http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0497

战斗机武器外挂投放与内埋投放比较

张群峰[1,*], 闫盼盼[1], 黎军[2]

(1. 北京交通大学 土木工程学院, 北京 100044; 2. 中国航空工业集团公司 沈阳飞机设计研究所, 沈阳 110035)

摘 要: 为了研究弹体外挂投放与内埋投放的区别,利用基于 Menter SST 湍流模式的改进延迟分离涡模拟(IDDES)方法以及重叠网格技术,分别对亚声速和超声速来流条件下,同一弹体外挂投放和内埋投放进行了数值模拟,得到了亚声速和超声速条件下外挂投放与内埋投放弹体的下落规律。通过对比分析表明:亚声速和超声速来流条件下,内埋投放由于受舱体内强非定常流场以及舱体唇口剪切层的影响,弹体受很大的抬头力矩,弹体姿态角变化较大,投放特性劣于外挂投放。进一步研究表明:在弹射时给弹体一定的低头角速度,使弹体以低头姿态穿越剪切层,则可以大幅度降低剪切层带来的不利影响,提高内埋投放弹体分离品质。

关 键 词: 武器分离; 内埋武器舱; 剪切层; 分离涡模拟; 重叠网格法
中图分类号: V211.3
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2017)06-1085-13

武器安全分离是战斗机武器系统研制的一项重要技术内容,传统战斗机武器携带方式多为外挂式,外挂携带方式存在着气动阻力大、雷达反射面积大等问题,而与新一代战斗机所要求的隐身、超声速巡航、超机动性能相违背,因此新一代战斗机的武器携带方式通常由外挂式转为内埋式。内埋式武器舱流动特性十分复杂,当高速气流流过弹舱时会产生强烈的噪声,并存在自持振荡等一系列复杂流动现象,武器舱内的非定常流动特性使得内埋式武器投放比传统外挂式武器投放复杂。已有的外挂投放方式的武器发射规律不一定适用于内埋式武器的发射,内埋式武器发射规律的研究也成为热点。冯必鸣[1-3]、杨俊和李骞[4]等通过数值模拟的方法对初始安装角、弹射速度、角速度、来流马赫数等对弹体下落的影响进行了数值模拟分析。吴继飞等[5-6]、管德会和蔡为民[7]通过风洞试验方法探究了内埋武器投放的改进措施。朱收涛[8]、唐上钦[9]等研究了气动干扰对弹体下落的影响。这些研究大多集中于内埋式武器的初始投放参数对弹体下落的影响,没有涉及到内埋投放与外挂投放的比较,并且数值模拟方法大多采用欧拉方法或 URANS 方法。对于内埋舱这种具有复杂流动的流场,需要更高精度的数值方法来精确模拟出非定常剪切层及波系(超声速来流时)变化才能更准确地求得弹体的受力和运动。

本文通过基于 Menter SST 湍流模式的改进延迟分离涡模拟(IDDES)方法,研究同一弹体在亚声速和超声速流场中相同来流马赫数及相同控制规律下,外挂投放与内埋投放的不同下落规律,并进行对比分析。

1 数值计算方法

1.1 控制方程

本文主要研究弹体投放运动,考虑黏性影响适用于动网格的三维、可压缩、非定常、守恒型控

收稿日期: 2016-06-08; **录用日期**: 2016-08-11; **网络出版时间**: 2016-10-10 09:05
网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161010.0905.005.html
基金项目: 国家自然科学基金 (11172283)
* **通讯作者**: E-mail: zhangqunfeng@263.net

引用格式: *张群峰, 闫盼盼, 黎军. 战斗机武器外挂投放与内埋投放比较[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(6): 1085-1097. ZHANG Q F, YAN P P, LI J. Comparison between external store separation and buried store separation of fighter[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(6): 1085-1097 (in Chinese).*

制方程表示如下所述[10]。

积分形式 Navier-Stokes 方程组:

$$\frac{\partial}{\partial t}\int_{\Omega}\boldsymbol{W}\mathrm{d}\boldsymbol{\Omega}+\oint_{\partial\Omega}(\boldsymbol{F}_{\mathrm{c}}^{M}-\boldsymbol{F}_{\mathrm{v}})\mathrm{d}S=\int_{\Omega}\boldsymbol{Q}\mathrm{d}\boldsymbol{\Omega} \tag{1}$$

式中:$\boldsymbol{W}$ 为守恒变量;$\boldsymbol{F}_{\mathrm{c}}^{M}$ 为对流矢通量;$\boldsymbol{F}_{\mathrm{v}}$ 为黏性矢通量;$\boldsymbol{Q}$ 为源项;$\boldsymbol{\Omega}$ 为控制体;$\mathrm{d}S$ 为面元。

$$\boldsymbol{W}=[\rho\quad \rho u\quad \rho v\quad \rho w\quad \rho E]^{\mathrm{T}} \tag{2}$$

式中:ρ 为密度;u、v 和 w 分别为 3 个方向的速度;E 为总能。

$$E=e+\frac{|\boldsymbol{v}|^2}{2}=e+\frac{u^2+v^2+w^2}{2} \tag{3}$$

式中:e 为单位质量内能;$\boldsymbol{v}$ 为速度矢量。

$$\boldsymbol{F}_{\mathrm{c}}^{M}=\begin{bmatrix}\rho V_{\mathrm{r}}\\ \rho u V_{\mathrm{r}}+n_x p\\ \rho v V_{\mathrm{r}}+n_y p\\ \rho w V_{\mathrm{r}}+n_z p\\ \rho H V_{\mathrm{r}}+V_{\mathrm{t}} p\end{bmatrix} \tag{4}$$

式中:V_{r} 为相对于运动网格的逆变速度;p 为压力;H 为总焓;V_{t} 为控制体表面的逆变速度;n_x、n_y 和 n_z 分别为 $\boldsymbol{n}$ 的 3 个方向上的分量,$\boldsymbol{n}$ 为面元 $\mathrm{d}S$ 的外法向矢量。

$$V_{\mathrm{r}}=V-V_{\mathrm{t}} \tag{5}$$

式中:V 为垂直于面元 $\mathrm{d}S$ 的逆变速度。

$$V\equiv\boldsymbol{v}\cdot\boldsymbol{n}=n_x u+n_y v+n_z w \tag{6}$$

$$V_{\mathrm{t}}=\boldsymbol{g}\cdot\boldsymbol{n}=n_x\frac{\partial x}{\partial t}+n_y\frac{\partial y}{\partial t}+n_z\frac{\partial z}{\partial t} \tag{7}$$

式中:$\boldsymbol{g}$ 为网格速度。

$$H=E+\frac{p}{\rho} \tag{8}$$

$$\boldsymbol{F}_{\mathrm{v}}=\begin{bmatrix}0\\ n_x\tau_{xx}+n_y\tau_{xy}+n_z\tau_{xz}\\ n_x\tau_{yx}+n_y\tau_{yy}+n_z\tau_{yz}\\ n_x\tau_{zx}+n_y\tau_{zy}+n_z\tau_{zz}\\ n_x\Theta_x+n_y\Theta_y+n_z\Theta_z\end{bmatrix} \tag{9}$$

$$\Theta_x=u\tau_{xx}+v\tau_{xy}+w\tau_{xz}+\kappa\frac{\partial T}{\partial x}$$

$$\Theta_y=u\tau_{yx}+v\tau_{yy}+w\tau_{yz}+\kappa\frac{\partial T}{\partial y}$$

$$\Theta_z=u\tau_{zx}+v\tau_{zy}+w\tau_{zz}+\kappa\frac{\partial T}{\partial z}$$

$$\tau_{xx}=2\mu\frac{\partial u}{\partial x}-\frac{2}{3}\mu\left(\frac{\partial u}{\partial x}+\frac{\partial v}{\partial y}+\frac{\partial w}{\partial z}\right)$$

$$\tau_{yy}=2\mu\frac{\partial v}{\partial y}-\frac{2}{3}\mu\left(\frac{\partial u}{\partial x}+\frac{\partial v}{\partial y}+\frac{\partial w}{\partial z}\right)$$

$$\tau_{zz}=2\mu\frac{\partial w}{\partial z}-\frac{2}{3}\mu\left(\frac{\partial u}{\partial x}+\frac{\partial v}{\partial y}+\frac{\partial w}{\partial z}\right)$$

$$\tau_{xy}=\tau_{yx}=\mu\left(\frac{\partial u}{\partial y}+\frac{\partial v}{\partial x}\right)$$

$$\tau_{xz}=\tau_{zx}=\mu\left(\frac{\partial u}{\partial z}+\frac{\partial w}{\partial x}\right)$$

$$\tau_{yz}=\tau_{zy}=\mu\left(\frac{\partial v}{\partial z}+\frac{\partial w}{\partial y}\right)$$

式中:$\tau_{ij}(i=x,y,z;j=x,y,z)$ 为黏性应力;κ 为热传导系数;μ 为分子黏性系数;T 为温度。

$$\boldsymbol{Q}=\begin{bmatrix}0\\ \rho f_{\mathrm{e},x}\\ \rho f_{\mathrm{e},y}\\ \rho f_{\mathrm{e},z}\\ \rho\boldsymbol{f}_{\mathrm{e}}\cdot\boldsymbol{v}+\dot{q}_{\mathrm{h}}\end{bmatrix} \tag{10}$$

式中:$\boldsymbol{f}_{\mathrm{e}}$ 为体积力,$f_{\mathrm{e},x}$、$f_{\mathrm{e},y}$ 和 $f_{\mathrm{e},z}$ 分别为其在 3 个坐标方向的分量;$\dot{q}_{\mathrm{h}}$ 为热通量密度。

1.2 IDDES 方法

IDDES 方法是一种新近提出的先进 DES 类 RANS/LES 混合方法,相比于最初版本 DES97[11] 及 DDES[12] 方法,IDDES 加入了壁面模化的大涡模拟分支(Wall Modelled LES, WMLES),在保留了 DES 类方法优点的同时成功克服了对数律不匹配、网格诱导分离、模型应力损耗等问题[13-15]。其公式如下:

$$\frac{\partial\rho k}{\partial t}+\nabla\cdot(\rho\boldsymbol{U}k)=\nabla\cdot[(\mu+\sigma_k\mu_{\mathrm{t}})\nabla k]+P_k-\rho\frac{\sqrt{k^3}}{\tilde{d}} \tag{11}$$

$$\frac{\partial\rho\omega}{\partial t}+\nabla\cdot(\rho\boldsymbol{U}\omega)=\nabla\cdot[(\mu+\sigma_\omega\mu_{\mathrm{t}})\nabla\omega]+2(1-f_1)\rho\sigma_{\omega2}\frac{\nabla k\cdot\nabla\omega}{\omega}+\alpha\frac{\rho}{\mu_{\mathrm{t}}}P_k-\beta\rho\omega^2 \tag{12}$$

式中:k 为湍动能;t 为时间;$\boldsymbol{U}$ 为速度矢量;μ_{t} 为湍流黏性系数;P_k 为湍动能生成项;ω 为湍流耗散比;f_1 为经验混合函数;其余各常数取值见文献[14]。

长度尺度 $\tilde{d}$ 为

$$\tilde{d}=f_1 l_{\mathrm{RANS}}+(1-f_1)C_{\mathrm{DES}}l_{\mathrm{IDDES}} \tag{13}$$

式中:l_{RANS} 为 RANS 模型长度尺度,$l_{\mathrm{RANS}}=k^{1/2}/C_\mu\omega$,$C_\mu$ 为常数,取 0.09;l_{IDDES} 为亚格子长度尺度,$l_{\mathrm{IDDES}}=\min\{\max[c_{\mathrm{w}}d_{\mathrm{w}},c_{\mathrm{w}}h_{\max},h_{\mathrm{wn}}],h_{\max}\}$,$h_{\mathrm{wn}}$ 为垂直壁面方向的网格步长,d_{w} 为到壁面距离,c_{w} 为经验常数,取 0.15,$h_{\max}$ 为 h_{wn} 的最大值;C_{DES} 为比例系数。由于 SST 存在 k-ε 与 k-ω 2 个分支,所以比例系数 C_{DES} 采取 2 个分支分别校准,然后通过 Menter 提出的混合函数 F_1 将二者结合起来。

http://bhxb.buaa.edu.cn

$$C_{\mathrm{DES}} = (1 - F_1) C_{\mathrm{DES}}^{k-\varepsilon} + F_1 C_{\mathrm{DES}}^{k-\omega} \tag{14}$$

1.3　重叠网格法

因重叠网格技术可以处理复杂几何外形和多体相对运动的非定常问题而逐渐被广泛使用。重叠网格的关键技术是“挖洞”,即在计算中隐藏背景网格中被重叠区遮挡的网格,形成一套计算网格。背景网格与重叠网格相交的边界区域通过一定的方法进行插值来实现变量值的传递,并保证数值解在交界处光滑过渡[16-17]。

本文采用的挖洞准则为:将与重叠区域边界相邻的背景网格作为活动网格,这些网格形成一个封闭的区域,将此区域内部的网格隐藏,不参与求解计算。选取与所需要插值求解的重叠区网格单元邻近的 3 个活动背景网格作为贡献单元(为说明问题方便,以二维情况为例),要求它们的形心连线构成的三角形包含所要求解的插值单元形心。图 1 展示了选取贡献单元的示意图。计算实心矩形网格的变量值要用到与之相邻的 4 个网格的值(图中以实心圆点标出其形心),下方虚线所示网格为插值单元,它并没有通过求解方程得到其变量值,而是需要通过搜索贡献单元进行插值获得。选取与之邻近的另一套网格上的 3 个活动网格(网格形心用空心圆点标出),将其形心作为顶点连接形成三角形,可以看出插值单元的形心被包含在内,故可将其作为贡献单元。利用这 3 个顶点的 Lagrange 插值形函数[18]将贡献单元的值插值到插值单元上。

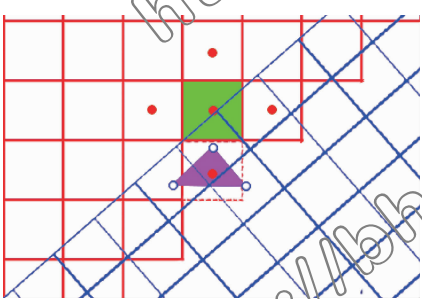


图 1　贡献单元选取示意图

Fig. 1　Schematic of donor cell selection

1.4　离散格式

在非定常计算中使用双重时间步法,即在控制方程中引入虚拟时间项,根据精度设定物理时间步求解真实解,而每一物理时间步内,通过虚拟时间内迭代达到收敛,内迭代步应用多重网格技术加速收敛。对流通量采用二阶精度 Roe 格式,选用修正的 Venkatakrishnan[19]限制器保证二阶精度插值且具有 TVD 性质,同时又具有较小的数值耗散,扩散通量采用中心差分格式求解。

1.5　数值方法验证

数值方法的准确性已经在先期发表的文献中得到了验证,结果表明可以准确地模拟弹体下落运动,详见文献[20]。

2　计算模型与工况

2.1　模型及网格划分

外挂投放模型选用文献[21]中的 WPFS 实验模型,内埋投放模型将武器舱简化为矩形舱体,舱体尺寸与文献[20]中选用的舱体尺寸一致,内埋投放弹体与外挂投放弹体相同,弹体详细参数见文献[21]。

内埋投放模型将内埋舱作为背景网格区域,弹体网格为重叠网格区域。根据文献[20],重叠网格区域与背景网格区域交界处保证网格比例在 1 ~ 1.2 之间,以保证弹体下落过程中网格挖洞的鲁棒性,并保证插值有较高的精度。垂直壁面方向第 1 层网格尺寸设置为 2×10^{-6} m,以保证 $y^+ < 1$。背景网格数量为 2 100 万,网格密度分布如图 2 所示。

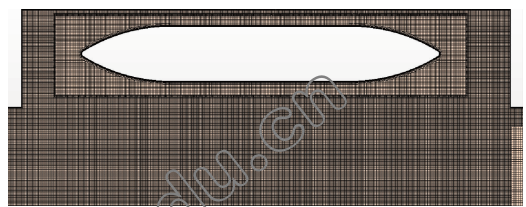


图 2　弹体中心截面网格分布

Fig. 2　Grid distribution on central plane of missile

2.2　计算工况及边界条件

本文分别计算了亚声速和超声速条件下来流迎角 $\alpha = 0°$ 时的弹体投放,投放方式都为弹射投放,弹射力作用点均与验证算例相同,分别作用在距头部尖点 1.24、1.75 m 位置处。弹射力作用距离为 0.1 m,持续时间约为 0.05 s。之后取消弹射力,弹体在重力和气动力共同作用下分离,详细工况如表 1 所示。入口条件设置为远场自由来流,舱体壁面均采用无滑移壁面。

表 1　计算工况

Table 1　Calculation conditions

工况	*Ma*	投放方式	弹射力 *A*/N	弹射力 *B*/N	弹射力合力/N	弹射力合力矩/(N·m)
1	0.85	内埋	-10679	-42717	-53396	12174
2	0.85	外挂	-10679	-42717	-53396	12174
3	1.35	内埋	-10679	-42717	-53396	12174
4	1.35	外挂	-10679	-42717	-53396	12174
5	0.85	内埋	-42717	-10679	-53396	-4165
6	1.35	外挂	-42717	-10679	-53396	-4165

http://bhxb.buaa.edu.cn

3 计算结果与分析

本文算例中,坐标系选取以 x 轴为逆航向,y 轴向上,z 轴向右,则按此坐标系定义,弹体抬头为正,左偏航为正。

由于机载武器的多样性,目前还没有机弹分离安全的定量判断准则,但具有机弹分离安全性的定性判别准则[22]。该定性判别准则将机弹分离品质分为 2 种不安全分离及 3 种安全分离情况。不安全分离有:①弹体俯仰、偏航、横滚运动,与载机在某个方向上的距离逐渐减小并有贴近趋势;②弹体发射分离后直接与载机碰撞。安全分离有:①弹体发射后远离载机,无明显俯仰、偏航、滚转,为最优分离;② 弹体发射后远离载机,弹体呈现小姿态运动;③分离后弹体呈现俯仰、偏航、横滚运动,会长时间滞留在载机干扰流场内,但与载机距离增加缓慢,这种分离状态可以接受,但要尽量避免。本文将根据此准则评价不同工况下弹体分离品质。

本文算例计算停止准则为弹体下落距离超过 3.5 m 或下落时间超过 0.75 s。

3.1 投放前流场及弹体受力对比分析

图 3 和图 4 分别为亚声速及超声速来流条件下,外挂投放和内埋投放弹体投放前通过弹体中心截面的马赫数分布云图。由图 3 可知,亚声速条件下,内埋投放前弹体所处的舱内流场流速较低;外挂投放前弹体在弹体与挂架间存在跨声速区域,弹体尾部流动较复杂。从图 4 中可以看出,超声速来流条件下,2 种挂载方式流场中均存在明显的波系结构,内埋投放弹舱内部流场依然保持着较低的流动速度,而外挂投放由于波系的影响,弹体周围流场更加复杂,弹体表面附近存在多道斜激波,使弹体受到较大的气动力作用。表 2 为不同条件下弹体竖直方向气动力及俯仰力矩时均值。可以看出,由于外挂投放弹体直接暴露在外流流场中,因此受到较大的垂直向上气动力及低头力矩作用,超声速条件下由于波系的作用,弹体受到的气动力和力矩进一步增大。内埋投放方式的弹体放置于流速较低的内埋舱中,故 2 种来流条件下弹体受到的气动力及力矩均较小。

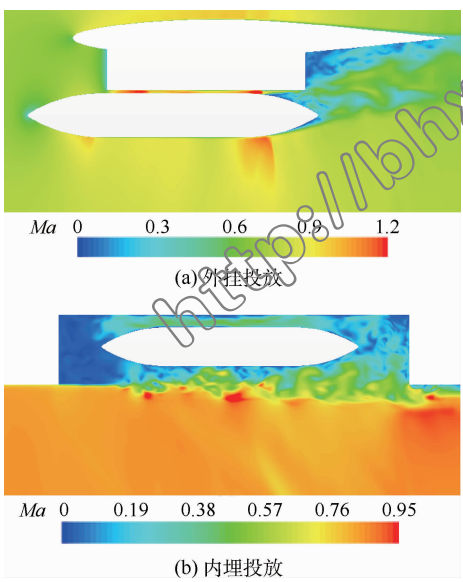


图 3 亚声速来流条件下弹体中心截面马赫数分布云图

Fig. 3 Contours of Mach number distribution on central plane of missile for subsonic inflow

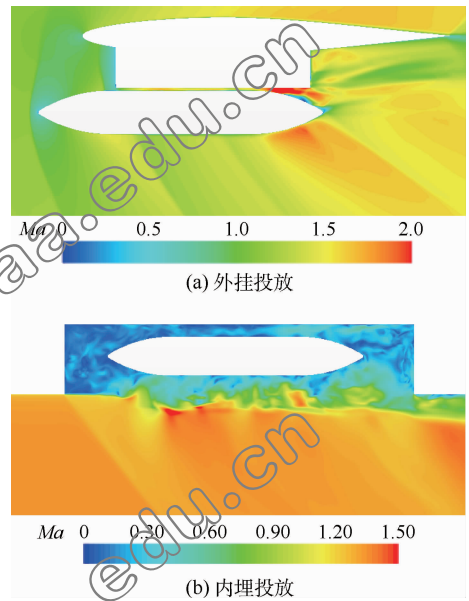


图 4 超声速来流条件下弹体中心截面马赫数分布云图

Fig. 4 Contours of Mach number distribution on central plane of missile for supersonic inflow

表 2 投放前弹体受力对比

Table 2 Missile force comparison before launching

来流条件	投放方式	竖直方向气动力合力/N	俯仰力矩/(N·m)
亚声速	外挂	2 527	-3 393
	内埋	23	-149
超声速	外挂	3 525	-7 698
	内埋	-169	267

3.2 亚声速来流下两种投放方式对比

亚声速来流条件下,内埋式武器投放过程已在文献[20]中给出了详细的分析,此处不再赘述,仅给出计算结果以供对比。

弹体弹射后轨迹的区别主要体现在下落过程中弹体位移及姿态角的差异,而位移和姿态角的差异是由速度及角速度不同所引起,速度与角速度的不同直接受弹体受力及力矩的影响,而弹体

http://bhxb.buaa.edu.cn

的受力及力矩最终是由弹体周围的流场决定的。

图 5 为亚声速来流条件下弹体竖直方向合力、速度及位移随时间变化曲线。图 6 为亚声速来流条件下弹体下落过程俯仰力矩、俯仰角速度及俯仰角随时间变化曲线。从 0 到 0.05 s，弹体受弹射力作用，具有较大的加速度，短时间内速度均由 0 增加到 -3.5 m/s。此阶段弹射力均为 -53 396 N，重力为 -9 072 N，2 种工况下弹体受到的气动力分别为 2 527、23 N。投放初期，2 种投放方式下弹体受到的气动力幅值均远小于弹射力与重力的合力值，因此该时间段内弹体速度变化趋势保持一致。弹射力还使得弹体受抬头力矩的作用，力矩大小为 12 174 N·m，外挂投放与内埋投放弹体受到的气动俯仰力矩分别为 -3 393、-149 N·m。可以看出，外挂投放弹体的气动俯仰力矩大小约为弹射力矩的 1/4，且方向相反，因此外挂投放条件下弹体总俯仰力矩小于内埋投放，撤去弹射力时弹体角速度为 0.95 rad/s，小于内埋投放弹体抬头角速度 1.25 rad/s。

0.05 s 时弹射力消失，弹体在重力和气动力作用下下落。0.05 ~ 0.12 s，2 种投放方式弹体竖直方向合力均保持相对稳定，但内埋投放弹体竖直向下合力大于外挂投放，弹体下落速度增长较快。同时，内埋投放弹体持续受到抬头力矩的

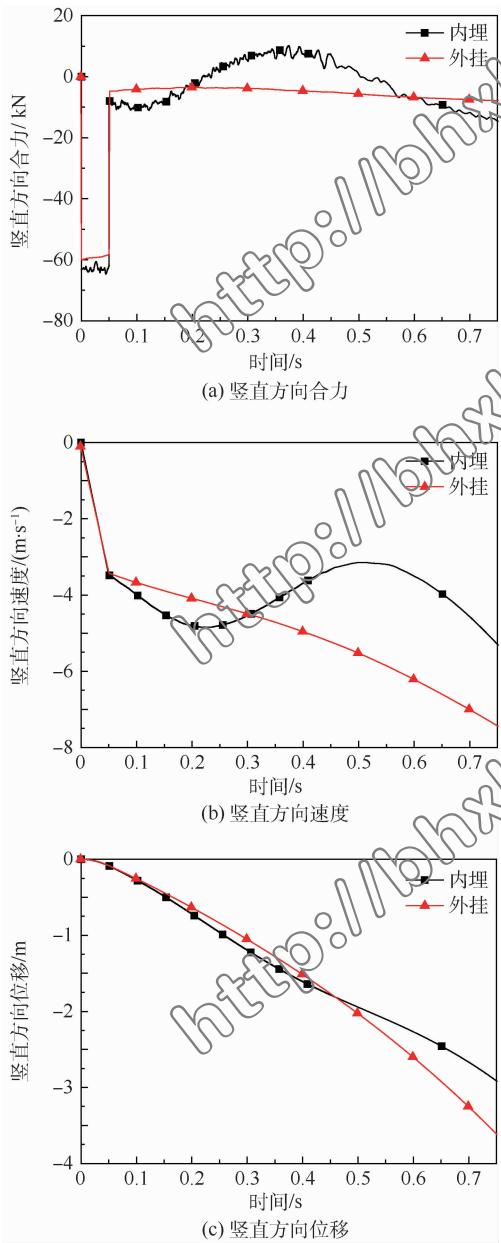


图 5　亚声速来流条件下弹体竖直方向合力、速度和位移随时间变化曲线

Fig. 5　Vertical force, velocity and displacement of missile versus time for subsonic inflow

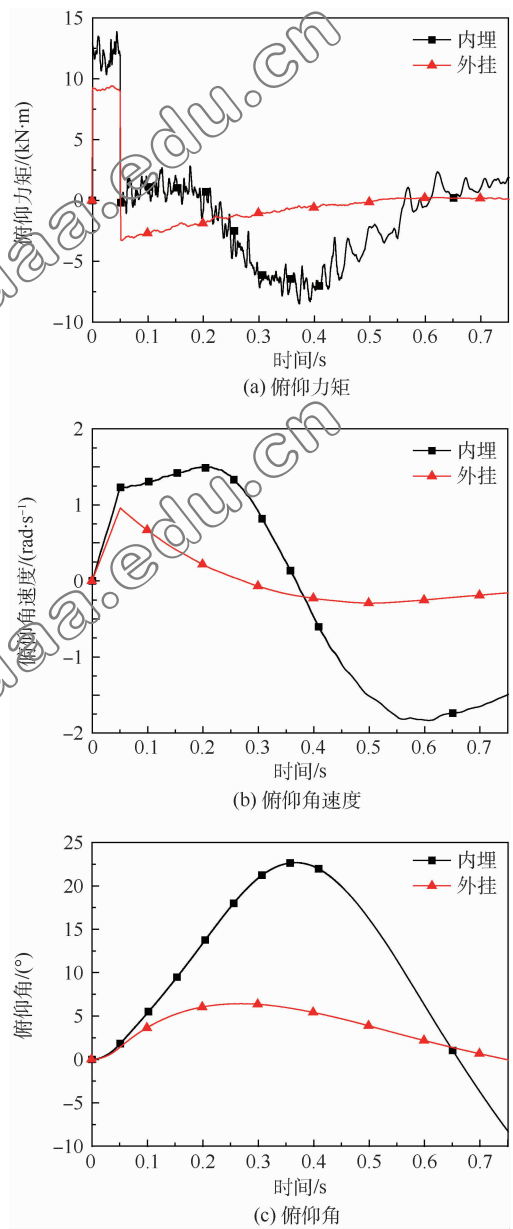


图 6　亚声速来流条件下弹体俯仰力矩、俯仰角速度和俯仰角随时间变化曲线

Fig. 6　Pitch moments, pitch angular velocity and pitch angle of missile versus time for subsonic inflow

http://bhxb.buaa.edu.cn

作用,弹体抬头角速度一直增加,0.12 s 时角速度增大到 1.3 rad/s。而外挂投放弹体在撤去弹射力后受到低头力矩作用,弹体角速度快速减小,0.12 s 时角速度仅为 0.5 rad/s。

图 7 为外挂投放弹体下落 0.1 s 时,通过弹体中心截面马赫数分布云图及弹体表面压力 P 分布云图。图 8 为弹体表面不同周向位置处压力系数 C_p 分布曲线,周向位置如图 8(a)所示,θ 为圆心角,本文后续弹体周向压力系数分布曲线位置均保持相同。从图 7 可以看出,外挂投放弹体存在一定的迎角,弹体下表面为气流迎风面,弹体及弹翼下表面压力升高,使得弹体所受合力矩为低头力矩。弹体和挂架之间存在膨胀波和压缩波交替现象,上表面压力波动较大,弹体下表面压力相对稳定(见图 8)。上下表面压力差使得弹体受垂直向上气动力的作用,这部分气动力抵消了一部分重力作用,因此弹体向下的合力较小。

除了弹体尾部小范围分离区域表现出较强的非定常特性之外,外挂投放的大部分流场均比较稳定。随着弹体下落逐渐远离挂架,挂架与弹体间加速区强度减弱,弹体尾部上表面压力逐渐上升,弹体受到的低头力矩逐步降低,到 0.5 s 时弹体俯仰力矩减小为零,之后保持在零附近。受低头力矩影响,弹体抬头角速度于 0.28 s 左右降低到零并转为低头角速度,此时抬头角度达到最大值约为 6°。此后弹体抬头角度逐渐降低,在 0.75 s时变为 0°。整个下落过程中,弹体俯仰角度变化幅值约为 6°。

与外挂投放相比,内埋投放弹体下落过程中受力和运动状态更加复杂。由图 5(a)可以看出,自 0.12 s 起弹体竖直向下的合力开始不断减小,弹体下落速度增速放缓。0.23 s 时弹体受到的合力减小为 0,随后反向向上,导致弹体下落速度不增反降。0.5 s 时下落速度减小到 3 m/s,之后弹体竖直方向合力才再次转为向下,经过 0.75 s 后弹体下落位移仅为 -2.8 m。同时,弹体下落过程受到的俯仰力矩及俯仰角也存在较大的波动。由图 6(a)可知,0.12 ~ 0.2 s 时弹体依然持续受到抬头力矩的作用,弹体抬头角速度最大值达到 1.5 rad/s。此后虽然俯仰力矩转为低头力矩,但俯仰角速度依然保持为抬头角速度,弹体抬头角度持续增加,直到 0.37 s 弹体迎角达到最大值 23°。0.37 s 后弹体迎角持续降低,直到 0.75 s 时弹体转为低头姿态,低头角度为 10°。整个下落过程中,弹体俯仰角度变化幅值约为 33°。

根据机弹分离安全性的定性判别准则可知,亚声速条件下,相同发射参数时外挂投放方式弹体分离品质为第2类安全分离,而内埋投放弹

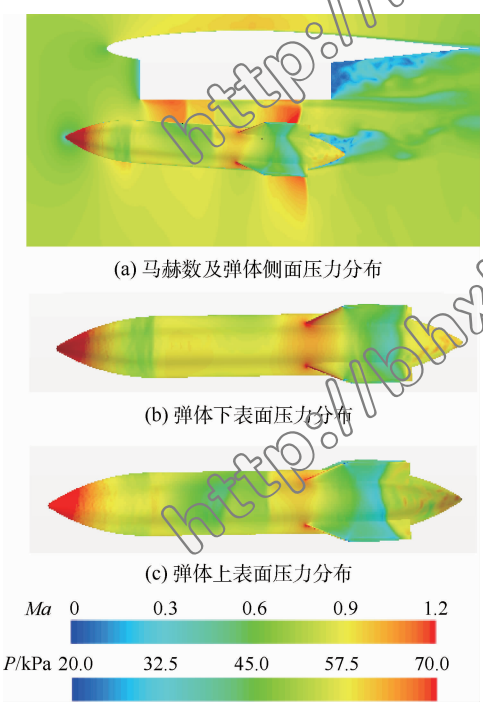


图 7 亚声速来流条件下 $t=0.1$ s 外挂投放流场中心截面马赫数及弹体表面压力分布云图

Fig. 7 Contours of Mach number distribution on flow field central plane and pressure distribution on missile surface for external store separation of subsonic inflow at $t=0.1$ s

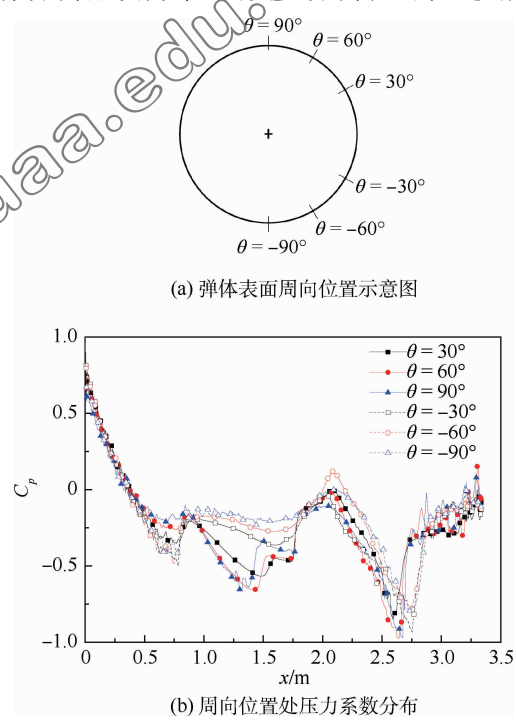


图 8 亚声速来流条件下 $t=0.1$ s 外挂投放弹体表面不同周向位置处压力系数分布

Fig. 8 Pressure coefficient distribution at different circumferential positions on missile surface for external store seperation of subsonic infolw at $t=0.1$ s

http://bhxb.buaa.edu.cn

体分离品质为第 1 类不安全分离。由此可见，亚声速来流条件下，内埋式武器分离条件更加恶劣，武器安全分离面临更严峻的挑战。

3.3　超声速来流下两种投放方式对比

在超声速来流条件下，流场中的波系会对弹体下落造成很大的影响。图 9 为超声速来流条件下弹体竖直方向合力、速度及位移随时间变化曲线。图 10 为超声速来流条件下弹体下落过程俯仰力矩、俯仰角速度及俯仰角随时间变化曲线。可以看出，超声速来流条件下，内埋投放和外挂投放弹体下落规律差异十分明显，弹体竖直方向合力、俯仰力矩及俯仰角等甚至出现了相反的变化趋势。

同亚声速来流一样，在 0 ~ 0.05 s 时间内，弹体受弹射力作用，并且气动力远小于弹射力和重力的合力，因此在此阶段 2 种投放方式弹体竖直方向合力、速度、位移保持相同变化规律。而弹体俯仰力矩与亚声速来流条件下相比差异更加明显。此时弹射力产生的俯仰力矩保持不变仍为 12 174 N · m，但外挂投放弹体受到的气动俯仰力矩为 −7 698 N · m，幅值大于弹射力矩的 1/2，且与弹射力矩反向，弹体受到的总俯仰力矩仅为4 476 N · m。内埋弹体投放由于处于舱体内部，

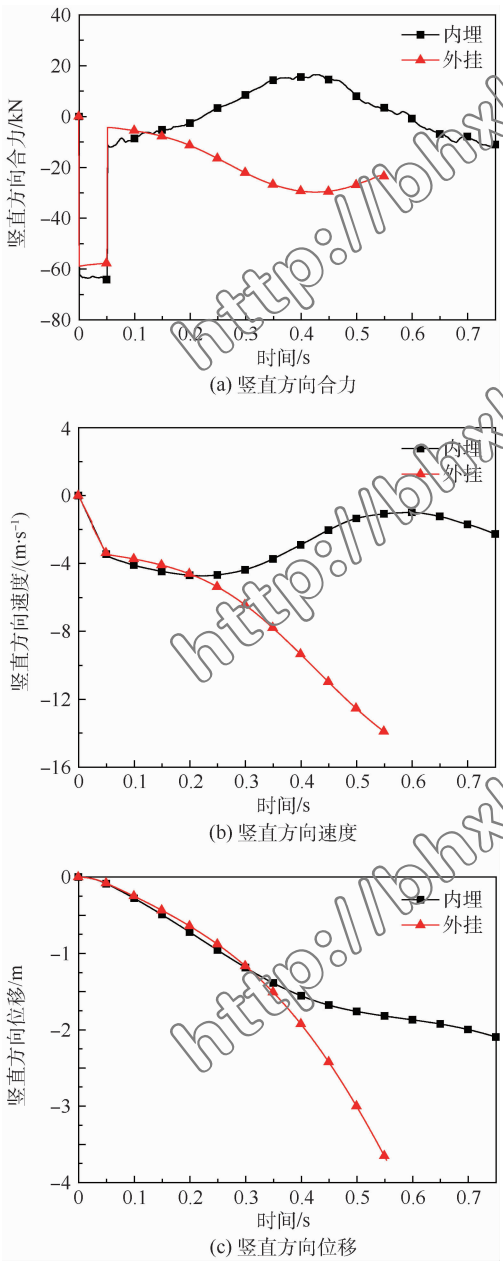


图 9　超声速来流条件下弹体竖直方向合力、速度和位移随时间变化曲线

Fig. 9　Vertical force, velocity and displacement of missile versus time for supersonic inflow

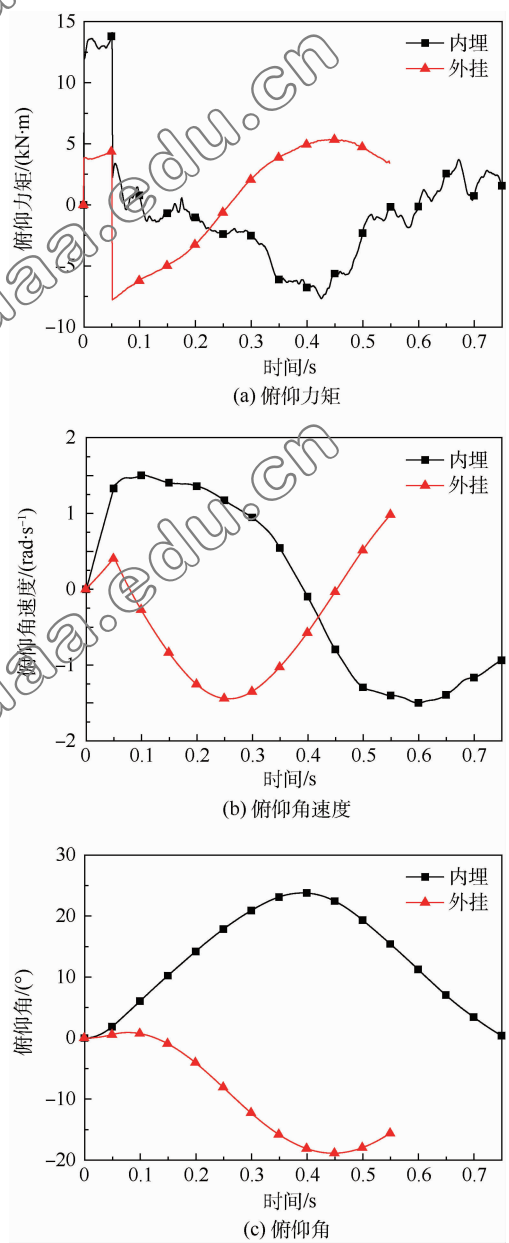


图 10　超声速来流条件下弹体俯仰力矩、俯仰角速度和俯仰角随时间变化曲线

Fig. 10　Pitch moments, pitch angular velocity and pitch angle of missile versus time for supersonic inflow

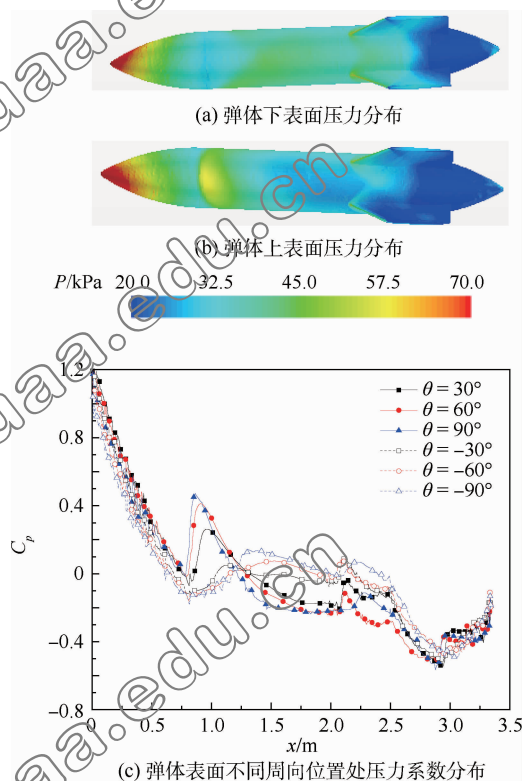
http://bhxb.buaa.edu.cn

受到的气动俯仰力矩仅为 267 N·m,总俯仰力矩为 12 441 N·m,显著大于外挂投放弹体的俯仰力矩。0.05 s 时外挂投放和内埋投放弹体角速度分别为 0.45、1.29 rad/s。

在 0.05 s 撤去弹射力后至 0.4 s 左右,内埋投放与外挂投放弹体受力及俯仰力矩呈现出完全相反的变化趋势:①在弹体竖直方向受力方面:0.05 s后外挂投放弹体竖直向下合力持续增大,在 0.45 s 达到 -30 kN,而内埋投放弹体竖直向下合力一直减小并在 0.22 s 减为零,之后合力反向向上阻碍弹体下落,从图 9(b)可以看出,0.22 s 后弹体下落速度不增反降。②在弹体所受俯仰力矩方面:外挂投放弹体在撤去弹射力后所受俯仰力矩突变为低头力矩,此后低头力矩不断减小,在 0.26 s 减小到零后变为抬头力矩。而内埋投放弹体在撤去弹射力后依然受到抬头力矩的作用,之后抬头力矩逐渐减小,在 0.1 s 以后变为低头力矩并持续增加。在此阶段,外挂投放弹体在初期出现小幅抬头后迅速低头,且随着弹体下落低头角度持续增大。内埋投放弹体抬头角度则一直保持增加趋势,最大达到 24°。

图 11 为超声速来流条件下外挂投放 0.1 s 时流场密度梯度($\partial\rho/\partial x = 0.7$)等值面图。通过密度梯度等值面图可以清晰地展现流场中波系结构。图 12为该时刻弹体上下表面压力分布云图及弹体表面不同周向位置压力系数分布。从图 11中可以看出,超声速来流条件下流场中存在 3 种类型的激波:①类型Ⅰ为弹体头部的脱体激波;②类型Ⅱ为挂架前缘的斜激波,该斜激波打在弹体上表面;③类型Ⅲ为流场受弹翼影响产生的斜激波,激波强度相对较弱。受激波影响弹体表面压力分布不均匀,从图 12 可以看出,脱体激波后弹体头部为高压区,同时由于挂架前缘斜激波的作用,弹体上表面出现了第 2 个高压区,该高压区的作用使得弹体受到较大的低头力矩。因此在弹体发射初期,弹体所受合力矩低于内埋投放,当撤去弹射力时,俯仰力矩突变为低头力矩。同时从图 12 中可以看出,弹体左右两侧表面压力分布也不均匀,这是由于受机翼的影响,弹体存在一定角度的偏航导致的。

图 13 为超声速来流条件下外挂投放 0.25 s 时流场密度梯度($\partial\rho/\partial x = 0.7$)等值面图。图 14 为该时刻弹体上下表面压力分布云图及对称线上压力系数分布曲线。从图 13 中可以看出,流场中



(c) 弹体表面不同周向位置处压力系数分布

图 12 超声速来流条件下 $t = 0.1$ s 外挂投放弹体表面压力分布云图及不同周向位置处压力系数分布

Fig. 12 Pressure distribution contours on missile surface and pressure coefficient distribution at different circumferential positions for extemal store seperation of supersonic inflow at $t = 0.1$ s

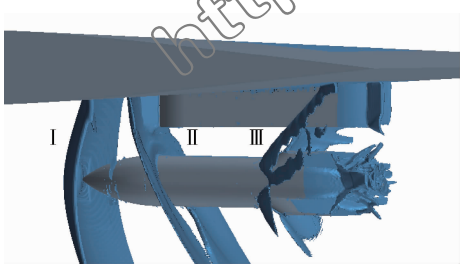


图 11 超声速来流条件下 $t = 0.1$ s 外挂投放流场密度梯度等值面

Fig. 11 Iso-surfaces of density gradient of external store separation for supersonic inflow at $t = 0.1$ s

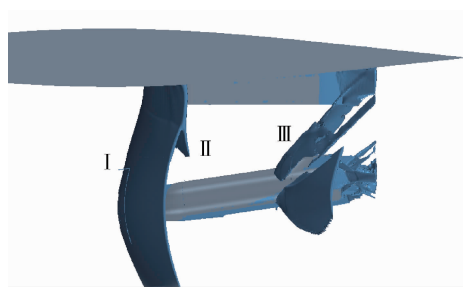


图 13 超声速来流条件下 $t = 0.25$ s 外挂投放流场密度梯度等值面

Fig. 13 Iso-surfaces of density gradient of external store separation for supersonic inflow at $t = 0.25$ s

http://bhxb.buaa.edu.cn

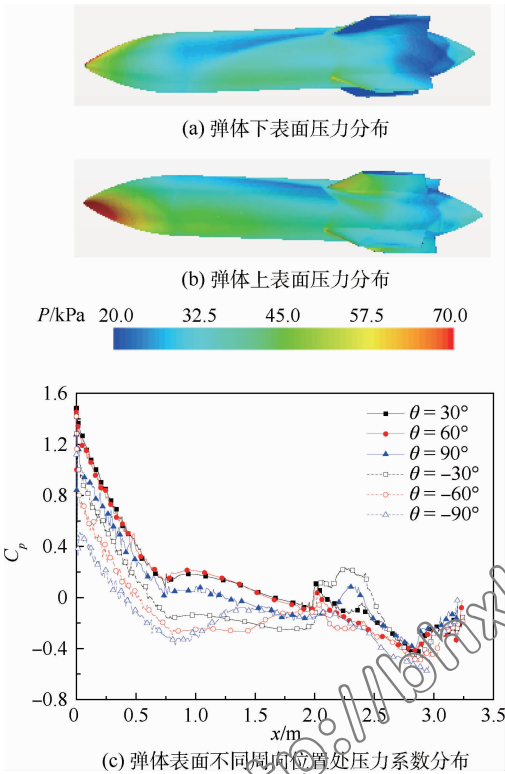


图 14　超声速来流条件下 $t=0.25$ s 外挂投放弹体表面压力分布云图及不同周向位置处压力系数分布

Fig. 14　Pressure distribution contours on missile surface and pressure coefficient distribution at different circumferential positions for external store seperation of supersonic inflow at $t=0.25$ s

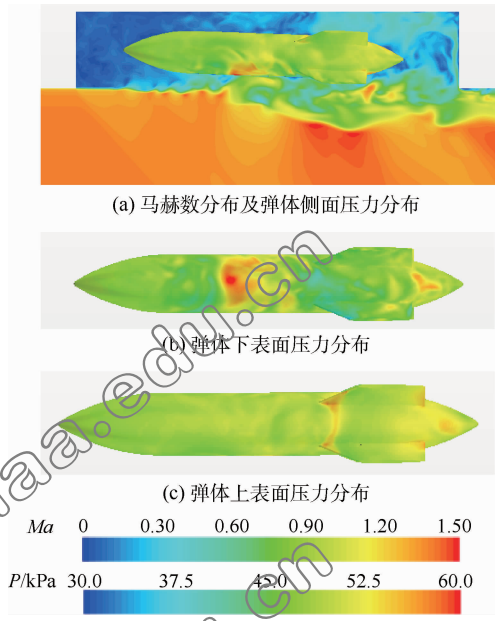


图 15　超声速来流条件下 $t=0.07$ s 时内埋投放流场中心截面马赫数及弹体表面压力分布云图

Fig. 15　Contours of Mach number distribution on central plane and pressure distribution on missile surface for buried store seperation of supersonic inflow at $t=0.07$ s

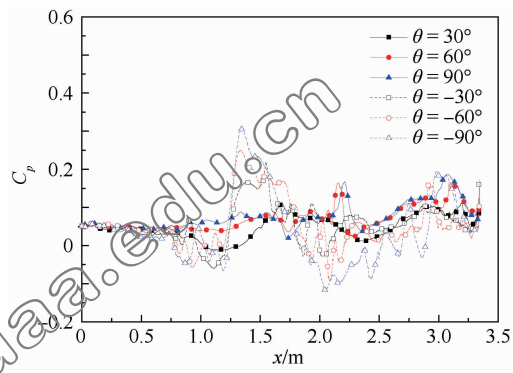


图 16　超声速来流条件下 $t=0.07$ s 内埋投放弹体表面不同周向位置处压力系数分布

Fig. 16　Pressure coefficient distribution at different circumferential positions on missile surface for buried store seperation of supersonic inflow at $t=0.07$ s

依然存在着 3 种类型激波，但是随着弹体下落波系结构及强度发生了改变。此时Ⅰ、Ⅱ两道激波发生相交，类型Ⅱ激波强度减弱不再直接作用在弹体上。从图 14 中可以看出，弹体上表面第 2 个局部高压区强度及范围明显减弱。由于弹体低头角度增加，弹体上表面弹翼附近类型Ⅲ激波强度增高，弹体上表面弹翼压力升高。弹体上下表面压力的变化使得弹体受到的低头力矩减小。因此在0.05 ~ 0.45 s，弹体低头力矩持续降低并变为抬头力矩。同时由于此时弹体低头，弹体上表面为气流迎风面压力较高，弹体竖直向下气动合力较大。0.12 ~ 0.45 s 弹体低头角度逐渐增加，因此弹体竖直向下合力逐渐增加。

当 0.55 s 时，弹体质心位移超过 3.5 m，计算停止。在整个下落过程中，弹体俯仰角度变化幅值约为 18°。

图 15 为超声速来流条件下内埋投放 0.07 s 时流场马赫数分布云图及弹体表面压力系数分布云图。图 16 为弹体表面不同周向位置处压力系数分布。从图 15 可以看出，剪切层呈现强烈的非定常特性，受其影响弹体下表面压力沿流向波动较大，弹体上表面附近流场较均匀，压力分布相对平稳。从图 15(b)、图 15(c)及图 16 可以看出，弹体中部下表面压力高于上表面，而弹体后部上表面压力高于下表面，因此弹体所受合力矩较小但依旧保持为抬头力矩。

图 17 为超声速来流条件下 0.22 s 时内埋投放流场的马赫数分布云图及弹体表面压力系数分布云图。图 18 为弹体表面不同周向位置处压力系数分布。可以看出，此时弹体正穿越剪切层，弹体头部存在一道较强的斜激波，波后压力升高，再加上剪切层撞击作用，弹体头部下表面产生局

http://bhxb.buaa.edu.cn

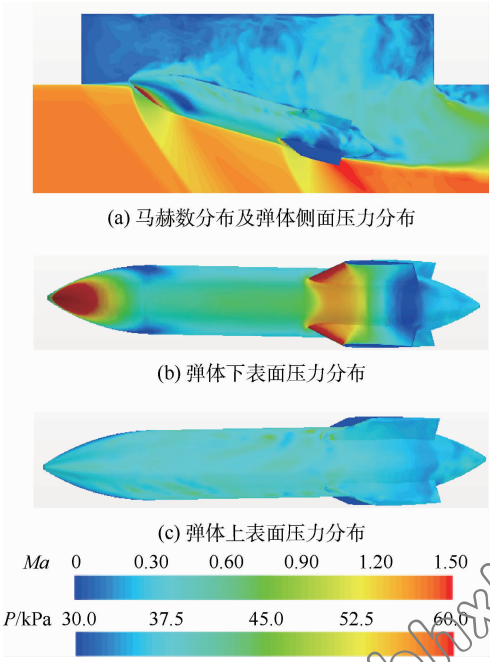


图 17 超声速来流条件下 $t=0.22$ s 时内埋投放流场中心截面马赫数及弹体表面压力分布云图

Fig. 17 Contours of Mach number distribution on central plane and pressure distribution on missile surface for buried store seperation of supersonic inflow at $t=0.22$ s

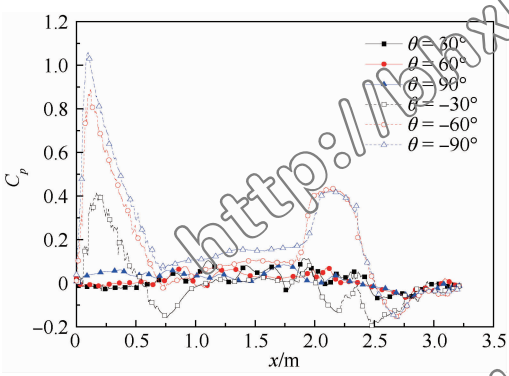


图 18 超声速来流条件下 $t=0.22$ s 内埋投放弹体表面不同周向位置处压力系数分布

Fig. 18 Pressure coefficient distribution at different circumferential positions on missile surface for buried store seperation of supersonic inflow at $t=0.22$ s

部高压区。在弹翼处也存在一道斜激波,波后出现第 2 个高压区。2 个高压区使弹体产生相反的俯仰力矩,但由于后部高压区包含弹翼,高压区面积较大,因此弹体合力矩为低头力矩。随着弹体迎角的增大,弹翼附近斜激波强度增强,波后高压区压力升高,高压区范围增加,弹体受到的低头力矩增大。从图 17 可以看出,由于弹体存在迎角弹体下表面压力显著高于上表面,弹体竖直方向受较大的方向向上的气动力,且随着弹体迎角增加而增大。

0.4 s 以后,内埋投放弹体与内埋舱之间的干扰减弱,弹体俯仰力矩和垂直方向气动力降低,弹体俯仰角开始减小,当 0.6 s 时竖直方向合力及弹体俯仰力矩均减小为零,此后弹体下落速度开始继续增加。然而直至 0.75 s 计算结束弹体下落位移仅为 2.1 m,弹体俯仰角减小到 0°附近。整个下落过程中,弹体的俯仰角变化幅值约为 24°。

根据机弹分离安全性的定性判别准则可知,超声速来流条件下,相同发射参数时外挂投放方式弹体分离品质为第 3 类安全分离。而内埋投放弹体分离品质为第 1 类不安全分离。较亚声速来流条件,在超声速来流条件下,2 种投放方式机弹分离均进一步恶化,更加不利于弹体安全投放。

3.4 改进发射方式

通过上述分析可知,无论是亚声速来流还是超声速来流,2 种投放方式弹体下落规律均出现了较大的差异,内埋投放机弹分离质量明显低于外挂投放,因此直接将外挂投放发射规律应用在内埋投放弹体上并不适用。同时发现在弹体下落初期阶段,若弹体头部上表面出现高压区会有助于弹体的分离。针对于此更改内埋投放发射方式,让弹体尖部尽早穿越剪切层,使得剪切层对弹体的影响有利于弹体的下落。为了达到这一目的,改变发射初期弹射力加载方式,使得弹体下落初期弹射力提供给弹体一个低头力矩。弹射力作用时间依然保持为 0.05 s,其余计算条件保持不变,具体参数见表 1 中工况 5、工况 6。得到的弹体竖直方向速度、位移、俯仰角速度、俯仰角随时间变化曲线如图 19 所示。

可以看出,改进发射方式的弹体下落速度较改进前有大幅度改善,亚声速来流和超声速来流情况下弹体下落速度均保持增大趋势,并未出现弹体下落受阻碍的现象。弹体下落位移均在 0.6 s内超过 3.5 m。弹体俯仰角速度在 0.2 s 内保持为低头角速度。弹体俯仰角波动大幅度减小。

从上述分析可以看出,改进发射方式使得弹体下落有很大的改善,成功地避免了舱体剪切层存在带来的不利影响。同时注意到,改进发射方式后超声速来流下弹体最终抬头角度依然较大,约为 10°左右。下一阶段希望通过进一步优化发射方式以使超声速来流条件下弹体抬头角度有所减小。

根据机弹分离安全性的定性判别准则可以看出,改进发射方式后,在 2 种来流条件下,内埋投放弹体分离品质均由第 1 类不安全分离转变为第 2 类安全分离,弹体分离品质显著提升。

http://bhxb.buaa.edu.cn

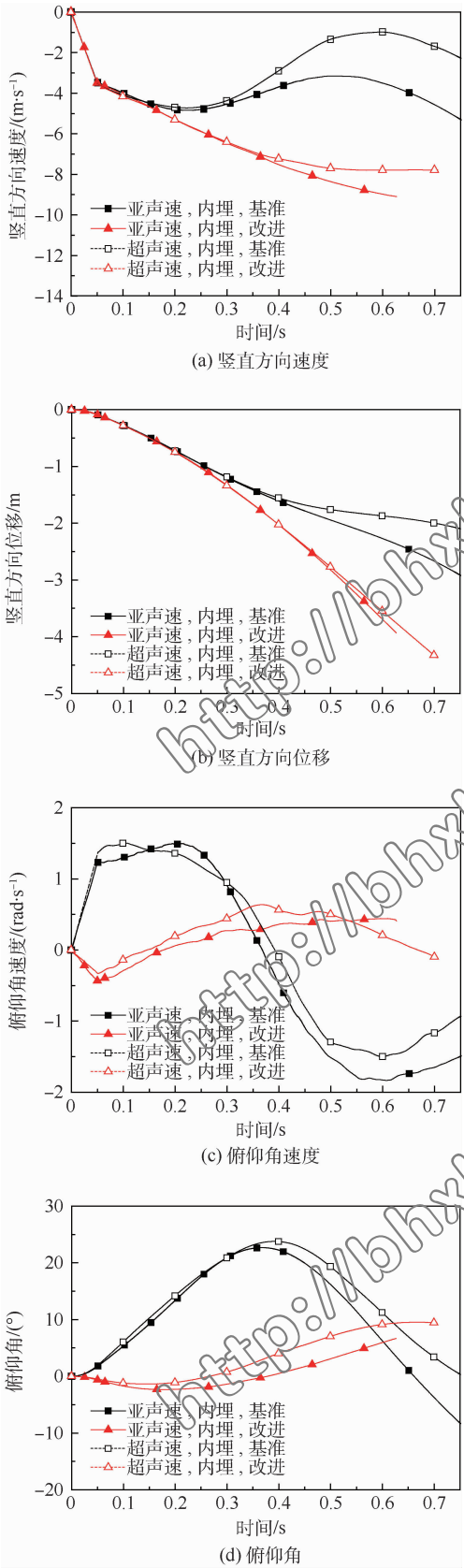


图 19　改进发射方式下弹体竖直方向速度、位移和俯仰角速度、俯仰角随时间变化曲线

Fig. 19　Vertical velocity, displacement, pitch angular velocity and pitch angle of missile versus time for improved launch mode

4　结　论

1）外挂投放与内埋投放方式下，弹体周围流场存在较大差异，弹体受力差别较大，致使弹体下落规律明显不同。2 种来流条件下，外挂投放弹体最终均出现低头趋势，而内埋投放弹体均出现抬头趋势，且外挂投放弹体下落速度明显大于内埋投放。因此，若将外挂投放的发射方法直接应用在内埋武器的投放中并不适用。

2）在相同的弹射规律下，亚声速来流条件下，外挂投放弹体与内埋投放弹体下落过程中，俯仰角度变化幅值分别约为 6°、33°；超声速来流条件下，俯仰角度变化幅值分别约为 18°、24°。

3）由于内埋投放弹体下落过程要穿越舱体唇口的剪切层，受剪切层内强涡强非定常流场的影响，在下落过程中弹体受力波动较大。特别是当弹体姿态出现抬头时，受剪切层影响弹体会受到较大的抬头力矩，使得弹体下落姿态迅速恶化，机弹安全分离受到威胁。

4）通过改进发射方式，使弹体具有一定的低头角速度，以保证弹体头部率先穿越剪切层，这样保证弹体穿越剪切层过程中，剪切层的作用使弹体受到低头力矩。在改进发射方式下，亚声速和超声速来流条件下机弹分离品质均得到了很大的提升，可以保证机弹快速安全分离。

参考文献（References）

[1] 冯必鸣，聂万胜，车学科. 超声速条件下内埋式武器分离特性的数值分析[J]. 飞机设计，2009，29(4)：1-5.
FENG B M，NIE W S，CHE X K. Simulation of the store separation from a cavity at supersonic speed[J]. Aircraft Design，2009，29(4)：1-5(in Chinese).

[2] 冯必鸣，聂万胜，车学科. 初始投放条件对内埋式导弹分离轨迹的影响[J]. 飞行力学，2009，27(4)：62-65.
FENG B M，NIE W S，CHE X K. Effect of initial conditions on separation trajectory of the internal missile[J]. Flight Dynamics，2009，27(4)：62-65(in Chinese).

[3] 冯必鸣，聂万胜，车学科，等. 安装角度对内埋式导弹分离特性的影响[J]. 空气动力学学报，2010，28(6)：672-675.
FENG B M，NIE W S，CHE X K，et al. Effect of fixing angle to separation characteristics of internal store[J]. Acta Aerodynamica Sinica，2010，28(6)：672-675(in Chinese).

[4] 杨俊，李骞，谢云恺，等. 超声速内埋武器分离数值研究[J]. 弹箭与制导学报，2015，35(4)：171-174.
YANG J，LI Q，XIE Y K，et al. Numerical studies on store separation from a weapon bay at supersonic speed[J]. Journal of Projectiles，Rockets，Missiles and Guidance，2015，35(4)：171-174(in Chinese).

[5] 吴继飞，罗新福，徐来武，等. 内埋武器分离特性及其改进方

http://bhxb.buaa.edu.cn

法研究[J]. 空气动力学学报,2014,32(6):814-819.
WU J F, LUO X F, XU L W, et al. Investigation on internal weapon separation characteristics and flow control methods [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2014, 32(6): 814-819 (in Chinese).

[6] 吴继飞,罗新福,范召林. 内埋式弹舱流场特性及武器分离特性改进措施[J]. 航空学报,2009,30(10):1840-1845.
WU J F, LUO X F, FAN Z L. Flow control method to improve cavity flow and store separation characteristics[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(10): 1840-1845 (in Chinese).

[7] 管德会,蔡为民. 扰流板对内埋导弹偏航姿态角的影响[J]. 航空学报,2014,35(4):942-947.
GUAN D H, CAI W M. Spoiler's effect on the yawing attitude angle of the missile in the bay[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(4): 942-947 (in Chinese).

[8] 朱收涛,曹林平,封普文,等. 平飞时内埋导弹弹射分离仿真与研究[J]. 电光与控制,2012,19(9): 67-71.
ZHU S T, CAO L P, FENG P W, et al. Simulation of missile separation from internal weapon bay[J]. Electronics Optics & Control, 2012, 19(9): 67-71 (in Chinese).

[9] 唐上钦,黄长强,翁兴伟. 考虑气动干扰的导弹内埋式发射弹道研究[J]. 弹箭与制导学报,2013,33(3):138-142.
TANG S Q, HUANG C Q, WENG X W. The study on trajectory of missile separating from cavity with aerodynamic interference considered[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2013, 33(3): 138-142 (in Chinese).

[10] BLAZEK J. Computational fulid dynamics principles and applications[M]. London: Elsevier, 2005: 16-18.

[11] SPALART P R, JOU W, STRELETS M, et al. Comments on the feasibility of LES for wings, and on a hybrid RANS/LES approach[C]// 1st AFOSR International Conference on DNS/LES. Columbus: Greyden Press, 1997: 4-8.

[12] SPALART P R, DECK S, SHUR M L, et al. A new version of detached-eddy simulation, resistant to ambiguous grid densities [J]. Theoretical and Computational Fluid Dynamics, 2006, 20(3): 181-195.

[13] SHUR M L, SPALART P R, STRELETS M K. A hybrid RANS-LES approach with delayed-DES and wall-modelled LES capabilities[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2008, 29(6): 1638-1649.

[14] STRELETS M. Detached eddy simulation of massively separated flows[C]//39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston: AIAA, 2001: 1-18.

[15] GRITSKEVICH M. Development of DDES and IDDES formulations for the k-ω shear stress transport model[J]. Flow, Turbulence and Combustion, 2012, 88(3): 431-449.

[16] 朱自强. 应用计算流体力学[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,1998:173-174.
ZHU Z Q. The application of computational fluid dynamics [M]. Beijing: Beihang University Press, 1998: 173-174 (in Chinese).

[17] 阎超. 计算流体力学方法及应用[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2006:197-217.
YAN C. The computational fluid dynamics method and its application[M]. Beijing: Beihang University Press, 2006: 197-217 (in Chinese).

[18] 田书玲,伍贻兆,夏健. 基于非结构重叠网格的二维 N-S 方程求解与应用研究[J]. 空气动力学学报,2008,26(3):405-411.
TIAN S L, WU Y Z, XIA J. The solution and application of 2D N-S equation on overset unstructured grid[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2008, 26(3): 405-411 (in Chinese).

[19] VENKATAKRISHNAN V. On the convergence of limiters and convergence to steady state solutions: AIAA-1993-0880[R]. Reston: AIAA, 1993.

[20] 张群峰,闫盼盼,黎军. 内埋式弹舱与弹体相互影响的精细模拟[J]. 兵工学报,2016,37(12):2366-2376.
ZHANG Q F, YAN P P, LI J. Elaborate simulation of interaction effect between internal weapon bay and missile[J]. Acta Armamentarii, 2016, 37(12): 2366-2376 (in Chinese).

[21] HEIM E R. CFD wing/pylon/finned store mutual interference wind tunnel experiment[R]. Tullahoma: Arnold Engineering Development Center, 1991.

[22] 郑书娥,廖志忠. 空空导弹机弹分离安全性研究[J]. 四川兵工学报,2015,36(5):17-23.
ZHENG S E, LIAO Z Z. Study on air-to-air missile safety separation technology from craft[J]. Journal of Sichuan Ordnance, 2015, 36(5): 17-23 (in Chinese).

作者简介:

张群峰 男,博士,讲师。主要研究方向:应用计算流体力学。

闫盼盼 男,博士研究生。主要研究方向:应用计算流体力学。

黎军 男,博士,研究员。主要研究方向:飞行器设计。

http://bhxb.buaa.edu.cn

Comparison between external store separation and buried store separation of fighter

ZHANG Qunfeng[1,*], YAN Panpan[1], LI Jun[2]

(1. School of Civil Engineering, Beijing Jiaotong University, Beijing 100044, China;
2. Shenyang Aircraft Design and Research Institute, Aviation Industry Corporation of China, Shenyang 110035, China)

Abstract: To analyze the difference between external store separation and buried store separation, several separation cases were simulated using the same missile under the conditions of both subsonic and supersonic inflow. Improved delayed detached eddy simulation (IDDES) method based on Menter SST turbulence model and overset mesh method were employed. Different trajectories of missile under different separation conditions were obtained. The results show that under both subsonic and supersonic inflow conditions, the buried missile is impacted by the strong unsteady flow field inside the cavity and shear layer at the cavity lip. It gives the missile big upward force moment which leads to obvious attitude angle variation. Compared with external store separation, the quality of buried store separation is much worse. If the missile is given a downward angular velocity and goes through the shear layer in pitch down angle, the side effects caused by shear layer can be substantially reduced. By using this launching method, the buried store separation quality is improved apparently.

Keywords: weapon separation; buried weapon bay; shear layer; detached eddy simulation; overset mesh method

http://bhxb.buaa.edu.cn

Received: 2016-06-08; **Accepted**: 2016-08-11; **Published online**: 2016-10-10 09:05

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161010.0905.005.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (11172283)

* **Corresponding author**. E-mail: zhangqunfeng@263.net