

基于重叠网格的唇口移动变几何进气道数值模拟研究*

唐 晗, 郑冠男, 黄程德

(中国科学院力学研究所 流固耦合系统力学重点实验室, 北京 100190)

摘要: 为研究吸气式冲压发动机变几何进气道的气动特性及流动机理, 采用发展的重叠网格技术, 对变几何平动方式的进气道开展了数值模拟研究。针对存在物面接触重叠网格的挖洞操作在执行时无法取得合理的插值模板问题, 引入了虚拟单元赋值方法和“Collar”网格方法, 实现了多体相交时重叠网格的计算。为了引入“Collar”型重叠网格, 对其算法作了适当修改以适应本论文所建立的洞面优化方法。对平移过程中内收缩比变化对启动过程的影响进行了研究。通过迎着来流方向平移唇口, 增大了进气道的内收缩比, 导致内压缩段出现边界层分离, 分离泡随着唇口的前移而增大, 当其移出内压缩段时, 原本启动的进气道进入不启动状态, 而后移唇口减小了内收缩比, 使分离泡减小并向下游移动, 辅以边界层推移, 可以改善进气道的启动性能。此外, 对平移速度和振荡频率对启动过程的影响也进行了研究, 进气道迟滞效应随平移速度和振荡频率增大而增大。

关键词: 冲压发动机; 变几何进气道; 重叠网格技术; 气动特性; 数值模拟

中图分类号: V221.3 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2022) 08-210203-19

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.210203

Numerical Investigation of Variable Geometry Inlet with Translating Cowl Based on Overset Grid

TANG Han, ZHENG Guan-nan, HUANG Cheng-de

(Key Laboratory for Mechanics in Fluid Solid Coupling Systems, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract: In order to study aerodynamic characteristics and flow mechanism of the variable geometry inlet for air-breathing ramjet engines, the numerical simulation of inlet cowl translation for high Mach number variable geometry inlet is performed with developed dynamic overset grid. For overset grid of multiple bodies in contact with each other, the valid target cell may not be found in hole-cutting process. In order to solve this problem, the two improvement methods are proposed: the one is the introduction of traditional “Collar” grid, the other is the ghost cell method, thus the computation of overset grid with multiple bodies in contact is implemented. In order to introduce “Collar” to overset grid, appropriate modifications is done to accommodate overlap optimization algorithm. The effects of internal contraction ratio variations on starting characteristics caused by cowl translation are investigated. The calculated results show that with the moving forward of cowl, internal contraction ratio increases, the separation bubble moves upstream and moves out of the internal contraction segment, thus inlet

* 收稿日期: 2021-04-03; 修订日期: 2021-07-19。

基金项目: 国家自然科学基金 (11702298; 11672303)。

作者简介: 唐 晗, 博士, 工程师, 研究领域为计算流体力学。

通讯作者: 郑冠男, 博士, 高工, 研究领域为计算流体力学, 气动弹性。

引用格式: 唐 晗, 郑冠男, 黄程德. 基于重叠网格的唇口移动变几何进气道数值模拟研究[J]. 推进技术, 2022, 43(8): 210203. (TANG Han, ZHENG Guan-nan, HUANG Cheng-de. Numerical Investigation of Variable Geometry Inlet with Translating Cowl Based on Overset Grid[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(8):210203.)

unstarts. However, with the decrease of the internal contraction ratio caused by cowl moving backward, the separation bubble becomes smaller gradually and moving downstream which may improve the starting characteristics with a boundary layer diverter. The influences of translation velocity and oscillating frequency have significant effect on inlet performance. Moreover, the effects of translation velocity on the starting characteristics are studied and hysteresis effect becomes stronger with the increase of translation velocity and oscillating frequency.

Key words: Ramjet engine; Variable geometry inlet; Overset grid method; Aerodynamic characteristics; Numerical simulation

1 引言

吸气式冲压发动机作为吸气式飞行器的关键组成部分,需要在比较宽的马赫数范围内工作。进气道需要在低马赫数能正常启动,在高马赫数下保持较高的压缩性,通常采用变几何方式来达到这一目标。变几何进气道通过采用某些部件(如唇口、斜板或挡板等)多样运动方案改变进气道的收缩比,从而实现不同马赫数下的良好气动性能。

唇口平动技术已经在二元、轴对称和三维变几何进气道得到了广泛应用。法国国家航空宇航技术研究中心^[1](ONERA)、国内的金志光等^[2]对伸缩唇口的平动式变几何进气道开展了研究,设计了移动唇口式变几何方案。

轴对称变几何进气道通常采用中心锥体前后移动改变内收缩比,从而改善进气道的性能。SR-71“黑鸟”采用了中心锥可移动的轴对称进气道,Colville等^[3-4]对于SR-71开展了详细的研究,通过沿轴线平移中心锥实现进气道波系的调节,使进气道在非设计马赫数下获得尽量高的流量捕获。

目前,对三维侧压式变几何进气道的研究相对较少。德国的Hohn等^[5]提出在二元进气道的基础上增加两侧壁面,通过伸缩唇口板改变唇口的位置从而引起内收缩比的变化。张堃元等^[6-8]对三维侧向压缩进气道的平移唇口运动方式开展了研究。

综上所述,在当前的高马赫数变几何进气道设计中,平动唇口变几何方案已经得到广泛关注,运动部件的几何外形及运动规律比较复杂,给高马赫数变几何进气道的动态数值模拟带来了巨大挑战。

已有的高马赫数变几何进气道的数值模拟研究主要根据所提出的变几何策略采用准定常模式开展^[2,6-8],即对不同工况下的进气道流场进行定常数值模拟,从而得到各个状态下的准定常气动特性。此类准定常方法显然未考虑到部件运动过程中的动态效应对进气道性能的影响。目前对于平动变几何技术的非定常模拟较少,其主要难点在于对运动部件

采用的重叠网格技术,因为进气道的部件之间存在接触及相交部位,对于此类复杂问题,重叠网格的适用性有待于进一步研究。

对于存在固壁相交的重叠网格,为了避免在挖洞过程中搜索不到合理的目标单元,通常可引入襟领(Collar)网格^[9]或浸入边界法^[10-13]。Collar网格置于两个物体相交处,其网格边界分别位于两个物体的固壁上。国内李孝伟等^[14]利用此网格计算了翼身结合体的重叠网格。但对于存在相互运动的多物体绕流问题,物体的相对位移将导致Collar网格发生变形,因此,该方法通用性不高。浸入边界法通常仅在交接处局部使用。对于落入洞内的点采用类似虚拟网格赋值的方法,将其相对于固壁对称的计算域内点使用三线性插值^[15]或者逆距离插值^[16]得到对称点的物理量,再根据粘流或无粘流边界条件设置物理量。Togashi等^[10-13]采用非结构重叠网格浸入边界法计算了外挂物与飞行器从相互接触到分离的过程。张辉^[17]采用洞内点赋值的方法数值模拟了火炮发射过程中弹丸与身管由接触到分离的过程。

综上所述,目前对于变几何进气道动态重叠网格模拟技术需要改进。本文将对唇口平移方式的变几何进气道运动部件的运动规律,开展数值模拟应用研究。首先,针对存在着接触与交叉重叠部分,对重叠网格的装配过程进行了改进。之后,开展了唇口平移变几何方式的非定常数值模拟,包括等速前移和后移的运动方式,以及唇口平移规律为周期性正弦运动对进气道性能的影响作了深入的研究。此外,开展了唇口平移的速度等参数性研究,指出其对进气道气动性能的影响趋势。

2 方法

在本文中,数值方法通过求解雷诺平均的Navier-Stokes方程^[18]和动态重叠网格技术,开展平动变几何进气道数值模拟。无粘通量通过基于三阶MUSCL插值的Van Leer^[19]格式离散,粘性通量离散采用

二阶中心差分格式,采用双时间步时间推进方法及在伪时间步采用加速收敛技术。

2.1 重叠网格装配策略

在实际应用中,常面临两个物体相贯穿或壁面接触的情况,如机身与机翼相交,投弹初始时刻弹与机身紧密相连等。在进气道唇口的多种运动方式中,唇口的平移必须沿平板滑动,如图1所示。在转动方式中,唇口将绕铰链转动。若对两个物体相互进行挖洞,必然出现边缘点的目标单元模板中含边缘点或洞内点。对于模板中存在部分为边缘点或洞内点时,可在不降低精度的情况下使用外插或使用零阶插值(直接用正常点的物理量赋值给待插值的边缘点),但不可避免要发生插值模板中全无效点的情况。

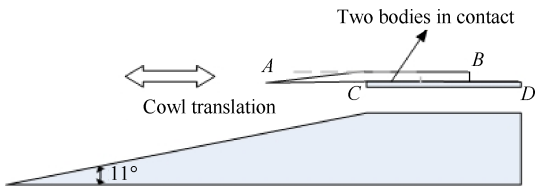


Fig. 1 Schematic of inlet cowl in contact with plate

为避免出现以上现象,首先需要检查插值模板的合法性。凡出现以下情况者属插值信息的非法传输:

- (1)边缘点从目标单元的洞内点/边缘点接收信息;
- (2)边缘点从外边界点接收信息;
- (3)外边界点从洞内点/边缘点接收信息;
- (4)外边界点从外边界点接收信息。

对于不存在合理目标单元的边缘点称为孤点。程序中对于孤点的处理方式有三种。最简单的一种方法是使用离该点最近的点,此为零阶插值。其二为使用外插离自身最近的相邻节点,为二阶插值。第三是综合方法,对于插值系数在-0.5~1.5的使用外插,而落在此区域外者使用零阶插值。在外插时,如有多个候选模板,则需比较插值系数与[0,1]范围的差距及 ξ, η, ζ 三个方向的差距,并选择插值方向上差距小者。如插值方向存在数个差距相同者则从中选择插值系数绝对值小的。

对于出现壁面接触或相交的多物体重叠网格装配,通常可采用以下三种方法:(1)在两个固壁间预留一条缝隙。缝隙的宽度在边界层的厚度范围内,以保证堵塞效应起作用,降低对气动特性的影响。同时,缝隙内的网格需足够密,以保证重叠区能正常装配。(2)使用“Collar”网格,以弥补交接处由于挖洞造成的空白。“Collar”网格必须与两物体的壁面保持贴体。对于动网格,当运动方式较复杂

时,“Collar”网格将产生变形,不具备通用性。但对于静网格或运动方式较简单的动网格,使用“Collar”网格具有优势。(3)由Togashi等^[10-13]提出的类似浸入边界法中的虚拟单元赋值。该方法已在非结构网格中得到了应用。本节将其进行了扩展,使其适用于结构网格。

2.2 “Collar”网格法

为便于叙述,在此以进气道唇口平移的重叠网格装配过程为例。进气道唇口平移的重叠网格如图2所示,其中绕唇口生成了“C”型整块网格,唇口沿滑板移动,与滑板相接触;而滑板生成“H”型背景网格。图3,4给出了唇口与滑板相交处及其放大图。可以看到,唇口与滑板在两个位置交接,即点A和B。若将背景网格以唇口为挖洞面,将落在唇口壁面内的网格作为洞内点,而唇口网格以滑板为挖洞面,将落在滑板壁面内部的网格作为洞内点,则该相互挖洞在交接处A和B将出现一片空白区域,此空白区域意味该区域边缘点(即待插值点)对应的目标单元的模板点均为无效点,如图4所示。传统的挖洞方法因此而失效。

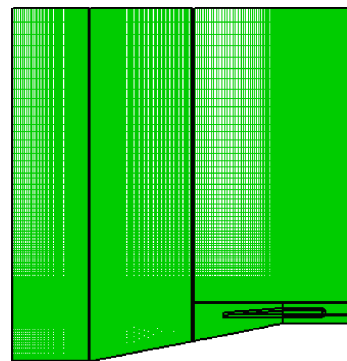


Fig. 2 Computation grid for inlet cowl translation

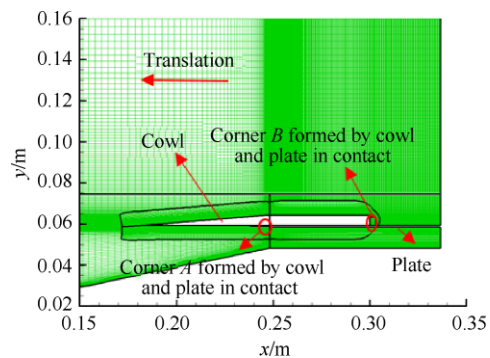


Fig. 3 Corners formed by cowl and plate in contact

图5显示了使用“Collar”网格的挖洞结果。在A和B两个角区分别采用一小块“Collar”网格覆盖原网格。此“Collar”网格的两条边界分别为唇口和滑板的

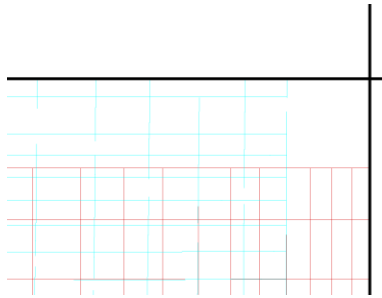


Fig. 4 Close-up of corner A showing orphan locations

壁面,在此边界上赋予壁面边界条件;而另两条边界作为“Collar”网格的外边界,分别从唇口网格和滑板网格中进行插值。由此,原唇口边缘点在背景网格中无法获得有效模板,将在“Collar”网格中找到正确的插值模板,从而计算得以进行。图 6 为使用洞面优化后的结果,可见重叠区域适当,装配得以正确执行。当进气道唇口进行平移运动时,交接处 A 的“Collar”网格保持不动,而交接处 B 的“Collar”网格随唇口运动,以此即可进行唇口平移的非定常模拟计算。

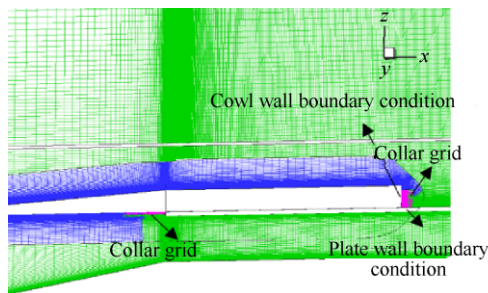


Fig. 5 Assembled overset grid with “Collar” grid

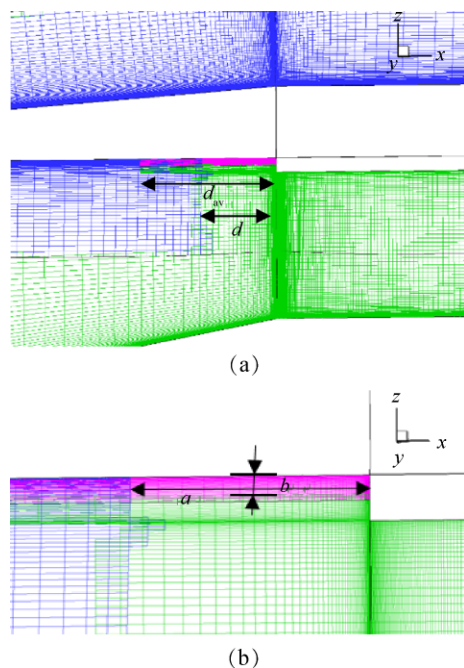
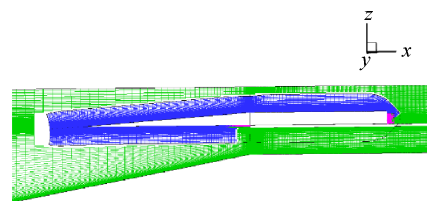


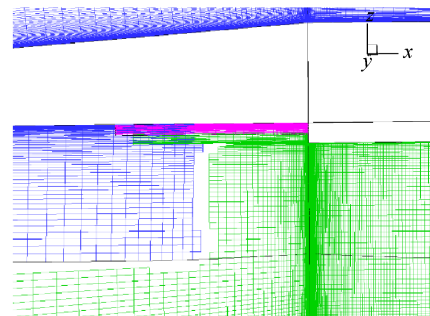
Fig. 6 Wall distance criterion applied to “Collar” grid

如上所述,当部件呈现复杂的运动形式时,“Collar”网格将产生扭曲变形,乃至需重新生成,势必在效率和精度上带来诸多不利,因此该方法不具通用性。

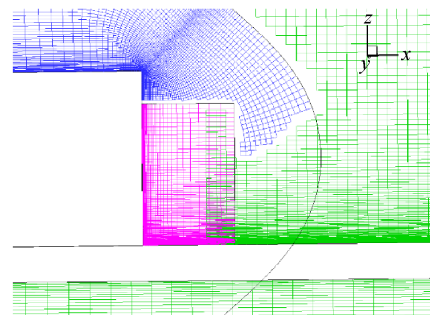
在采用“Collar”网格进行装配的过程中,“割补法”结合物面距离准则,保证唇口部件的 C 型网格与“Collar”网格有合适的重叠区域,割补法推进过程中,不会因为填补过程找不到目标单元而将洞面推进壁面内。其中物面距离为网格单元至物面的最小距离。定义唇口/背景网格的边缘点到“Collar”网格壁面的距离为 d ,在切割过程中,若 d 小于图 6 中“Collar”网格外边界至壁面平均距离 d_{av} 之半,则挖除,直至 $d > 0.5d_{av}$ 时中止。在填补过程中,若 $d > 0.5d_{av}$,即填补,直至 $d < 0.5d_{av}$ 时中止。如图 6 所示,指定了唇口网格距离滑板壁面水平距离 a ,背景网格距离唇口壁面垂直距离 b ,保证唇口网格和背景网格分别与“Collar”网格有一定的重叠区域。图 7 为切割后的网格装配图,给出了各个“Collar”网格处的重叠区域;图 8 为填补后的网格装配图,给出了各个“Collar”网格处的重叠区域。可见,引入距离准则使得重叠网格装配合理。



(a) Whole assembled overset grid



(b) Close-up assembled overset grid at corner A



(c) Close-up assembled overset grid at corner B

Fig. 7 Assembled overset grid after hole-cutting

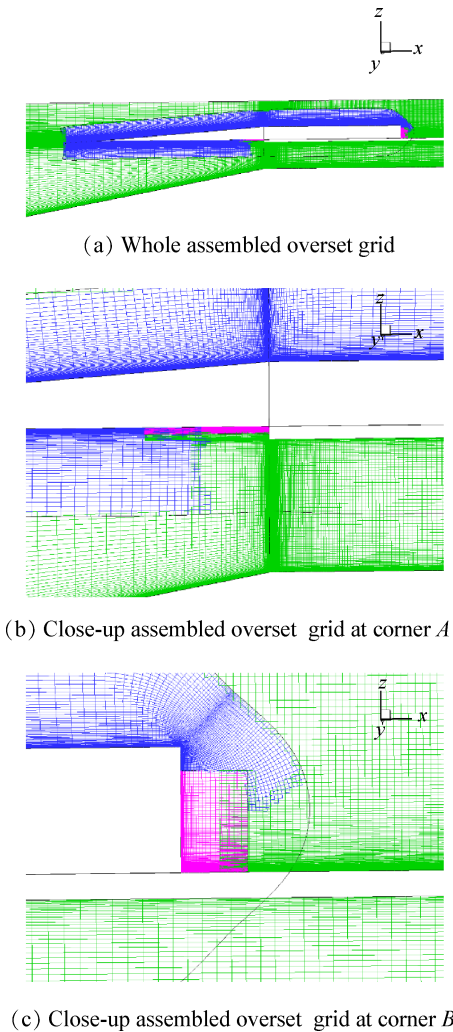


Fig. 8 Assembled overset grid after paste

2.3 虚拟单元赋值

在上例中,若对A,B两个角区进行相互插值势必造成求解发散。若采用浸入边界法的虚拟单元^[10-13]对其中一套网格赋值,则另一套网格便可进行正常插值,从而发散问题可合理解决。

设上例中B角区设置虚拟单元如图9所示。绕唇口生成的动网格以滑板为挖洞面,但其边缘点不采用背景网格进行插值,而直接通过无滑移边界条件给落入滑板壁面内的虚拟单元点赋值,如点C和E。传统的虚拟网格对于壁面呈对称,但此时C明显与相连的D或B均呈非对称关系。以D或B到壁面的距离和C到壁面的法向距离为权重进行插值,则明显存在误差。设以沿壁面法向求得C点的镜像点G,且G点被网格单元ABCD包围。由于C点为待求点,不能作为有效点。若使用三线插值,则有效点数缺失,造成精度降低。因此,应以ABD三个点的物理量插值给出镜像点G的值。采用逆距离加权插值有

$$q_G = \frac{e^{-r_1} q_A + e^{-r_2} q_B + e^{-r_3} q_D}{e^{-r_1} + e^{-r_2} + e^{-r_3}} \quad (1)$$

点E的镜像点F落入网格单元MNOP中,该四点均为有效点,可用该四点的物理量插值得出镜像点F的值。

$$q_F = \frac{e^{-r_1} q_M + e^{-r_2} q_N + e^{-r_3} q_O + e^{-r_4} q_P}{e^{-r_1} + e^{-r_2} + e^{-r_3} + e^{-r_4}} \quad (2)$$

式中 r_i 分别代表插值点距离待插值点的距离。在此,插值物理量包括密度、速度、压强和湍流性质(如SST湍流方程的湍动能 k 和比耗散率 ω)。无滑移边界条件要求在壁面处速度为0,因此虚拟点C与镜像点G的关系可设置为

$$\begin{aligned} \rho_C &= \rho_G \\ u_C &= -u_G \\ v_C &= -v_G \\ w_C &= -w_G \\ p_C &= p_G \end{aligned} \quad (3)$$

当唇口网格上的虚拟单元节点值确定后,背景网格的边缘点H上的值即可以目标单元ABCD的物理量值进行正常插值求得。在实际应用中,只有A和B两个角区才出现此问题,其余区域依然可以两套网格的重叠区进行正常装配,边缘点相互插值。

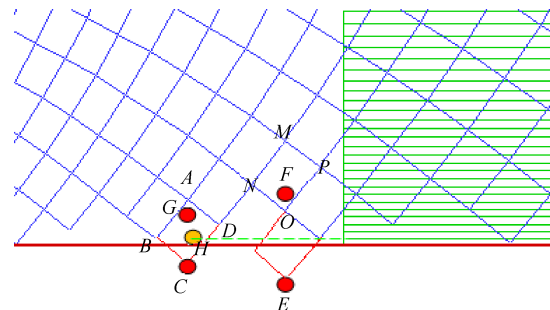


Fig. 9 Ghost cell method

若角区A为一尖点,则无法装配出足够的重叠区——两层边缘点。通常可将正常挖洞的重叠区起点由尖点A挪一段距离到B(见图10)。在AB上可将一套网格用于虚拟单元赋值,一套网格由另一套网格正常插值确定;其余部分两套网格均作正常插值。图11显示了A角区最终的重叠网格装配,其网格装配使用了洞面优化方法“割补法”。

图11显示了A角区和B角区的虚拟单元示意图。其中蓝色圆点为处于壁面内的虚拟单元,在洞面优化过程中处于固定的位置,蓝色方形为普通边缘点。其算法如下:

(1)在初始洞边界确定后,若网格点的blank值 $r=0$,判别其周围即 $(i\pm 1, j, k), (i-1, j\pm 1, k), (i, j, k\pm 1)$ 是

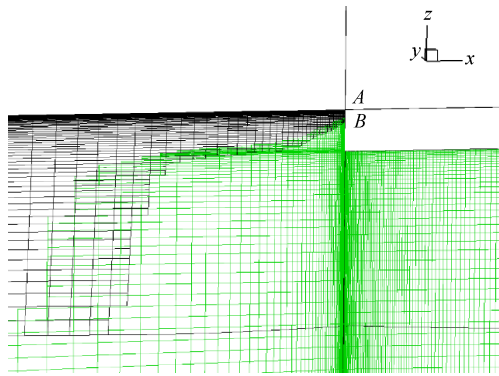


Fig. 10 Assembled overset grid with ghost cell method

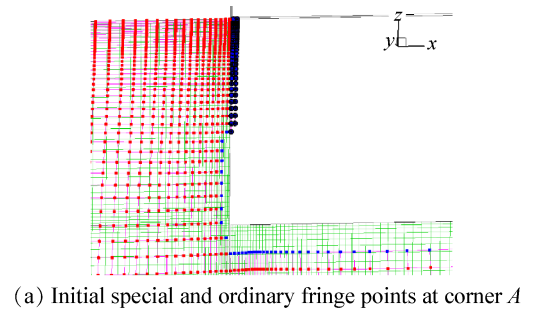
否有正常点 ($r=1$), 有则标识该点为特殊边缘点, blank 设置为 $-(m_1+m_{max})$, m_1 为目标单元所在的网格块编号, m_{max} 为最大网格块数。更新值设置为 -1 (更新值初值均为 0)。表示该点的值由镜像点确定, 不从目标网格块中插值获得; 该点的属性不随洞面优化过程而变化, 从最终的重叠网格装配图 (图 11(c)~(d)) 可以看出, 特殊边缘点的位置保持不变; 再者, 可以作为合理的插值模板点, 为其它网格块提供正确的物理量信息, 使得重叠网格之间的信息交互通过插值正常进行。

(2) 为保证二阶插值时获得足够的插值信息, 将特殊边缘点的厚度设置为两层。若该点的 blank 值 $r=0$, 周围即 $(i\pm 1, j, k), (i-1, j\pm 1, k), (i, j, k\pm 1)$ 有边缘点 (blank = $-(m_1+m_{max})$), 则标识该点为特殊边缘点, blank 设置为 $-(m_1+m_{max})$, 更新值设置为 -1 , 如图 11(a), (b) 所示。

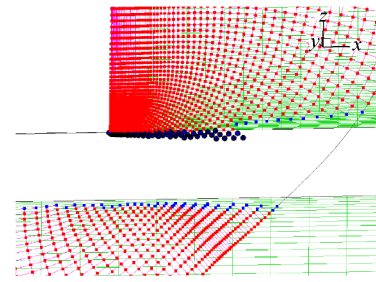
(3) 洞面优化过程中, 若目标单元中含有特殊边缘点, 认为是合理的可以提供插值信息的点。切割过程中, 搜索目标单元中有 blank 值 $r\leq 0$ 的点, 且更新值为 0, 即未找到合法目标单元, 设为非活动点。该点不再向远离壁面方向推进; 填补过程中, 搜索目标单元中有 $r\leq 0$ 的点, 且更新值为 0, 即未找到合法目标单元, 设为活动点, 继续向靠近壁面方向推进。特殊边缘点表现在切割过程中, 继续推进; 填补过程中, 推进中止。

(4) 在最终洞边界装配时, 将普通边缘点设置为两层, 与特殊边缘点一起构成插值边缘点。如图 11(c)~(d) 所示。

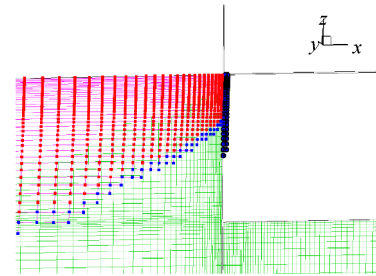
(5) 在采用三线性插值计算边缘点的信息时, 特殊边缘点是采用上述的镜像法计算物理量的信息, 不从其它网格块获取; 而普通边缘点的信息通过其它网格块的目标单元插值获得。若其它网格块的目标单元含有特殊边缘点时, 认为其为合法的目标单元, 插值正常进行。



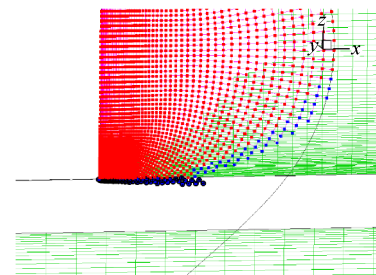
(a) Initial special and ordinary fringe points at corner A



(b) Initial special and ordinary fringe points at corner B



(c) Special and ordinary fringe points with overlap optimization at corner A



(d) Special and ordinary fringe points with overlap optimization at corner B

Fig. 11 Schematic of ghost cell

这样, 构造了正确的洞边缘点厚度和物理量的值, 然后给洞内点赋值。洞内点是不参与计算的单元, 理论上无实际意义。若洞边缘点足够厚且封闭, 正常计算点的通量与残差计算不涉及洞内点, 仅使用到洞边缘点。因此, 在对现有解算器进行适用于重叠网格的改造时, 可以对所有网格点的通量和残差进行计算, 最后使用 blank 数组对其结果进行修正。应用该算法进行定常计算时, 可将洞内点赋予自由来流值, 以保证计算顺利进行。在非定常计算中, 洞内点在下一时间步有可能变为洞外点,

所以该洞内点必须赋予合理的现时间步值作为该点在下一时间步场变量的初始值。一个简单的方法是从最接近洞边缘点的洞内点开始,取其周边点现时值的平均为其赋值,以保证下一时间步的迭代得以进行。

2.4 数值验证

2.4.1 激波/边界层干扰

为评估不同湍流模型对激波/边界层流动的适用性,选择了如图12所示的激波/边界层算例开展了数值模拟试验。平板上方放置一个尖劈作为激波产生器,与自由来流的夹角为 13° ,产生的激波角度为 31° 。自由来流经过激波产生器产生一道激波,入射在平板边界层,从而产生相互作用。实验数据来自文献[20],来流条件为 $Ma_\infty=2.9$, $Re/L=5.63\times 10^7 m^{-1}$, L 为特征长度, $T_\infty=95.37K$,壁面温度 $T_w=271K$ 。计算网格如图12所示。

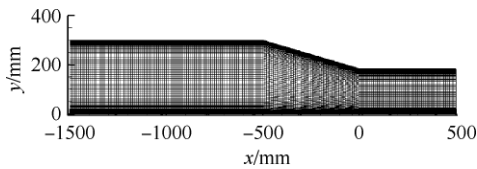


Fig. 12 Computational grid for shock wave/boundary layer interaction

图13(a)展示了使用不同湍流模型得到的壁面压强分布。图中, SST和SA湍流模型得到的压强分布在再附时与实验分布较符合,而BL模型对再附激波模拟出现明显误差。SST模型计算的分离点与实验数据相比明显靠前,分离区偏大;SA计算出的分离点靠后一些,但是也比实验数据靠前;而BL模型计算的分离点则呈现相反的趋势,与实验数据相比靠后,分离区偏小。

图13(b)给出了不同湍流模型计算得到的壁面摩擦系数分布与实验的对比,可以看出SST和SA对分离点的预估都靠前,而BL模型较好地捕获了分离点位置;SST对再附点位置捕捉最好,而BL有很大的偏差。由于SST模型预估的边界层分离与实验数据匹配得比较好,所以下面计算采用SST模型。

对于入射激波/边界层干扰流动,采用了两套网格 241×100 和 481×200 来验证网格的无关性。计算得到的壁面压强分布和摩擦力系数结果如图14所示,两套网格产生非常相近的结果,所以选择 241×100 的网格开展研究。后续数值算例的网格独立性验证就不再一一列出。

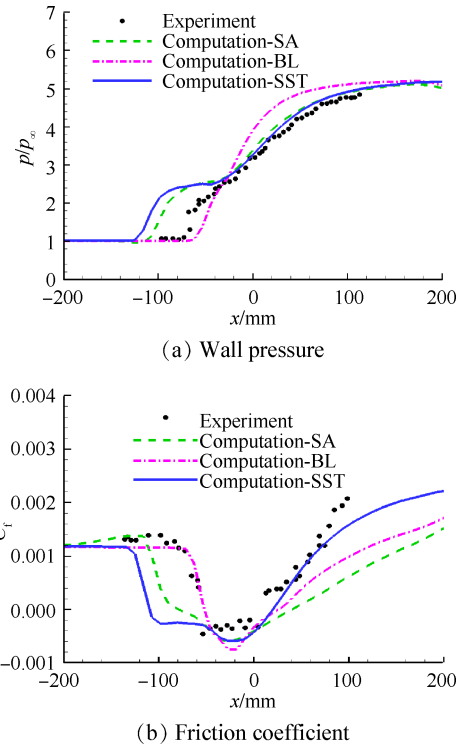


Fig. 13 Comparison of calculated results with various models

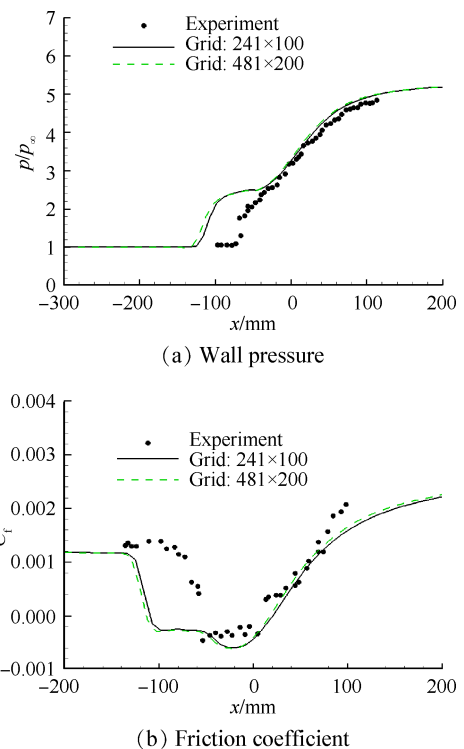


Fig. 14 Grid study of pressure and friction coefficient, using SST on two sets of grids

2.4.2 “Collar”网格数值验证

为了验证“Collar”网格方法的计算精度,本节给出了应用重叠网格装配技术对翼身组合体绕流进行数值模拟算例的结果。计算网格采用了机身、机翼

分块生成,见图15所示。来流条件为: $Ma_\infty=0.8027$, $Re/L=13.1\times 10^6\text{m}^{-1}$, $\alpha=2.873^\circ$ 。机翼的网格与机身网格有重叠,并在机翼与机身交接处加装“Collar”网格,即机翼面上部分网格延伸到机身面上与之贴体——重叠面网格。使用此种网格是防止机身与机翼相互挖洞,导致存在非法的插值模板。对于机身,生成一套笛卡尔网格;对于机翼,生成另一套笛卡尔网格;最后生成背景网格,覆盖整个流场区域。各个网格块之间在重叠区域保持相近的网格尺寸,以避免插值产生过大的误差。

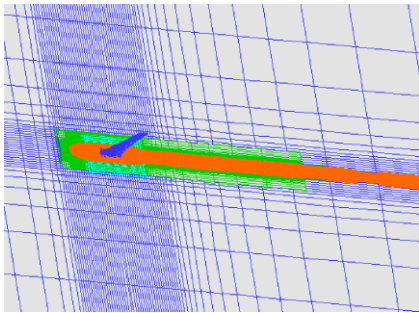


Fig. 15 Schematic of overset grid for wing-body configuration model

在使用物面距离准则时,由于机翼面上部分网格延伸到机身面,机身上推进阵面的边缘点到自身所在单元的最小距离和到机翼单元面的最小距离均为0。此算例中定义机体上的边缘点到机翼(除却延

伸到机身部分)的距离为 d ,平均距离 d_{av} 为外边界到机翼(除却延伸到机身部分)之半。采用修正物面距离准则进行洞面优化的结果如图16所示。

图17给出了机身与机翼的壁面压强云图,可以看到,在翼身相连接的部位等值线过渡光滑,计算结果合理。图18给出了机翼沿着展向不同站位的压

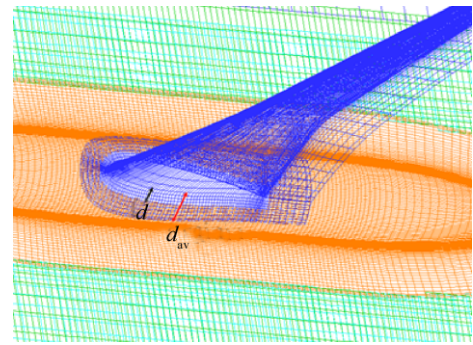


Fig. 16 Assembled overset grid for wing-body configuration after hole optimization using wall-distance

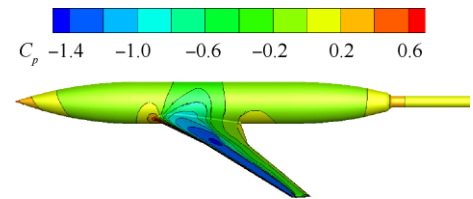


Fig. 17 Pressure coefficient contours on surface of wing-body configuration

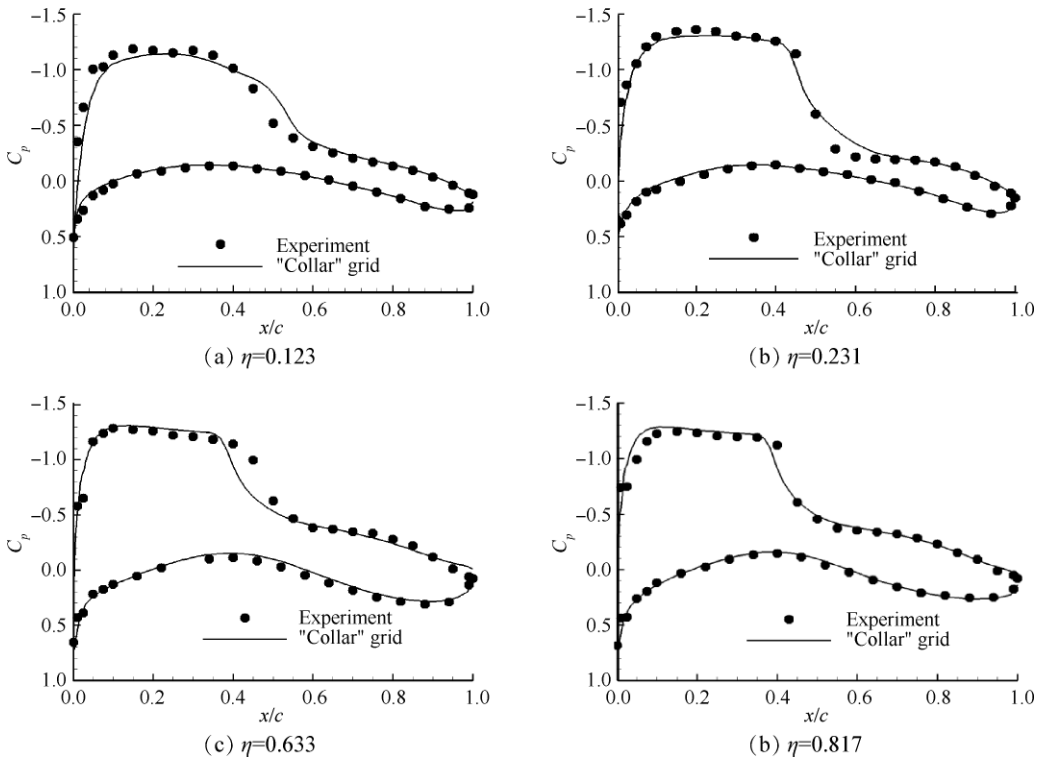


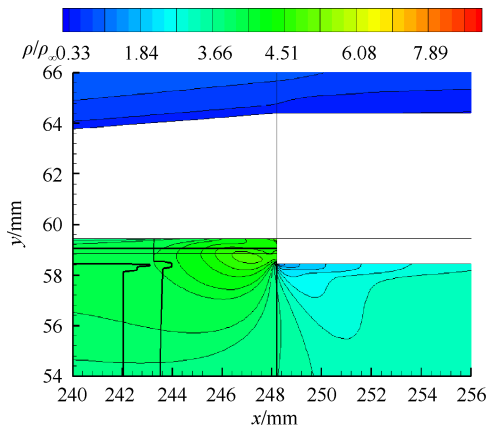
Fig. 18 Surface pressure coefficient distribution for wing

力系数分布的计算结果与实验结果对比。实验数据取自文献[21]。可以看出,计算与实验结果基本保持一致,表明本文发展的重叠网格技术是有效可靠的。

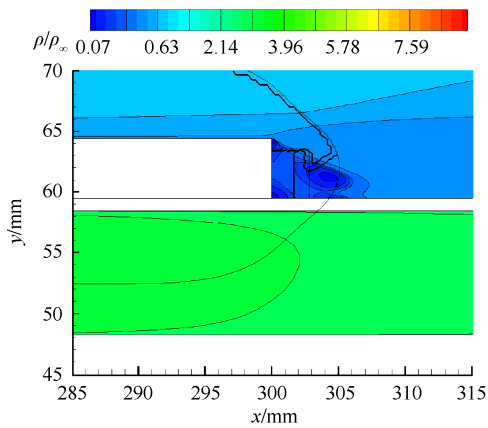
2.4.3 虚拟单元法数值验证

对进气道典型工况,采用虚拟单元法开展数值验证,实验数据来自文献[22]。图19和图20分别给出了采用“Collar”网格与虚拟网格法计算得到的密度

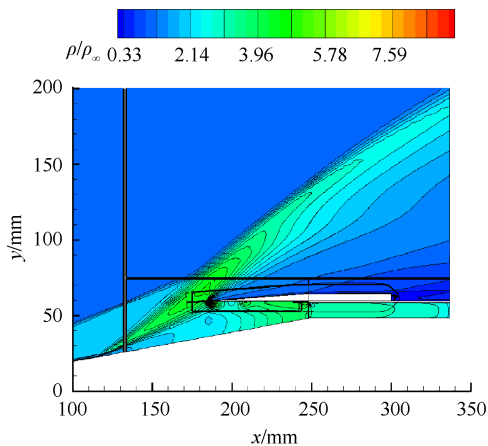
等值线云图,从图中可以看到,密度等值线在采用虚拟单元的位置及重叠区域过渡光滑,计算结果合理。图21给出了采用虚拟网格法计算得到的下壁面中心线上的压力分布图,并且与实验结果进行了比较,同时也给出了“Collar”网格的计算结果。从图中可以看出,虚拟网格的计算结果基本与实验结果比较吻合,验证了本文发展的虚拟网格方法对物体接触问题的数值模拟准确性。



(a) Close-up of the left corner of the contact region of cowl and plate

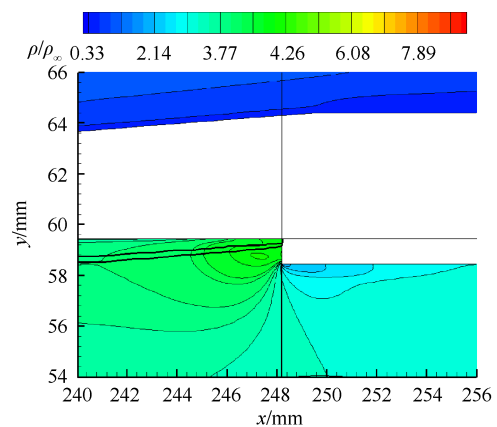


(b) Close-up of the right corner of the contact region of cowl and plate

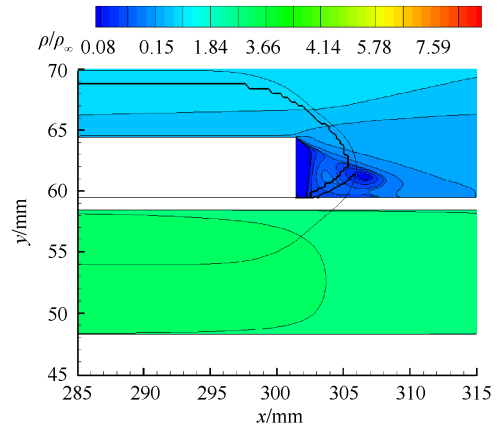


(c) Overall density contour

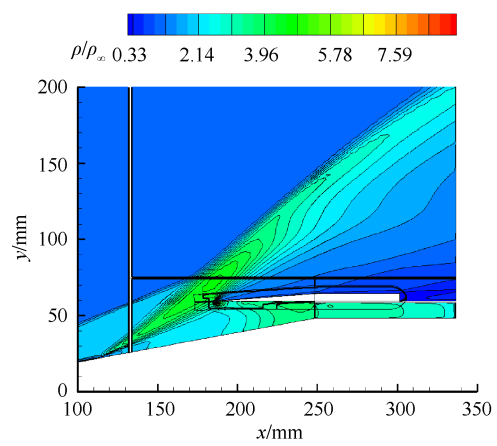
Fig. 19 Density contour with “Collar” grid



(a) Close-up of the left corner of the contact region of cowl and plate



(b) Close-up of the right corner of the contact region of cowl and plate



(c) Overall density contour

Fig. 20 Density contour with ghost cell method

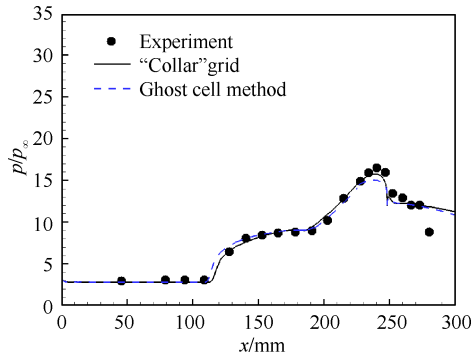


Fig. 21 Comparison of wall pressure distribution for inlet between calculated results and experiments

3 结果与讨论

本节采用上述的重叠网格装配策略,以及湍流模型,开展变几何进气道部件运动非定常流场的数值模拟研究。本节所采用的算例的来流条件是相同的,计算条件为 $Ma_\infty=4.03$, $Re/L=1.17 \times 10^7 m^{-1}$, $T_\infty=216.6K$ 。壁面采用无滑移绝热壁面,入口处和上边界采用来流值,出口采用压力出口边界条件,背压设置为来流压强。开展的数值算例包括不同的平动运动方式对进气道气动特性的影响。其中,平动运动方式又分为动态等速平移和正弦俯冲两种方式。

3.1 唇口等速前移

本节采用的唇口平移几何模型^[22]如图 22 所示,固定部件的尺寸与前面章节保持一致,唇口 AB 沿着平板 CD 前后移动。进气道的内收缩比通过唇口沿着平板平移的方式得以改变。定义平移距离 H 为唇口前缘与初始位置之间的距离,位于初始位置上游为负,反之为正。

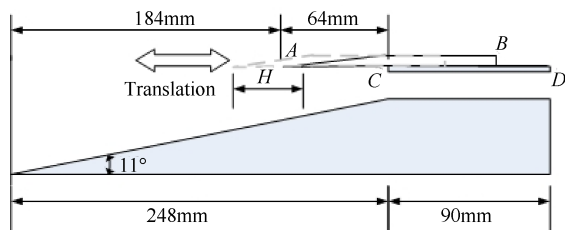


Fig. 22 Schematic of geometry model with inlet cowl translation

以进气道唇口位置为 $x=204.2mm$ 时的定常解为初始状态,模拟进气道唇口向前平移的过程。计算网格如图 23 所示,唇口作为可移动部件,单独生成 513×65 的“C”型网格。唇口在一块固定的有厚度的细长板上移动,并且唇口与板固壁相互接触。进气道除却唇口以外的部件是固定部件,以这些固定部件作一套背景网格。网格在壁面加密,保证 $y^+ \approx 1$ 。图

24 为进行重叠装配后的网格,在唇口与滑板的相互连接处,采用“Collar”网格进行了填补,防止两个部件相互挖洞造成的边缘点找不到合法插值模板的问题,其挖洞细节如图 25 所示。

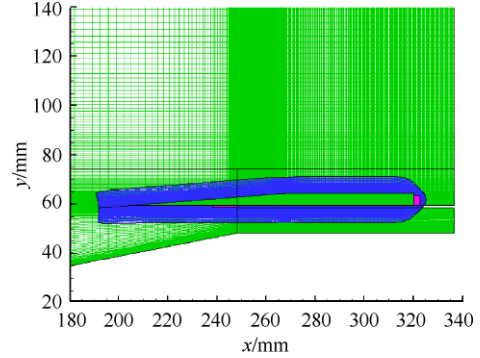


Fig. 23 Schematic of inlet grid with cowl translation

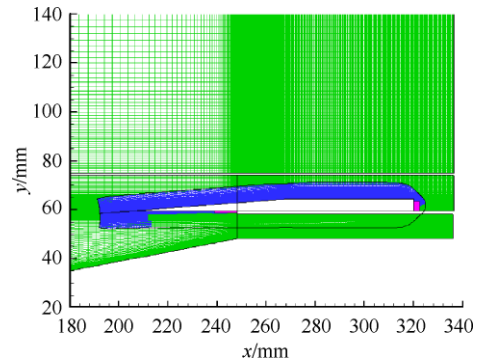
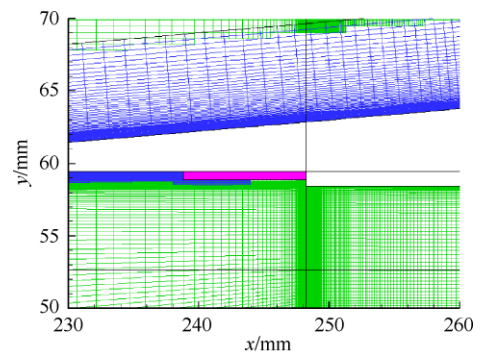
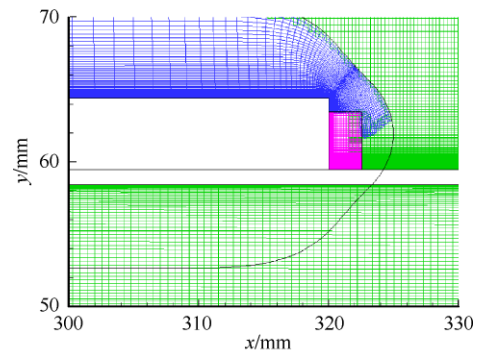


Fig. 24 Assembled overset grid with cowl translation



(a) Left-down corner



(b) Right-upper corner

Fig. 25 Assembled overset grid with “Collar” at the contact region of cowl and plate

前移的速度为0.0806(以进气道的来流速度作无量纲化),对进气道不启动特性开展了数值模拟。图26给出了唇口向前平移过程中不同平移位置的马赫数云图。计算结果表明:最初,在进气道肩部和肩部

上游各有一处小分离区,如图26(a)所示,随着唇口的向前移动,内收缩比增大,由于逆压梯度的增长,流入进气道的流速降低,此两处分离区逐步连成一个大分离区,且分离泡逐渐向上游移动,如图26(b)~

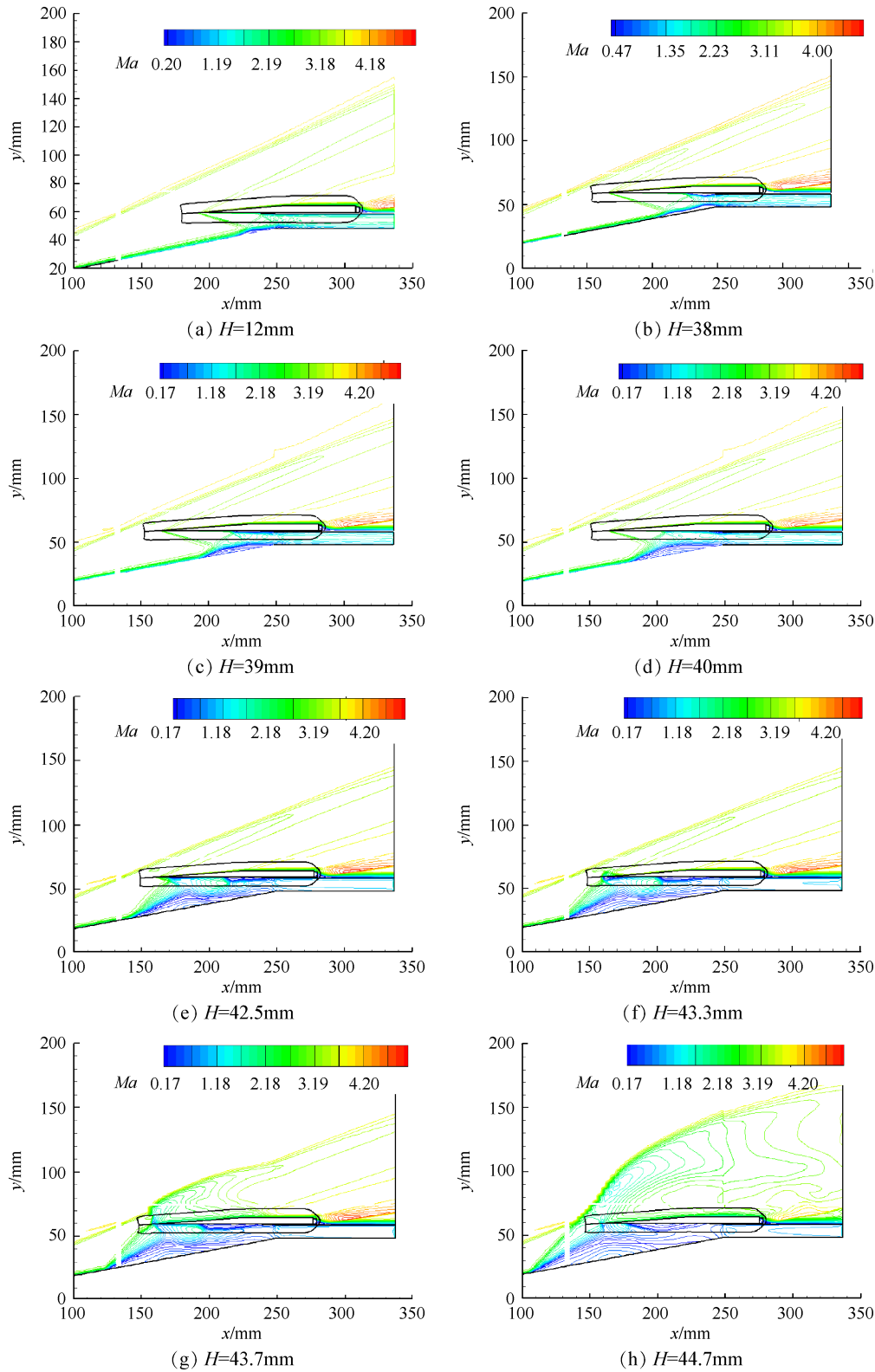


Fig. 26 Instantaneous Mach contour at different positions during cowl translation forward process

(f)所示。由于分离泡形成的凸起气动喉道,气流经过分离泡被压缩,分离泡诱导出的分离激波逐渐由弱变强。当分离泡移出内压缩段,产生的强分离激波与外压缩段的激波在远处相交,如图26(g),(h)所示,此时进气道进入不启动状态。

3.2 唇口等速后移

这节对唇口后移开展了数值模拟,研究唇口后移过程给进气道流场特性所造成的影响。图27给出了进气道的初始不启动状态。可以看到,在唇口附近存在着大规模的分离区,分离泡诱导出一道分离激波,与外压缩段的斜激波在上方相交。以此为初始状态,开展非定常计算,时间步取 $dt=3.39 \times 10^{-8}s$, 研究无量纲平移速度 $u=0.005$ 过程中进气道气动特性的变化。图28给出了当唇口移动到最末位置时的马赫数云图,可以看到,虽然分离泡的尺寸已经减小且向下游移动了一定距离,但是仍然没有完全吞入进气道内部,进气道的不启动状态并没发生改变。

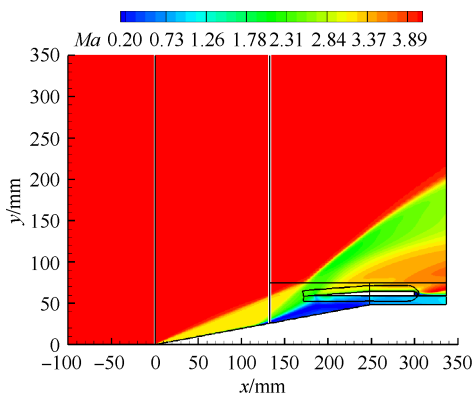


Fig. 27 Initial unstarted solution

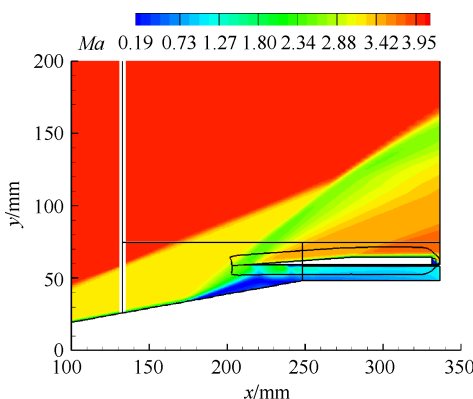
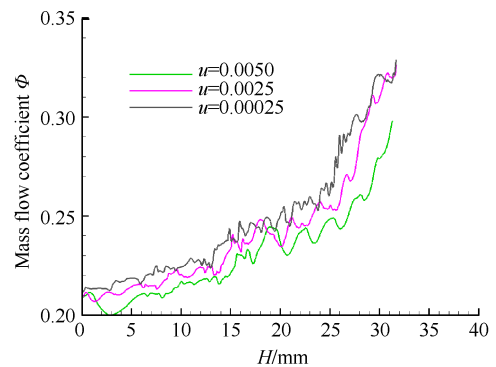


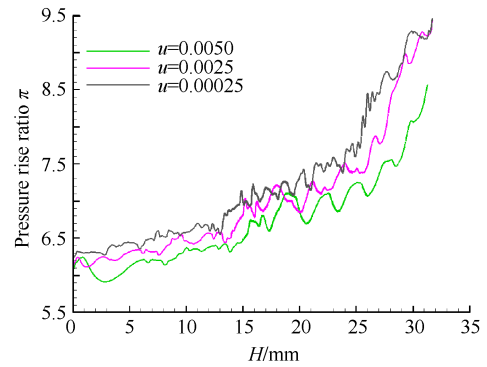
Fig. 28 Mach contour at final downstream location

进一步地,对唇口平移速度对进气道的性能参数影响开展了参数性研究。当设置唇口平移速度 $u=0.005$ (对应物理速度 $5.9m/s$) 时,平移时间为 $t=0.0054s$, $t \times u_x / L = 19.07$, 其中特征速度 $u_x = 1188.88m/s$,

特征长度 $L=336.6mm$, 意味着以自由来流速度运动 $0.0054s$ 走过的距离与特征长度相比,为19倍特征长度;而 $u=0.0025$ (对应物理速度 $2.95m/s$), 大约为38倍流动特征长度; $u=0.00025$ (对应的物理速度为 $0.295m/s$), 大约为380倍流动特征长度, 可视为准定常状况。进气道出口截面的性能参数与平移距离的关系如图29所示。这里给出了流量系数 ϕ 和增压比 π 的变化趋势。由于在平移的距离内进气道入口处的分离泡并没有完全被吞入, 所以, 性能参数曲线并没有显示明显的突跃。从图中可以看到, 随着唇口的后移, 流量系数和增压比参数呈现增大的趋势。此外, 无量纲平移速度 $u=0.005$ 的曲线位于 $u=0.0025$ 的曲线下方, 说明平移速度越大, 迟滞效应越强, 其流量系数和增压比存在着滞后, 保留着前一时刻的比较高的流量系数和增压比, 所以其值相比 $u=0.0025$ 的要低。



(a) Mass flow coefficient



(b) Pressure rise ratio

Fig. 29 Performance parameters of cowl translation

图30给出了分别以不同速度 $u=0.005$ 和 $u=0.0025$ 唇口后移到 $x=204.2mm$ 相同位置的进气道的流场马赫数云图, 并给出了定常状态作为比较。经分析可以得出, 进气道后移时, 进气道流动速度是升高的, 但是由于迟滞效应, 流动速度的增加落后于唇口的运动, 而且唇口平移速度越大, 此迟滞效应就越明显, 因此在入口处, 以 $u=0.005$ 后移到同一位置的

分离泡相比较 $u=0.0025$ 时的要稍微大些,分离激波的激波角也更大一些。分析其原因就是进气道的平均流速要低一些,边界层更加厚。

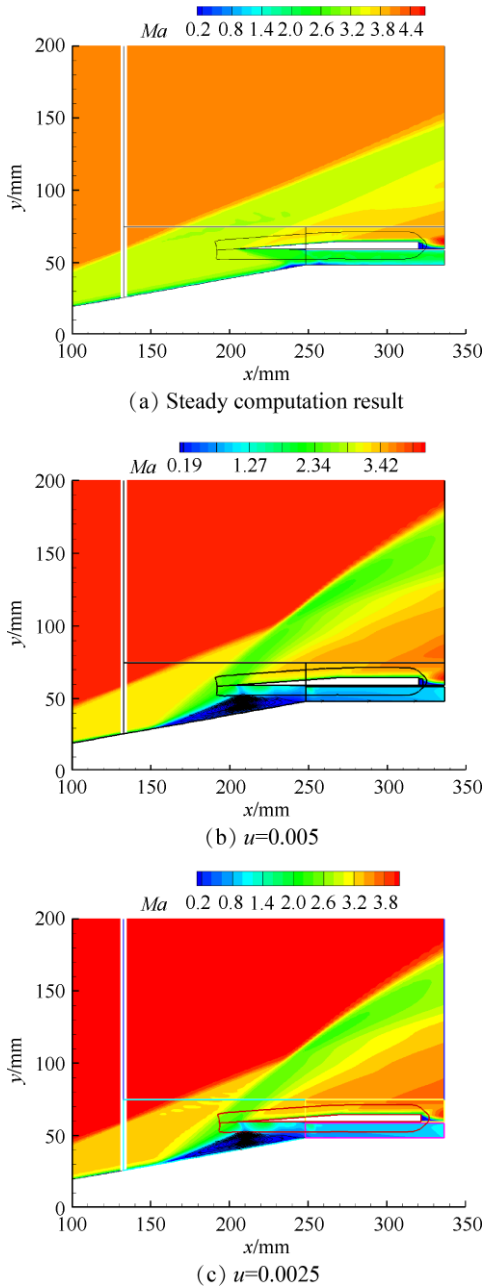


Fig. 30 Mach contour at the same location with different velocities

图 31 给出了动态和稳态计算的壁面压力分布比较曲线。所有的曲线分布趋势都是经过一段平行于 x 轴的距离后向上增长,不同的是,动态平移唇口计算结果得到的结果是在 $x=146\text{mm}$ 处压力增长快而后逐步平缓,形成一个压力平台,然后大约在 $x=250\text{mm}$ 处又有一个突然的增长。稳态计算的压力突升点后移,在 $x=230\text{mm}$ 附近。动态计算的结果是入

口处存在分离泡,而稳态则是启动状态。在激波与边界层交互区域的上游,压力并没有什么变化;而对于第一个压力增长点,对应是流动分离的起始点,在分离区内部,压力增长很缓慢,所以会形成一段比较平稳的曲线;而对于第二个压力增长点,则是再附点附近的区域。由于流动方向经过分离泡的折转,在这个区域产生了再附激波,所以压力又呈现明显的上升。图中,可以看出,不同平移速度得到的压强分布在分离后有差异, $u=0.005$ 计算的分离点相比 $u=0.0025$ 结果靠前,分离区偏大,压力峰值偏低。这表明速度越大,越容易保持原有的分离状态,滞后效应越强。

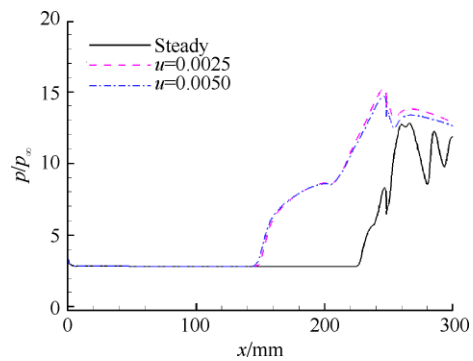


Fig. 31 Wall pressure with different translation velocity

接着对更长平移距离以及更高马赫数的情形进行了数值模拟。唇口从 $x=164.2\text{mm}$ 开始移动,马赫数分别为 4.0 和 4.2,全部移动距离大约为 80mm。图 32 给出了性能参数对比图。可以看到,随着马赫数的增大,性能曲线位于低马赫数结果的上方,提前达到峰值,峰值后波动是与分离泡的振荡有关,最后仍然没有启动。经分析,平移唇口过程中进气道没有启动不仅因为内收缩比大,而且与分离泡的形态有关,因为边界层太厚,采用边界层抽吸可将低能流排出,达到进气道启动,如图 33 所示。

图 34 分别给出了采用“Collar”网格与虚拟网格法计算得到的结果性能参数对比图,从图中可以看出,两者非定常计算保持一致的趋势,验证了本文发展的虚拟网格方法对物体接触问题的非定常数值模拟精度。

3.3 正弦振荡的动态特性

在本节,唇口平移的方式换成了周期性正弦振荡规律。影响性参数主要有振幅、振荡频率、平均位置。唇口运动规律为平行于水平面的运动,表达式为 $x=x_m+x_0\sin 2\pi kt$,其中 x_m 为初始位置,选为水平位置, $x_m=320\text{mm}$; x_0 为围绕起始位置的最大位移,选为 -10mm ,负值代表开始是先向前平移;振荡频率 f 选

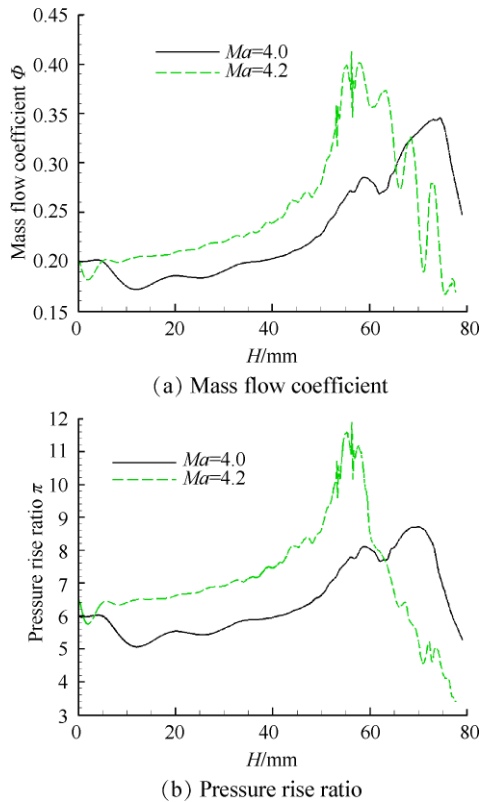


Fig. 32 Performance parameters for different Mach number

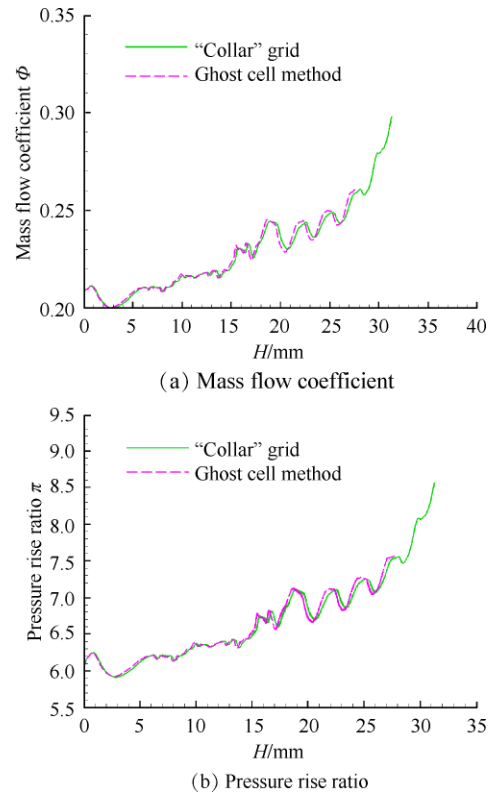


Fig. 34 Comparison of performance parameters between "Collar" grid and ghost cell method

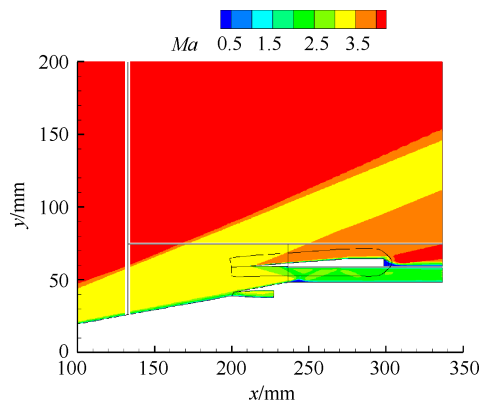


Fig. 33 Inlet starts with a boundary layer diverter

为 33.66Hz。而缩减频率的定义为 $k = \omega L / (2v_{\infty})$ ，其中 ω 为圆频率，单位为 rad/s，其值为 $\omega = 2\pi f$ 。L 为进气道的特征长度，取为进气道的特征长度 336.6mm，对应的缩减频率 $k = 0.03$ 。

唇口平移的范围 H 为 $[-10, 10]$ mm，首先从初始位置 $x_m = 204.2$ mm 向前平移最大距离 10mm，到达 194.2mm；然后从此位置向后平移回到初始位置 204.2mm；再由初始位置向后平移最大距离 10mm，到达 214.2mm；再向前平移回到初始位置 204.2mm。图 35 给出了唇口运动至不同位置时进气道的流场马赫数云图，分别从四分之一周期内取两个不同的位置，

H 的符号代表距离初始位置的位移，前半周期为负，后半周期为正。经分析可以得出，当唇口向前移动时，为运动的 1/4 周期，首先出现小规模的低速分离区(图 35 (a))，然后分离泡逐渐变大推离出进气道的内压缩段，进气道进入不启动状态，如图 35(b)所示；当唇口到达前移的最大位置后，向后移动，进入运动的 2/4 周期，可以看到，低速区在变小，但是即使回到初始位置，仍然存在着大规模的低速区，如图 35(c),(d)所示；唇口从初始位置继续向后移，进入运动的 3/4 周期，可以看到，虽然低速区继续变小，但向后平移至最大距离，进气道仍然无法启动；随后唇口向前移动，回到初始位置，完成一个周期的运动，分离区又开始增大。

图 36 给出了进气道出口截面处的性能参数随平移距离变化的曲线。从图中可以看出，性能参数曲线前移和后移到同一位置时并不相同，存在着迟滞现象。在开始的 1/4 周期，进气道由启动状态进入不启动，表现在图中可以看到出口截面的流量系数、增压比、马赫数和总压恢复系数急剧下降；而后续的运动周期内性能参数均未发生阶跃变化，表明在平移距离内一直保持不启动现象，如流量系数只有 0.2~0.3。唇口向前移动时，进气道压强增高，平均流速是减少的，并且此减少是滞后的；进气道后移时，进气道压强降低，流动速度是升高的，但是由于迟滞效

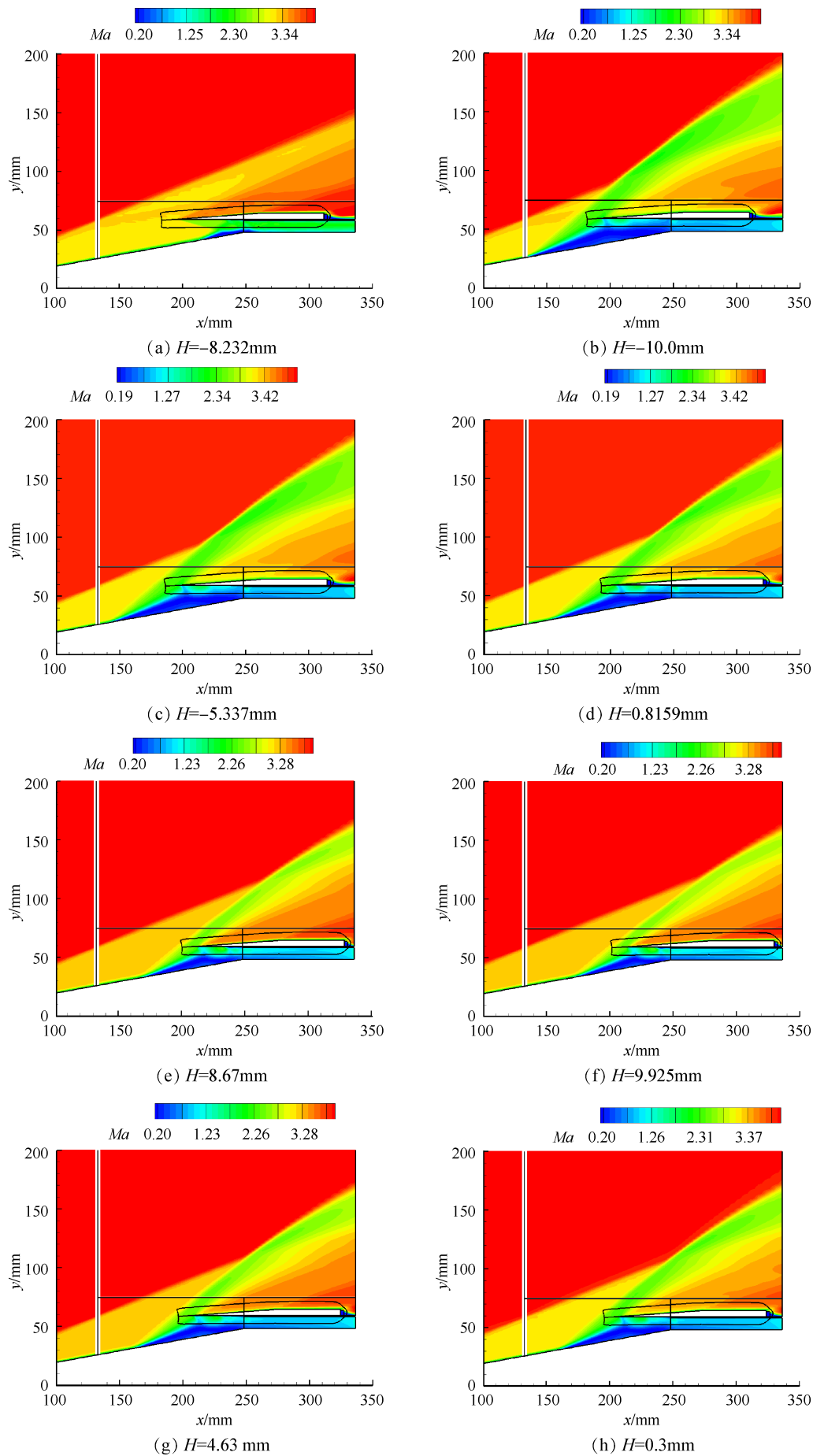


Fig. 35 Mach contour at the different locations with sinusoid motion

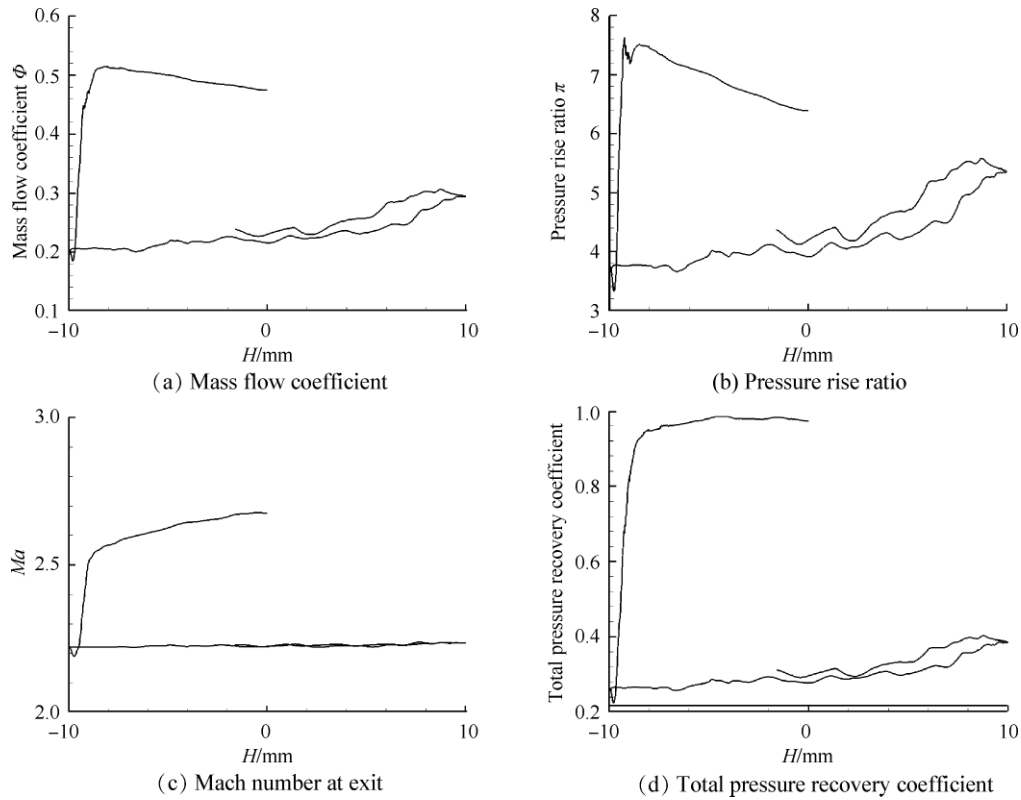


Fig. 36 Hysteresis curve of performance parameters

应, 流动速度的增加落后于唇口的运动。前移到同一位置时, 流量系数和增压比要高于后移到同一位置, 存在着滞后现象。

选取唇口运动规律 $x = x_m + x_0(1 - \cos 2kt)$, x_m 为初始位置, $x_m = 184.2\text{mm}$; x_0 为围绕起始位置的最大位移, 选为 25mm 。唇口平移 H 的范围为 $[0, 50]\text{mm}$, 从初始位置 $x_m = 184.2\text{mm}$ 向后平移最大距离 50mm , 到达 234.2mm ; 然后从此位置向前平移回到初始位置 184.2mm 。对振动频率 $f = 33.66\text{Hz}$ (对应的 k 为 0.03) 进行了数值模拟。在相同唇口位置 $x = 219.72\text{mm}$ 计算得到的分离区尺寸存在着明显的差异, 向后移至同一位置时分离泡尺寸比较大, 分离点提前, 延迟了再附; 当唇口达到前移阶段的同一位置时, 分离区相比后移阶段时更小, 如图 37 所示。图 38 为后移/前移至同一位置的壁面压力分布对比图, 在分离前两者曲线几乎重合, 在分离点后的曲线存在明显的差异, 前移阶段的计算结果分离点后移, 压力峰值更高, 再附之后的压力更小, 流速更大。

图 39 给出了不同无量纲缩减频率 $k = 0.03$ 和 $k = 0.06$ 进气道出口截面处的性能参数曲线。与图 36 图比较, 可以看出, 随着振荡幅度的增加, 迟滞效应增大。进气道性能参数的变化均存在迟滞环现象。以流量系数为例可加以解释, 进气道平移距离逐渐增

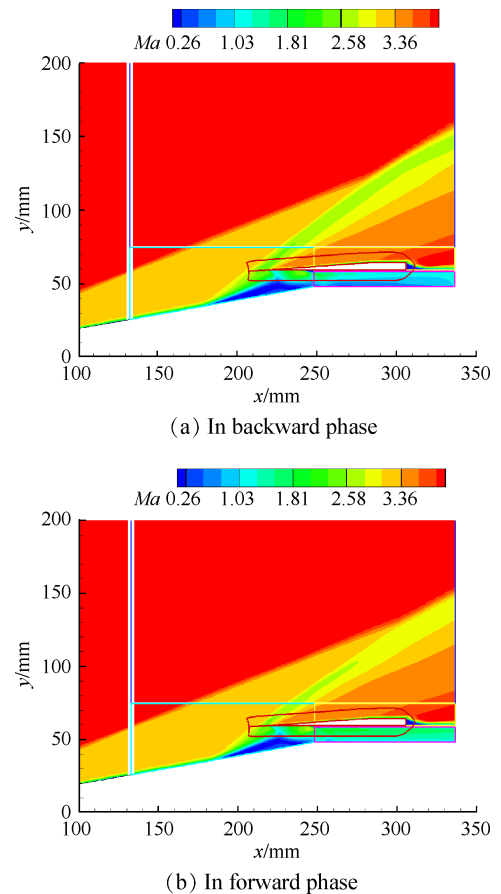


Fig. 37 Mach contour at the same location in the forward phase and backward phase with sinusoid motion ($k = 0.03$)

加时,流量系数相对于唇口平移运动存在滞后,即小于定常状态值;当平移距离由大逐渐减小时,流量系数同样存在着滞后,即保留着上一时刻较大的值。因此,流量系数曲线随着平移距离的变化呈现环形。从图中还可以发现,随着振荡频率的增加,迟滞环的饱满程度呈现增大的趋势。

不同频率计算得到的分离区尺寸存在着明显的差异,当唇口以更高频率 $k=0.06$ 作正弦运动时,滞后效应越强,在后移达到相同位置 $x=208.8\text{mm}$ 时,分离区更大,分离点提前,延迟发生再附,如图40所示。

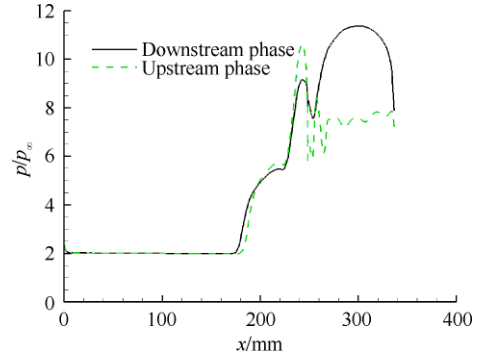


Fig. 38 Wall pressure in forward/backward phase at the same location

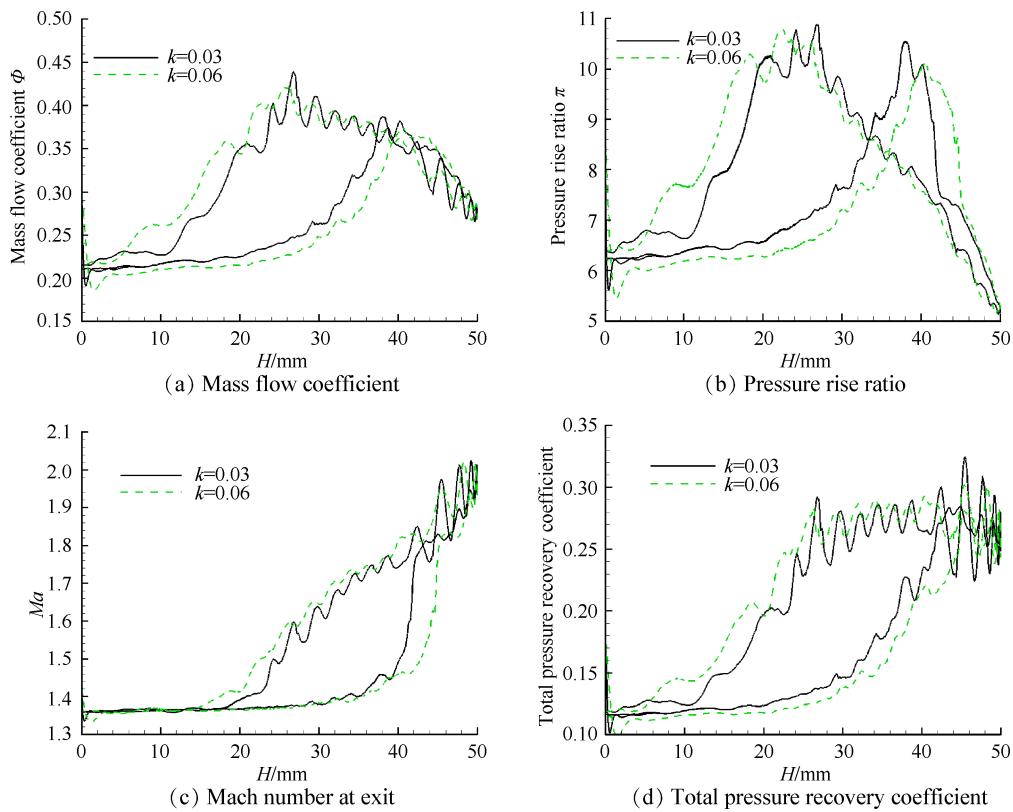


Fig. 39 Hysteresis curve of performance parameters for different k

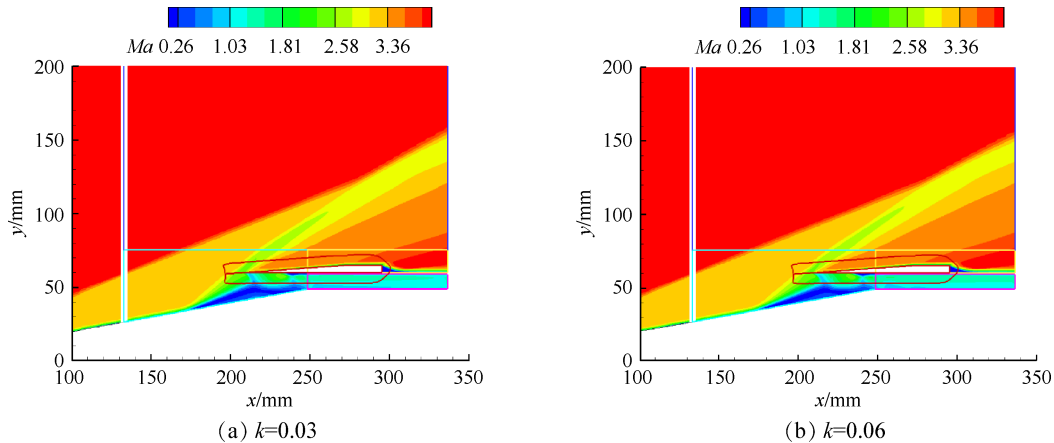


Fig. 40 Comparison of Mach contour in backward phase between $k=0.03$ and $k=0.06$

当唇口前移达到同一位置时,分离区相比 $k=0.03$ 后移阶段时更加小,如图41所示。振荡频率越高,分离

泡的演化相对于唇口运动的滞后越强,其消亡过程所需的时间就越长。

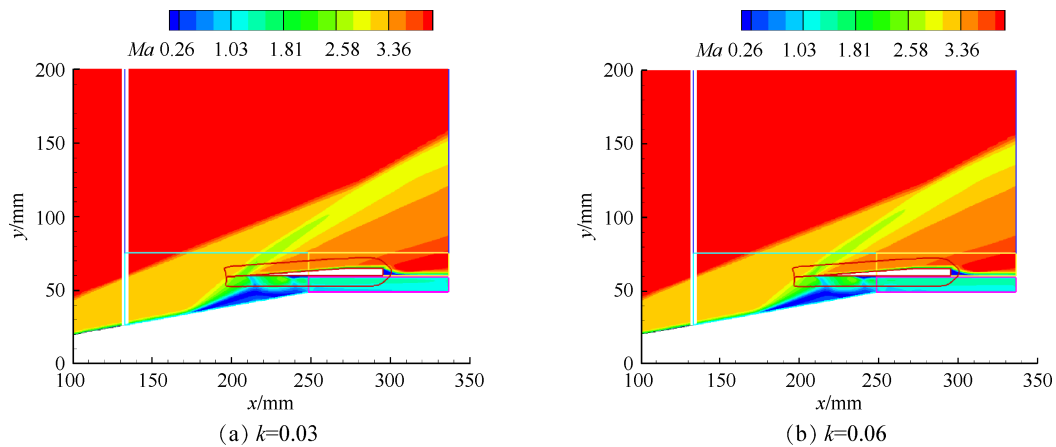


Fig. 41 Comparison of Mach contour in forward phase between $k=0.03$ and $k=0.06$

4 结论

针对变几何进气道的平移运动模式,采用所发展的重叠网格技术,开展了数值模拟研究。

(1)对于进气道变几何平移部件的特点,对所采用的基于割补法的洞面优化处理,引入了物面距离准则,令洞面的推进更具合理性。针对多体接触重叠网格遇到的无法搜寻到合理插值单元的问题,采用了“Collar”网格和通过对物面内网格点使用虚拟单元赋值的方法,有效地完善了多体接触的重叠网格挖洞算法与数值计算。

(2)对进气道平移运动进行了数值仿真,对平移过程中内收缩变化所造成的对启动过程的影响进行了研究。研究表明:通过迎着来流方向平移唇口,增大了进气道的内收缩比,导致内压缩段入口处出现边界层分离,分离泡随着唇口的前移而增大,当其移出内压缩段时,原本启动的进气道进入不启动状态,而后移唇口减小了内收缩比,使分离泡减小并向下游移动,辅以边界层排移,可以改善进气道的启动性能。此外,平移速度对进气道的性能也有着显著的影响,迟滞效应随着平移速度的增大而增大。

(3)进气道唇口正弦振荡运动规律时,性能参数的变化存在着明显的迟滞环。存在平移距离的迟滞区域,平移至同一位置时,分离泡形态存在明显差异。不同振荡频率对进气道迟滞环存在着显著影响,唇口振荡频率越高,进气道迟滞效应越明显,曲线越饱满。

致谢:感谢国家自然科学基金的资助。

参考文献

- [1] Falempin F, Wendling E, Goldfeld M, et al. Experimental Investigation of Starting Process for a Variable Geometry Air Inlet Operating from Mach 2 to Mach 8[R]. *AIAA* 2006-4513.
- [2] 金志光, 张堃元. 宽马赫数范围高超声速进气道伸缩唇口式变几何方案[J]. *宇航学报*, 2010, 31(5): 1503-1510.
- [3] Colville J R, Lewis M J. An Aerodynamics Redesign of the SR-71 Inlet with Applications to Turbine Based Combined Cycle Engines[R]. *AIAA* 2004-3481.
- [4] Colville J R, Starkey R P, Lewis M J. Extending the Flight Mach Number of the SR-71 Inlet[R]. *AIAA* 2005-3284.
- [5] Hohn O M, Gülhan A. Experimental Investigation on the Influence of Sidewall Compression on the Flowfield of a Scramjet Inlet at Mach 7[C]. *San Francisco: 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, 2011.
- [6] 金志光, 张堃元. 高超侧压式进气道简单唇口调节方案设计[J]. *推进技术*, 2008, 29(1): 43-48. (JIN Zhi-guang, ZHANG Kun-yuan. Concept of a Varied Geometry Scramjet Inlet with Rotatable Cowl[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2008, 29(1): 43-48.)
- [7] 陈秋华, 张堃元. 喉道顶板可调侧压式进气道初步研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2006.
- [8] 潘瑾, 张堃元. 移动唇口变收缩比侧压式进气道反压特性和自启动性能[J]. *航空动力学报*, 2009, 24(1): 104-109.
- [9] Parks S J, Buning P G, Steger J L, et al. Collar Grids for Intersecting Geometric Components Within the Chimera Overlapped Grid Scheme[R]. *AIAA* 91-1587.
- [10] Togashi F, Fujita T, Ito Y, et al. CFD Evaluation of

- NAL Jet-Powered Experimental Airplane with Small Rocket Booster[R]. *AIAA* 2003-1100.
- [11] Togashi F, Ito Y, Nakahashi K, et al. Extensions of Overset Unstructured Grids to Multiple Bodies in Contact [J]. *Journal of Aircraft*, 2006, 43(1): 52-57.
- [12] Togashi F, Ito Y, Nakahashi K, et al. Overset Unstructured Grids Method for Viscous Flow Computations [J]. *AIAA Journal*, 2006, 44(7): 1617-1623.
- [13] Togashi F, Ito Y, Nakahashi K, et al. Extensions of Overset Unstructured Grids to Multiple Bodies in Contact [R]. *AIAA* 2002-2809.
- [14] 李孝伟, 范绪箕, 乔志德. 嵌套网格技术中的 Collar 网格和虚拟网格方法[J]. *计算物理*, 2003, 20(2): 111-118.
- [15] Marstin C W, Mcconnaughey H V. Computational Problems on Composite Grids[R]. *AIAA* 84-1611.
- [16] Iaccarino G, Verzicco R. Immersed Boundary Technique for Turbulent Flow Simulations [J]. *Applied Mechanics Reviews*, 2003, 56(3): 331-347.
- [17] 张辉. 复杂流场数值方法研究及在炮口制退器设计中应用[D]. 南京: 南京理工大学, 2009.
- [18] Wilcox D C. Turbulence Modeling for CFD[M]. *California: DCW Industries*, 2006.
- [19] Van Leer B. Flux Vector Splitting for the Euler Equations [J]. *Lecture Notes in Physics*, 1982, 170: 507-512.
- [20] Rada D C, Murphy J D. Shock-Wave/Turbulent-Boundary-Layer Interactions in Rectangular Channels [J]. *AIAA Journal*, 1972, 10(2): 139-140.
- [21] Treasogold D A, Jones A F, Wilson K H. Pressure Distribution Measured in the RAE 8ft x 6ft Transonic Wind Tunnel on RAE Wing 'A' in Combination with an Axisymmetric Body at Mach Numbers of 0.4, 0.8, and 0.9 [R]. *AGARD-AR-138*, 1989.
- [22] Saied E, Trexler C A, Auslender A H, et al. Experimental Investigation of Inlet-Combustor-Isolators for a Dual-Mode Scramjet at a Mach Number of 4 [R]. *NASA TP-3502*, 1995.

(编辑: 史亚红)