

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2017.09.010

内埋武器重力分离特性分析

杨俊*, 张新慧

航空工业第一飞机设计研究院, 陕西 西安 710089

摘要:以某型飞机内埋弹舱为参考模型,考虑舱门的影响,采用数值仿真方法分析了重力分离方式下内埋武器的分离特性。针对分离过程中弹体俯仰角变化过大的问题,提出了通过改变弹体安装角来改善分离特性的方法。分析结果显示,低头安装角越大,弹体远离载机的速度越快,俯仰角变化越小。采用合适的弹体安装角可以实现内埋武器与机体的安全分离和快速点火发射。

关键词:内埋武器;重力分离;安装角

中图分类号: V211.1 文献标识码: A 文章编号: 1007-5453 (2017) 09-0010-06

外挂式、保形式和内埋式是当前作战飞机常用的三种武器装载方式。外挂式是最常用的武器装载方式,有着易于设计、装载方便和对不同武器适应性强的特点,但其直接将武器置于外流场中,会显著增加飞机的阻力,此外,该种装载方式还会增大雷达截面积(Radar Cross Section, RCS);保形式方式装载的武器和作战飞机连为一体,能减小飞行阻力和 RCS,但是武器的装卸不方便,并且飞机容积还要很大,武器分离后的空穴对飞机性能产生影响的同时还会带来非定常流动问题,产生很高的气动噪声,能引起飞机和外挂物的严重结构问题^[1]。相比传统的武器装载方式,采用武器内埋的装载方式能减小飞行的阻力,有利于实现超声速巡航,减少飞机表面的尖锐、突出、开缝等显著地增加 RCS 的外形特征,有利于隐身。从作战飞机的发展趋势来看,超声速巡航和隐身性仍将是未来先进作战飞行器着重强调的战术指标。因此,武器内埋装载技术已成为新一代以及未来先进作战飞机研制所必须掌握的关键性技术^[2]。

内埋武器有弹射分离、热发射分离及重力分离3种方式。前两种分离方式比较适合像 F-22 这种体形较大的作战飞机;而重力分离方式所需的武器挂架结构简单、占用空间较小,比较适用于小型作战飞机,尤其是无

人机。

武器分离过程中,必须保证载机的安全,并且在分离过程中武器的姿态变化要小,以便武器的快速点火发射。本文以采用重力分离方式的某无人机为例,应用数值分析方法研究马赫数、弹体安装角等因素对其分离特性的影响,并依据分析结果选取合适的安装角度,以保证弹体与机体的安全分离。

1 数值仿真方法

1.1 控制方程

静止坐标系下的控制方程为:

$$\int_{\Omega} \frac{\partial W}{\partial t} d\Omega + \int_{\partial\Omega} (F_c - F_v) dS = \int_{\Omega} Q d\Omega \quad (1)$$

武器分离过程中,弹体与弹舱存在相对运动,根据莱布尼茨(Leibniz)定理,对式(1)做变换可得到适用于运动和变形体的控制方程:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} W d\Omega + \int_{\partial\Omega} (F_c - v_g \cdot n - F_v) dS = \int_{\Omega} Q d\Omega \quad (2)$$

式中: W 为守恒变量; F_c 为对流量; F_v 为黏性通量; Q 为源项; v_g 为体积曲面速度; n 为体积曲面法向。

收稿日期: 2017-03-02; 退修日期: 2017-05-24; 录用日期: 2017-06-08

* 通信作者. Tel.: 029-86832488 E-mail: yangjun189@foxmail.com

引用格式: YANG Jun, ZHANG Xinhui. Analysis on gravity separation characteristics for internal store[J]. Aeronautical Science & Technology, 2017, 28(09): 10-15. 杨俊,张新慧. 内埋武器重力分离特性分析[J]. 航空科学技术, 2017, 28(09): 10-15.

考虑到内埋弹舱复杂的流动特性,选择一个有针对性的湍流模型对于流场求解的稳定性和收敛性,以及提高求解精度是很有必要的,参考文献 [3] 指出 SST $k-\omega$ 模型能比较好地处理逆压梯度边界层内湍流切应力的输运,同时,该模型结合了 $k-\epsilon$ 和 $k-\omega$ 模型的优点,具有壁面受限流动 $k-\omega$ 模型的稳定性和自由剪切流 $k-\epsilon$ 模型的准确性,比较适合内埋弹舱复杂流场的模拟。

1.2 嵌套网格方法

处理分离问题的数值方法可以细分为两类:一是以刚体运动为主,气动力的影响以气动力系数的形式影响内埋武器的分离轨迹;另一类则是计算流体力学 (CFD) 耦合六自由度方程 (6-DOF) 的方法,参考文献 [4] 将这两种方法归纳为 COEF-6DOF 方法和 CFD-6DOF 方法。

COEF-6DOF 方法的精度与气动力系数的准确与否密切相关,一旦得到了气动力系数后就能很快地计算出分离物的轨迹,然而这种方法难以准确地考虑内埋武器与载机之间流场干扰对内埋武器气动力系数的影响。

CFD-6DOF 主要包括两种:基于动网格方法和基于嵌套 (重叠) 网格方法。前者基于非结构网格或笛卡儿网格,采用动网格技术对局部网格进行重构,实现流体域和刚体运动的耦合;后者是将复杂的流动区域分成几何边界比较简单的子区域,各子区域中的计算网格独立生成,彼此存在着重叠或嵌套关系,流场信息通过插值在重叠区边界进行匹配和耦合^[5]。

本文采用基于结构网格的 Chimera 嵌套网格技术,该方法能充分利用结构求解器计算速度和精度的优势以及结构网格成熟的边界处理方法,从而提高数值计算的速度和精度。

1.3 刚体运动方程

定义与载机固连的坐标系为发射惯性坐标系,描述导弹从弹舱分离过程中的质心运动。坐标系原点位于载机头部顶点, X 轴取来流方向为正, Y 垂直于 X 轴,取向上为正, Z 轴由右手定则确定。

弹体坐标系与弹体固连,用于描述分离过程中弹体的姿态。其原点位于弹体的质心, X_1 轴与弹体对称轴平行,指向尾部; Y_1 轴与 X_1 轴垂直,在分离初始时刻指向上方; Z_1 轴由右手定则确定,与 X_1, Y_1 轴构成右手坐标系。

弹体坐标系相对惯性坐标系的方位,或者说弹体在空中的姿态,常用偏航角 θ 、俯仰角 ψ 和滚转角 ϕ 三个欧拉角表示,具体角度的定义如图 1 所示。

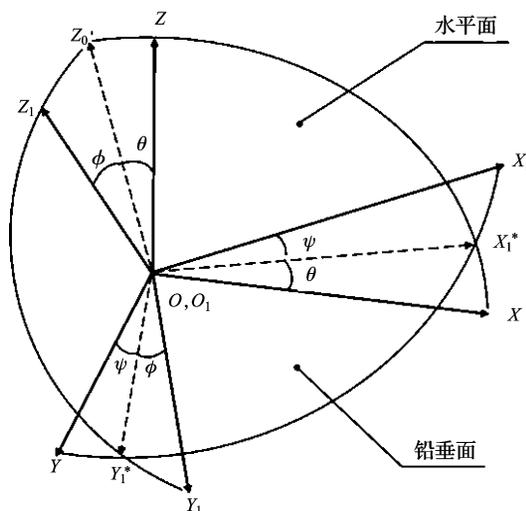


图 1 姿态角定义

Fig.1 Definition of attitude angles

刚体六自由度运动方程为:

$$\begin{cases} \mathbf{F} = m \frac{d\mathbf{v}}{dt} \\ \mathbf{M} = \frac{\partial \mathbf{h}}{\partial t} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{h} \\ \mathbf{h} = \tilde{\mathbf{I}} \boldsymbol{\omega} \end{cases}$$

式中: \mathbf{F} 为导弹所受的合力 (包括气动力和重力等); \mathbf{M} 为关于导弹质心的力矩; m 为导弹质量; \mathbf{v} 为导弹质心线速度; \mathbf{h} 为角动量; $\boldsymbol{\omega}$ 是关于导弹质心的角速度; $\tilde{\mathbf{I}}$ 为转动惯量张量。

2 计算模型的确定及网格划分

2.1 弹舱流动类型

内埋弹舱的外形对武器分离具有很大的影响,尺寸选择不合理会出现机弹非正常分离现象^[6]。长深比 L/D (弹舱长度与深度的比值) 是影响弹舱流动特性的决定性因素,根据 L/D 可以将弹舱流场分为三种不同的类型: 开式流动 ($L/D \leq 10$)、闭式流动 ($L/D \geq 13$) 和过渡式流动 ($10 < L/D < 13$)。其中,过渡式流动又可以细分为过渡闭式流动和过渡开始流动。

图 2 是在来流马赫数 $Ma=3.5$ 、飞行高度 $H=25\text{km}$ 条件下计算得到的不同长深比弹舱对称面上的压力云图。从图 2 中可以看出,相比其他两种弹舱,开式弹舱内部压力变化平缓,梯度较小,有利于内埋武器分离。这是因为剪切层直接跨过开式弹舱,并未深入弹舱内部,弹舱前缘的膨胀低压区和后缘高压区相互连通,弹舱前部的低压和后部的高压得到平衡。

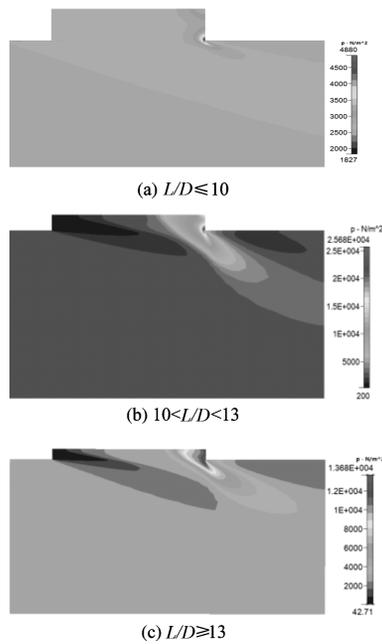


图 2 不同流动类型的弹舱压力云图

Fig.2 Pressure contour of different flow-type weapon bay

2.2 舱门影响

图 3 是在来流马赫数 $Ma=3.5$ 、飞行高度 $H=25\text{km}$ 条件下计算得到的开式弹舱带舱门和不带舱门对称面上的压力云图。从图 3 中可以看出,舱门对弹舱稳态压力分布影响明显,由于舱门的影响会在弹舱前缘下游不远处形成一块高压区域,这必然会对内埋武器分离产生较大的影响,可能会导致武器在穿过剪切层时受到较大的抬头力矩。

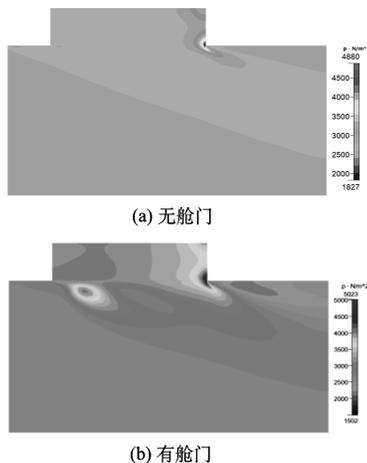


图 3 舱门对弹舱对称面压力分布影响

Fig.3 Influence of bay door on pressure distribution on weapon bay symmetry plane

2.3 网格划分

综上所述,本文仿真中考虑舱门对内埋武器分离的影

响,忽略挂架的影响,并假定分离过程中载机(弹舱)的姿态不变。弹舱模型取自某型无人机,其长深比 $L/D=5$,属于典型的开式流动弹舱,其网格模型如图 4 所示。

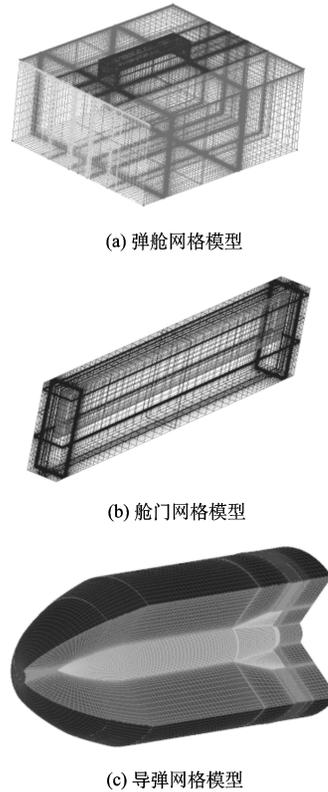


图 4 计算网格模型

Fig.4 Computing grid model

3 仿真结果与分析

3.1 马赫数影响分析

飞行高度 $H=25\text{km}$ 、马赫数 $Ma=3.3, 3.5, 3.7$, 迎角 $AOA=0^\circ$, 弹体质心位移曲线如图 5 所示, 弹体俯仰角和俯仰力矩曲线如图 6 所示。

由图 5 可以看出,三种工况下,采用重力分离方式均能实现弹体与载机的安全分离。分离过程中弹体在 Z 向的位移很小,可以忽略不计。在大约 0.25s 之前,三种工况下的位移曲线几乎重合在一起,这是因为此时弹体还未离开弹舱内部流场,其受到的气动力受外部高速来流的影响较小。而在 0.25s 之后,弹体已经突破剪切层进入外部流场,此时弹体受到高速来流吹袭,其受到的气动力随来流马赫数 Ma 增大而增大,表现为来流马赫数 Ma 越大弹体下落速度越慢。

由图 6 (a) 可以看出,在弹体离开弹舱之前,由于舱内流场受来流马赫数 Ma 变化的影响较小,三种工况下的俯仰

角变化趋势相同,都有向低头变化的趋势,而当弹体离开弹舱进入外部高速流场之后,其受到的气动力和气动力矩使得其俯仰角一直增大,并有发散的趋势。

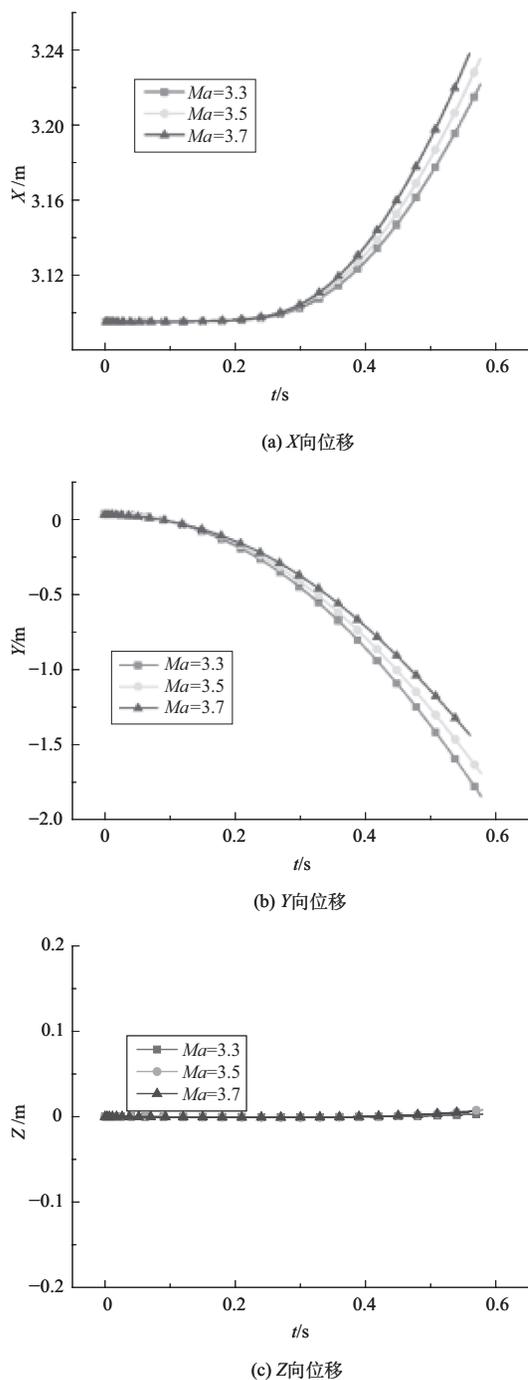


图 5 质心位移曲线

Fig.5 Body center-of-mass displacement

由图 6 (b) 可以看出,分离过程中俯仰力矩曲线有明显的波动。在 0.15s 之前,弹体受到低头的力矩,其俯仰角是逐渐减小的,之后俯仰力矩逐渐增大。大约 0.25s 时,弹体

开始突破剪切层进入外部流场,可以看到,此时弹体受到的俯仰力矩从抬头力矩很快地变为低头力矩。由于突破剪切层的时间很短,俯仰力矩的变化并未给弹体的俯仰角带来明显变化,其变化趋势仍是逐渐增大的。当弹体突破剪切层完全进入外部流场之后,其受到的俯仰力矩又发生了一次突变,在这之后,其一直为正值。

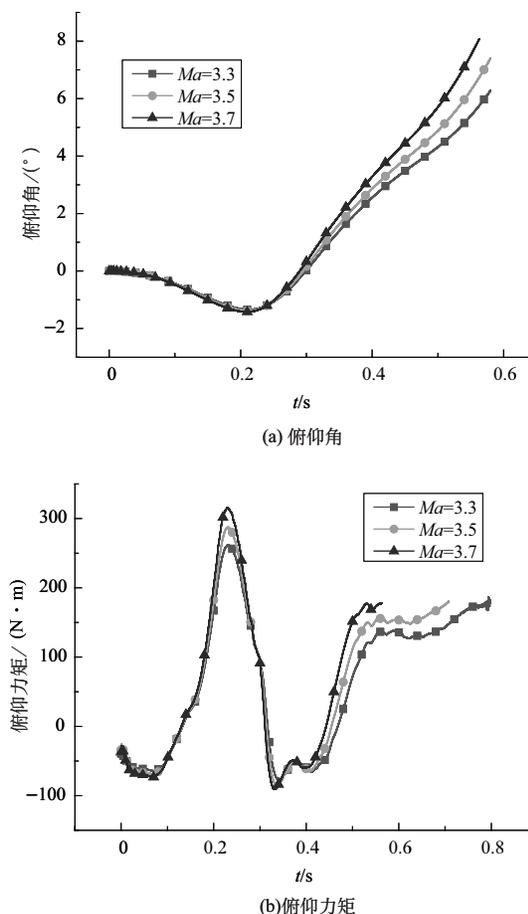


图 6 俯仰角和俯仰力矩曲线

Fig.6 Pitch angle and pitch moment curve

3.2 弹体安装角影响分析

通过 3.1 节的分析发现,在分离过程中弹体的俯仰角有向发散的趋势发展,点火前必须对弹体姿态进行控制,否则会危及载机安全。针对该问题,常采用主动或被动控制技术改善分离过程中弹体的姿态变化,但是这样不仅需要额外增加装置而且增加了内埋弹舱武器系统的复杂性,也提高了武器系统的成本。将弹体安装角作为研究对象,试图通过改变弹体安装角(α ,抬头安装为正)来改善分离过程中弹体姿态的变化情况。

飞行高度 $H=23\text{km}$, $Ma=3.5$, 不同安装角(分别为 2° , 0° , -2° , -4°) 下 X 和 Y 向位移曲线如图 7 所示, Y 向速度和俯仰角曲线如图 8 所示。

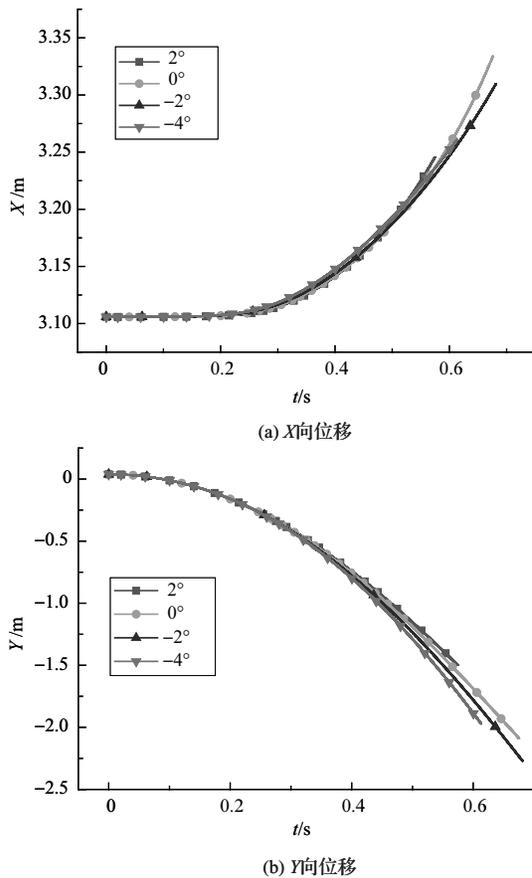


图7 X和Y向位移曲线

Fig.7 Displacement curve of X and Y direction

由图7可以看出,安装角对弹体X方向的位移曲线影响较小,而对Y方向的位移曲线影响较为明显。

由图8(a)可以看出,大约在0.25s后安装角对弹体Y向速度的影响才开始体现,这是因为在这之前弹体位于弹舱内部低速流场,安装角对弹体所受气动力的影响很小。大约0.25s开始,弹体开始突破剪切层进入外部高速流场,安装角对其所受气动力的影响开始体现,表现为低头安装角越大,所受气动力越小,则在Y轴负方向的合力越大,弹体的下落速度越大。即随着弹体低头安装的角度增大,弹体下落速度越快,越有利于弹体与载机的分离。

从图8(b)中可以发现,随着安装角由 2° 变化到 -4° ,弹体俯仰角曲线越来越平缓,在 -4° 安装角工况下,俯仰角曲线在约0.35s后近似为一条直线,其值约为 -1° 。

图9为安装角为 -4° 时,弹体分离过程中弹体的俯仰角速度曲线。从图9中可以看到,在仿真结束时,其值有向 $-1.8^\circ/s$ 收敛的趋势。因此, -4° 是一个比较合适的弹体安装角,有利于武器与载机的快速安全分离和点火发射。

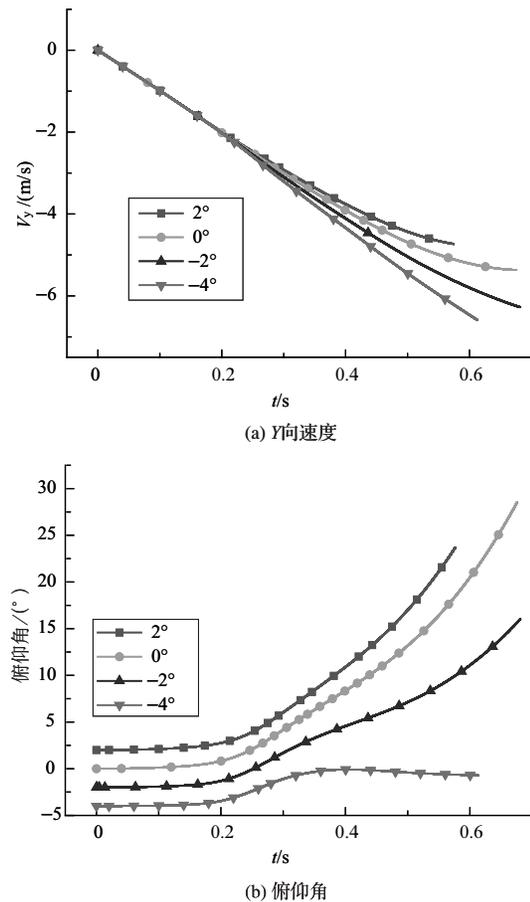
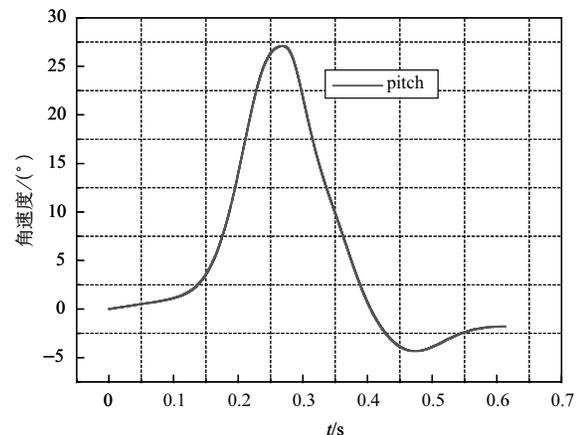


图8 Y向速度和俯仰角曲线

Fig.8 Y direction velocity and pitching angle curve

图9 安装角为 -4° 时俯仰角速度曲线Fig.9 Pitching angular velocity curve at -4° incidence angle

4 结束语

以重力分离这种适合无人机等小型飞行器的分离方式为研究对象,采用数值方法分析了马赫数对内埋武器重力分离方式下分离特性的影响,并在此基础上研究了弹体低头安

装对改善内埋武器重力分离特性的效果。通过分析,可以得到以下结论:

(1) 舱门对空舱流动和内埋武器的分离特性影响不可忽视。

(2) 重力分离方式下,马赫数 Ma 对弹体分离特性的影响在其离开弹舱突破剪切层时开始体现,表现为: Ma 越大,弹体的下落速度越慢,弹体的俯仰角变化越大。而对于舱内阶段,由于剪切层未深入弹舱内部,弹舱内部流场受外部高速流场的影响较小,弹体分离轨迹受 Ma 的影响很小。

(3) 通过改变弹体的安装角可以显著地改善弹体的分离特性。低头安装角越大,弹体下落速度越快,分离过程中弹体的俯仰角变化越小,越有利于武器点火发射。该方法是一种经济实用的改善内埋武器分离特性的方法。 **AST**

参考文献

- [1] 王巍. 导弹内埋气动特性研究与仿真[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2011.
WANG Wei. Aerodynamics studies and simulation of internal missiles[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2011. (in Chinese)
- [2] 吴继飞. 内埋武器舱系统气动特性研究[D]. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心研究生部, 2012.
WU Jifei. Investigation on aerodynamic characteristics of internal weapon bay system[D]. Mianyang: Graduate Faculty of China Aerodynamics Research and Development Center, 2012. (in Chinese)

- [3] 苟永杰. 机弹分离数值仿真研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2006.
GOU Yongjie. Numerical simulation and research of the missile separated from aircraft[D]. Xi'an: Northwest Polytechnical University, 2006. (in Chinese)
- [4] 杨春信, 韩海鹰. 预测座舱盖自由抛放运动轨迹方法的研究[J]. 空气动力学学报, 2006, 24(1): 109-114.
YANG Chunxin, HAN Haiying. Research on the prediction method of the trajectory for a free jettisoned aircraft canopy[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2006, 24(1): 109-114. (in Chinese)
- [5] 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.
YAN Chao. Computational fluid dynamics method and application[M]. Beijing: Beihang University Press, 2006. (in Chinese)
- [6] 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 Shoutao, CAO Linpin, FENG Puwen, et al. Simulation of missile separation from internal weapon bay[J]. Electronics Optics & Control, 2012, 19(9): 67-71. (in Chinese)

(责任编辑 刘玲蕊)

作者简介

杨俊(1988—) 男, 硕士, 助理工程师。主要研究方向: 飞控系统设计。

Tel: 029-86832488 E-mail: yangjun189@foxmail.com

Analysis on Gravity Separation Characteristics for Internal Store

YANG Jun*, ZHANG Xinhui

AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China

Abstract: Based on a certain weapon bay model, gravity separation characteristics of internal store were analyzed with the application of numerical methods, considering the influence of bay door. Aiming at the great change of pitch angle during separation, a measure of changing the incidence angle to improve the separation characteristic was presented. The results indicate that the smaller the magnitude of incidence angle in head-down direction, the faster the weapon deviates the bay and the less the pitch angle changes. It's shown that safety store separation and quick launch can be achieved with a moderate incidence angle applied.

Key Words: internal store; gravity separation; incidence angle

Received: 2017-03-02; **Revised:** 2017-05-24; **Accepted:** 2017-06-08

*Corresponding author. Tel.: 029-86832488 E-mail: yangjun189@foxmail.com