

强源场干扰下飞行器气动特性的三维数值模拟

徐明, 王政, 李华, 张树道, 洪滔, 付峥, 董志伟, 安建祝, 董航

(北京应用物理与计算数学研究所, 北京 100094)

摘要: 出于飞行安全的目的, 开展了强源场干扰下飞行器气动特性的三维数值模拟工作. 建立了三维力学模型, 采用验证过的数值方法求解其控制方程组, 给出飞行器承受强源场干扰的流场演化, 计算得出飞行器气动特性的实时变化. 模拟与计算结果表明, 强源场的干扰效应一方面依赖于飞行器受扰动前的巡航速度, 另一方面受制于强源场演化状态.

关键词: 强源场; 干扰效应; 飞行器; 非定常气动特性; 有限体积法

中图分类号: O383 **文献标识码:** A doi: 10.3969/j.issn.0253-2778.2019.03.007

引用格式: 徐明, 王政, 李华, 等. 强源场干扰下飞行器气动特性的三维数值模拟[J]. 中国科学技术大学学报, 2019, 49(3): 217-230.

XU Ming, WANG Zheng, LI Hua, et al. Three-dimensional numerical investigation into aerodynamic characteristics for a slender body of revolution under strong-source-field disturbance[J]. Journal of University of Science and Technology of China, 2019, 49(3): 217-230.

Three-dimensional numerical investigation into aerodynamic characteristics for a slender body of revolution under strong-source-field disturbance

XU Ming, WANG Zheng, LI Hua, ZHANG Shudao, HONG Tao,
FU Zheng, DONG Zhiwei, AN Jianzhu, DONG Hang

(Institute of Applied Physics and Computational Mathematics, Beijing 100094, China)

Abstract: A three-dimensional numerical investigation into aerodynamic characteristics for a slender body of revolution under strong-source-field disturbance was conducted for the sake of flight security. The problem was modelled as a three dimensional fluid dynamic model and then its governing equations were solved by the verified numerical methods. The solutions give not only the evolution of the flow field but also the aerodynamic characteristics of slender body of revolution, which indicates that the disturbance effects largely depend on both the incoming cruising speed of the slender body and the evolution of strong source field.

Key words: strong source field; disturbance effect; slender body of revolution; unsteady aerodynamic characteristics; finite volume method

收稿日期: 2017-04-13; 修回日期: 2017-11-21

基金项目: 国防基础科研计划(B1520132012)资助.

作者简介: 徐明, 男, 1981年生, 硕士/助理研究员. 研究方向: 气动力学. E-mail: xu_ming@iapcm.ac.cn

通讯作者: 董航, 硕士/副研究员. E-mail: dong_hang@iapcm.ac.cn

0 引言

雷电是影响飞行安全的要素之一^[1]. 雷电能诱发气动冲击波^[2], 这对飞行物的气动特性会产生干扰. 这种冲击波可类比于炸药冲击波, 后者的研究工作由来已久. 1961年, Smyrl 利用三维力学模型, 采用解析和数值计算的手段, 研究了冲击波迎头撞击亚/超音速飞行物(翼型)所产生的气动力学效应^[3]; 1967年 Aronson 和 Merritt 利用激波风洞实验, 拍摄到爆炸波撞击超音速钝头体头激波的流动图片^[4]; 20世纪80年代后, 中国科学技术大学近代力学系的科研团队将运动激波对飞行物气动干扰问题提炼成“激波-激波”、“激波-旋涡”相互作用的学科专题, 通过风洞-激波管实验和解析途径进行实验与理论研究^[5-9]; 在20世纪90年代, 苏联/俄罗斯学者们对超音速飞行物受来流干扰的气动特征作了长期的理论分析和数值模拟研究, 如, Goloviznin 利用数值模拟, 计算了半无限长的细长锥头体受超音速来流二维圆形、压强均匀分布的强源场冲击波干扰的流场与气动特征^[10]. 1997年 Watanabe 等采用二维数值模拟手段, 研究了飞行物以超音速和亚音速穿越平面的爆炸激波层过程中的流场构型与气动特征^[11]. 之后, 江娟等采用数值模拟的手段, 把文献^[11]的研究工作推进到三维^[12-15]. 2006年任丹萍通过力学建模, 采用解析与数值结合的手段, 计算出爆炸冲击波对导弹的力学毁伤效应^[16].

在前人研究工作的基础上, 本文尝试通过数值模拟的手段, 刻画雷电强源场干扰超音速飞行物绕流流场的实时演化, 给出两种计算参数(飞行速度和强源场演化状态)对气动力计算结果的影响, 为我们对该领域的深入研究提供参考.

1 力学建模

1.1 坐标系的选取

基于如下3条假设: ①本文关注的时间段内, 飞行物位移的改变相对于地球的直径为无穷小量; ②飞行物在被强源场干扰的过程中保持匀速直线运动状态; ③飞行物在被干扰过程中没有变形. 于是, 本文以建立在飞行物的质心上平动惯性系 $cxxyz$ 为参考, 来描述绕流空气场与来袭强源场的运动^[17], 如图1所示.

1.2 空气模型与强源场模型的建立

空气模型取为遵循傅里叶热传导定律的量热完

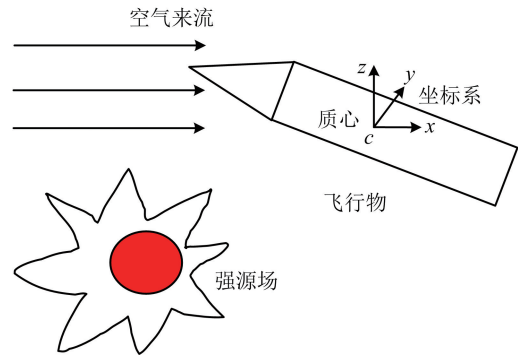
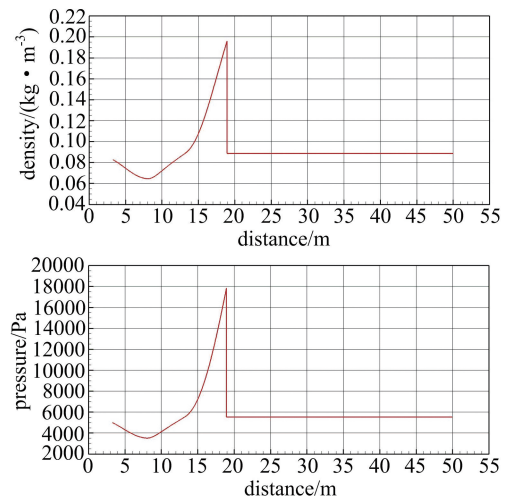


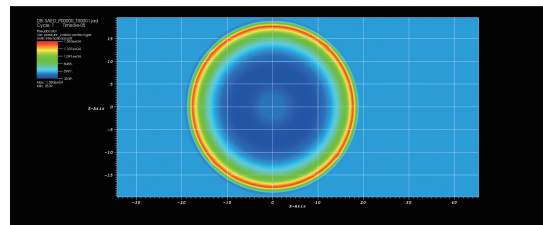
图1 飞行物质心的平动惯性系下绕流空气场与来袭强源场的运动示意图

Fig. 1 Schematic diagram of the movement of the incoming strong source field and airflow around the flight object in the inertia coordinates based on the mass centre

全气体(caloric perfect gas), 相关热力学量取自海拔20 km的高空. 强源场模型假定为具有高压、高密度特征的空气场, 数据来自文献^[17], 分布如图2所示. 强源场的运动速度假定等同于飞行物的逆向速度.



(a) 强源场的热力学量(密度、压强)沿到源心距离的分布



(b) 强源场的热力学量(压强)的球形空间分布的伪彩色图示(xz 平面切片, 6E-5s后的状态)

图2 强源场的热力学量的分布

Fig. 2 The distribution of thermodynamic variables over the strong source field

1.3 飞行物的几何建模

三维飞行器外形为“尖锥-圆柱”组合旋成体；圆柱长 3250 mm，直径 178 mm；圆柱顶部与一尖锥外

形的锥台共面相接；锥斜边边长 401.762 mm，锥尖导圆半径 1.784 mm，如图 3 所示。

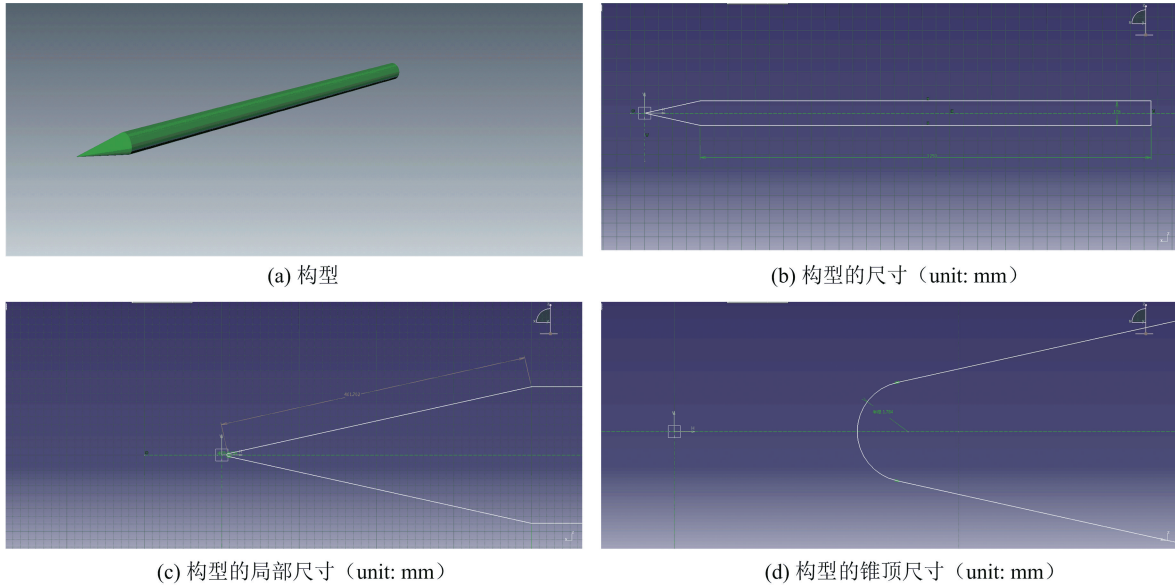


图 3 三维飞行物的几何建模示意图

Fig. 3 Schematic diagram of geometric model for 3D flying object

1.4 控制体的选取

以飞行器为中心，向外延展到飞行器特征尺寸的 10 倍以上的有限空气场，取为控制体，如图 4 所示。

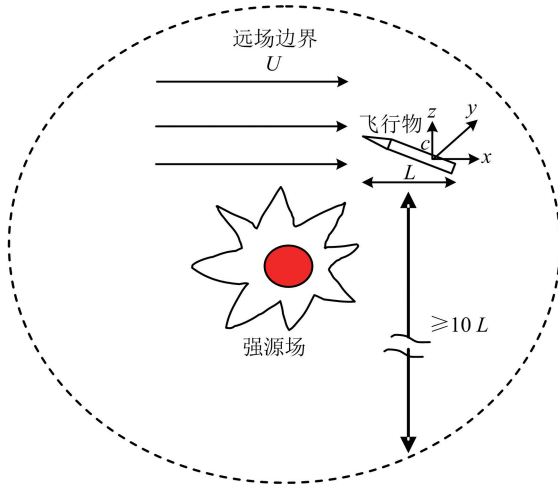


图 4 控制体选取的示意图

Fig. 4 Schematic diagram of the control volume for computation

2 控制方程与定解条件

控制方程选用 Euler 坐标下、积分形式的 Navier-Stokes 方程组。在方程组中不考虑化学反应和体积力项；热力学状态方程取为 Clapeyron 方程；应力-应变本构关系取为牛顿流体本构关系，其

中，动力学第一、二黏性系数满足 Stokes 假设；动力学第一黏性系数与温度遵循 Sutherland 关系式；热传导满足傅里叶热传导定律，导热系数由普朗特数（设定为 0.72）、动力学第一黏性系数和定压比热容确定。

控制方程的定解条件分为边界条件和初始条件。边界条件的取法是：飞行器壁面处设定为运动学的无滑移固壁 (non-slip) 条件与传热学的绝热壁 (adiabatic wall) 条件；人为截取的流场外边界处设定为基于黎曼不变量的远场条件。初始条件的取法是：首先，计算出飞行器没有遇到强源场的定常绕流流场（下文简称为“定常初态”）；而后，在飞行物的上游某片区域，通过指定压强、密度分布，被设置为强源场（下文简称为“非定常态”）。

3 数值求解

基于有限体积方法的求解工序主要有 3 步：①控制体区域的网格生成；②时间导数与空间网格单元界面流量的插值表达；③离散表达定解条件，即在初始流场强源区上分布初始条件与在控制区域的边界上设定边界条件。具体实现如下：①网格生成采用多块、结构对接 (composite) 的 Euler 网格，如图 5 所示，其中，壁面法向第 1 层网格尺寸确保 y^+ 在 1 的量级；②时间导数采用“双层时间步法” (dual-

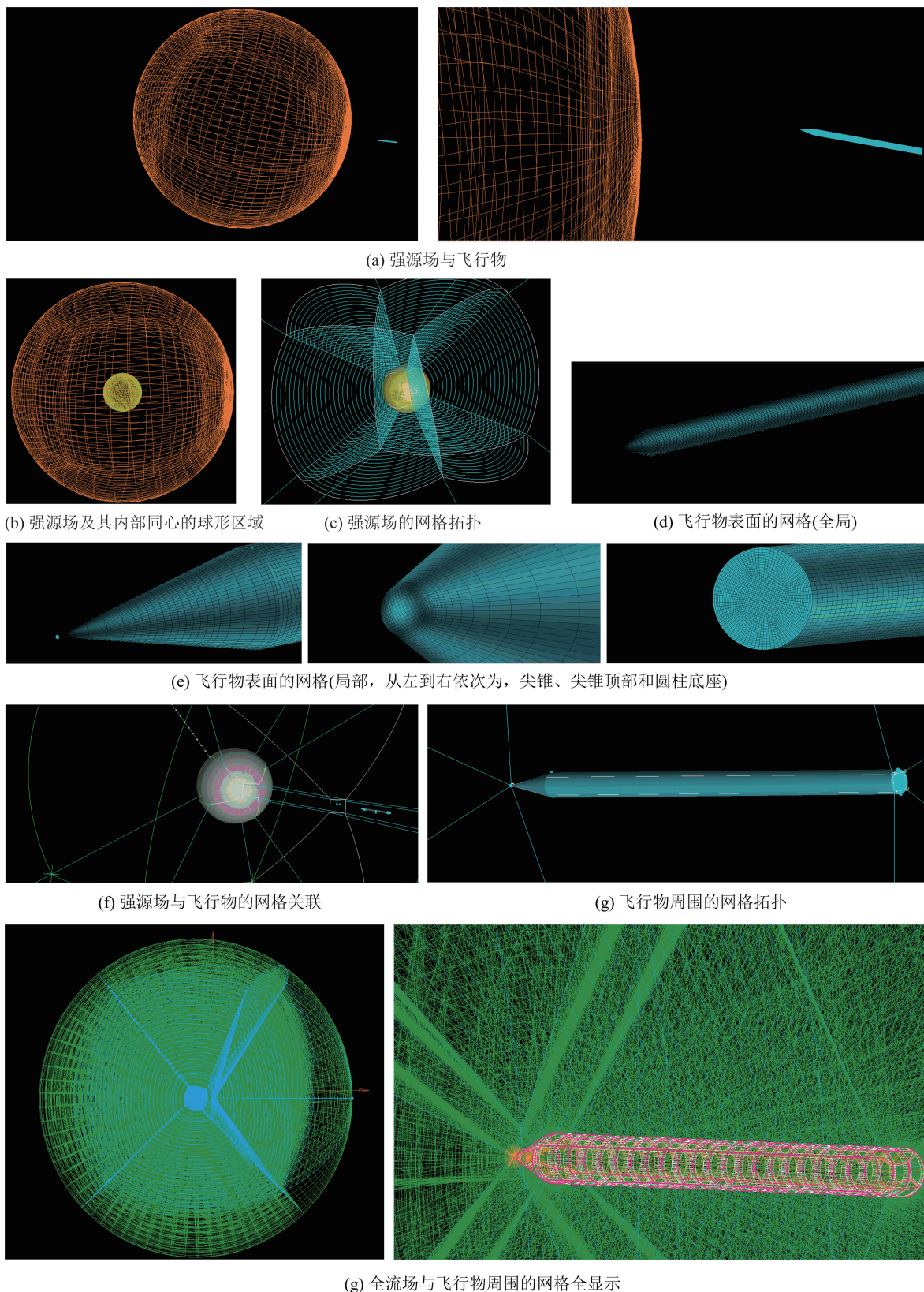


图 5 三维飞行物的网格生成示意图

Fig. 5 Schematic diagram of mesh generation for 3D flying object

time stepping method)^[18],其中,外层(物理时间演化层)采用 1 阶后向 Euler 格式^[19],内层(数值迭代层)采用上/下对称逐次超松弛迭代法(LU-SSOR)格式^[20-21];空间网格单元界面的无粘流通量,采用基于 Godunov 思想的 Riemann 解法器的若干插值格式(如,AUSM、HLLE、Roe);空间网格单元界面的黏性流通量,采用基于移位控制体(shifted control volume)的插值格式;③初始强源场的球形区域的核(圆心周围半径约为 3.3 m 的球形区域)上,密度、压强均匀分布,分布值取为强源场与其直接相邻区域的值(压强约为 4994 Pa,密度约为 0.0827 kg/m³)(图 5(b)),其余区域,采用同心球壳逐层嵌套(图 5(c)),每层球壳区域具有均值分布的密度、压强值,分布值取为被稀疏化后的密度、压强分布值(限于篇幅,恕不赘述). 固壁和远场边界条件采用虚拟网格技术(ghost cell method)实现^[22-23].

以上数值方法,都集成实现为基于“消息传递”(message passing interface)的并行程序 SAED (simulation of AeroDynamics)^[24-25].对数值解给出的海量数据,采用专业后处理软件 TeraVap 进行流场伪彩色绘制.

4 程序验证

通过飞行器定常绕流工况的计算,一方面,显示流场特征结构,另一方面,算出特征参数的数值,以对 SAED 程序做验证. 计算条件是:攻角(angle of attack)为 10°,侧滑角(sideslip angle)为 0°,来流马赫数 4.61,海拔 20 km,层流模型.

流场特征结构的显示包括:①飞行器背部旋涡对(attached vortex pair). SAED 算出的结果如图 6 所示,与文献[26]定性吻合. ②飞行器背部壁面边界层特征的速度型线.

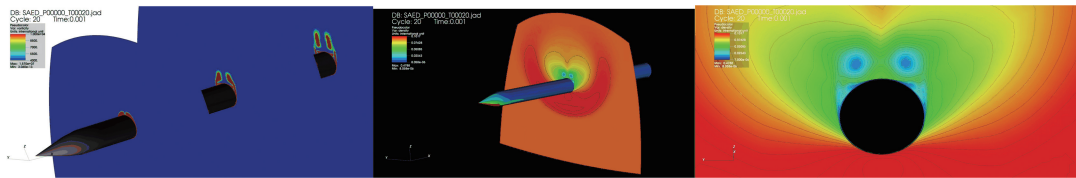


图 6 飞行器背部旋涡对的显示

Fig. 6 The display of the attached vortex pair around the flyer

SAED 算出的结果如图 7 所示,与文献[40]定性吻合.

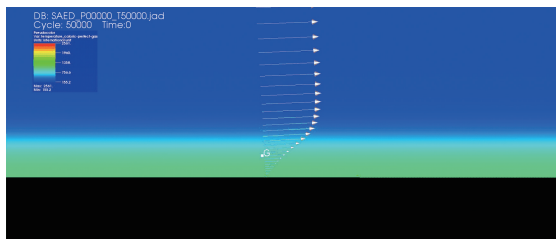


图 7 飞行器背部背部壁面边界层特征的速度型线

Fig. 7 The display of the velocity profile on the wall of the flyer

特征参数包括:①尖锥头部斜激波倾角. SAED 算出的三维流场,通过 TeraVap 的压强伪彩色渲染(图 8)识别出的倾角,定量上与二维解析值,具有可比性(表 1);②尖锥驻点温度. 算出的驻点温度很接近解析值(1 140 K)(图 9);③绝热壁面温度. 算出的壁面温度与二维平板壁面温度解析值,具有可比性(图 10).

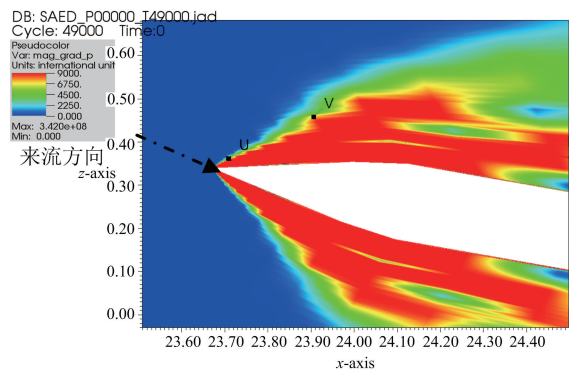


图 8 用压强伪彩色渲染的尖锥头部附近的流场

Fig. 8 The flowfield of the top zone pseudocolor rendered by pressure

以上结果表明,SAED 程序针对本文所研究的问题,可以给出“定性正确、定量合理”的结果.

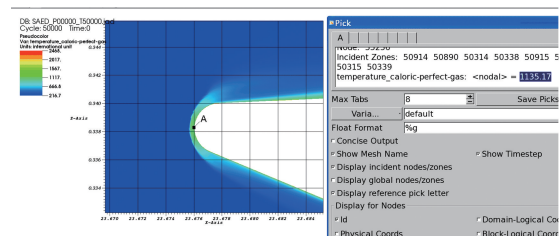


图 9 由 SAED 计算得到的尖锥顶部驻点温度值

Fig. 9 The stagnation temperature by SAED

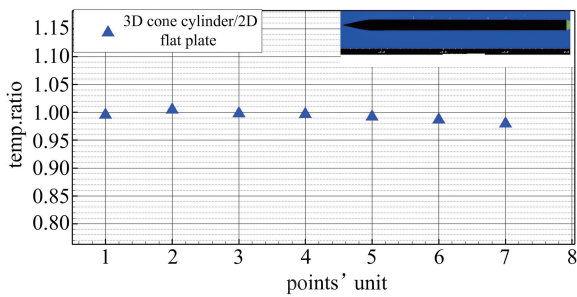


图 10 由 SAED 计算得到的壁面温度值与二维平板壁面温度值的比值随 7 处取值位置的变化曲线

Fig. 10 The adiabatic wall temperature by SAED over two-dimensional flat plate at 7 positions

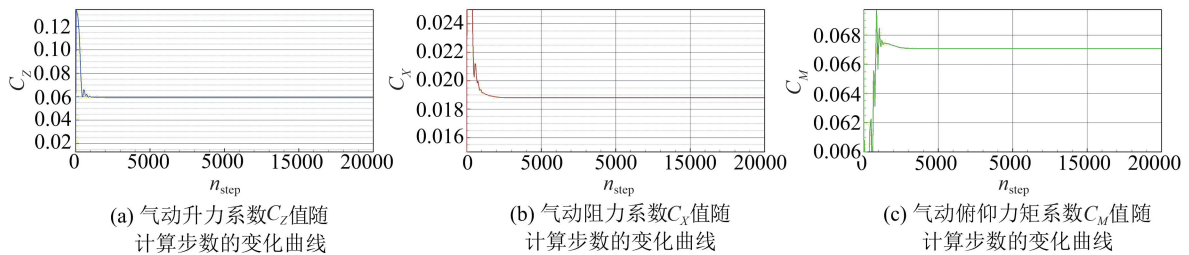
表 1 圆锥头部激波倾角的二维解析公式和三维数值计算对照
Tab. 1 Slip angle of the oblique shock wave (analytic v. s. present)

来流马赫数	半斜激波角(上、下壁面的均值)	
	三维钝圆锥柱”头激波倾角计算值/(°)	二维平面斜激波倾角理论值/(°)
4.61	28.035 81	23.188 954 99
4.00	29.527 86	25.061 119 02
3.00	35.380 32	30.222 146 65
2.00	41.693 59	42.775 023 22

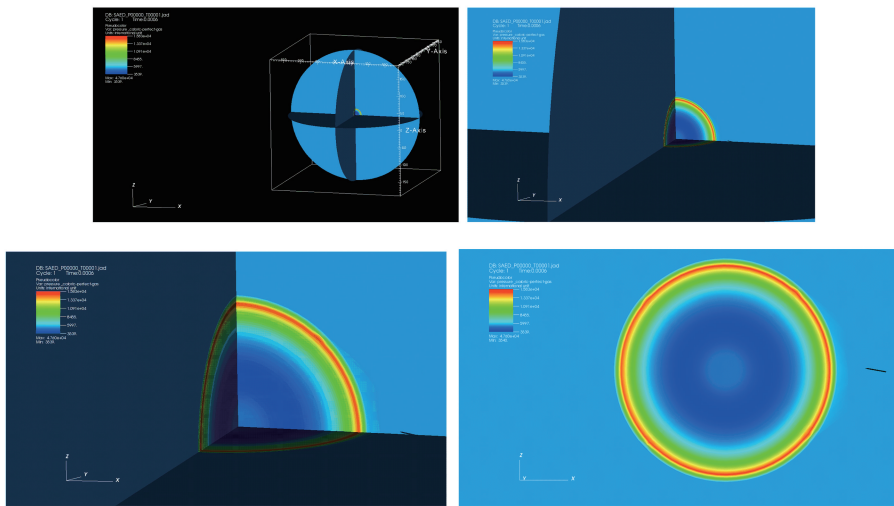
5 结果讨论

在已经收敛的流场(图 11(a)~(c))中的局部区域添加初始强源场的压强、密度分布(图 11(d)~

(f)),以此作为初始状态(0 时刻),开展非定常计算(0~0.05 s).流场结构演化和飞行器所受气动力变化如图 12 和 13 所示,这里以气动升力系数 C_z 为例(图 13(a)),对两者的关联阐述如下:



(a) 气动升力系数 C_z 值随计算步数的变化曲线
(b) 气动阻力系数 C_x 值随计算步数的变化曲线
(c) 气动俯仰力矩系数 C_M 值随计算步数的变化曲线



(d) 非定常计算的初始流场三维切片图

图 11 非定常计算的初始状态

Fig. 11 The initial state for unsteady computation

①0~0.005 s 区间,从强源场向外膨胀发出的第 1 道冲击波与飞行器相遇,波后压强升高,且冲击波位于飞行物的下壁面以下,对飞行器产生抬升效应,于是 C_z 显著升高(1st shock wave);

击波后的稀疏波区,此区域的压强较低,于是 C_z 显著下降;

②0.005~0.018 s 区间,飞行器进入第 1 道冲

③0.018~0.023 s 区间,强源场区域,内向聚缩的冲击波汇聚成高压区,遇到飞行器,对其产生第 2 次抬升效应,于是 C_z 再次升高(2nd shock wave);

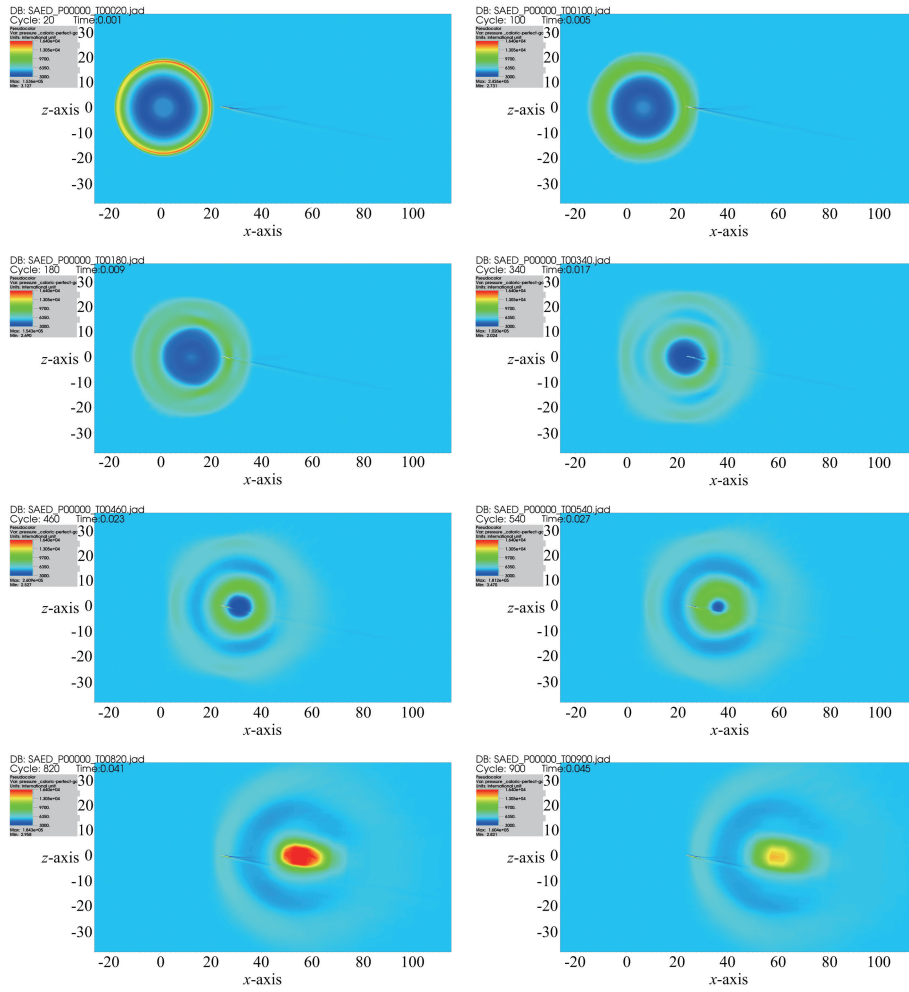


图 12 强源场干扰飞行物的流场压强的演化

Fig. 12 The evolution of the pressure field disturbed by the strong source

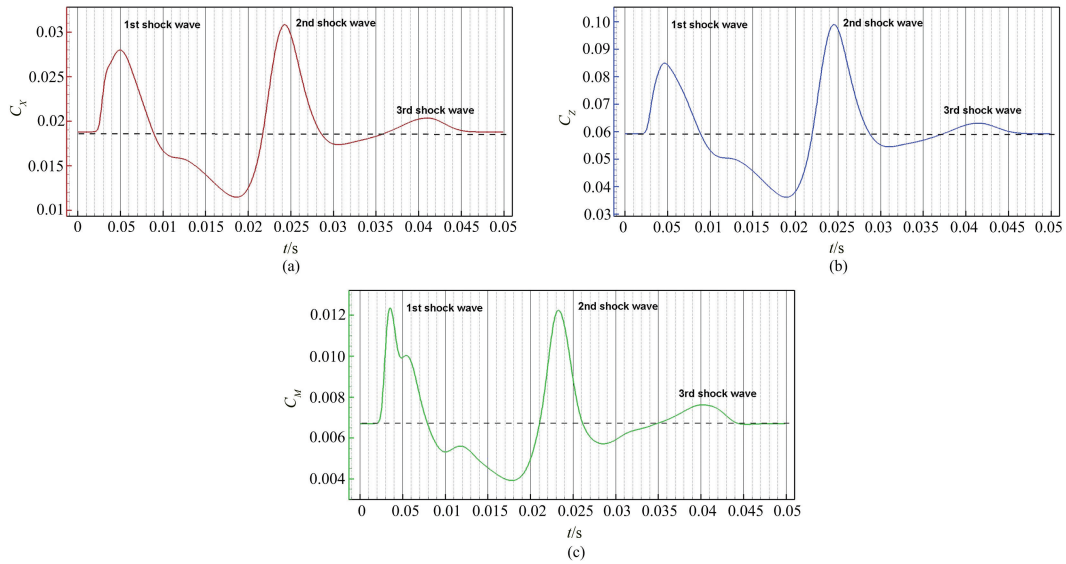


图 13 飞行器所受气动力变化

Fig. 13 Aeroforce at different time of the flyer

④0.023~0.027 s 区间,飞行物遭遇内向聚缩的冲击波后的稀疏波区,于是 C_z 再次下降;

⑤0.027~0.040 s 区间,飞行物追上强源场向外膨胀发出的第 1 道冲击波,于是 C_z 第 3 次升高 (3rd shock wave),由于此时,第 1 道冲击波已经向外膨胀了一段时间,强度不及刚开始的 0~0.005 s 区间的,因此,此次 C_z 升高的峰值也不及第一次;

⑥0.040 s 之后,飞行物飞离出强源场, C_z 趋于初始值。

本文中,气动力、力矩系数的定义可参考文献[28],其中,参考面积取为 0.6141 m^2 ,参考长度取为 3.6500 m (飞行器的纵向尺度),力矩的参考点取为 $(25.6000, 0.0000, 0.0000)$ (飞行器的质心位置)。由于攻角较小(10°),气动力矩的来源主要是气

动升力(图 13 中,升力系数 C_z 的量级高于阻力系数 C_x),从图 13 可见,气动俯仰力矩随时间变化的规律与气动升力随时间变化规律,有着很强的关联性。所以,以上 C_z 随时间变化的结果分析,同样适用于气动力矩系数 C_M 的分析。因气动力矩较气动力难算准确,本文没有给出对气动力矩随时间变化的更精细的结果分析,今后将进行进一步研究。

考察时间格式(外层)、空间格式(无粘通量项)精度对计算结果的影响。计算结果表明,2 阶精度的后向差分(backward differentiation)时间格式^[29]与 1 阶精度的后向 Euler 时间格式基本一致,但在气动力系数的峰值领域存在明显的差异(图 14);3 阶精度的 AUSM+格式与 2 阶精度的 AUSM+格式也是同样的情况,具体如图 15 所示。

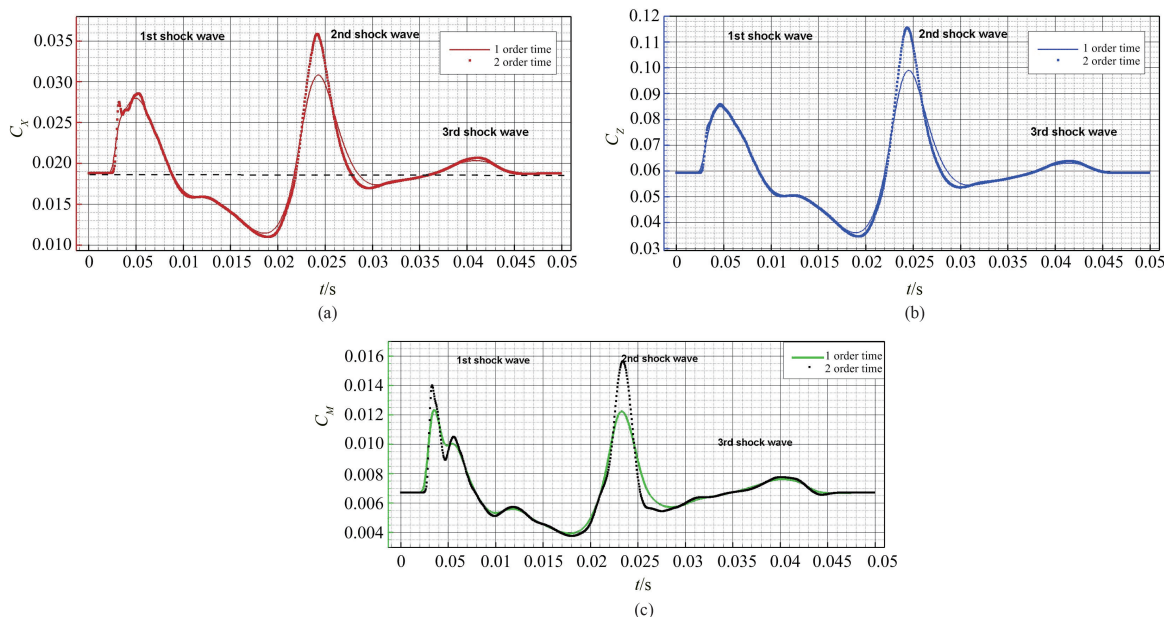


图 14 1 阶时间精度格式与 2 阶时间精度格式算得气动力随时间演化的差异

Fig 14 The difference between the 1-order temporary scheme and the 2-order one for the aero-force evolution curve

考察飞行物尖锥头部绕流流场 4 点位置的压强(图 16)。首先,给出强源场干扰前此 4 点位置的压强定常值(下文简称为定常值,见表 2);其次,给出强源场干扰过程中 4 处位置的压强时变曲线(图 17);而后,给出仅有强源场发展(即将强源场干扰飞行物算例中飞行物固壁所封闭的区域,用网格填充,从而变成流场的一部分,进而开展强源场发展的计算)同样 4 处位置的压强时变曲线(图 18);最后,用

仅有强源场所产生的压强值线性叠加上飞行物以马赫数 4.61 飞行产生的压强值(表 2),与强源场干扰飞行物的情况(前文所计算的情况)对比(图 19),结果表明,强源场冲击波与飞行物头激波的独立发展形成的高压(图 19 中的红色线的 2 处峰值)之和,与强源场干扰飞行物情况形成的高压不等同,这意味着非线性叠加效应显现。

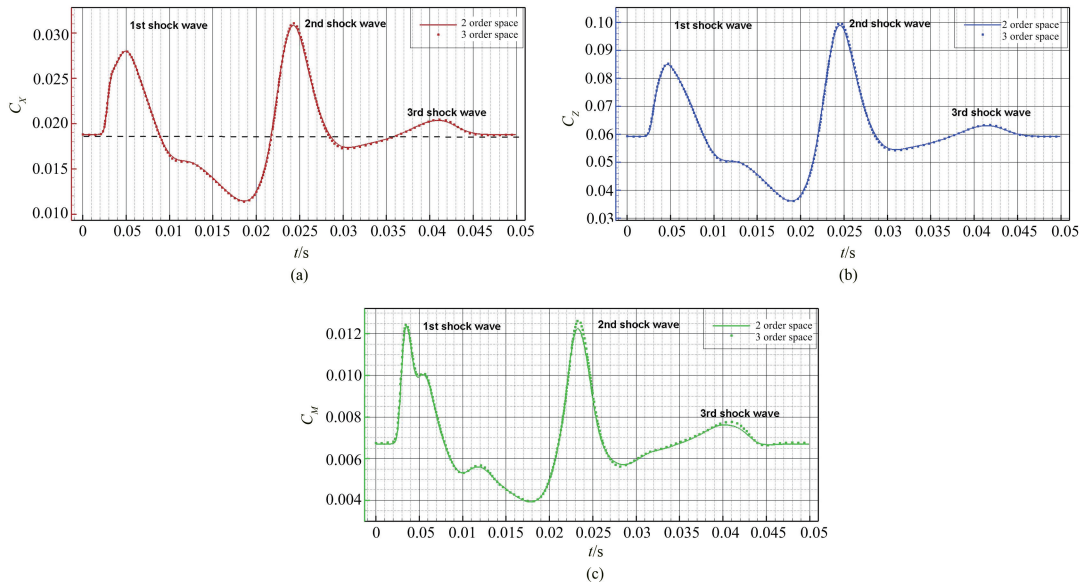


图 15 2 阶空间精度与 3 阶空间精度格式算得气动力随时间演化的差异

Fig. 15 The difference between the two-order spacial scheme and the three-order one for the aero-force evolution curve

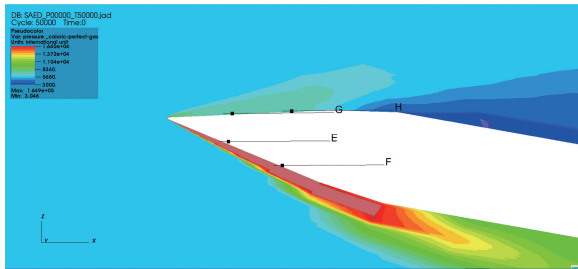


图 16 飞行器尖锥头部绕流场压强的 4 处考察点

Fig. 16 The four reference points for pressure around the top field zone

表 2 未干扰前尖锥头部绕流场的 4 处位置的压强定常值
Tab. 2 The pressure of four positions behind shock wave without disturbance

位置	干扰前的压强定常值/Pa
E	29 839. 5
F	29 552. 8
G	7 344. 6
H	7 386. 6

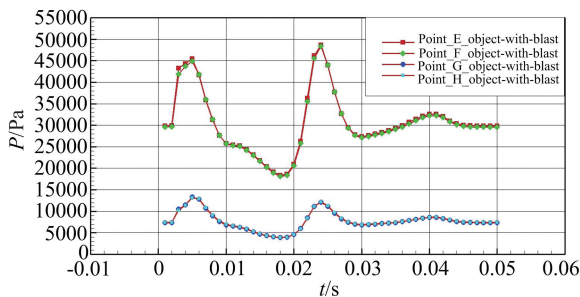


图 17 强源场干扰下尖锥头部绕流场的 4 处压强时变曲线
Fig. 17 The pressure-time curves for the four reference points

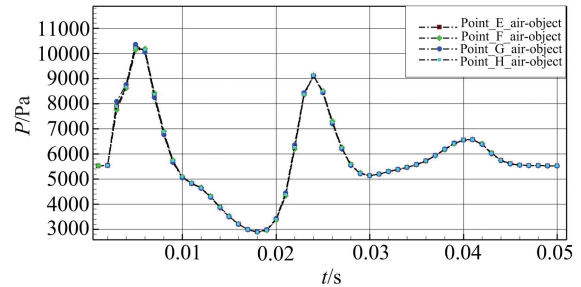


图 18 仅有强源场的 4 处压强时变曲线

Fig. 18 The pressure-time curves for the four reference points for strong source field only

考察飞行速度对强源场干扰效应的影响(简称为飞行速度效应). 选用 3 种飞行速度(飞行马赫数分别为 0.01, 2.00 和 4.61), 以气动阻、升力和俯仰力矩值的增益为评价标准. 所谓“气动阻力值的增益”即飞行器遭遇强源场后的气动阻力值减去遭遇强源场前(t_0 时刻, $t_0 = 1.0E-4s$)的气动阻力值(表 3), 同理有气动升力值的增益与气动俯仰力矩值的增益. 计算结果(图 20)表明, 飞行速度越高(马赫数越大), 气动阻、升力值及俯仰力矩值的增益越显著. 文献[30]指出, 活动爆炸源的能量要比固定爆炸源大为增加. 在本文中, 飞行马赫数 4.61、2.00 情况与 0.01 情况, 前二者被认为是“活动爆炸源”, 后者可视为是“固定爆炸源”, 这样, 前二者的气动阻、升力与俯仰力矩增益显著于后者, 也就顺理成章了. 为此, 我们补充计算仅有强源场情况(同上文), 结果表明, 飞行马赫数 4.61 时的峰值压强显著大于马赫数 0.01 时的, 如图 21 所示, 这与文献[30]定性一致.

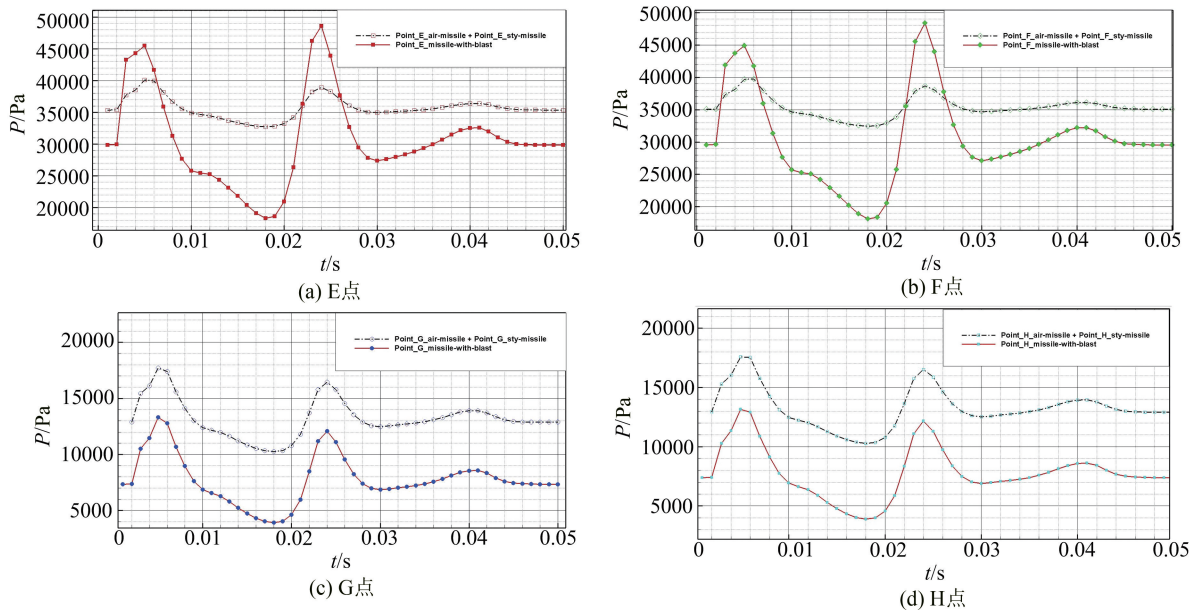


图 19 4 处压强时变曲线. 强源场线性叠加“定常值”(黑色虚线), 与强源场干扰飞行器工况(红色实线)的对比

Fig. 19 The pressure-time curves for the four reference points

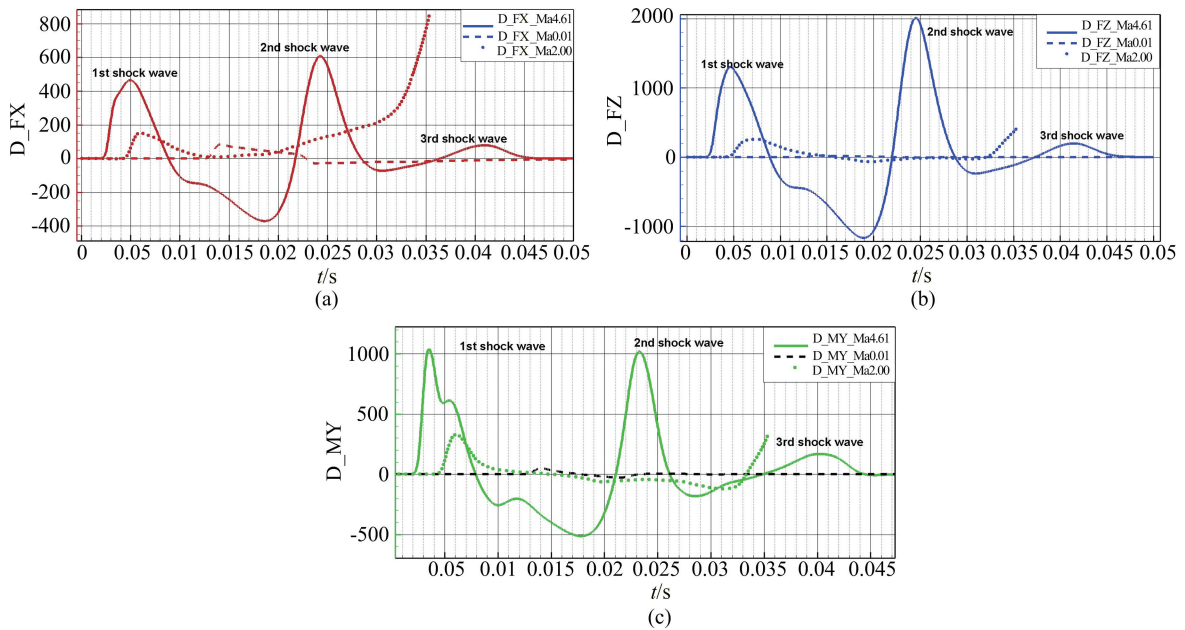


图 20 气动阻力、升力和俯仰力矩增益随时间的变化图

Fig. 20 Aerodrag increment at different time

表 3 遭遇强源场前(t_0 时刻)的气动阻、升力和俯仰力矩值

Tab. 3 Aerodrag, aerolift and aeromoment for two different Mach number at t_0

	飞行马赫数		
	0.01	2.00	4.61
气动阻力值/N	0.064	235.612	948.570
气动升力值/N	0.066	440.570	2 988.136
气动俯仰力矩值/N	0.018	270.983	1 235.975

从图 20 可以看出, 飞行马赫数 2.00 时的气动阻力增益在约 0.034 s 之后反而大于马赫数 4.61 的, 约 0.035 s 之后, 马赫数 2.00 时的计算数据没有提供; 从图 21 可以看出, 飞行马赫数 2.00 时点 E 处的压强最大值反而大于马赫数 4.61 的, 以上现象都可用“强源场内向收缩效应”进行解答。

强源场演化(图 12)具有 2 重属性, 即, 一方面向外扩张, 另一方面向内收缩. 外向扩张效应, 上文

已有论述(图 13);内向收缩效应,在此给予初步阐述. 设飞行器受干扰前飞行速度为马赫数 2.00,重复上文的强源场干扰飞行物的计算,结果(图 22 与 23)表明,在马赫数 2.00 的情况下,强源场的内向收缩所形成的高压区恰好与飞行器迎头相碰(图 22 中,时间 $t \approx 0.035$ s 之后),使得气动阻力系数、升力系数和俯仰力矩系数(图 23)获得显著提升,甚至高于飞行器遭遇强源场发出第 1 道外向冲击波的对应值(图

23 中,时间 $t \in [0.006, 0.007]$). 这一显著的高值,使得计算在约 0.035 s 之后难以收敛,这就是图 20 中约 0.035 s 之后没有马赫数 2.00 时的计算数据的原因. 为了确保计算的可信度,同种工况下仅有强源场的计算结果(图 24)也一并给出. 此时,仅有强源场,飞行器头激波没有参与点 E 的压强增高机制,故而,计算在约 0.035 s 之后还能收敛.

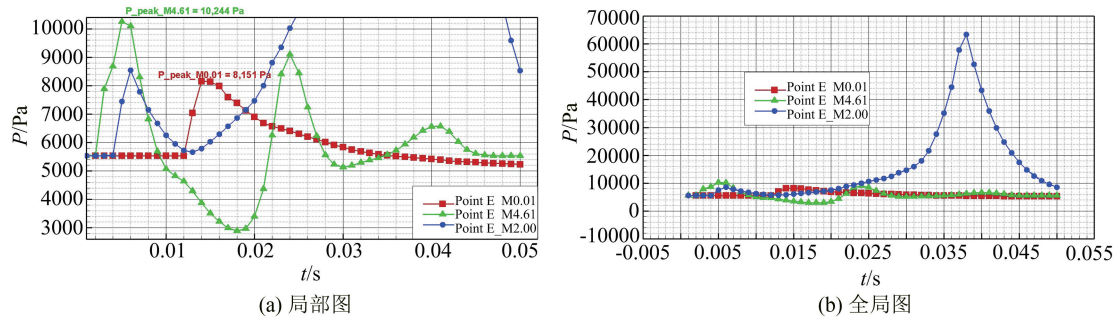


图 21 仅有强源场下点 E 处的压强随时间的变化图

Fig. 21 Pressure value at Point E for different time when strong source field only

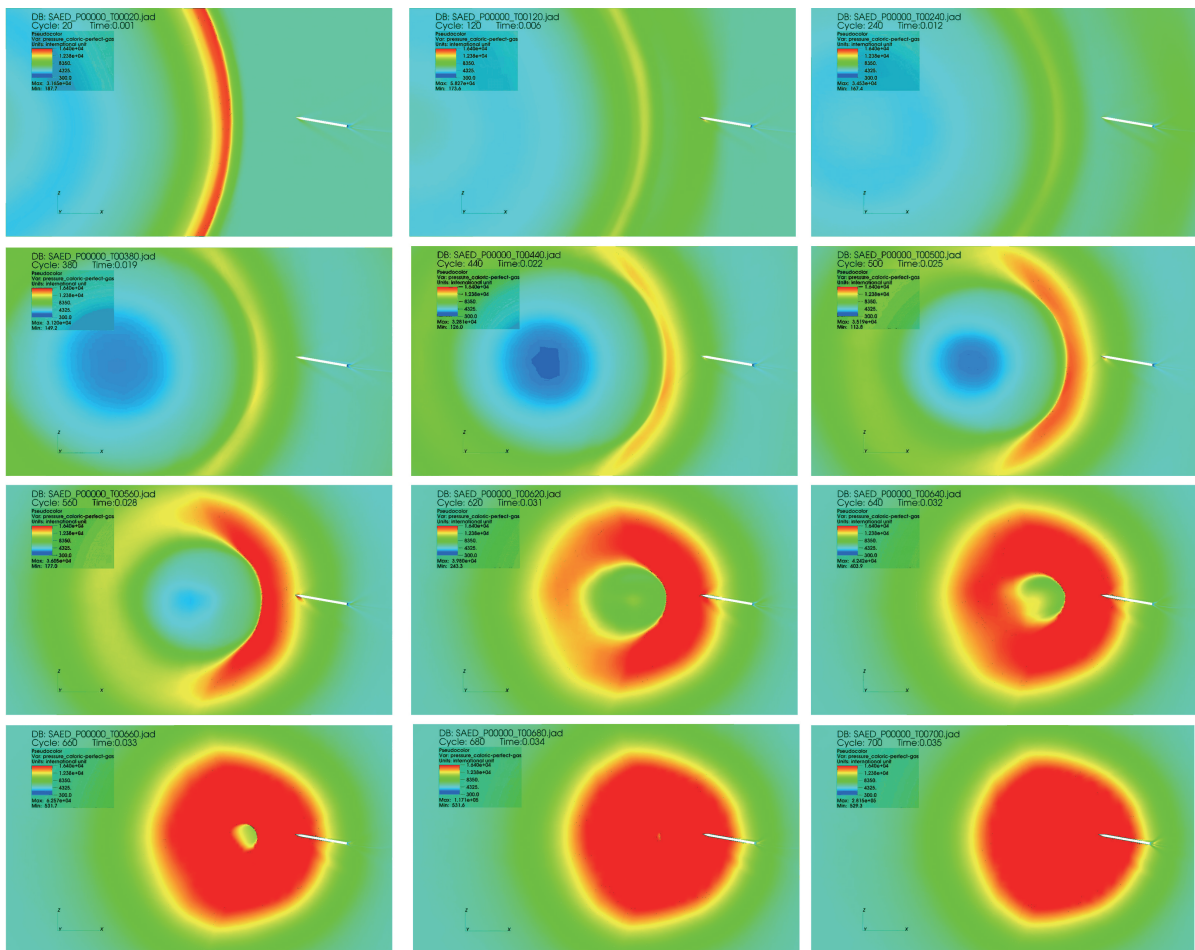


图 22 强源场干扰飞行器(飞行马赫数为 2.00)的流场压强的演化

Fig. 22 The evolution of the pressure field disturbed by the strong source

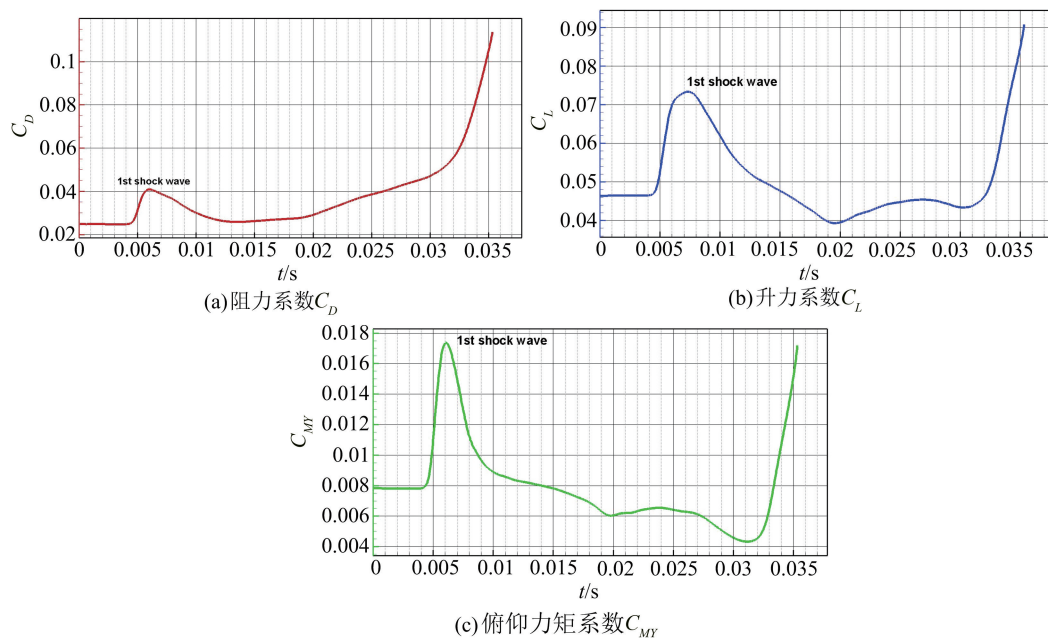


图 23 飞行器所受气动力系数变化

Fig. 23 Aeroforce at different time of the flyer

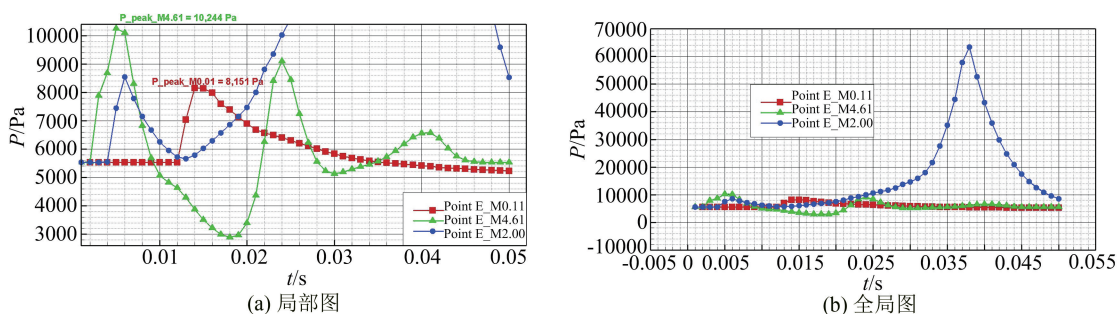


图 24 仅有强源场下 E 点处的压强随时间的变化图

Fig. 24 Pressure value at Point E for different time when strong source field only

6 结论

我们在前人工作基础之上开展了强源场干扰下飞行器气动特性的三维数值模拟研究,建立了三维流体力学模型,对其控制方程组,采用验证过的气动程序 SEAD 进行求解,给出飞行器承受强源场干扰的流场演化,计算得出飞行器气动力学特性的实时变化。模拟与计算结果给出如下 3 点建议:

(I) 数值模拟方面:相对于 1 阶精度后向欧拉时间格式,2 阶后向差分格式算得气动力(矩)实时演化,基本一致,但不包括极大值的领域;同样的差异也体现于 AUSM+空间格式的 3 阶精度与 2 阶精度。

(II) 实验模拟方面:地面静止模型实验结果最好能考虑飞行器遭遇强源场干扰前的气动环境,因为干扰前的气动环境与强源场非线性叠加,进而产

生干扰效果。

(III) 实际飞行方面:当飞行途中遭遇雷电时,一方面,飞行速度可以适当降低,以减小雷电的气动干扰效应,因为强源场的干扰效应正相关于飞行物的巡航速度;另一方面,要绕开强源场内向收缩效应所形成的高压区。

对于后续研究内容,展望如下:

(I) 稳定分析:在假设飞行器受强源场干扰过程中,由于干扰时间短,可如本文假定飞行器保持质心平动速度和飞行姿态,从而得出期间的气动力时变曲线,结合飞行器刚体动力学的 Newton-Euler 方程组,基于李雅普诺夫稳定性理论,利用包戈留包夫方法,对飞行器经历强源场干扰域过程进行稳定性判断。

(II) 精细建模:飞行物的形变,对其气动布局乃至落点偏航有不可忽略的影响,因而,在今后的飞行

物固体力学建模时,可改用弹/塑性体模型。

(Ⅲ)提升技术:将时空精度提升至同阶,例如,都取为2阶,以捕获气动载荷峰值领域的特征;将层流模型发展到湍流模型,以更贴近实际;将固定网格发展到动网格;尝试 Uintah^[59] 开源程序,以满足弹塑性模型的精细需求。

致谢 本文的相关工作由本所诸位专家与同事共同完成,在此向他们一并表示感谢!

参考文献(References)

- [1] 程小慷. 雷电对飞行的影响[J]. 四川气象, 2002, 22(1): 37-39.
- [2] 郑静晨. 各种灾害医疗特点及其对医疗救援队人员装备要求的研究(下)[J]. 中国应急管理, 2009(5): 21-25.
- [3] SMYRL J L. The impact of a shock-wave on a thin two-dimensional aerofoil moving at supersonic speed [J]. Jof Fluid Mech, 1964, 15(2): 223-241.
- [4] ARONSON P M, MERRITT D L. Wind tunnel simulation of head-on bow wave-blast wave interactions [R]. White Oak, MD: United States Naval Ordnance Laboratory, 1967.
- [5] 崔尔杰. 空天技术发展与现代空气动力学——祝贺庄逢甘院士八十华诞[J]. 力学进展, 2005, 35(2): 145-152.
CUI Erjie. The development of aero-astronautic technology and modern aerodynamics[J]. Advances in Mechanics, 2005, 35(2): 145-152.
- [6] 韩肇元, 尹协振. 波前为运动气流的激波-激波扰动关系式[J]. 中国科学(A辑), 1992, 22(7): 725-733.
- [7] 宗南, 杨基明, 潘建平, 等. 非定常同向激波边界层干扰的实验和数值模拟[J]. 流体力学实验与测量, 2000, 14(3): 32-36.
ZONG Nan, YANG Jiming, PAN Jianping, et al. An experimental and numerical simulation on co-direction unsteady shock wave-boundary layer interaction[J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 2000, 14(3): 32-36.
- [8] 陈强, 夏南. 斜爆炸波与超音速圆锥相互作用的一种计算方法[J]. 空气动力学学报, 1982(4): 94-101.
CHEN Qiang, XIA Nan. A method for calculating oblique blast wave interaction with a supersonic cone [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 1982(4): 94-101.
- [9] 杨基明, 韩肇元, 尹协振. 一种新型用于激波折射、绕射和干扰研究的组合设备[J]. 中国科学(A辑), 1993(7): 687-692.
- [10] GOLOVIZNIN V P, KRASOVSKAYA I V. Asymmetric interaction of blast waves and shock waves with a body flying at supersonic speed [J]. Technical Physics, 1999, 44(5): 493-496.
- [11] WATANABE R, FUJII K, HIGASHINO F. Computational analysis of the unsteady flow induced by a projectile overtaking a preceding shock wave [J]. Trans Japan Soc Aero Space Sci, 1998, 41(132): 65-73.
- [12] 江娟, 周伟江. 二维双楔外形穿越激波流场特性及其数值分析[J]. 空气动力学学报, 2002, 20(3): 260-266.
JIANG Juan, ZHOU Weijiang. Computational analysis of the unsteady flow induced by a double-wedge shaped projectile overtaking shock waves [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2002, 20(3): 260-266.
- [13] 江娟, 周伟江, 马汉东. 运动物体与运动激波干扰流场特性数值研究[J]. 计算力学学报, 2003, 20(3): 346-349.
JIANG Juan, ZHOU Weijiang, MA Handong. Computational analysis of the unsteady flow induced by the interference between a moving body and a moving shock wave [J]. Chinese Journal of Computational Mechanics, 2003, 20(3): 346-349.
- [14] 江娟, 周伟江, 马汉东. 统一分区加强解算法解物体穿越激波非定常流场[J]. 宇航学报, 2003, 24(4): 384-388.
JIANG Juan, ZHOU Weijiang, MA Handong. The unified zonal fortified solution of the unsteady flows induced by a body overtaking a shock wave [J]. Journal of Astronautics, 2003, 24(4): 384-388.
- [15] 江娟, 周伟江, 马汉东. 弹体穿越平面激波三维非定常流场的数值模拟[J]. 计算力学学报, 2004, 22(1): 64-68.
JIANG Juan, ZHOU Weijiang, MA Handong. Computational simulation of three dimensional unsteady flowfield induced by a body overtaking a shock wave [J]. Chinese Journal of Computational Mechanics, 2004, 22(1): 64-68.
- [16] 任丹萍. 破片和冲击波复合作用下对导弹的毁伤[D]. 南京: 南京理工大学, 2006.
- [17] 王政, 宫翔飞, 刘军, 等. 空中爆炸波传播的数值模拟和理论建模研究[C]//2015中国力学大会论文集. 北京: 中国力学学会, 2015.
- [18] JAMESON A. Time dependent calculations using multigrid, with applications to unsteady flows past airfoils and wings [C]//10th Computational Fluid Dynamics Conference. Washington DC: AIAA, 1991: AIAA 91-1596.
- [19] KAVETSKI D, BINNING P, SLOAN S W. Adaptive backward Euler time stepping with truncation error control for numerical modelling of unsaturated fluid

- flow[J]. *Int J Numer Meth Engng*, 2002, 53 (6): 1301-1322.
- [20] 肖志祥. 复杂流动 Navier-Stokes 方程数值模拟及湍流模型应用研究[D]. 西安:西北工业大学, 2003.
- [21] 徐敏. 大气层内拦截弹侧向喷流控制技术研究[D]. 西安:西北工业大学, 2003.
- [22] SWANSON R C, TURKEL E. Artificial dissipation and central difference schemes for the Euler and Navier-Stokes equations [R]. Washington D C: AIAA, 1987.
- [23] 胡偶. 基于自适应笛卡尔网络的虚拟单元方法研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2009.
- [24] 董航, 张建柱, 徐明. 机载光学平台平均流场气动光学效应研究[J]. *光学学报*, 2012, 32(2):0201003.
DONG Hang, ZHANG Jianzhu, XU Ming. Simulation on mean flow-field aero-optic effect of airborneoptical platform [J]. *Acta Optica Sinica*, 2012, 32 (2):0201003.
- [25] 莫则尧, 袁国兴. 消息传递并行编程环境 MPI[M]. 北京:科学出版社, 2001.
- [26] FAGLEY C, FARNSWORTH J, SEIDEL J, et al. Experimental study of open loop plasmaactuation on a von Kármán ogive [C]// 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Washington D C: AIAA, 2012:AIAA 2012-0905.
- [27] MILTON V D. An Album of Fluid Motion [M]. Stanford, CA: The Parabolic Press, 1982.
- [28] ANDERSON J D. Fundamentals of Aerodynamics [M]. New York: McGraw-Hill Book Company, 1984.
- [29] BEAM R M, WARMING R F. Alternating direction implicit methods for parabolic equations with a mixed derivative[J]. *SIAM Journal of Sci Stat Comput*, 1980, 1(1):131-159.
- [30] 鲍姆, 斯达纽柯维奇, 谢赫捷尔. 爆炸物理学[M]. 北京:科学出版社, 1963.