

doi: 10.7690/bgzdh.2025.01.017

武装直升机机载空地导弹发射过程燃气冲击效应研究

胡可镇^{1,2}, 卓长飞¹, 纪元¹, 蒋显松²

(1. 南京理工大学机械工程学院, 南京 210094; 2. 重庆长安望江工业集团有限公司, 重庆 401120)

摘要: 为研究武装直升机机载空地导弹发射过程对机体造成的动力冲击效应, 采用分块混合网格模型并结合 3 维非定常 Navier-Stokes 方程与动网格方法, 开展武装直升机机载空地导弹发射起始过程的燃气射流冲击流场的计算, 并对比近机身蒙皮发射工况与近机翼翼梢发射工况下载机使用外挂导轨式结构受流场冲击的影响。计算结果表明: 2 个工况的起始冲击波流场发展过程相似, 超压分布均为单峰函数, 但近机身蒙皮发射工况下机身处的超压正压峰值与负压峰值明显更大; 近机翼翼梢发射载弹对发射架在各方向上产生的最大冲击载荷相对于近机身蒙皮发射载弹的变化率较大, 燃气起始冲击波对壁面的超压载荷及各向冲击力与发射方案、发射载弹附近直升机迎气面积、载弹距机身蒙皮距离、载弹距机翼翼梢距离有很大相关性。

关键词: 武装直升机; 机载空地导弹; 外挂导轨式; 燃气射流; 冲击效应; 超压

中图分类号: TJ760.9 **文献标志码:** A

Research on Gas Impact Effect of Airborne Air-to-surface Missile Launched by Armed Helicopter

Hu Kezhen^{1,2}, Zhuo Changfei¹, Ji Yuan¹, Jiang Xiansong²

(1. School of Mechanical Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China;

2. Chongqing Chang'an Wangjiang Industrial Group Co., Ltd., Chongqing 401120, China)

Abstract: In order to study the dynamic impact effect of armed helicopter air-to-ground missile during launching, the block hybrid grid model combined with three-dimensional unsteady Navier-Stokes equations and dynamic grid method was used to calculate the jet impingement flow field of armed helicopter air-to-ground missile during launching. The effects of flow field impingement on the aircraft with external guideway structure are compared under the launch condition near the fuselage skin and the launch condition near the wing tip. The results show that the initial shock wave flow field development process is similar in the two conditions, and the overpressure distribution is a single-peak function, but the positive and negative pressure peaks of the overpressure at the fuselage are significantly larger in the near-fuselage skin launching condition; The change rate of the maximum impact load on the launcher in all directions caused by the missile launched near the wing tip is larger than that of the missile launched near the fuselage skin. The overpressure load and the impact force on the wall caused by the initial gas shock wave are closely related to the launch scheme, the area of the helicopter near the missile, the distance between the missile and the fuselage skin, and the distance between the missile and the wing tip.

Keywords: armed helicopter; airborne air-to-ground missile; external guideway type; gas jet; impact effect; overpressure

0 引言

现代武装直升机的武器装载和配挂方案与武装直升机执行何种任务有关。在有技术保证和对直升机飞行性能无不良影响的前提下, 全机应当合理布局, 装载发射相容性好、相互干扰小的武器系统, 而外挂导轨式出现较早, 结构简单、工作可靠, 由于不断改进技术, 如今仍是导弹最主要的发射形式之一。另外, 火箭武器作为主要的武装直升机机载武器, 例如反坦克火箭弹, 空空导弹, 空地导弹等, 普遍使用的固体火箭发动机喷射出的高温高速的燃气射流, 在火箭离发射装置较近的情况下, 必然会

使发射装置受到较强烈的动力冲击和热冲击效应, 其中, 动力冲击会使发射装置产生振动效应, 不仅会影响武器的密集度, 而且会使定向管产生疲劳破坏, 某些情况下还会威胁发射过程的安全性, 并对发射装置上相关人员造成伤害; 因此, 有必要对机载火箭武器的燃气射流冲击效应进行研究。

火箭武器发射时对载机的动力冲击效应主要包括燃气冲击波对机身蒙皮的压力载荷和射流冲击对直升机的气动力载荷 2 方面^[1]。张西京^[2]指出, 直升机机载反坦克导弹装机时, 冲击波超压值是一个需要考量的重要参数。姜超^[3]建立了燃气射流冲击发射箱 3 维流动计算模型, 研究了该模型下发射箱

收稿日期: 2024-07-13; 修回日期: 2024-08-21

第一作者: 胡可镇(1998—), 男, 重庆人, 硕士。

所受冲击的流场变化,分析了发射箱所受冲击载荷的压强和冲击力特性,得出了燃气射流冲击发射箱 3 维流动的规律。王国平等^[4]应用多体系统传递矩阵法,建立了考虑火箭燃气射流对发射装置冲击效应的多管火箭发射动力学模型,表明燃气射流冲击力对火箭炮动力响应、火箭弹起始扰动和密集度有一定的影响。姜毅等^[5]计算了有限空间内直升机机体的超压峰值分布,通过自由流场、壁面作用流场以及实验结果对比发现仿真考虑壁面及堵盖的反射作用是必需的。马艳丽等^[6]基于欧拉-拉格朗日方法,使用域动分层动网格方法,研究了导弹发射过程中燃气射流对同心筒和弹体的热冲击和动力冲击效应,指出后盖受冲刷和腐蚀较为严重。Sebastian 等^[7]开发了一种经验方法来计算机载空地导弹的起始冲击波载荷,并推导了超压预测方程,但方程的必要参数仍需通过测试数据库获得。张旋等^[8]对不同介质中火炮的膛口冲击流场进行了对比分析。孙晋等^[9]采用高精度的 TVD 有限体积格式对欠膨胀喷流对平板冲击进行数值模拟,获得清晰的冲击激波结构。罗庆华^[10]对机载空空导弹的发射流场进行了计算,通过涡流分析指出导弹尾焰远离机身、旋翼时受卷吸作用小,有利于提高飞行品质。Daniel 等^[11]为改进燃气射流的计算模型,对比了 Fluent 中各种雷诺平均纳维-斯托克斯方程 (Reynolds averaged Navier - Stokes, RANS) 湍流模型及实验结果,得到标准 $k-\varepsilon$ 湍流模型与实验值一致性较高。Li 等^[12]进行了火箭热分级过程模拟,指出双气体模型模拟燃气流场能够兼顾计算精度和效率。Anandhanarayanan 等^[13-14]发展了基于粒子跟踪的工程方法来预测导弹及其尾流路径,分析了机弹相容性问题。张红敏^[15]采用理论分析和数值模拟的方法研究了燃气射流对机身蒙皮的冲击效应,详细分析了机身蒙皮上压力和温度的分布规律,为机身蒙皮的防护提供了依据。肖军等^[16]则对机载发射装置挂弹口面临的高温烧蚀、化学腐蚀等多种故障模式,以及相应的防护技术进行了综合性论述。

笔者采用 3 维非定常的数值模拟方法,结合多域混合网格方法及动网格模型,对采用外挂导轨式的武装直升机机载空地导弹发射过程中燃气射流造成的动力冲击效应进行了研究,得到了不同载弹状态下的冲击流场变化,分析对比了不同载弹状态对载机体受冲击波超压负载的影响以及载机体与发射架受燃气冲击导致的轴向力、法向力、侧向力

载荷变化,并总结了影响这些结果的主要因素。

1 数值方法

1.1 控制方程

利用有限体积法求解 3 维流动的 RANS 方程组,积分形式为:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} Q d\Omega + \int_{\Omega} \nabla \cdot F_i d\Omega = \int_{\Omega} \nabla \cdot F_{vi} d\Omega + \int_{\Omega} S d\Omega; \quad (1)$$

$$F_i = [EFG]^T, F_{vi} = [E_v F_v G_v]^T. \quad (2)$$

式中: Q 为守恒变量; E 、 F 、 G 为对流通量; E_v 、 F_v 、 G_v 为粘性通量; S 为源项。

Realizable $k-\varepsilon$ 湍流模型使用变量表达式替换了标准模型中的涡流粘度常数 C_μ ,并简化了湍流耗散率方程,在预测尾流扩散、平板射流等方面具有更高的精度,具体形式为:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k - \rho \varepsilon; \quad (3)$$

$$\frac{\partial(\rho \varepsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \varepsilon u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] / \left(C_1 E \varepsilon - C_2 \rho \varepsilon^2 / (K + \sqrt{\nu \varepsilon}) \right). \quad (4)$$

1.2 数值验证

如图 1 所示,使用欠膨胀轴对称射流对倾斜平板的冲击模型^[18]进行求解器的计算精度检验,以喷管唇口直径 D_N 为特征尺寸,喷口与平板中心距离 $D_{NP}=2D_N$,平板倾斜角 $\theta=45^\circ$,室压 p_c 与大气压比 $PR=1.65$,计算模型完全采用非结构网格划分,生成网格总数约 100 万。

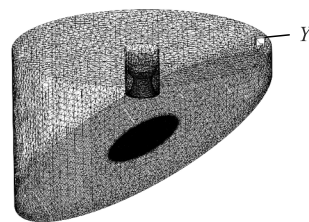


图 1 射流冲击倾斜平板的网格模型

图 2 为计算得到的平板对称线上压强分布曲线,其中压强、位置坐标分别通过室压 p_c 、喷口半径 R_N 进行了无量纲化处理。由图中曲线与文献^[17]的计算结果及实验结果^[18]对比可见,平板对称线上的压强分布规律与实验结果较为吻合,本文中计算获得的最大压强与文献^[18]计算结果一致,与实验数据的最大误差约 5.6%,且数值求解器 OVERFLOW 中的自适应网格最终数量达到了 10^7 量级,采用的求解方法已能够满足计算精度要求。

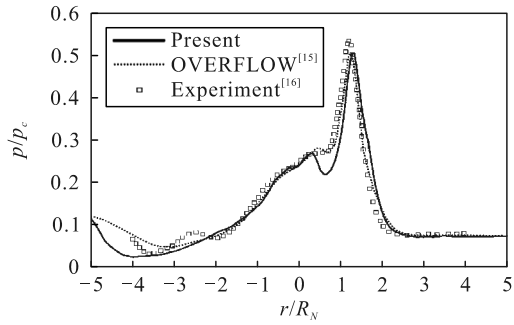


图 2 对称线上压强分布曲线

1.3 计算模型

1.3.1 物理模型

发射系统的简化模型如图 3 所示，假设武装直升机短翼下武器挂架完全挂载 4 个四联装典型空地导弹，图中为 3 个基本视图与正等轴测视图。

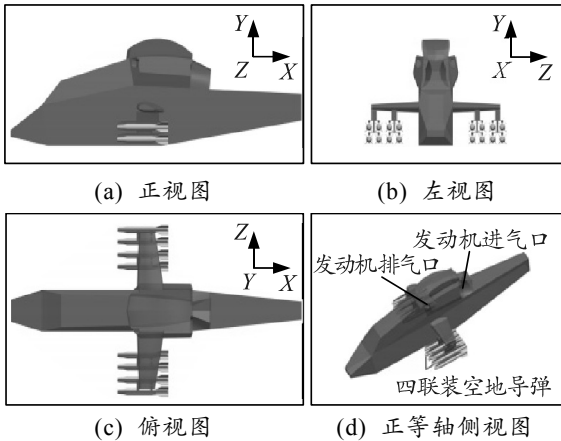
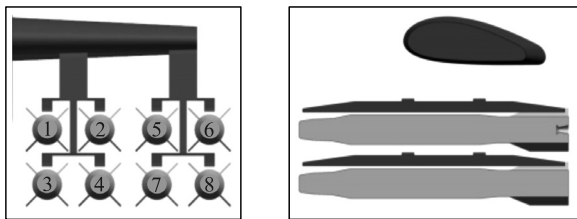


图 3 武装直升机发射系统简化模型

考虑到连续发射问题，在研究中定义单侧导弹的射击顺序如图 4 所示。其中 1 号导弹弹体离机身距离最小，因此定义其工况为近机身蒙皮发射工况。同时，考虑到若完全挂载弹重较大的空地导弹将大大缩减直升机作战航程及机动性，因此常在内侧挂架上配以副油箱进行任务，这种情况下，则图中 5 号弹将作为首发导弹，故将其发射工况定义为近机翼翼梢发射工况。在计算中将简化未发射的弹体，近机身蒙皮发射工况下仅待发射的 1 号弹弹体带有喷管结构，其余皆为实心弹体模型。



(a) 单侧导弹射击顺序 (b) 单侧导弹侧面剖视图

图 4 迎气面简化形式

1.3.2 计算条件

采用保持一致的环境计算条件：空速 0.2 Ma，0 攻角，参考压强 101 325 Pa。计算中将燃气视为等效化学冻结流，使用双组分气体模型仿真，表 1 为火箭燃气的基本计算参数。

表 1 火箭燃气的基本计算参数

总温/ K	工作压力/ MPa	定压比热/ (J·kg ⁻¹ ·K ⁻¹)	摩尔质量/ (g·mol ⁻¹)
3 120	12.23	1 480	28.95

固体火箭发动机的燃烧室压强变化可近似为两段线性变化，点火后压强在 62 ms 上升至峰值 17 MPa，再经过 10 ms 下降获得 12.23 MPa 的稳定室压，具体参数如下：

$$p_c / 10^6 \text{ Pa} = \begin{cases} 274.19t & t < 0.062 \\ -477(t - 0.062) + 17 & 0.062 \leq t < 0.072 \\ 12.23 & 0.072 \leq t \end{cases}$$

该火箭弹运动速度与时间的理论曲线如图 5 所示(前 0.4 s)。

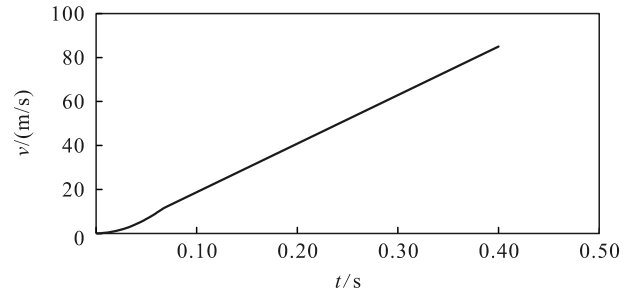


图 5 火箭弹运动速度曲线

1.4 网格无关性检验

由于计算中的静止流场区域采用基于八叉树的非结构网格生成方法，需要确定其网格特征尺度以保证网格收敛，通过如图 6 所示的局部计算流场来检验。

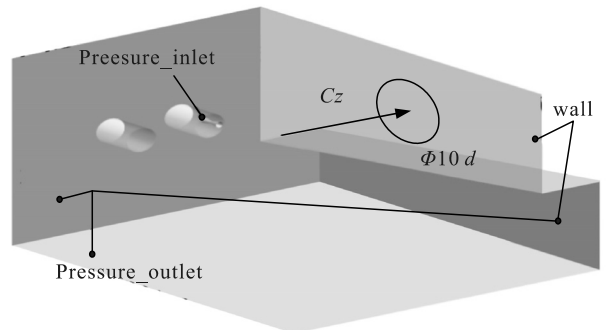


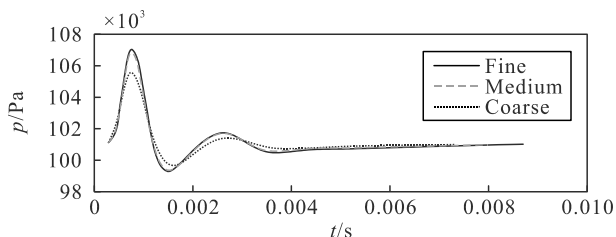
图 6 局部流场计算模型

检验网格无关性采用的计算网格密度对比如表 2 所示，由粗网格到细网格的网格数量按照指数型增长。

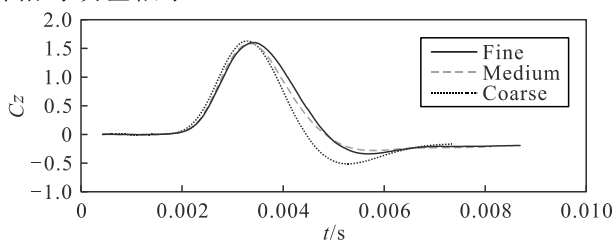
表 2 网格密度对比

网格名称	网格数量
Fine	1 533 609
Medium	785 077
Coarse	362 029

在流场中监测与喷管唇口中心轴线距离 $X=0$ 、径向距离 $Z=5d$ 位置上的单点压强变化曲线如图 7 所示, 其中 d 为弹体直径。可以看到: 3 条曲线的变化规律基本一致, 但粗网格计算获得的几个压强极值明显偏小。

图 7 监测点压强变化曲线 ($X=0, Z=5d$)

在局部流场壁面的中心位置上选取一直径为 $10d$ 的圆形区域, 计算其侧向力系数变化如图 8 所示。可见随网格密度增大, 其变化规律趋于细网格的计算结果, 采用中等密度网格的计算结果与细网格相对误差很小。

图 8 侧向力系数变化曲线 ($R=5d$)

1.5 网格模型

基于以上网格收敛性分析, 本次研究采用中等密度的网格进行数值模拟计算, 图 9 为近机身蒙皮工况下内侧发射架上的首发弹 1 号弹, 其发射系统的表面网格分布, 为提高计算效率只建立了 1/2 网格模型, 并进行了局部加密化处理。在该计算模型中, 通过给定压力远场边界条件来模拟直升机平飞姿态下的火箭发射流场。

通过 1 号弹弹体轴线作水平截面, 该截面上的计算网格分布如图 10 所示, 运动弹体部分为结构网格, 计算中采用动态铺层法进行网格生成。

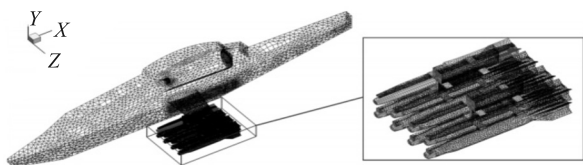


图 9 发射系统表面网格分布

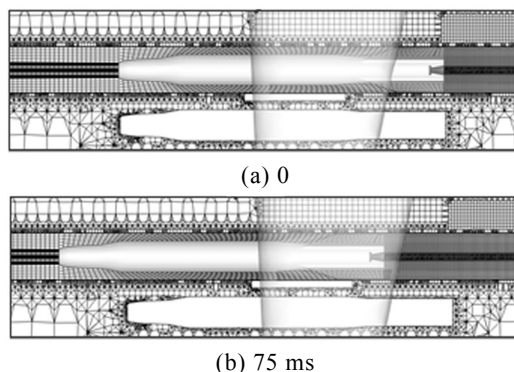


图 10 1 号弹网格模型不同时刻的网格分布变化

2 计算结果与分析

2.1 起始冲击波对发射系统的影响

近机身蒙皮发射 1 号弹时的起始冲击波及其造成的壁面载荷分布如图 11 所示。在 0.15 ms (图 11(a)) 时刻可见在弹尾端盖开启后, 喷管内压缩燃气向外呈球状快速膨胀, 又经过 0.6 ms 时间向外扩张后, 起始燃气冲击波掠过 2 号弹弹底。由起始燃气冲击波的轴对称性质可知: 此时, 下方相邻的 3 号位导弹弹底应受到相同的冲击载荷, 提取弹底中心压力获得 2、3 号位 2 发弹底受到对应时刻高达 1.16 atm 的压强载荷。在 1.2 ms (图 11(c)) 时刻起始燃气冲击波同时到达机身侧壁以及外侧发射架的 5 号载弹弹底上, 机身侧壁面受到了 2.8 kPa 以上的先行超压冲击。对比前后时刻机身表面的冲击载荷分布情况, 可判断出在 1.65 ms (图 11(d)) 时刻机身某点位置上的冲击超压值达到最大。在该时刻机身表面某点超压峰值将达到 20 kPa 以上, 同时可观察到: 由于机身壁面对起始冲击波的反射作用, 相较于外侧发射架弹底附近区域的波峰压强, 机身附近的冲击波超压数值明显增大, 机身表面上的冲击载荷呈月牙状分布。在超压峰值到达后经过 0.45 ms , 在起始冲击超压反射中心点上出现了约 -1 kPa 的负压载荷 (图 11(e)), 3.0 ms (图 11(f)) 时刻该负压载荷增强至 -3.8 kPa , 机身壁面上的冲击反射阵面压强峰值降低到 1.09 atm 左右。

图 12 为近机翼翼梢发射 5 号弹在起始冲击时期几个典型时刻的起始冲击波流场变化及发射系统受到的冲击载荷变化云图。结合上文中图 11(a) 所示的近机身蒙皮发射工况下的冲击流场可见: 1.2 ms 时刻对应 5 号弹发射时起始冲击波到达机身壁面上的时刻, 而在图 12(a) 中发现由于 5 号弹弹体轴线与机身壁面的距离相较于 1 号弹翻倍, 使得该时刻其冲击波阵面仅到达 1 号弹弹体的外半侧表面, 同时在

周围的导弹弹底上作用了一圈呈环形分布的冲击超压载荷，提取多点数值获得各发导弹弹底受到的最大压强载荷至少为 1.1 atm。在发射 5 号弹的近机翼翼梢发射工况下，起始燃气冲击波于 2.85 ms(图 12(b))到达机身壁面上，并产生了约 2.1 kPa 的超压冲击作用，同时冲击波阵面已运动到直升机短翼上方，将对其产生负法向方向的气动载荷冲击作用。对比前后时刻可获得机身受单点最大超压冲击的时刻为 3.3 ms(图 12(c))，该时刻机身上单点受到的超压峰值达到了 6.9 kPa 以上。由于冲击波的正负压交替分布特性，在 4.5 ms(图 12(d))时刻机身上出现负压载荷的峰值约为-1.9 kPa，同时后移的机身冲击反射中心压强减小至 1.04 atm 左右，挂弹短翼下方可见一道来自机身壁面上的反射冲击波。

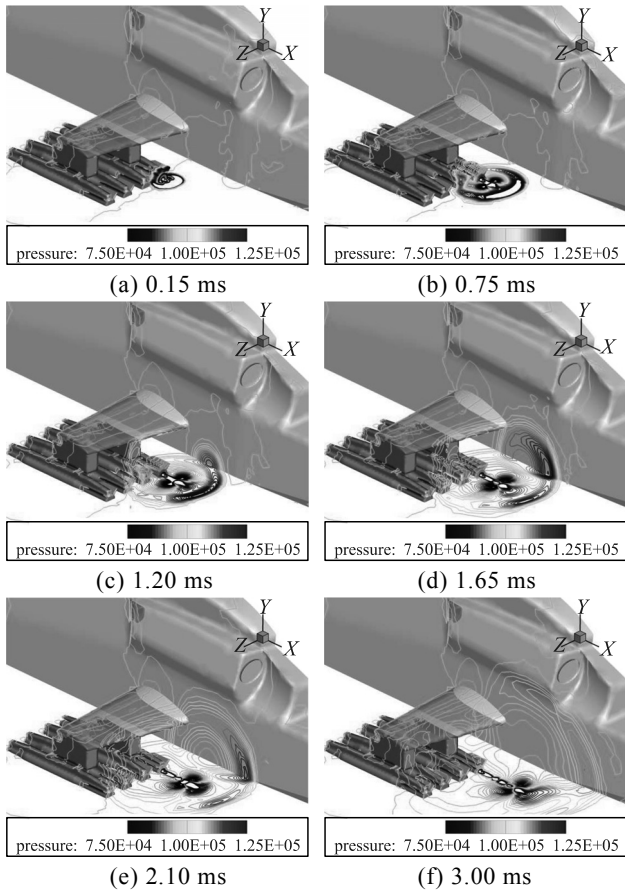
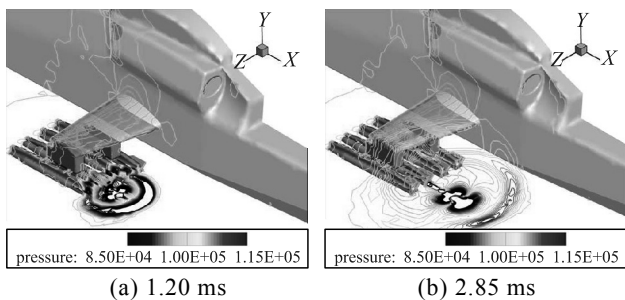


图 11 初始冲击载荷分布(近机身蒙皮发射)



(a) 1.20 ms (b) 2.85 ms

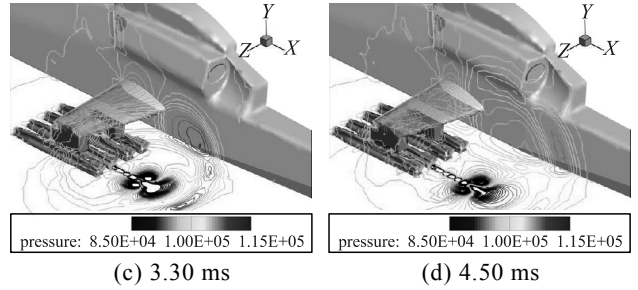


图 12 初始冲击载荷分布(近机翼翼梢发射)

将喷管轴线通过水平投影至机身表面上，获得机身壁面沿机轴方向上的最大超压分布曲线如图 13 所示，其中 0 点位置为起始时刻的喷管出口中心， D_N 为喷管直径。

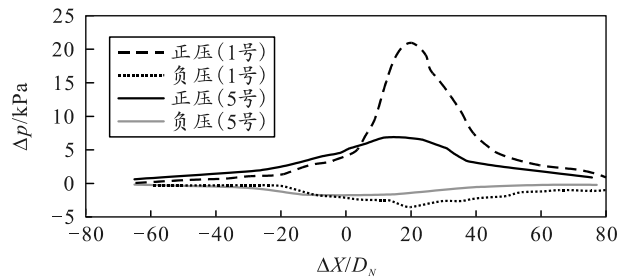


图 13 机身超压分布曲线

由图可见：1 号弹发射全程造成的机身超压峰值分布仍为单峰值曲线，而所有时刻中的最大正值 21 kPa 冲击载荷作用在距喷口 20 倍直径的位置上，在 0~40 D_N 范围内其正压随坐标变化率较高，在该区间外则变化较为缓慢。其最大负压载荷点位置仍为 20 D_N 左右，对应的数值为-3.5 kPa 左右，且该弹轴水平投影线上的机身负压分布曲线较为平缓。对 5 号弹可以看到：该投影线上的最大超压值位于距喷管出口中心 15 D_N 位置附近，超压峰值为 6.95 kPa，为 1 号弹的 33.1%。同时 40 D_N 处的机身壁面转折角则导致了该位置上的超压分布曲线呈非平滑过渡状，机身壁面转折线上的最大超压值约 5.2 kPa。由上面压强分布云图可知，随时间向后推移早期的超压峰值位置压强会逐渐减弱至大气压附近，并继续退化为负压载荷。

表 3 超压峰值对比

工况	正压峰值/kPa	负压峰值/kPa
近机身蒙皮发射	21.00	-3.5
近机翼翼梢发射	6.95	-1.9

对比表 3 中 2 个载弹状态下的机身的超压峰值，可以看到：近机翼翼梢发射时的正压、负压绝对值均小于近机身蒙皮发射工况，最大差值分别达到了 66.9%和 45.7%，可见起始冲击波超压峰值对载弹的位置非常敏感。

图 14(a)~(f)为近机身蒙皮发射工况下，发射 1 号弹时形成的起始冲击波流场变化。

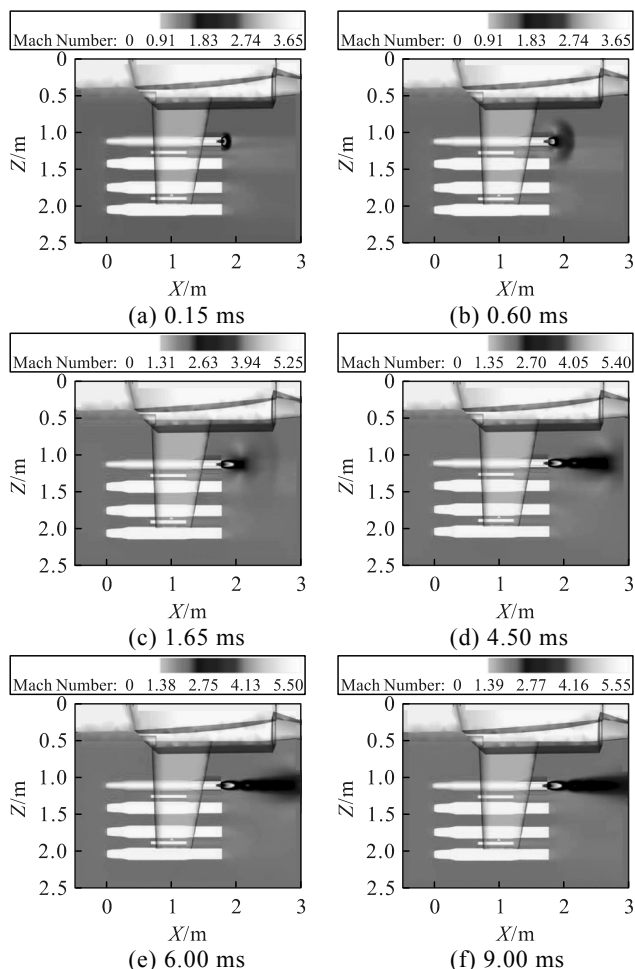


图 14 燃气射流起始冲击流场(近机身蒙皮发射)

由图 14(a)可见：在空地导弹喷管端盖开启后，喷管内高温高压燃气迅速向外膨胀，在 0.15 ms 时刻形成的燃气冲击波呈半球状向外推移，且同时存在 2 个不同尺寸的等马赫面，此时的冲击流场分布与高压气体点爆炸问题十分相似；而冲击流场发展到 0.6 ms(图 14(b))时刻出现了拉瓦尔喷管起始膨胀时特有的瓶状激波系结构，在 1.65 ms(图 14(c))时刻可见形成燃气射流的第一马赫波节结构已基本发展完全，射流核心区位置的最高马赫数达到了约 5.25。在 4.5 ms(图 14(d))时刻该射流核心区出现第 2、第 3 马赫波节结构，同时射流两侧的低速涡环区域随射流长度增加向后运动直至消散。射流核心区域的长度在约 6.0 ms(图 14(e))时刻已基本达到最大值，约为喷管出口直径的 56 倍。在 9.0 ms(图 14(f))时刻燃气射流尾部呈收缩状，意味其核心波系结构已发展完全，此时第一马赫波节内的最高马赫数达到了 5.55 左右，该时刻对应燃烧室压强

约为 8.35 MPa。

近机翼翼梢发射 5 号弹形成的燃气射流起始冲击流场如图 15 所示。

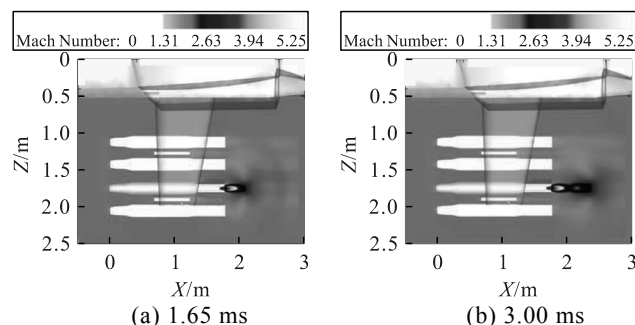
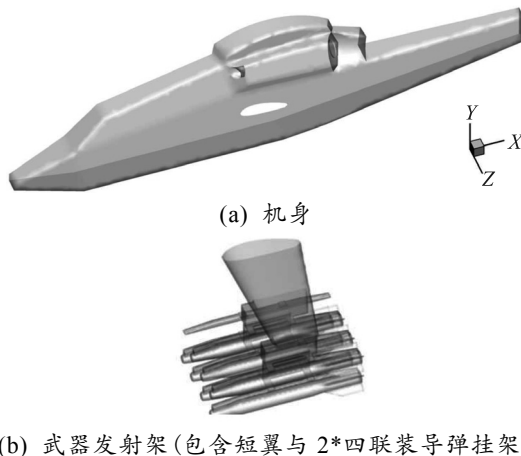


图 15 燃气射流起始冲击流场(近机翼翼梢发射)

观察图 15(a)、(b)可见：在 1.65 ms、3.0 ms 时刻，5 号弹喷管出口的燃气射流逐步发展出了第 1、第 2 马赫波节结构，且对应时刻的波节及射流核心区长度皆与 1 号弹时的发射工况保持一致，但由物理模型测量可知其起始冲击波及射流轴线与机身表面距离由 1 号弹时的 0.6 m 增加到 1.225 m，该横向距离增大可能是导致 5 号弹发射时起始燃气冲击波及射流边界对机身部分的冲击效应减弱的主要原因。

2.2 各向冲击力分析

为分析武装直升机机载空地导弹发射过程中燃气射流对载机发射系统的冲击作用力，考虑到粘性项造成的相对误差可忽略，对机体壁面压强进行直接积分，并减去零时刻的各部分气动力以描述燃气射流带来的各向冲击力变化。为区分各部分受冲击对载机整体受力的贡献，将该发射系统计算模型划分为如图 16 所示的机身及武器发射架整体 2 部分进行单独积分，并规定 x 、 y 、 z 方向为轴向、法向及侧向。



(a) 机身
(b) 武器发射架(包含短翼与 2*四联装导弹挂架)
图 16 机载空地导弹发射系统冲击力积分区域划分

图 17 为起始发射时期 0~30 ms 时间内近机身蒙皮发射工况下发射系统的各部分所受冲击力的变化。

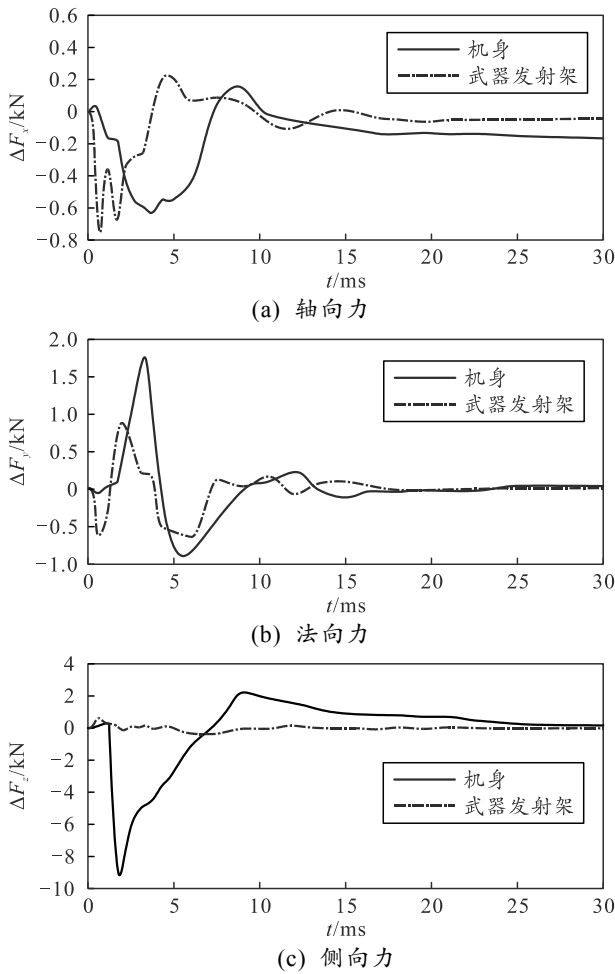


图 17 各向冲击力变化曲线(近机身蒙皮发射)

由图 17(a)轴向力冲击变化曲线可见：在起始燃气快速向外膨胀阶段，该武装直升机机载空地导弹发射系统各部分均受到了较强的冲击推力载荷，紧邻发射弹体的武器发射架部分受到了最大 0.76 kN 以上的正轴向力作用，其次受力面积较大的机身部分则受到约 0.63 kN 的最大轴向力载荷，但由于发射架各部分结构尺寸均较小，因此起始冲击波在流场中迅速传播时作用在其壁面上的强冲击时间相对较短，造成的轴向力冲击变化曲线更尖锐。

由图 17(b)在法向方向上，由于发射的弹体喷管下方紧邻 3 号载弹，冲击波超压首先作用在下方弹体上并造成了发射架部分约 -0.62 kN 的负法向冲击载荷。随起始燃气波沿径向扩张，2.1 ms 直升机短翼下壁面同样受到超压载荷作用，造成的最大法向增量值达到了 0.89 kN 左右，而冲击波冲击过后在其周围区域形成的负压作用则对短翼及发射架整体

再次造成了负法向方向上约 0.65 kN 的气动冲击力。可见在武装直升机机载空地导弹的起始发射时期，直升机在法向方向上受到峰值大，正负交替作用的法向冲击载荷，这将对武装直升机的俯仰方向稳定性造成较大威胁。

由图 17(c)在侧向方向上，由于起始燃气冲击波阵面主要造成的核心压力反射区均位于机身壁面上，故机身受到的侧向力冲击作用极大，在 2 ms 时刻其最大侧向力冲击达到了 -9.2 kN 左右，在武装直升机机载空地导弹非对称发射方案下该侧向冲击对武装直升机发射系统的偏航稳定性提出了较高要求。

图 18 为起始发射时期 0~30 ms 时间内近机翼翼梢发射工况下系统的各部分所受冲击力变化。

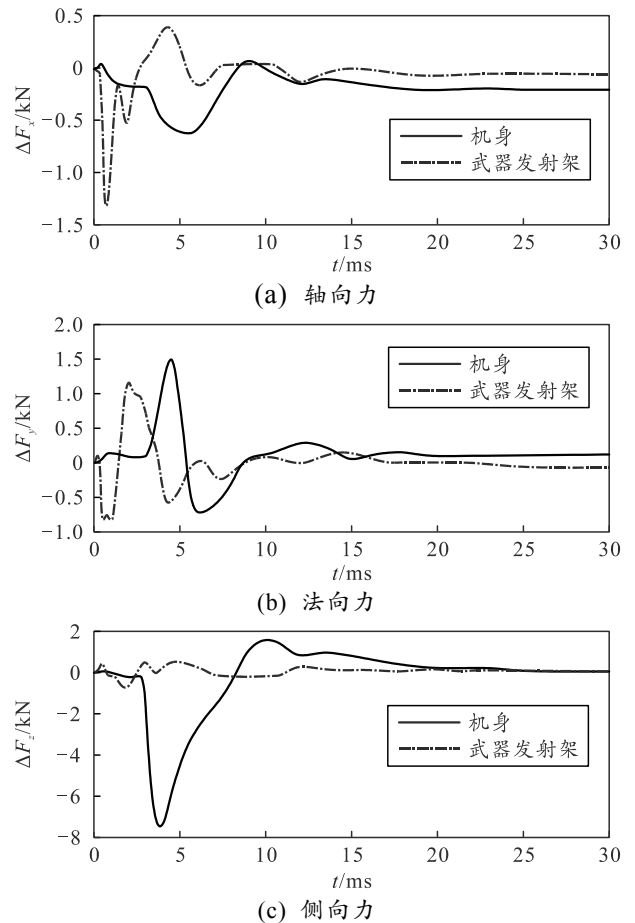


图 18 各向冲击力变化曲线(近机翼翼梢发射)

由图 18(a)、(b)可见：在起始燃气冲击波冲击阶段武器发射架部分首先受到高达 1.3 kN 的轴向力，以及峰值 0.85 kN 的负法向力作用。相较于近机身蒙皮下的 1 号弹发射工况，发射架受轴向力及负法向力冲击变化率为 71.1%、37.1%，该部分冲击力增强的原因为 5 号弹周围的弹体及发射架结

构对冲击波的迎气面面积增加。发射架部分随后受到增大的 1.2 kN 的法向冲击作用，相较于近机身蒙皮下的 1 号弹发射工况，发射架受法向力冲击变化率为 34.8%，其原因在于 5 号弹燃气射流轴线靠近直升机短翼翼梢，而 1 号弹的射流轴线则靠近翼根，两位置处的短翼受后向气流冲击时横截面上获得的速度环量变化有明显区别。同时由图 18(c)可以发现：在该时段内直升机武器发射架上受到的最大侧向冲击力为-7.5 kN 左右，相对近机身蒙皮发射工况变化率为-18.5%。

3 结论

笔者采用 3 维非定常数值模拟方法，结合动网格技术与分块网格模型对武装直升机挂载空地导弹导轨式发射产生的燃气射流冲击效应进行了研究，计算了近机身蒙皮发射工况下与近机翼翼梢发射工况下的冲击流场变化，得到了以下结论：

1) 通过经典欠膨胀轴对称射流对倾斜平板的冲击问题进行了数值验证，得到的平板上单点及其整体冲击载荷曲线与实验数据较为吻合，笔者采用的数值方法是正确的。

2) 对武装直升机火箭武器发射全过程的非定常冲击流场进行了仿真，获得不同冲击阶段机身表面的最大超压分布曲线，以及超压负载在不同位置上的变化规律，机体上的超压峰值量级在 10 kPa。

3) 在载弹位置间距一定时，近机翼翼梢发射时造成的超压载荷峰值仅有 6.95 kPa，该载荷强度为近机身蒙皮发射载弹的 33.1%，另外近机翼翼梢发射载弹对发射架在轴向、侧向、法向、负法向方向上产生的冲击载荷相对于近机身蒙皮发射载弹的变化率分别为 71.1%、-18.5%、34.8%、37.1%，结果表明火箭燃气起始冲击波对壁面的超压载荷及载机所受气动冲击力与发射载弹附近直升机迎气面积、载弹距壁面距离、载弹距机翼翼梢距离有很大相关性。

4) 在非对称发射方案下，近机身蒙皮发射工况与近机翼翼梢发射工况受到的侧向力分别高达 9.2 kN 与 7.5 kN，这要求武装直升机具有较高的偏航稳定性，同样也表明发射方案是影响载机所受冲击力的重要因素。

参考文献：

[1] 李军, 曹从咏, 徐强. 固体火箭燃气射流近场形成与发

展的数值模拟[J]. 推进技术, 2003(5): 410-413.

- [2] 张西京. 直升机载反坦克导弹的冲击波测试[J]. 兵工学报, 1992(4): 52-56.
- [3] 姜超. 燃气射流冲击发射箱载荷效应研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2015.
- [4] 王国平, 芮筱亭. 燃气射流对多管火箭炮动态响应的影响分析[J]. 振动与冲击, 2012, 31(21): 143-145
- [5] 姜毅, 张晓琳, 刘琪. 机载导弹发射时燃气流场的数值模拟[J]. 弹箭与制导学报, 2002(3): 42-46.
- [6] 马艳丽, 姜毅, 王伟臣, 等. 同心筒发射过程燃气射流冲击效应研究[J]. 固体火箭技术, 2011, 34(2): 140-145.
- [7] SEBASTIAN H, JOSEF R, JOHANNES M. A numerical method for blast shock wave analysis of missile launch from aircraft[J]. International Journal of Aerospace Engineering, 2015: 897213.
- [8] 张旋, 余永刚, 张欣尉. 火炮在不同介质中发射的膛口流场特性分析[J]. 爆炸与冲击, 2021, 41(10): 103-114.
- [9] 孙晋, 曹从咏. 火箭喷流对平板冲击的数值模拟[J]. 南京理工大学学报(自然科学版), 2002(4): 381-384.
- [10] 罗庆华. 直升机机载空空导弹发射流场的数值模拟[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2015.
- [11] WATTS D. Assessing computational fluid dynamics turbulence models for rocket exhaust plume simulation[C]. Aiaa/sae/asee Joint Propulsion Conference, 2016.
- [12] LI Y, REIMANN B, EGGERS T. Coupled simulation of CFD-flight-mechanics with a two-species-gas-model for the hot rocket staging[J]. Acta Astronautica, 2016, 128: 44-61.
- [13] ANANDHANARAYANAN K, RAJ A, KRISHNAMURTHY R, et al. Engineering method of prediction of plume path of air launched missile[J]. Defence Science Journal, 2020, 70(2): 201-206.
- [14] CHAKRABORTYD, ANANDHANARAYANAN K, RAJ A, et al. Separation dynamics of Air-to-Air missile and validation with flight data[J]. Defence Science Journal, 2017, 68(1): 5-5.
- [15] 张红敏. 机载多管火箭冲击流场数值模拟[D]. 南京: 南京理工大学, 2006.
- [16] 肖军, 雷鸣, 周健松, 等. 发射装置挂弹口结构完整性防护技术研究[J]. 航空兵器, 2016, 291(1): 73-76.
- [17] LEE H, KLOPFER G. Overflow validation for predicting plume impingement of underexpanded axisymmetric jets onto angled flat plates[C]//49th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. AIAA Journal, 2011.
- [18] LAMONT P J. The impingement of underexpanded, axisymmetric jets on perpendicular and inclined flat plates[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2006, 100(3): 471-511.