

临近空间高速飞行器抛罩过程的动网格方法对比^{*}

赵星宇, 王 翼, 苏 丹, 徐尚成, 范晓樯

(国防科技大学 空天科学学院, 湖南 长沙 410073)

摘 要: 飞行器抛罩是一个复杂的动力学、流体力学耦合问题, 涉及六自由度运动方程与N-S方程的耦合求解, 其中动网格非定常计算是关键技术。针对二维临近空间高速飞行器, 将耦合过程简化为匀速旋转抛罩, 对比分析了光顺重构法、重叠网格法、域动分层法三种工程易行的动网格方法的仿真结果, 并得到如下结论: 三种方法在整流罩关闭状态下的定常流场结果一致, 均能捕捉到非定常开罩过程的典型特征, 得到正确的起动结果; 在非定常过程中光顺重构法的分离区吞入速度慢于重叠网格法和域动分层法; 重叠网格法的计算通用性最好, 域动分层法的计算速度最快, 光顺重构法的理论精度最高; 由于光顺重构法的网格更新对于复杂模型容易失败, 域动分层法只能处理运动轨迹已知的问题, 三维动力学耦合计算建议采用重叠网格法; 在进行整流罩的三维设计时, 应考虑溢流效应以缩小整流罩前方的大分离区, 降低飞行器的控制及热防护上的困难。

关键词: 进气道; 抛罩; 光顺重构法; 重叠网格法; 域动分层法

中图分类号: V235.21⁺3 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2020) 02-0268-09

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 190132

Comparison of Dynamic Mesh Methods for Fairing Separation Process of Near Space High Speed Aircraft

ZHAO Xing-yu, WANG Yi, SU Dan, XU Shang-cheng, FAN Xiao-qiang

(College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: The fairing separation process is a complex problem coupling dynamics and fluid mechanics, involving the solution of the six-degree-of-freedom equations and the N-S equations. The unsteady calculation of the dynamic mesh methods is a key technique. The coupling process was simplified to the uniform rotation process for the two-dimensional near space high speed aircraft, using smoothing and remeshing method, overset method, sliding and laying method respectively, which are easy to implement in engineering. The simulation results of three dynamic mesh methods were compared and analyzed, and conclusions are as follows: the steady flow fields of the three methods are consistent when fairing is closed, and they can capture the typical characteristics of the unsteady fairing separation process and reach the correct start consequence. In the unsteady process, the disappearance speed of separation region of smoothing and remeshing method is slower than overset method and sliding and layering method; overset method has the best computational flexibility, sliding and laying method has the fastest calculation speed, and smoothing and remeshing method has the highest theoretical precision. Because the grid update of smoothing and remeshing method is easy to fail for complex models, and sliding and laying method can only deal with the problem of known motion path, 3D coupling problems suggest the overset method. In the

^{*} 收稿日期: 2019-02-28; 修订日期: 2019-07-01。

作者简介: 赵星宇, 硕士生, 研究领域为高速空气动力学。E-mail: 18373154742@163.com

通讯作者: 王 翼, 博士, 副研究员, 研究领域为高速空气动力学。E-mail: wange_nudt@163.com

引用格式: 赵星宇, 王 翼, 苏 丹, 等. 临近空间高速飞行器抛罩过程的动网格方法对比[J]. 推进技术, 2020, 41(2): 268-276. (ZHAO Xing-yu, WANG Yi, SU Dan, et al. Comparison of Dynamic Mesh Methods for Fairing Separation Process of Near Space High Speed Aircraft[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(2): 268-276.)

three-dimensional design of the fairing, the overflow effect should be considered to reduce the large separation area in front of the fairing and to reduce the difficulties in the control and thermal protection of the aircraft.

Key words: Inlet; Fairing separation; Smoothing and remeshing method; Overset method; Sliding and laying method

1 引言

对于马赫数 >5 的临近空间高速飞行器,大多采用超燃冲压发动机为动力^[1]。由于超燃冲压发动机对飞行速度和高度有要求,在应用中大多采用火箭助推方式使其达到设计接力条件。为保护发动机内流道的精密部件以及降低气动变化带来的控制难度,助推加速段通常在进气道前加装整流罩^[2]。

抛罩过程是一个复杂的动力学、流体力学耦合问题,在工程应用中主要考虑两个方面的问题。首先需要保证整流罩安全打开,飞行器在抛罩后不会与整流罩相撞。其次需要保证抛罩引起的流场改变不影响发动机工作,其中不影响进气道的工作是必要条件。在飞行器与整流罩的分离过程中,气流流经进气道进入燃烧室,发动机会面临进气道起动问题^[3]。当进气道不起动时,发动机的捕获流量大幅下降,这可能导致飞行器的推力不足甚至熄火。因此整流罩的设计与开启过程直接影响发动机工作甚至决定飞行成败。

抛罩过程是一个复杂的动力学、流体力学耦合问题,其试验难、成本高,因此在试验前期应依托CFD进行仿真分析。在非定常计算中,动网格是关键技术。在动网格技术的研究上,张来平等^[4]对应用于飞行器非定常运动的动态网格技术及相应的数值离散格式进行了综述,根据网格拓扑结构将数值方法分为基于结构网格和基于非结构/混合格网,详细对比分析了两类拓扑结构中不同网格方法、相应的计算格式。大量学者针对整流罩抛罩过程进行了研究,按照研究方法可大致分为3类:(1)基于有限元分析;(2)基于试验;(3)基于CFD。

基于有限元分析,马忠辉^[5]研究了在大气层外分离的大型弹性整流罩的分离轨迹。刘海东^[6]采用拉格朗日方程结合有限元技术对整流罩的抛离过程进行了动力学分析。罗震等^[7]采用有限元计算结合性能试验研究了头罩的分离性能。

基于试验,张永杰等^[8]采用最小二乘方法拟合罩体运动轨迹曲线,建立了安全边界方程,获得了整体式头罩分离运动的可靠性基本规律。戈庆明等^[9]针对高速飞行器的头罩进行了抛罩的试验验证和理论

仿真计算,对头罩设计及防护设计进行了研究。

基于CFD,朱学昌等^[10]针对低空高速分瓣式头罩分离运动过程,求解N-S方程得到分离过程气动力,基于多体动力学建立头罩分离模型,分析了不同分离弹簧力和工况对头罩分离运动和变形的影响。范庆志等^[11]采用结构重叠网格方法求解Euler方程耦合6DOF运动方程,针对导弹头罩分离的安全性分析比较了两种头罩分离方案的技术特征。王巍等^[12]采用修正弹簧近似和局部重构的非结构动网格技术耦合求解Euler方程及6DOF运动方程,分析了稠密大气层内头罩的姿态及气动力变化情况。刘君等^[13]采用弹簧近似结合局部重构的非结构动网格技术,耦合求解Euler方程及6DOF弹道方程,分析了头罩的运动特性及力学特性。

上述关于抛罩过程的研究多数未考虑粘性影响,且分析内容着眼于整流罩的运动特性、力学特性等,对进气道内流场流动变化分析很少。本文针对二维进气道抛罩过程中内流场流动变化过程,对比了光顺重构法、重叠网格法、域动分层法三种工程易行的动网格方法的差异。针对流场的分析有助于揭示抛罩过程中动态流场演变对进气道以及飞行器工作影响,针对动网格方法使用条件、计算效率、计算通用性等的对比分析有很强的工程指导意义。

2 物理模型与计算方法

2.1 物理模型

本文针对如图1所示的二维进气道展开研究。设计工况为高度26km,马赫数6,以 0° 攻角飞行时满足“激波封口”原则。进气道唇口与头锥水平距离

1000mm,内收缩比 $R_{in} = \frac{H_i}{H_t} = 1.5$,总收缩比 $R_{total} =$

$$\frac{H_c}{H_t} = 5.5。$$

整流罩模型如图2所示。整流罩长度为180mm,前端楔角 25° 。在设计时整流罩的上壁面与进气道

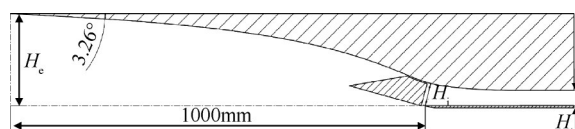


Fig. 1 Schematic diagram of inlet and fairing

前体壁面留出 3mm 的缝隙,且距离唇口有 10mm 的缝隙。

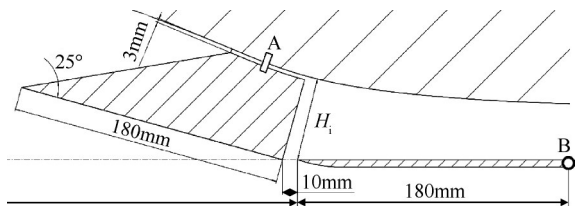


Fig. 2 Partial enlarged drawing of fairing

图 2 中, A 为爆炸螺栓; B 为旋转轴, 距离唇口顶点 180mm。为简化分析, 本文忽略了整流罩与转轴的连接部分。当飞行速度达到接力马赫数时, 整流罩与进气道前体间的爆炸螺栓断开, 此后整流罩的运动过程可分为两个阶段: 第一阶段, 整流罩受到来流的气动力绕转轴做单自由度的变速运动; 第二阶段, 当整流罩打开至给定的角度后脱离转轴, 此后做三自由度的自由运动。

由于本文主要对网格方法进行分析, 因此不考虑动力学与流体力学的耦合情况, 仅对第一阶段进行分析, 并将其简化为绕转轴的匀速圆周运动。

2.2 计算方法

本文采用二阶精度隐式非稳态格式 CFD 求解器对进气道流场进行数值求解, 控制方程为二维雷诺平均 Navier-Stokes 方程 (RANS), 采用 Realizable 模型, 选取 Scalable 型壁面函数, 湍流模型中的各参数基于文献 [14-16]。通量差分采用 Roe 格式, 控制方程使用二阶迎风格式离散。空气模型为理想气体, 黏性采用 Sutherland 公式求解。计算的迭代终止条件为: 残差指标下降到 10^{-3} 以下, 进气道喉部的质量流量、质量平均马赫数、静压及整流罩的升力、阻力等参数不再发生变化。

在非定常计算中, 计算时间步长为 0.01ms, 参考某试验的开罩时间, 整流罩以 $2^\circ/\text{ms}$ 的速度绕转轴匀速打开。

2.3 网格方法

本文充分利用动网格方法, 采用混合网格, 将计算域分 4 部分, 分别为前体域 (Forebody field), 远场域 (Far field), 内流场域 (Internal field) 和运动域 (Motion field), 如图 3 所示。

前体域、远场域、内流场域均为结构网格, 采用统一的网格划分方式。壁面边界层网格的厚度与第一层网格高度为 5mm, 0.05mm, 其中进气道前体与唇口内壁面层数为 20, 唇口外壁面层数为 10, 网格总量

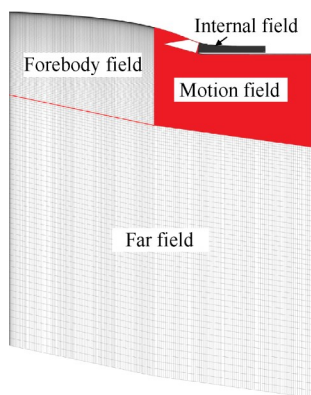


Fig. 3 Universal computational domain and meshes

为 55688。

运动域的划分由三种网格方法的特点决定, 且满足如下的要求: 非结构网格最大尺度限制为 10mm; 整流罩的壁面网格点分布一致, 第一层网格高度为 0.05mm。

三种方法的计算总网格量均控制在 8.3 万左右。下文将分别介绍三种方法针对运动域的划分。

2.3.1 光顺重构法

对于大变形与大位移运动一般采用光顺法结合局部网格重构, 本文将这两种方法的结合简称为光顺重构法。其中光顺法具有不会破坏网格的拓扑结构的特点^[16], 主要分为弹簧光顺、扩散光顺和线弹性光顺, 这三种光顺方法的计算量与生成的网格质量依次增加。本文选择计算量与生成网格质量适中的扩散光顺法, 通过求解扩散方程来设置网格的节点位置。

$$\nabla \cdot (\gamma \nabla \mathbf{u}) = 0 \quad (1)$$

式中 γ 为扩散系数, 有两种定义方式

$$\gamma = \begin{cases} \frac{1}{d^\alpha} \\ \frac{1}{V^\alpha} \end{cases} \quad (2)$$

第一种定义基于距离, 其中 d 为正则化后网格节点与边界的距离; 第二种定义基于体积, 其中 V 为正则化后网格单元体积。 α 为给定的扩散参数。

在运动或变形过程中一旦涉及大位移或大变形情况, 光顺法会在局部产生差网格甚至负网格, 造成计算无法进行, 因此还需要结合局部网格重构。采用局部网格重构时需要给定网格的最大尺度、最小尺度以及最大网格畸变^[17]。当光顺法形成的网格不满足要求时, 即网格尺度不在给定的最大、最小尺度间或网格畸变超过给定的最大网格畸变, 通过合并小网格、分裂大网格以及重新调整部分网格节点的

方式使得所有网格满足要求。

光顺重构法的扰动域网格划分如图4所示,其中左上方为延伸过来的部分边界层网格,整流罩的壁面边界层网格厚度为1.5mm,前体的壁面边界层网格厚度为1mm,网格层数为10,计算总网格量为83670。本文采用基于距离定义的扩散光顺法,选择扩散参数 $\alpha = 1.5$ 。网格重构参数根据扰动域的网格参数给定:最大网格畸变参数为0.6,最大网格尺度为10mm,最小网格尺度为0.2mm。每一次时间步检查是否重构。

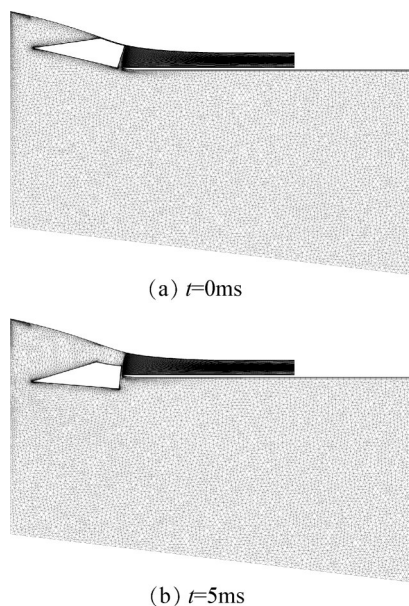


Fig. 4 Computational meshes of disturbance region with smoothing and remeshing method

2.3.2 重叠网格法

重叠网格法的思路是针对运动部件与静止部件划分两套网格,将两套网格重叠在一块,找到位于计算域外的网格将其删去,再利用算法使得重叠区域最小化得到计算网格。这三步可简称为重叠、挖洞以及最小化处理^[18]。在计算过程中相互重叠的网格单元利用插值交换数据。因此重叠网格中运动部件和流体域一起运动,不需要改变网格的拓扑结构。

重叠网格法的扰动域网格划分如图5所示,整流罩的壁面边界层网格厚度为3mm,前体的壁面边界层网格厚度为5mm,网格层数均为20。重叠后的计算总网格数为82091。

2.3.3 域动分层法

本文讨论的问题为轨迹已知的单自由度运动,还可以利用文献[19]提出的域动分层法处理,但其只给出了直线运动的方式。本文将运用的范围由直

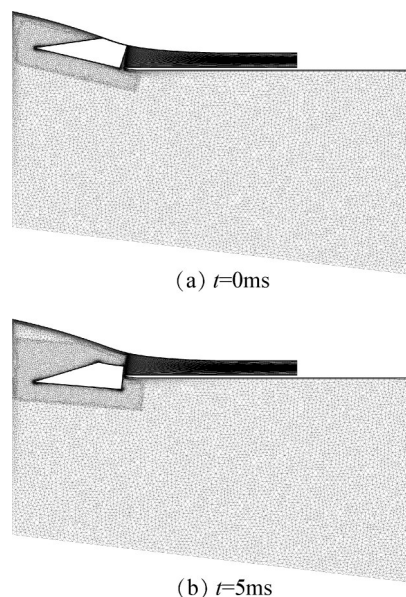


Fig. 5 Computational meshes of disturbance region with overset method

线轨迹拓展至任意给定轨迹。域动分层法结合了动态层法与滑移网格法,下面分别介绍这两种方法。

动态层法适用于沿运动轨迹的截面为结构网格的情况,即二维的四边形网格,三维的六面体、棱柱型网格。动态层法通过在运动边界相邻处根据运动规律增大或减小边界处网格层数,整个过程可通过图6解释,根据与运动边界相邻的第 j 层网格的高度 h ,可以决定是将该层网格分割还是将其与第 i 层合并。

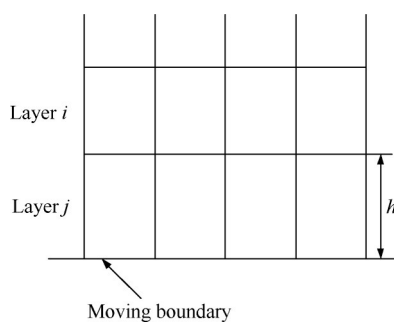


Fig. 6 Schematic diagram of layering method

当边界向下运动即第 j 层网格处于拉伸状态时,网格高度增加直到满足

$$h_{\min} > (1 + \beta_s) h_{id} \quad (3)$$

式中 $h_{\min}$ 为第 j 层网格的最小高度, h_{id} 为理想网格高度, β_s 为网格分割因子($\beta_s < 1$)。当上式满足时,第 j 层网格被分割成两层网格,有定常高度和定常比例两种分割形式。当运动方向随时间不变时采用定

常高度分割,将第 j 层网格分割成两部分:靠近边界的网格高度为 h_{id} ,远离边界的网格高度为 $h - h_{id}$ 。当运动方向随时间改变时采用定常比例分割,将第 j 层网格分割成两部分:靠近边界的网格高度为 $\frac{1}{\beta_s + 1}h$,远离边界的网格高度为 $\frac{\beta_s}{\beta_s + 1}h$ 。

当边界向上运动即第 j 层网格处于压缩状态时,网格高度压缩直到满足

$$h_{\min} < \beta_c h_{id} \quad (4)$$

式中 β_c 为网格的消亡因子($\beta_c < 1$)。当上式成立时,第 i 和 j 层合并为一层网格。

滑移网格法^[20]与重叠网格类似,同样是流体域跟随运动部件一起运动,不同的是滑移网格对交界面上的数据进行插值而不是对网格单元处的数据插值,因此可以视作一种特殊的重叠网格。

针对本文所研究问题的特点,将扰动域划分为4个部分:(I)拉伸层域;(II)滑移域;(III)压缩层域;(IV)静止域。划分的区域及网格如图7所示。

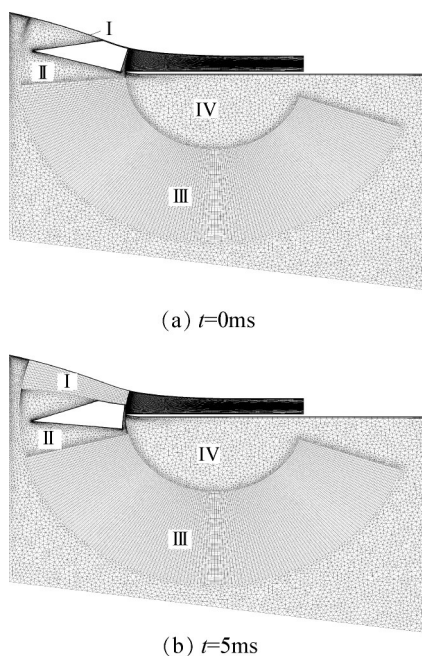


Fig. 7 Computational meshes of disturbance region with sliding and laying method

拉伸层域(I)为前体壁面的部分边界层网格,高度为1.5mm,网格层数为10,采用动态层法的网格拉伸状态的定常比例算法,新生成的2层网格之间的高度比例始终保持为恒定值。本文给定的分裂因子为0.1,网格分裂临界高度为3mm,即新生成的网格小圆弧一侧高度为3mm。滑移域(II)为网格及整流罩

整体运动的流域,其中整流罩边界层网格高度为1.5mm,网格层数为10,其余部分用非结构网格填充。压缩层域(III)采用动态层法的网格压缩状态的算法。本文给定的消亡因子为0.04,网格合并的临界高度也为3mm,保证计算过程中网格数量不变。静止域(IV)为不参与运动的区域。

在非定常计算中各部分边界的节点分布不同,需要建立交界面进行插值。拉伸层域(I)的下边界、压缩层域(III)的上边界跟随滑移域(II)运动,分别与滑移域(II)的上、下边界建立数据交接。拉伸层域(I)、滑移域(II)、压缩层域(III)与静止域(IV)在共有边界处建立滑移交界面。总网格量为83574。

3 计算结果对比分析

本文计算条件为:飞行高度26km,飞行马赫数5.8,攻角0°。先根据初始网格计算定常流场,再基于这一结果开展非定常计算。

3.1 整流罩关闭时的定常流场分析

图8为三种方法得到的马赫数云图。从马赫数云图可以看出,三者得出的前体激波、分离激波角度、分离区大小以及进气道内流流场结构都吻合得很好,差别主要来自于分离激波求解上。由于分离激波恰好穿过域动分层法中的三区边界,而分离激波两端又为结构网格区,因此在中间形成一个相对明显的锯齿。可以通过调整各域边界的位置以及增加网格量解决这一问题。

图9是进气道壁面处的静压分布曲线。三种方法得到的壁面静压曲线吻合程度很好。来流经前体激波后有一段较短的曲面压缩,之后经过分离激波

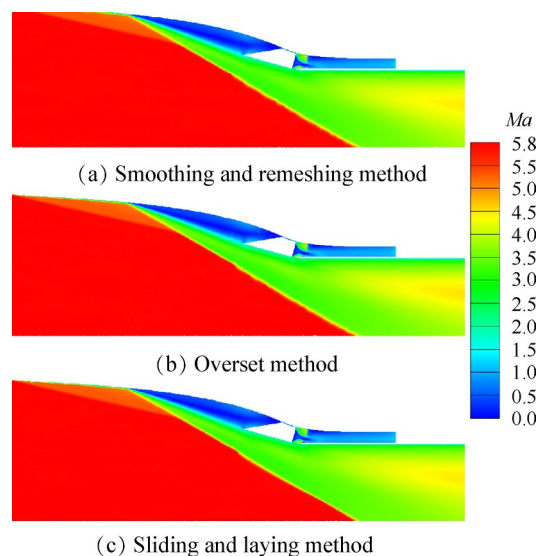


Fig. 8 Mach number contours of steady cases

压力形成第一个突跃,经过整流罩前端的压缩形成第二个突跃,最后从缝隙膨胀至内流道压力骤降,渐渐与出口背压一致。三者静压曲线的最值以及特征点的位置都吻合得非常好,唯一的微小差异在于0.8m处重叠网格的静压极小值偏小。这是由网格重叠插值引起的数值耗散,但不影响之后的非定常计算。

由于整流罩前端存在一个大分离区,气流经过分离激波后压强、温度均会升高,飞行器会受到一个附加的力与力矩的影响,造成控制上的困难,而波后的高温区会带来热防护的困难。因此,可采用溢流的思路设计头罩的三维构型(如V形前缘)减小分离区大小。

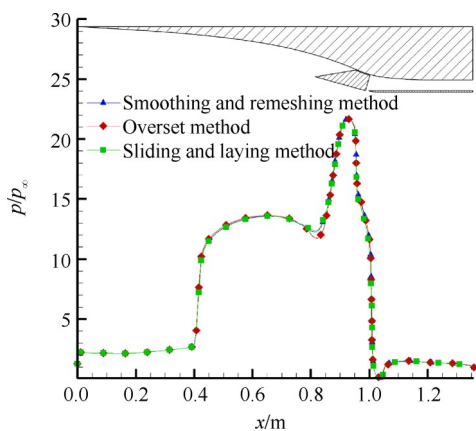


Fig. 9 Static pressure on inlet wall of steady cases

3.2 整流罩开启过程的非定常流场分析

基于以上的定常结果,利用三种方法分别开展非定常开罩的仿真,开罩速度为 $2^\circ/\text{ms}$,时间步为7500,总时间75ms。三种方法时间间隔15ms的流场马赫数云图如图10所示。由于开罩马赫数为5.8,而进气道的自起动马赫数为5.7,理论上在此工况下开罩进气道一定会起动。由最终状态的马赫数云图可以看出三种方法都能得到与理论相符的起动流场。

在开启过程中不同网格方法的非定常结果存在一些差异,主要在于光顺重构法的分离区吞入速度慢于另两种方法。

在 $t=15\text{ms}$ 时,三种方法的流场结构基本一致,其中重叠网格法的分离激波角较小。在 $t=30\text{ms}$ 时,由于整流罩前端的低速区影响了分离区,三种方法的流场均存在脱体激波,形态基本一致,其中域动分层法的罩前低速区较小,形成的脱体激波较弱。在 $t=45\text{ms}$ 时,三种方法的进气道壁面分离区比较接近,但整流罩附近的分离区差异较大。重叠网格法与域动

分层法在整流罩附近的分离区明显大于光顺重构法。在 $t=60\text{ms}$ 时,重叠网格法与域动分层法的分离区已被吞入内流道,但光顺重构法的分离区还存在。由于光顺重构法的分离区未被吞入进气道,分离激波相对较大,因此重叠网格法与域动分层法在整流罩附近的分离区依然大于光顺重构法。在 $t=75\text{ms}$ 时,三种方法的内流场结构一致,主要差异在整流罩附近的分离区上。光顺重构法和重叠网格法的脱体激波靠近整流罩,而域动分层法的弓形激波距离整流罩稍远,且整流罩与唇口壁面间形成分离区。可以观察到重叠网格法和域动分层法捕捉的脱体激波较为光滑,体现出这两种方法保持网格质量的优势。

图11为三种方法的壁面静压 $x-t$ 图^[21]。其中最前缘的轮廓线为分离点位置,云图的结构基本一致。三种方法都捕捉到了非定常过程中分离区的震荡效应,震荡的周期大约为5ms。

由于分离点的位置震荡,导致飞行器受到的额外力与力矩周期变化,易造成飞行器姿态控制上的困难,因此应缩小罩前分离区降低震荡。

3.3 计算时间对比

采用Intel Core i5-6500(3.2GHz)的处理器多线程计算时,三种网格方法的每100步计算时间如表1所示。

在网格更新上,由于域动分层法的网格更新仅由压缩层域和拉伸层域的网格高度决定,因此速度最快。重叠网格法需进行挖洞与最小化处理,速度次之。而光顺重构法在更新网格时需要先计算扩散方程,再调整网格节点位置,最后判断网格尺度以及网格畸变,将不符合要求的网格重构,因此网格更新速度最慢。

在计算时间上,域动分层法仅需进行边界的插值计算,因此速度最快。光顺重构法在进行网格重构后改变了网格数量,需要将数据重新分配至新网格,速度次之。重叠网格法需要在重叠区域进行网格单元的插值计算,因此速度最慢。

在计算总时间上,可发现三种方法的网格更新时间占总时间的比例均 $<6\%$,因此在二维计算时总速度主要由计算速度决定。从数据上来看,光顺重构法和域动分层法分别比重叠网格法快接近20%与30%。故域动分层法最快,光顺重构法次之,重叠网格法最慢。

3.4 网格方法分析小结

针对本文的抛罩非定常计算,就计算时间、精度

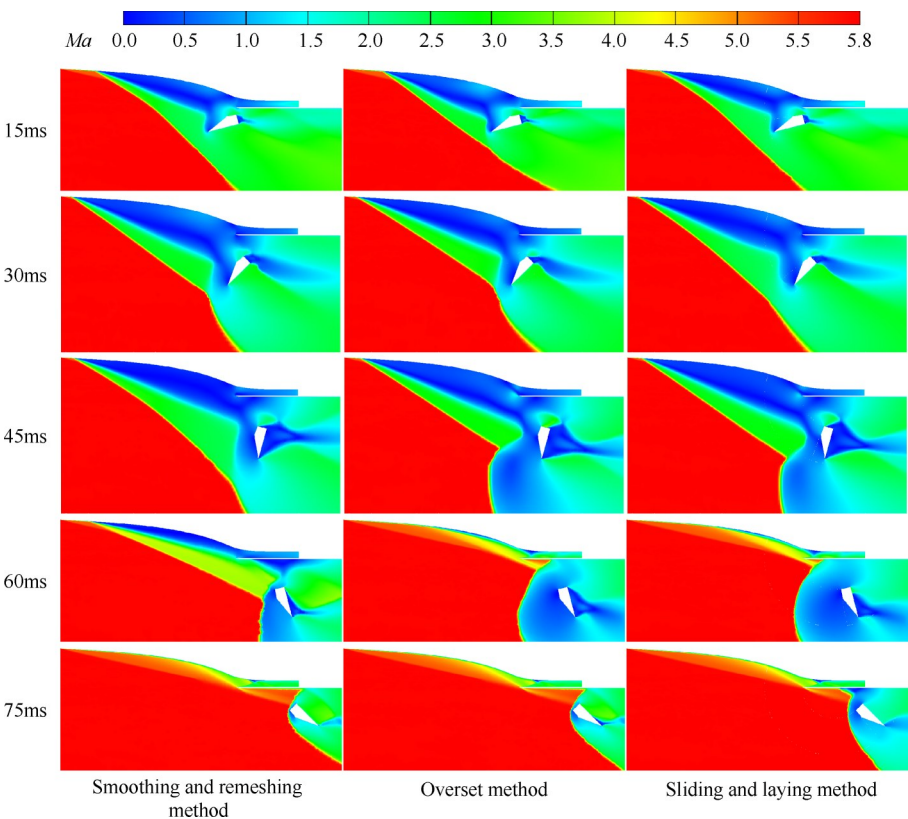


Fig. 10 Time history of mach number contours

Table 1 Computing time comparison among 3 methods (s)

Method	Updating meshes	Computing	Total
Smoothing and remeshing method	36.2	639.8	676.0
Overset method	25.2	787.4	812.6
Sliding and laying method	13.2	553.2	566.4

和通用性对三种方法做出小结,并针对三维计算进行部分预测。

3.4.1 计算时间

在计算时间上,域动分层法在进行网格更新时仅由压缩层域和拉伸层域的网格高度两个参数决定,在计算时仅需进行额外的边界插值,因此网格更新速度最快,计算时间也最快。

光顺重构法由于网格重构导致网格数量的改变,需要对新网格重新分配数据,因此延长了计算时间。

重叠网格法由于额外的单元插值计算导致速度最慢。

3.4.2 计算精度

在计算精度上,光顺重构法不会引入插值误差,理论精度最高。但随着计算的深入,需要进行重构的网格数量增多,很多重构出的新网格仅仅满足最低限度的网格要求,造成网格整体质量下降,导致精

度的下降。

重叠网格法和域动分层法均会产生插值误差,并且为误差的主要部分。前者来自于单元插值,后者来自于节点分布不一致的交界面处插值。当激波这种强间断穿过交界面会放大误差。因此,在网格划分时需要注意:重叠网格的重叠区的网格尺度、纵横比、类型等参数差异不大;域动分层法中各域的交界面处节点分布较为接近。

由于三种动态网格方法均能捕捉到抛罩过程中内流场变化的典型特征,因此计算精度均能满足要求。

3.4.3 计算通用性

在计算通用性上,重叠网格法分块划分网格的特点对于运动或构型复杂的案例非常适用,通用性最高。

域动分层法只能处理运动轨迹已知的问题,且需要压缩层域与拉伸层域为结构网格,但其更新过程简单,算法鲁棒性高。

光顺重构法需要对网格进行局部重构,因此要求扰动域内的网格种类必须为三角形网格(二维)、四面体或金字塔形(三维)的非结构网格。当模型复杂时,初始网格复杂,网格更新容易失败。因此光顺重构法的算法鲁棒性较差。

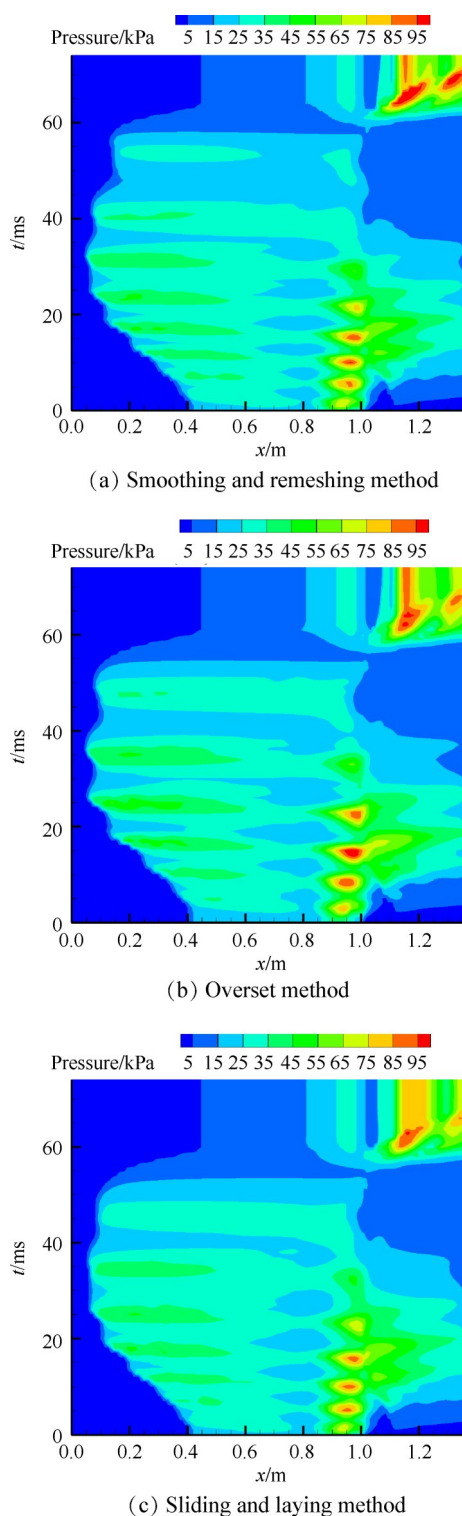


Fig. 11 Time history of pressure on inlet wall

3.4.4 三维预测

针对三维网格更新,域动分层法的网格更新依然由两个参数决定,而光顺重构法、重叠网格法的更新复杂度均会增加。若以三棱锥网格单元为例,光顺重构法需计算三维扩散方程,需要判断的网格尺度、网格畸变量分别增大3倍和4倍,在进行网格光

顺与重构时多考虑3个面,复杂度成几何量级增大,且需要降低重构标准或减小时间步长,防止网格更新无法进行;重叠网格法需在三维网格中进行挖洞、最小化计算,但由于算法复杂度较低,因此重叠网格法的更新复杂度的增加应小于光顺重构法。可以推测出在三维问题的网格更新上域动分层法会扩大时间优势,而光顺重构法相对重叠网格法的优势会缩小。

针对后续的动力学耦合问题,由于第二段自由飞过程轨迹未知,因此排除域动分层法。而具体的三维构型较复杂,光顺重构法的网格更新困难,因此推荐采用重叠网格法处理。

4 结 论

本文分别采用光顺重构法、重叠网格法、域动分层法对二维临近空间高速飞行器匀速抛罩问题进行了仿真,对比分析了三种工程易行的动网格方法的差异及特点,得出以下结论:

(1)三种方法的初始定常流场一致,且均能捕捉出非定常开罩过程的典型特征,得到正确的启动结果。

(2)光顺重构法在计算中不会引入插值误差,理论精度最高。但随着计算的深入造成网格整体质量下降,导致精度降低。且初始网格复杂时,其网格更新容易失败,算法鲁棒性较差。

(3)重叠网格法适用于复杂运动和复杂模型,通用性最强。但重叠区域的插值导致额外插值误差的产生。

(4)域动分层法计算效率最高,但只能处理运动轨迹已知的问题。对于复杂模型网格划分较为复杂,且在交界面处存在插值误差。

(5)在后续的三维动力学耦合计算中,由于光顺重构法的网格更新对于复杂模型容易失败,域动分层法只能处理运动轨迹已知的问题,因此建议采用重叠网格法。

(6)在进行整流罩的三维设计时应考虑溢流效应以缩小整流罩前方的大分离区,降低飞行器的控制及热防护上的困难。

参考文献

- [1] 黄伟,陈逸,罗世彬,等.临近空间飞行器研究现状分析[J].飞航导弹,2007,37(10):28-31.
- [2] 白晓征,刘君,郭正,等.冲压发动机进气道压力振荡过程的数值研究[J].推进技术,2008,29(5):562-565. (BAI Xiao-zheng, LIU Jun, GUO Zheng, et

- al. Numerical Simulation of Pressure Oscillation in Ram-jet inlet[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2008, 29(5): 562-565.)
- [3] 王 翼, 范晓楠, 梁剑寒, 等. 开启式高超声速进气道启动性能试验[J]. *航空动力学报*, 2008, 23(6): 1014-1018.
- [4] 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.
- [5] 马忠辉. 大型弹性整流罩分离特点分析[J]. *中国科学: 技术科学*, 2009, 39(3): 482-489.
- [6] 刘海东. 整流罩抛罩动力学分析[D]. 西安: 西安电子科技大学, 2005.
- [7] 罗 震, 张海军, 武庆平. 运载器铝头罩分瓣分离性能研究[J]. *兵工学报*, 2007, 28(4): 453-457.
- [8] 张永杰, 孙 秦. 整体式头罩分离运动轨迹可靠性分析[J]. *弹箭与制导学报*, 2011, 31(1): 19-22.
- [9] 戈庆明, 刘秀春, 渠弘毅, 等. 高速飞行器头罩分离设计方案研究[J]. *导弹与航天运载技术*, 2017, 46(3): 28-31.
- [10] 朱学昌, 喻天翔, 李浩远, 等. 低空高速分瓣式头罩分离仿真分析[J]. *计算机辅助工程*, 2013, 22(6): 59-63.
- [11] 范庆志, 孙 秦. 飞行器头罩分离技术及设计方案分析研究[J]. *机械设计与制造*, 2008, 46(9): 8-10.
- [12] 王 巍, 刘 君, 白晓征, 等. 非结构动网格技术及其在超声速飞行器头罩分离模拟中的应用[J]. *空气动力学学报*, 2008, 26(1): 131-135.
- [13] 刘 君, 王 巍, 郭 正, 等. 稠密大气层内火箭头罩动态分离过程数值模拟[J]. *弹道学报*, 2006, 18(3): 34-38.
- [14] Reynolds W C. Fundamentals of Turbulence for Turbulence Modelling and Simulation[M]. *New York: Lecture Notes for Von Karman Institute, AGARD Lecture Note Series*, 1987.
- [15] Shih T H, Liou W W, Shabir A, et al. A New Eddy Viscosity Model for High Reynolds Number Turbulent Flows-model Development and Validation[J]. *Computers Fluids*, 1995, 24(3): 227-238.
- [16] Kim S E, Choudhury D, Patel B. Computations of Complex Turbulent Flows Using the Commercial Code FLU-ENT[M]. *Dordrecht: Springer*, 1999: 259-276.
- [17] Batina J T. Unsteady Euler Airfoil Solutions Using Unstructured Dynamic Meshes[J]. *AIAA Journal*, 1989, 27(8): 1381-1388.
- [18] Nakahashi K, Togashi F, Sharov D. Intergrid-Boundary Definition Method for Overset Unstructured Grid Approach[J]. *AIAA Journal*, 2000, 38(11): 2077-2084.
- [19] 郝继光, 姜 毅, 韩书永, 等. 一种新的动网格更新技术及其应用[J]. *弹道学报*, 2007, 19(2): 88-92.
- [20] Steijl R, Barakos G. Sliding Mesh Algorithm for CFD Analysis of Helicopter Rotor-Fuselage Aerodynamics[J]. *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, 2010, 58(5): 527-549.
- [21] 李祝飞, 杨基明. 预设堵块法检测进气道自启动能力的数值研究[J]. *推进技术*, 2016, 37(10): 1810-1818. (LI Zhu-fei, YANG Ji-ming. A Numerical Investigation of Pre-Setting-Blockage Method to Detect Self-Starting Ability of an Inlet [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(10): 1810-1818.)

(编辑: 朱立影)