° 。考虑到前遮板边界层发展对主流参数的影响,自由来流静参数取自临界起动状态下进气道前缘的主流参数(这些气动参数易于在实验中测量与换算得到),且保持不变,仅通过增加自由来流马赫数实现加速过程。

本文的数值方法中,无黏对流项采用的是基于 Roe 格式和 MUSCL(monotonic upstream-centered scheme for conservation laws)插值的二阶迎风格式,无黏对流项采用二阶中心插分格式。湍流模型选用 S-A(Spalart-Allmaras)模型;黏度由 Sutherland 公式给出。在计算过程中监测方

程残差,计算收敛准则为:连续方程、能量方程、动量方程以及 S-A 方程的残差下降三个数量级以上或继续迭代残差不再下降。以此来确保每一时间步内计算结果收敛。其中,非定常流场的计算采用双时间步进隐式的时间离散方法^[15-16],时间步长 t 取 $10^{-5} s$,单个时间步长内迭代 100 步,以确保每个时间步长瞬态流动收敛。

非定常仿真工作均是对二元高超声速进气道的二维流场开展数值仿真研究。在连续变攻角过程的非定常计算中,整个计算域网格采用结构化四边形网格和非结构化三角形的混合网格。带前遮板的进气道模型所在的旋转区域采用结构化网格,而其他区域采用非结构化网格。同时为了准确模拟边界层的流动,对壁面网格进行加密处理,以确保绝大部分壁面处的 y^+ 值在 1 左右。图 4 给出了整个计算域的网格(图中横坐标 x 表示计

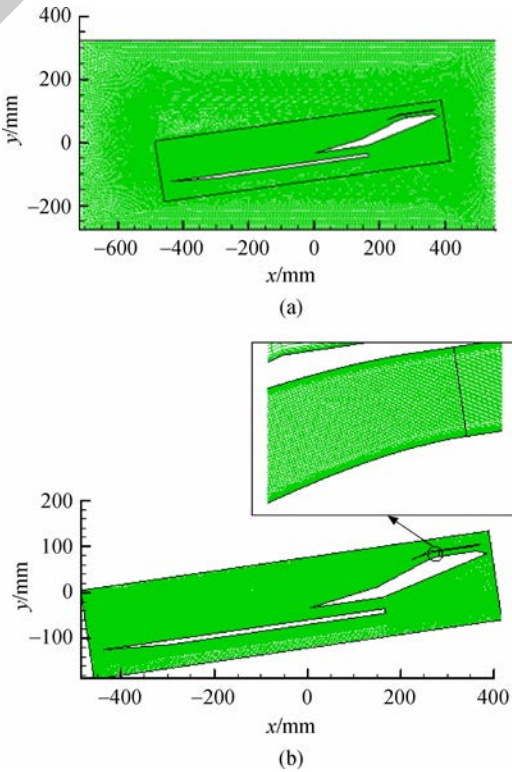


图 4 计算域网格

Fig. 4 Mesh of computational domain

算域沿自由来流方向的坐标,纵坐标 y 表示计算域垂直于来流方向的坐标),整个计算域的网格量控制在 13 万左右。数值模拟过程中采用的边界条件为:计算域左侧进口、上边界和下边界采用的是压强远场,其自由来流条件选取常规驻冲式超声速风洞 $Ma_\infty=3.5$ 的实验条件(自由来流静压 $p_0=6509\text{ Pa}$ 、自由来流静温 $T_0=84\text{ K}$);计算域右侧出口采用压强出口,其出口静压与远场来流静压相同;进气道和前遮板固壁设置为绝热无滑移壁面边界条件。

2.2 算例验证

高超声速进气道在处于不起动状态下,其主要的流场特征表现为在内压缩段入口处或内部存在大规模的流动分离^[17],本文称为主分离包,主分离包所在区域的压升直接影响进气道的加速自起动性能。因此,所采用计算方法能否准确模拟主分离包所在区域的压力变化至关重要。本文以国防科技大学 WANG Zhenguo 教授等在文献[18]中给出的进气道不起动实验结果作为算例对本文算法进行验证,计算中的几何构型和实验条件与文献[18]一致。图 5 给出了进气道下壁面沿程静压(p)分布的数值仿真结果和实验结果对比,图中静压 p 用干扰区上游静压 p_1 无量纲化。可以看出,数值仿真结果和实验结果整体上吻合较好,表明本文所采用的计算方法对不起动状态下主分离包所在区域的分离激波压升、再附位置处的压升以及干扰区沿程压力分布预测均具有较高的可信度,能够用于包含主分离包的高超声速进气道自起动过程的仿真研究。

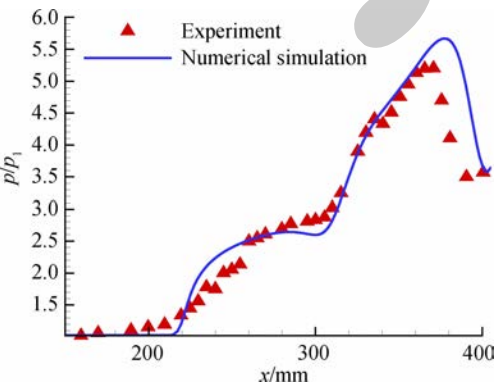


图 5 入口附近壁面沿程静压分布的实验和仿真对比
Fig. 5 Comparison of wall static pressure distribution near inlet between test data and numerical simulation

3 物理模型

图 6 给出了二元高超声速进气道和前遮板的几何构型与关键设计参数。该进气道激波封口马赫数为 6.0,捕获高度 $H_1=71.6\text{ mm}$,两级外压缩角依次为 9° 和 11° ,唇罩起始压缩角为 6° 。进气道喉道高度 $H_t=11.4\text{ mm}$,内收缩比 $r_{ic}=1.5$,等直隔离段长度为 $7H_1$,前遮板长度为 $39.5H_1$ 。

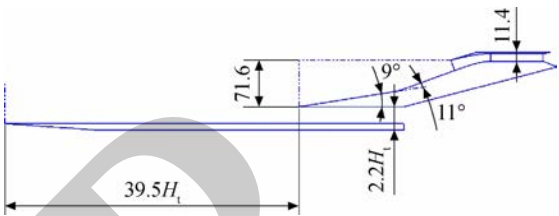


图 6 进气道结构示意图(单位:mm)
Fig. 6 Sketch of inlet structure (unit:mm)

4 结果分析

4.1 二维数值仿真结果

图 7 给出了基于前遮板的高超声速进气道连续变攻角过程的马赫数云图。在攻角 $\alpha=13^\circ$ 的初始状态下,进气道出现了二元高超声速进气道典型的不起动流场结构。随着攻角逐渐增加,不起动流场结构逐渐被吞过喉道,当 $\alpha=-11.66^\circ$ 时进气道实现了起动。即此进气道变攻角起动的极限来流条件为风洞来流马赫数 $Ma_\infty=3.5$ 气流经前遮板膨胀 11.66° 之后的气流条件。考虑到前遮板边界层发展以及实际应用中可能存在前遮板前缘钝化对主流参数的影响,可进一步选取此时进气道上游来流参数($Ma_0=4.32$, $p_0=2\,153\text{ Pa}$, $T_0=61.3\text{ K}$)作为加速自起动极限来流条件。为了考察进气道加速自起动过程与这种基于前遮板连续变攻角起动过程的相似性,对撤去前遮板的进气道模型缓慢加速自起动过程(来流静参数分别选取 $p_0=2\,153\text{ Pa}$, $T_0=61.3\text{ K}$)进行了非定常数值仿真,其中,攻角 $\alpha=0^\circ$ 。图 8 给出了高超声速进气道连续加速自起动过程的马赫数云图,图 8 中气流经过前遮板攻角 $\alpha=13^\circ, 0^\circ, -10^\circ$ 后进气道上游来流马赫数 $Ma_0=2.71, 3.48, 4.20$ 。可以看出,进气道加速自起动马赫数为 4.35,仅比连续变攻角起动马赫数高 0.03,相对误差仅为 0.7%。不仅如此,通过对比相应状态下的流动图谱可知,这两种起动过程的流场结构经历的变化过程极为相似。所以从二维角度来看,本文提出

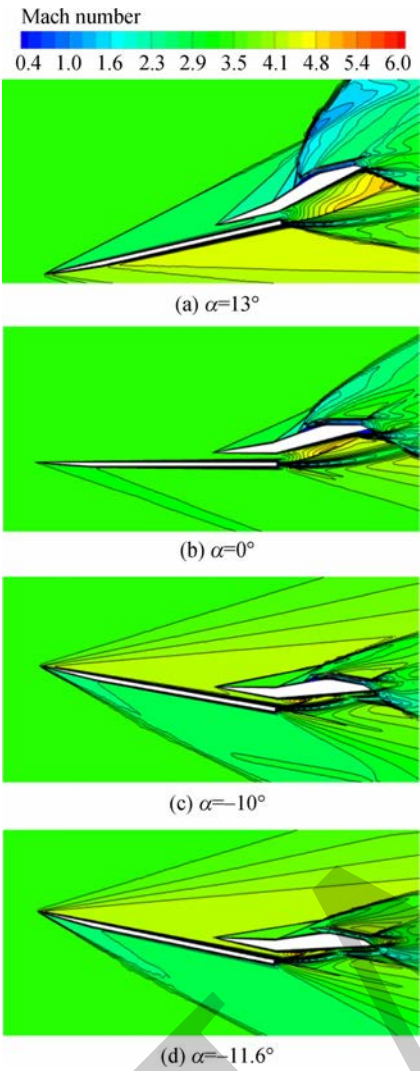


图 7 基于前遮板的高超声速进气道连续变攻角过程二维非定常仿真马赫数云图

Fig. 7 Mach number contours of two-dimensional unsteady simulation for hypersonic inlet with shielding plate based on continuous varying attack angle

的基于前遮板的高超声速进气道连续变攻角加速自起动实验技术方案初步可行。

本文保持带前遮板的进气道模型固定,通过改变计算域远场边界条件的气流攻角来增加进气道上游来流马赫数,开展准定常的数值仿真研究。在进气道临近起动状态时 $\Delta\alpha=0.01^\circ$ 。计算得到进气道起动时对应的来流攻角 $\alpha=-11.6^\circ$,与非定常计算结果仅差 0.06° ,折合的进气道上游起动马赫数仅相差 -0.1% ,说明整体模型以 $2(^{\circ})/s$ 的角速度旋转引起的非定常效应甚微,同时也表明两种计算方法的计算结果比较接近。另外,文献[3]指出高超声速进气道的自起动过程虽为动态非定常过程,但实际飞行中的加速度还不足以改变其起动特性,因此也可作为准定常流场进行

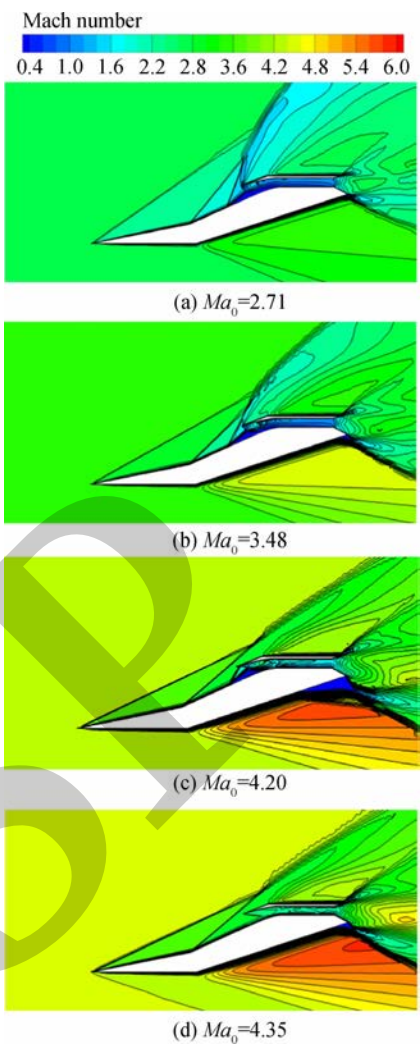


图 8 高超声速进气道连续加速自起动二维非定常仿真马赫数云图

Fig. 8 Mach contours of two-dimensional unsteady simulation for hypersonic inlet based on acceleration self-starting

求解。南京航空航天大学陈卫明^[19]采用准定常和非定常两种数值方法对二元高超声速进气道的加速自起动过程进行了对比研究,结果发现两种数值方法得到的加速自起动马赫数一致。

4.2 三维数值仿真结果

鉴于文中第 4.1 节通过改变计算域远场气流边界条件和动网格改变气流攻角两种非定常数值仿真方法计算结果比较接近,且准定常数值仿真方法可用于高超声速进气道加速自起动过程研究。同时考虑三维非定常动网格数值仿真计算量巨大,所以利用准定常仿真方法计算了带前遮板的二元高超声速进气道三维模型变攻角起动过程,并利用准定常仿真方法计算了卸除前遮板进气道的加速自起动过程(与二维相似,静参数取自

临界起动攻角下的进气道前缘主流),在进气道临近起动状态时,自由来流逐渐增加的马赫数间隔为 0.01。此处主要是为了考察前遮板侧向三维效应对进气道上游流场均匀性的影响,进而可能对进气道加速自起动性能的评估造成影响。

考虑到几何模型以及三维流场的对称性,同时为了减少计算量,提高计算效率,对进气道的一半进行数值仿真。图 9 给出了进气道的一半模型示意图,进气道两侧采用后掠侧板,后掠角度为 45° ,喉道宽高比为 3.5。前体的宽度与内压缩段宽度之比为 2.25,前遮板的宽度与进气道前体宽度比为 4.44。图 10 给出了三维模型计算域的网格。其中,前遮板前端至远场进口的距离为 80 mm,整个计算域高度为 600 mm,半宽度为 300 mm。边界条件设置与二维模型的不同之处在于:远场出口和进气道出口分开,均为压强出口,其压强设置为自由来流静压。

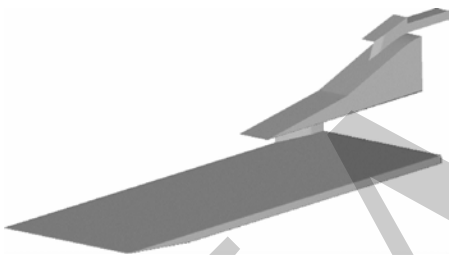


图 9 三维进气道模型示意图
Fig. 9 Sketch of three-dimensional inlet model

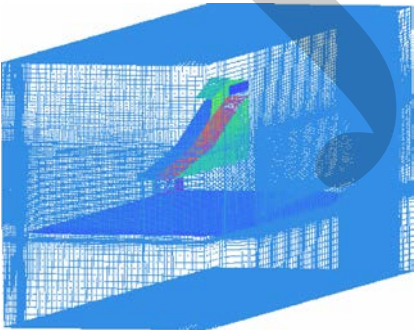


图 10 三维计算域的网格
Fig. 10 Three-dimensional calculating mesh

图 11 和图 12 分别给出了这两个变化过程对应状态下的马赫数分布图谱。可以看出,在变攻角过程中,进气道起动对应的攻角 $\alpha = -7.5^\circ$,此时,进气道前缘主流参数为 $Ma_0 = 3.98$, $p_0 = 3309\text{ Pa}$, $T_0 = 69.3\text{ K}$ 。此处需要指出的是,由于三维流动效应,三维进气道模型不起动时在唇罩

入口处存在显著的横向溢流,使得其自起动性能优于二维进气道模型^[20]。在进气道加速自起动中,进气道的加速自起动马赫数为 4.0。两者仅相差 0.5%。不仅如此,通过对比流动图谱可知,这两种起动过程的流场结构经历的变化过程也极为相似(图 12 中 $Ma_0 = 2.71, 3.48, 3.95$ 分别对应于气流经过前遮板攻角 $\alpha = 13^\circ, 0^\circ, -7^\circ$,进气道上游来流的马赫数)。所以从三维角度来看,本

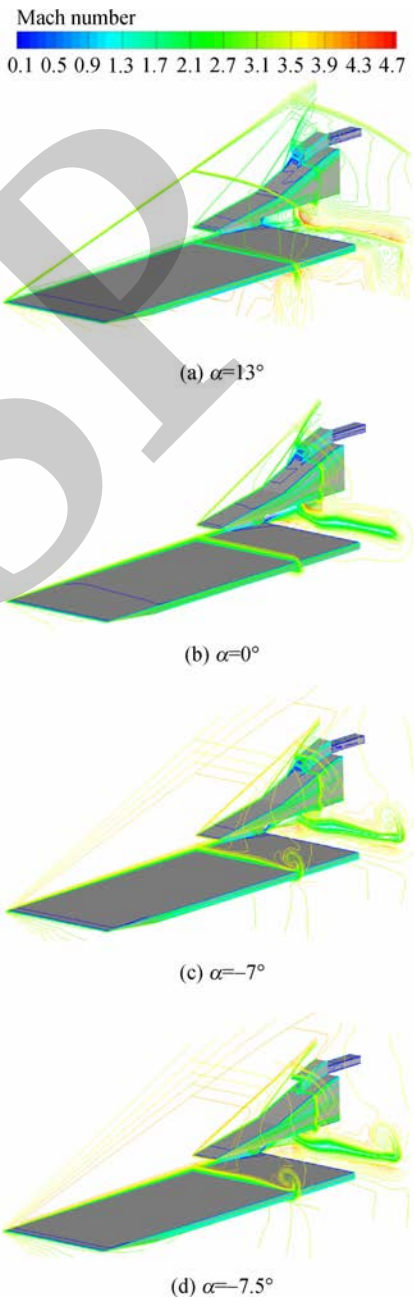


图 11 基于前遮板的高超声速进气道连续变攻角过程三维准定常仿真马赫数云图
Fig. 11 Mach number contours of three-dimensional quasi-steady simulation of hypersonic inlet with shielding plate based on continuous varying attack angle

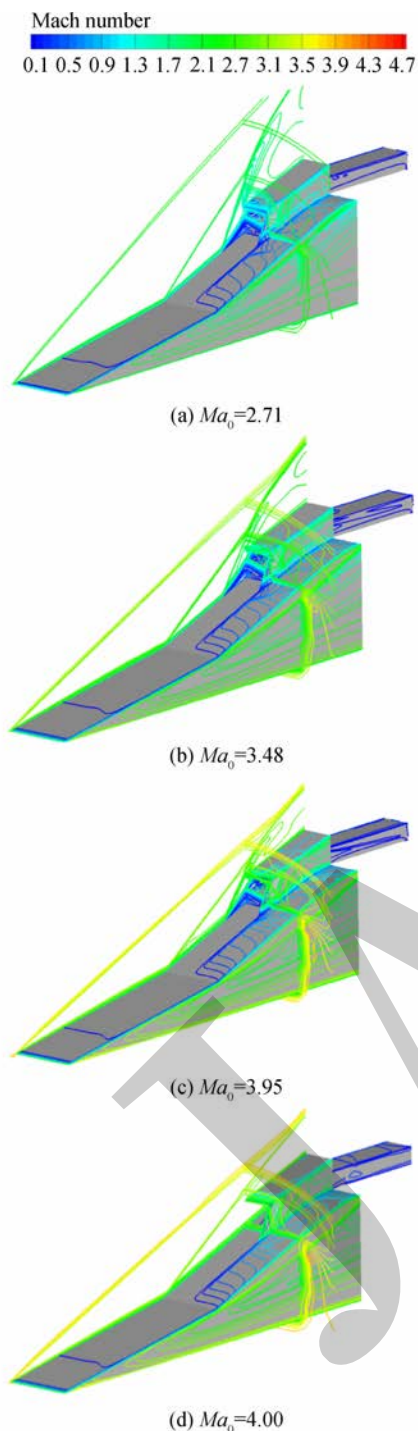


图 12 高超声速进气道加速自起动三维准定常仿真
马赫数云图

Fig. 12 Mach number contours of three-dimensional quasi-steady simulation for accelerating self-starting of hypersonic inlet

文提出的基于前遮板的高超声速进气道连续变攻角加速自起动实验技术方案仍然可行。

此外,由图 11 可知,在正攻角下,前遮板上边缘处存在溢流,前遮板激波角越靠近侧边缘越小;在负攻角下,前遮板侧缘附近下方气流会绕

至上方,并在侧缘处生成旋涡。若前遮板宽度不够,这两方面产生的三维效应均会影响进气道上游流场的均匀性。显然,前遮板长度越长,上述三维效应的累积影响也会增加。因此,总体而言,前遮板宽度随着加速自起动实验攻角变化范围的增加而增加。

5 结 论

本文结合一种二元高超声速进气道构型,通过二维和三维数值仿真,验证了本文提出的基于前遮板高超声速进气道整体连续变攻角的加速自起动实验方法的可行性。主要结论如下:

1) 基于前遮板的高超声速进气道连续变攻角加速自起动实验方法能够被应用于在常规暂冲式风洞中开展高超声速进气道加速自起动实验。

2) 常规暂冲式风洞中攻角机构缓慢旋转过程所产生的非定常效应不足以改变高超声速进气道起动性能。

参考文献:

- [1] DAVID E R, LUAT T N, VINCENT L R. Review of X-43A return to flight activities and current status [R]. AIAA-2003-7085, 2003.
- [2] 刘雄,王翼,梁剑寒. 二维高超声速进气道加速启动过程数值研究[J]. 推进技术, 2015, 36(3): 328-335.
LIU Xiong, WANG Yi, LIANG Jianhan. Numerical research on accelerating start process of 2-dimensional hypersonic inlet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(3): 328-335. (in Chinese)
- [3] 游进,夏智勋,王登攀,等. 高超声速进气道再起启动特性及其影响因素数值模拟[J]. 固体火箭技术, 2011, 34(2): 161-166.
YOU Jin, XIA Zhixun, WANG Dengpan, et al. Numerical study on influencing factors of restarting characteristics for a hypersonic inlet[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2011, 34(2): 161-166. (in Chinese)
- [4] WANG Jianyong, XIE Lürong, ZHAO Hao, et al. A fluidic control method for improving the self-starting ability of hypersonic inlets[J]. Journal of Propulsion and Power, 2016, 32(1): 153-160.
- [5] WANG Yi, WANG Zhenguo, LIANG Jianhan, et al. Investigation on hypersonic inlet starting process in continuous freejet wind tunnel[J]. Journal of Propulsion and Power, 2014, 30(6): 1721-1726.
- [6] VAN WIE D M, KWOK F T, WALSH R F. Starting characteristics of supersonic inlets[R]. AIAA 96-2914, 1996.
- [7] GRAINGER A L, BOYCE R R, TIRTEY S C, et al. The unsteady flow physics of hypersonic inlet starting processes[R]. AIAA-2012-5937, 2012.
- [8] 徐骁,岳连捷,卢洪波,等. 高超声速进气道快速破膜开启

的流动特性[J]. 航空学报, 2015, 36(6): 1795-1804.

XU Xiao, YUE Lianjie, LU Hongbo, et al. Flow characteristics of hypersonic inlet starting with diaphragm rupture [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2015, 36(6): 1795-1804. (in Chinese)

[9] 凌岗, 李祝飞, 肖丰收, 等. 一种二元高超声速进气道起动特性的尺度效应研究[J]. 实验流体力学, 2014, 28(3): 26-31.

LING Gang, LI Zhufei, XIAO Fengshou, et al. Scale effects on the starting characteristics of a 2D hypersonic inlet[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2014, 28(3): 26-31. (in Chinese)

[10] 凌岗, 李祝飞, 肖丰收, 等. 低雷诺数下进气道异常起动现象及其影响因素探析[J]. 实验流体力学, 2014, 28(4): 9-15.

LING Gang, LI Zhufei, XIAO Fengshou et al. An exploration on the unusual self-starting behaviors of a hypersonic inlet under low Reynolds number[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2014, 28(4): 9-15. (in Chinese)

[11] 李祝飞. 高超声速进气道起动特性机理研究[D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2013.

LI Zhufei. An investigation on starting characteristics of hypersonic inlets [D]. Hefei: University of Science and Technology of China, 2013. (in Chinese)

[12] 岳连捷, 刘红, 徐骁, 等. 激波风洞进气道自起动实验方法 [C]//第九届全国实验流体力学学术会议论文. 杭州: 中国力学学会, 2013: 29-35.

[13] BUTTSWOITH D R, SMART M K. Development of a Ludwieg tube with free piston compression heating for scramjet inlet starting experiments[R]. AIAA-2010-588, 2010.

[14] RODI P E, EMAMI S, TREXLER C A. Unsteady pressure behavior in a ramjet/scramjet inlet[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1996, 12(3): 486-493.

[15] 张来平, 邓小刚, 张涵信. 动网格生成技术及非定常计算方法进展综述[J]. 力学进展, 2010, 40(4): 424-447.

ZHANG Laiping, DENG Xiaogang, ZHANG Hanxin. Reviews of moving grid generation techniques and numerical methods for unsteady flow [J]. *Advances in Mechanics*, 2010, 40(4): 424-447. (in Chinese)

[16] 王卫星, 郭荣伟. 高超进气道自起动过程中流动非定常特性[J]. 航空学报, 2015, 36(10): 3263-3274.

WANG Weixing, GUO Rongwei. The unsteady flow characteristics of hypersonic inlet during self-starting[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2015, 36(10): 3263-3274. (in Chinese)

[17] 王翼. 高超声速进气道启动问题研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2008.

WANG Yi. Investigation on the starting characteristics of hypersonic inlet [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2008. (in Chinese)

[18] WANG Zhenguo, ZHAO Yilong, ZHAO Yuxin, et al. Prediction of massive separation of unstarted inlet via free-interaction theory [J]. *AIAA Journal*, 2015, 53(4): 1108-1112.

[19] 陈卫明. 二元高超声速进气道自起动特性的影响因素分析 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.

CHEN Weiming. Analysis of the influencing factors on two-dimensional hypersonic inlet self-starting characteristics [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013. (in Chinese)

[20] 李祝飞, 高文智, 杨基明. 一种二元进气道起动特性的数值与实验考察[J]. 推进技术, 2016, 37(7): 1224-1232.

LI Zhufei, GAO Wenzhi, YANG Jiming. Numerical and experimental investigation for starting characteristics of a two-dimensional inlet [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(7): 1224-1232. (in Chinese)

(编辑: 陈 越)