

DOI: 10.7652/xjtuxb201801020

火箭助飞鱼雷分离舱张开特性试验与数值研究

白治宁, 周景军, 蔡卫军, 王明洲, 石小龙
(中国船舶重工集团公司第 705 研究所, 710077, 西安)

摘要: 为了研究火箭助飞鱼雷火箭分离时分离舱的张开特性, 从而为火箭分离方案设计提供理论支撑, 建立了分离舱张开特性试验与数值研究方法。首先, 设计了火箭橇地面试验模拟火箭分离环境, 对分离舱张开时序进行监测记录, 通过试验数据辨识获取分离舱张开特性; 然后, 提出了基于定常气动力修正来研究分离舱动态张开特性的数值方法, 并与试验结果进行对比验证; 最后, 在此基础上, 采用基于定常气动力修正的数值方法, 分析了侧滑角对分离舱张开特性的影响。该数值方法利用典型状态下定常气动计算结果, 即可对不同分离条件下的分离舱张开过程进行模拟, 与完全非定常数值方法相比, 该方法具有计算量小、效率高的特点, 适用于火箭分离初步方案快速评估。数值分析结果表明, 侧滑角会导致左右分离舱张开不同步, 并且在火箭分离前, 需对侧滑角进行严格控制以降低火箭分离时干涉和碰撞的风险。

关键词: 火箭助飞鱼雷; 分离舱; 火箭橇试验; 数值方法

中图分类号: TJ630.2 **文献标志码:** A **文章编号:** 0253-987X(2018)01-0136-07

Experimental and Numerical Research on the Unfolding Performance of Separating Capsules for Rocket-Assisted Torpedoes

BAI Zhining, ZHOU Jingjun, CAI Weijun, WANG Mingzhou, SHI Xiaolong
(The 705 Research Institute, China Shipbuilding Industry Corporation, Xi'an 710077, China)

Abstract: To study the unfolding performance of separating capsules for the rocket-assisted torpedo and offer theoretical foundation for the torpedo-rocket separation design, the experimental and numerical methods were researched. The rocket sled experiment was conducted to simulate the torpedo-rocket separating environment, and the time series of the separating capsules were monitored and recorded to identify the unfolding performance of the separating capsules. A revised numerical method of steady aerodynamic force for the separating capsules was proposed and proved through comparison with the experimental results. The unfolding performance of the separating capsules under the sideslip angle was analyzed based on the revised numerical method. The method can save computer resources and is more efficient compared with the unsteady numerical simulation, and it can simulate the unfolding process under different conditions based on several typical steady results. Thus the numerical method can be used for rapid prediction of the torpedo-rocket separation scheme. It is shown that the sideslip angle may lead to asynchronism of the separating capsules. So the sideslip angle should be controlled strictly in order to reduce the interference and collision risk during torpedo-rocket separation.

Keywords: rocket-assisted torpedo; separating capsule; rocket sled experiment; numerical method

美国的“阿斯洛格”、韩国的“红鲨”等助飞鱼雷主要由火箭运载体、战斗载荷(鱼雷)和两片分离舱组成^[1-3]。雷箭分离前,两片分离舱将战斗载荷箍紧于运载体上,运载体携带战斗载荷在空中飞行至预定的雷箭分离点时,进行雷箭分离^[4]。

由于各分离体结构布局紧凑,在分离舱张开过程中,战斗载荷姿态变化与分离舱张开动作不协调时极易发生干涉;战斗载荷延时开伞时间需根据分离舱张开时序进行确定,若开伞过早,分离体间距离拉开不充分可能导致伞衣与运载体发生干涉,若开伞过晚,战斗载荷姿态变化太大而导致开伞失败。因此,研究分离舱的张开特性对雷箭分离方案的设计非常重要。通过真实飞行试验来研究分离舱张开特性,试验的周期长成本高,测试难度大,而风洞试验由于阻塞、尺度效应,难以对分离舱张开过程的气动特性和运动特性进行全方位模拟^[5-6]。采用完全非定常数值方法可实现对分离舱动态张开过程的模拟^[7-9],但完全非定常数值模拟计算量大、耗时长,在方案初步设计阶段难以满足进度要求。

本文提出了研究分离舱张开特性的地面试验和数值方法。通过火箭橇地面试验,模拟了空中雷箭分离状态,监测了分离舱动态张开过程。通过建立数值计算模型,分析了分离舱张开过程中气动力和张开时序的变化。对比火箭橇试验和数值计算结果,提出将定常计算结果进行修正来模拟分离舱张开过程的数值方法。

1 试验研究

1.1 试验方案

雷箭分离示意图如图1所示。由于分离舱张开过程极其短暂,战斗载荷和运载体的姿态变化不足以影响到分离舱的张开特性,因此可通过火箭橇试验模拟分离舱张开特性。

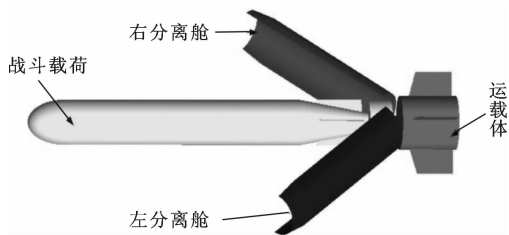


图1 雷箭分离示意图

火箭橇滑车主要由轨道、滑车、制动系统、测试设备和辅助设施等组成^[10-11],示意图如图2所示。试验时将实尺度的助飞鱼雷固定安装于火箭橇滑车上,雷体轴线与滑轨呈 2.5° 偏角,以模拟侧滑角 $\beta=$

2.5° 的分离条件。由火箭推动滑车在滑轨上加速至马赫数 $Ma=0.85$ 的模拟雷箭分离速度。火箭橇滑车上安装有高速摄像机,试验前分别对左右分离舱从 0° 至打开到分离角度 γ 过程进行多点静态标定,以确定分离舱张开位置与张开角之间的关系,作为试验后判读分离舱张开角的基准。

试验时,火箭橇滑车点火启动后,由固体火箭对火箭橇滑车进行加速,当速度达到 $Ma=0.85$ 的分离速度时,控制系统发出指令,分离舱打开一初始角度,气流涌入分离舱,分离舱绕铰链迅速张开。当左、右分离舱张开至某一角度 γ_1 后,分离舱与运载体在铰链处解脱,向两侧分离,火箭橇滑车制动系统启动,逐渐停止运动。试验过程中,由橇载高速摄像机对分离舱张开过程进行拍摄记录。试验后,通过橇载高速摄像机记录的图像数据及试验前静态标定结果,对分离舱张开角随时间 t 的变化关系进行判读。

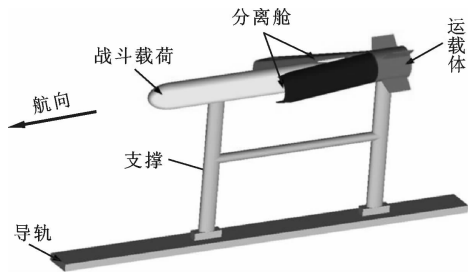


图2 火箭橇试验示意图

1.2 试验数据辨识

由试验获取左(右)分离舱张开角随时间变化的系列离散数据 $\gamma(t_1)$ 、 $\gamma(t_2)$ 、 $\dots$ 、 $\gamma(t_n)$,将这些数据进行拟合得到分离舱张开角随时间的函数关系 $\gamma(t)$,则分离舱张开角速度 $\omega(t)$ 、张开角加速度 $\alpha(t)$ 以及分离舱张开过程的气动力矩 $M_y(t)$ 可通过求解以下运动学和动力学方程进行辨识^[12-14],方程为

$$\omega(t) = \frac{d\gamma(t)}{dt} \quad (1)$$

$$\alpha(t) = \frac{d\omega(t)}{dt} \quad (2)$$

$$M_y(t) = J_y \alpha(t) \quad (3)$$

式中: J_y 为左(右)分离舱相对铰链的转动惯量。

2 数值研究

由于分离舱张开过程极其短暂,因此可忽略各分离体减速对其张开特性的影响。采用CFD方法对 $Ma=0.85$ 时左、右分离舱不同张开角时战斗载荷、运载体和左、右分离舱气动干扰问题进行定常数

值模拟,获取不同张开角时左、右分离舱的气动力(矩),将左、右分离舱的气动力对张开角进行插值,通过求解分离舱转动的动力学和运动学方程,分析分离舱的张开特性。

2.1 计算模型

计算模型包括战斗载荷、运载体和左、右分离舱。计算模型示意图如图3所示,图3中 γ 为分离舱单边张开角, β 为侧滑角,定义为雷箭分离前鱼雷航向与战斗载荷轴线的夹角(航向偏左为正)。采用CFD方法对 $Ma=0.85$ 、分离舱张开不同角度时的静止绕流问题进行定常数值模拟,获取不同张开角 $\gamma_1, \gamma_2, \dots, \gamma_n$ 下左(右)分离舱的气动力(矩) $M_y(\gamma_1), M_y(\gamma_2), \dots, M_y(\gamma_n)$ 。

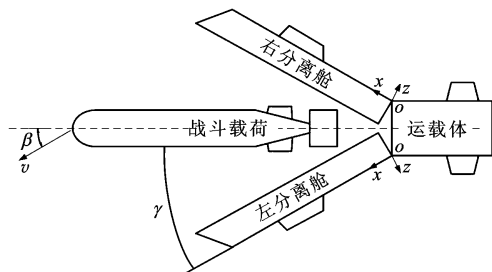


图3 计算模型示意图

2.2 控制方程

数值方法采用有限体积法,基于雷诺平均 N-S 方程(RANS),控制方程为

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial(E - E_v)}{\partial \epsilon} + \frac{\partial(F - F_v)}{\partial \eta} + \frac{\partial(G - G_v)}{\partial \zeta} = 0 \quad (4)$$

式中: Q 为守恒量; E, F, G 为无黏通量; E_v, F_v, G_v 为黏性通量。黏性项采用中心差分格式离散,无黏项采用 Roe 三阶迎风通量差分裂方法离散。湍流模型选取 $k-\epsilon$ 湍流模型。远场边界条件选取速度入口和压力出口,物面边界条件选取无滑移条件。采用非结构网格对整个计算区域进行离散,网格总数为 1 300 多万。为捕捉分离体间流场干扰细节,对各分离体周围及相互之间的网格进行加密处理,并在各分离体壁面附近划分边界层网格,计算域如图4所示。

2.3 分离舱张开过程数值求解方法

通过求解如下动力学和运动学方程研究分离舱的张开过程,方程为

$$J_y \alpha(t) = M_y(\gamma) \quad (5)$$

$$\omega(t) = \int \alpha(t) dt \quad (6)$$

$$\gamma(t) = \int \omega(t) dt \quad (7)$$

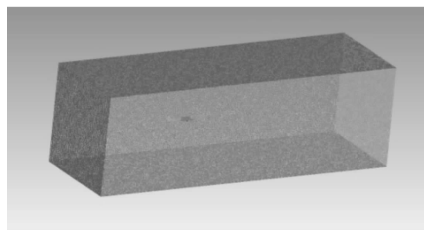


图4 分离体壁面附近数值计算区域

式中: $\gamma(t), \omega(t)$ 和 $\alpha(t)$ 分别为分离舱的张开角、张开角速度和加速度; $M_y(\gamma)$ 为分离舱相对铰链气动力矩 M_y 随 γ 的变化关系。 $M_y(\gamma_1), M_y(\gamma_2), \dots, M_y(\gamma_n)$ 可通过插值来获取。

3 试验与数值结果分析

3.1 数据无量纲化

为便于表述,将分离舱张开时间 t 、张开角 γ 、角速度 ω 、角加速度 α 以及相对铰链的气动力矩 M_y 进行无量纲化处理,时间 $\bar{t} = t/t_0$,分离舱张开角 $\bar{\gamma} = \gamma/\gamma_0$,分离舱张开角速度 $\bar{\epsilon} = \omega t_0/\gamma_0$,分离舱张开角加速度 $\bar{\alpha} = \alpha t_0^2/\gamma_0$,分离舱气动力矩 $\bar{M}_y = M_y/(0.5\rho V^2 SL)$,其中 t_0 为特征时间, γ_0 为特征角, ρ 为空气密度, v 为分离速度, S 为分离舱特征面积。

3.2 试验与数值结果对比分析

由试验和数值计算得到的分离舱张开角 $\bar{\gamma}$ 随时间的变化曲线如图5、6所示。对于左、右分离舱从 $\bar{\gamma}_1=0.05$ 张开至 $\bar{\gamma}=1$ 所经历的时间,数值计算值均比试验值小18%左右。左、右分离舱张开角速度、加速度随时间变化的曲线如图7~10所示。

分离舱的转动力矩全部来源于气动作用力,因此数值计算与试验结果差异的根源在于气动力矩。左、右分离舱气动力矩数值计算和试验结果的对比曲线如图11、12所示,定常数值计算得到的气动力矩偏大,这是导致数值计算得到的分离舱张开时间与试验结果差异的根本原因。

4 定常数值计算结果修正

4.1 修正方法

定常数值计算为各分离体静止绕流的数值模拟,各分离体保持静止,通过定义来流速度 V 为分离速度来模拟雷箭分离时分离舱与空气的相对运动,结果如图13所示。相对速度法向分量 $V_{z_0} = V \sin \gamma$,分离舱法向力 $F_{z_0} = 0.5 C_z \rho V_{z_0}^2 S$,特征面积 $S = DL$,其中 D 为分离舱直径, L 为分离舱长度,则分离舱相对铰链气动力矩为

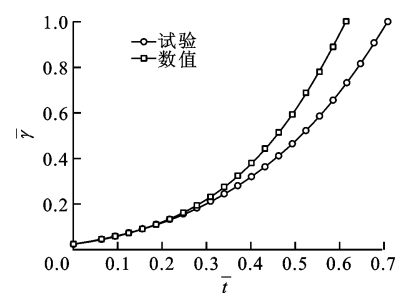


图 5 左分离舱张开角随时间变化曲线

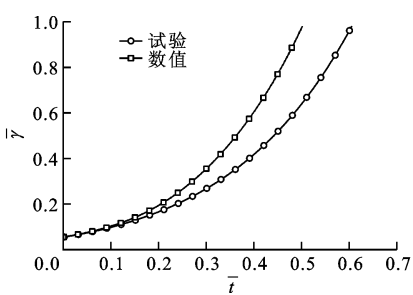


图 6 右分离舱张开角随时间变化曲线

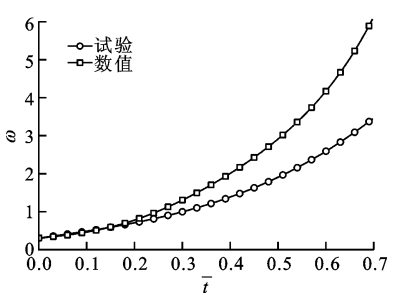


图 7 左分离舱角速度随时间变化曲线

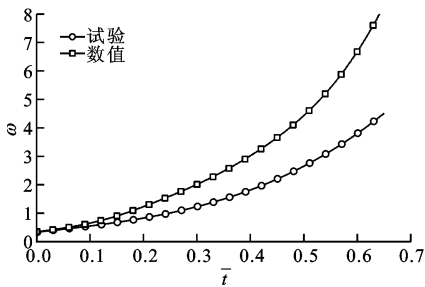


图 8 右分离舱角速度随时间变化曲线

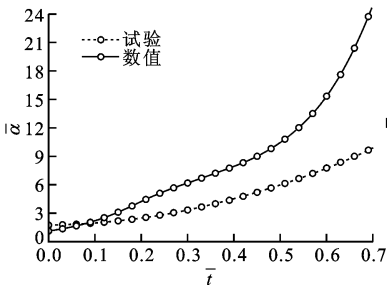


图 9 左分离舱角加速度随时间变化曲线

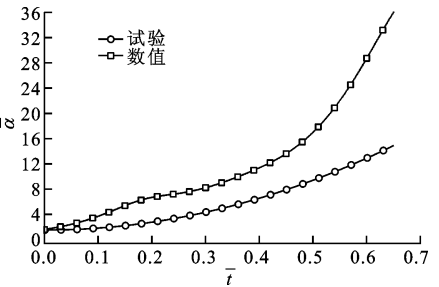


图 10 右分离舱角加速度随时间变化曲线

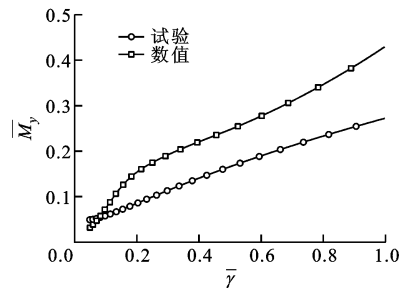


图 11 左分离舱气动力矩随张开角变化曲线

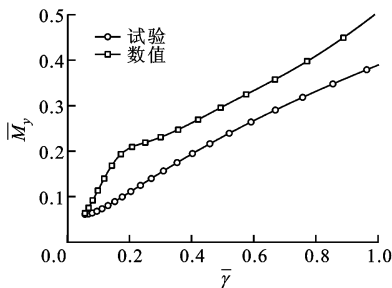


图 12 右分离舱气动力矩随张开角变化曲线

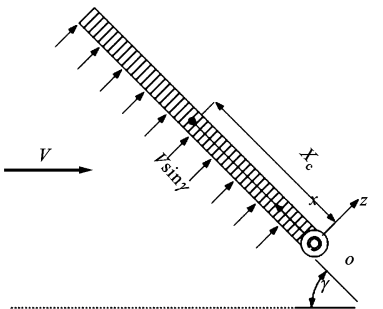


图 13 定常数值计算时分离舱与气流的相对运动关系

$$M_{y_0} = F_{z_0} X_c \tag{8}$$

式中： X_c 为分离舱气动压心距铰链距离。

火箭橇试验真实模拟了分离舱的动态张开过程,分离舱在以分离速度 V 向前运动的同时,绕铰链进行转动,分离舱上每一点处都有由于转动而引起的线速度分量 ωR ,每一点处与空气的相对速度并非分离速度,而是小于分离速度,运动关系如图 14 所示,将分离舱沿长度方向切分为若干宽度为 dL 的微元进行分析。

每个微元面积 $dS=DdL$,半径 R 处法向相对速度 $V_z=V\sin\gamma-\omega R$,每个微元法向气动力 $df_z=0.5C_z\rho V_z^2dS$,其中 R 为分离舱上任意点与铰链的距离。

由于分离舱为近似半圆壳体结构,表面压力沿

长度方向分布比较均匀,这里将每个微元法向气动力系数近似取为定常数值计算得到的整个分离舱法向气动力系数 C_z 。分离舱法向气动力 $F_z=\int_0^L df_z$,相对铰链的气动力矩 $M_y=F_zX_c$,可得

$$M_y = M_{y_0} \frac{\int_0^L (V\sin\gamma - \omega R)^2 dR}{(V\sin\gamma)^2 L} \tag{9}$$

因此,分析分离舱张开特性时应当考虑分离舱转动引起的法向速度分量,将定常计算得到的气动力矩 M_{y_0} 进行修正后再使用。

4.2 修正前后对比分析

左、右分离舱气动力矩数值修正后随张开角的变化曲线如图 15、16 所示。修正后左分离舱气动力矩最大相对误差由 58.1%变为 10.3%,右分离舱气

动力矩最大相对误差由 30.1% 变为 6.1%。

左、右分离舱张开角随时间变化的曲线如图 17、18 所示。气动力修正后左分离舱的张开过程与试验结果基本一致,右分离舱张开至限位角度所经历时间与试验值的相对误差由 18% 减小为 4.2%。修正后左、右分离舱张开角速度、角加速度随时间变化曲线如图 19~20 所示。

由图 15~22 可知,将数值修正前后分离舱张开的气动力、角速度和角加速度与相应的试验结果作

对比,结果表明,基于定常气动力修正来研究分离舱张开特性的数值方法是合理的。

采用前述基于定常气动力修正的数值方法分别对侧滑角 $\beta=0^\circ$ 、 $\beta=1^\circ$ 和 $\beta=3^\circ$ 时下分离舱的张开特性进行研究。不同侧滑角时左右分离舱气动力矩 M_y 随张开角的变化曲线如图 23 所示。 $\beta=0^\circ$ 时左右分离舱气动力矩基本一致,侧滑角越大,左右分离舱气动力矩差异越大, $\beta=3^\circ$ 时右分离舱气动力矩比左分离舱大 21% 左右。

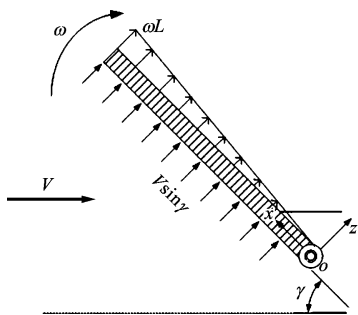


图 14 试验时分离舱与气流的实际相对运动关系

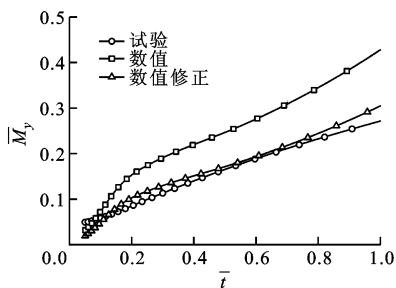


图 15 左分离舱气动力矩随张开角变化曲线

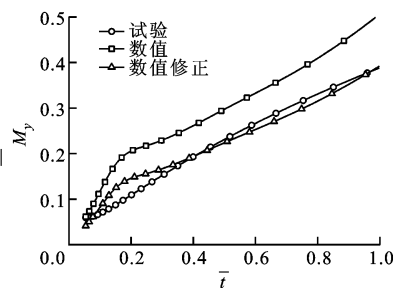


图 16 右分离舱气动力矩随张开角变化曲线

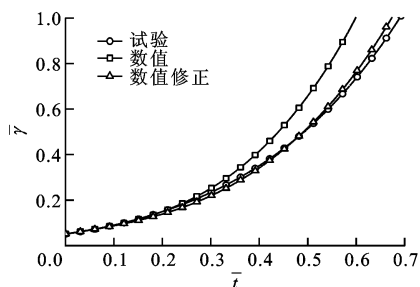


图 17 左分离舱张开角随时间变化曲线

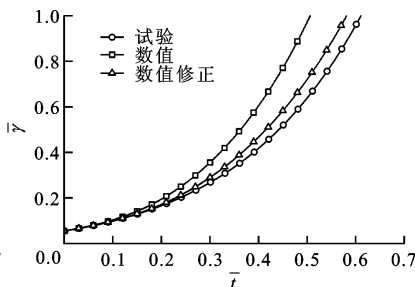


图 18 右分离舱张开角随时间变化曲线

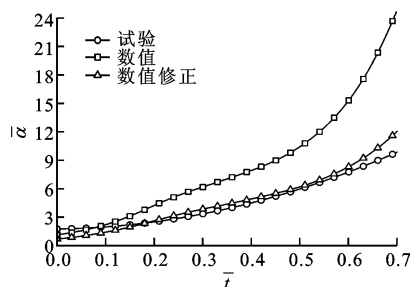


图 19 左分离舱角加速度随时间变化曲线

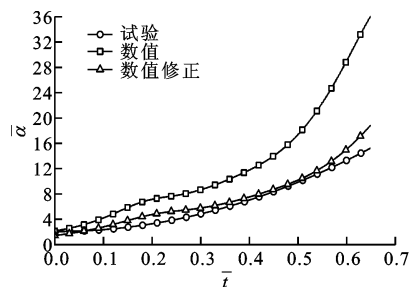


图 20 右分离舱角加速度随时间变化曲线

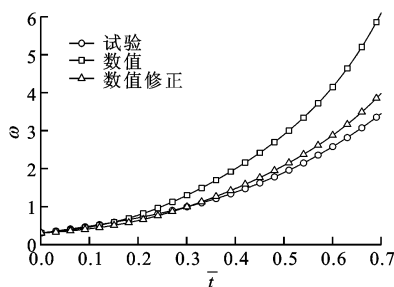


图 21 左分离舱角速度随时间变化曲线

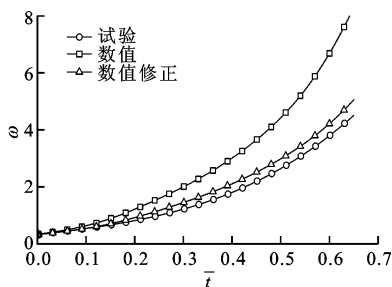


图 22 右分离舱角速度随时间变化曲线

不同侧滑角时左右分离舱张开角随时间变化曲线如图 24 所示。由于右分离舱转动惯量 J_y 略大于左分离舱的, $\beta=0^\circ$ 时右分离舱张开速度略慢于左分离舱。有侧滑角时,左右分离舱气动力的差异导致二者张开的不同步性的出现, $\beta=3^\circ$ 时左分离舱张开

至解脱角度所需时间比右分离舱的多 25%。

左、右分离舱张开的不同步会导致战斗载荷周围流场的不对称而加剧其姿态变化,增加火箭分离干涉的风险;左、右分离舱张开不同步将导致二者从运载体上解脱的不同步,引发运载体姿态的大幅变

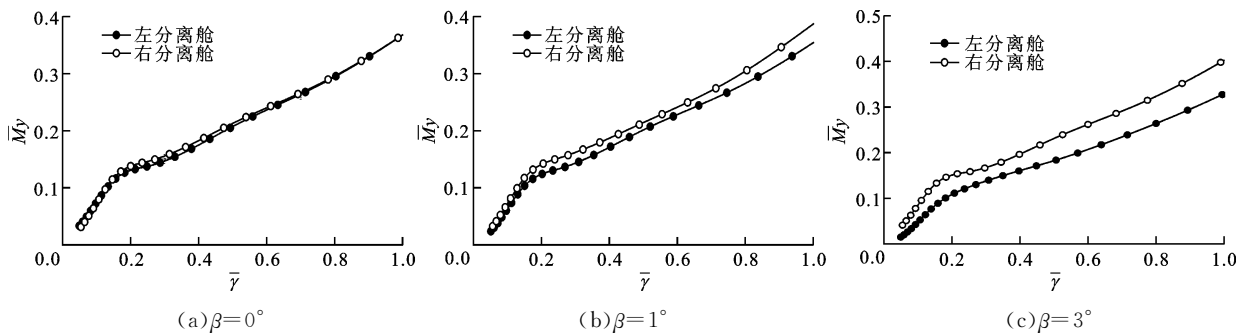


图 23 不同侧滑角下分离舱气动力矩随张开角变化

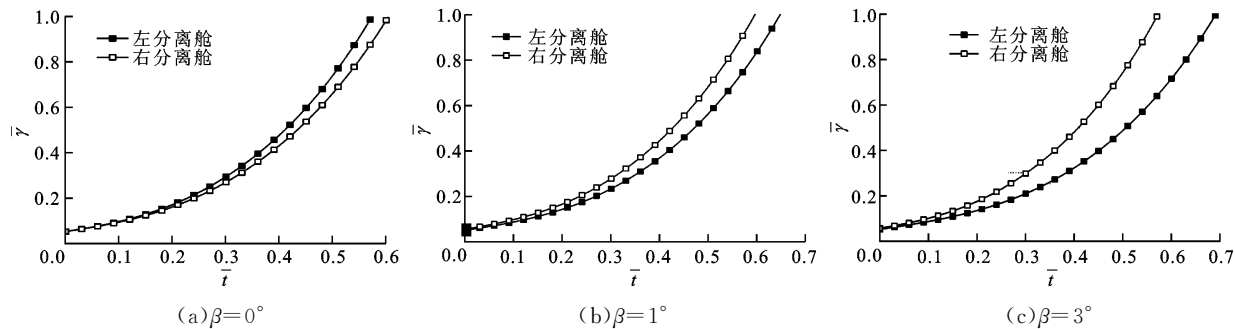


图 24 不同侧滑角下分离舱张开角随时间的变化

化,进而导致前后体在分离时发生干涉碰撞。因此,雷箭分离前必须对侧滑角进行严格控制以减小左、右分离舱张开的不同步性。

5 结 论

本文通过火箭橇地面试验和数值方法获得了分离舱张开特性,主要工作及结论如下:

(1)设计火箭橇地面试验模拟实尺度火箭助飞鱼雷的真实分离条件,获得了雷箭分离时分离舱张开特性;

(2)本文提出了基于定常数值计算结果的修正方法,将分离舱法向相对速度进行修正后得到的分离舱张开特性(气动力、张开时序、张开角速度和张开角加速度)与试验结果基本吻合。该方法可依据典型工况下定常数值计算结果,对不同分离条件下分离舱动态张开的非定常特性进行预报,计算效率高,适用于雷箭分离方案的初步设计;

(3)雷箭分离时,侧滑角会引起分离舱张开的不同步,增加雷箭分离时干涉的风险,雷箭分离前必须对侧滑角进行严格控制。

参考文献:

- [1] 关世义,冯郅仲. 国外飞航式反潜导弹浅析[J]. 飞航导弹, 2004(10): 2-9.
- GUAN Shiyi, FENG Zhizhong. Analysis on cruise

missile in foreign countries [J]. Cruise Missile, 2004 (10): 2-9.

- [2] KIRBY G. A history of the torpedo the early days [J]. Journal of the Royal Navy Scientific Service, 1999, 27(1): 1-13.
- [3] 张冬青. 世界反潜导弹发展综述 [J]. 飞航导弹, 2001 (2): 4-7.
- ZHANG Dongqing. The review on the development of the world anti-submarine missile [J]. Cruise Missile, 2001(2): 4-7.
- [4] 白照高,王锋辉,温震. 助飞鱼雷雷箭分离过程多体动力学建模与仿真 [J]. 鱼雷技术, 2013, 21(3): 171-174.
- BAI Zhaogao, WANG Fenghui, WEN Zhen. Modeling and simulation of multi-body dynamic for rocket-assisted torpedo separation [J]. Torpedo Technology, 2013, 21(3): 171-174.
- [5] 孙新利,蔡星会,王少龙. 子母弹静态开舱抛射实验 [J]. 兵工学报, 2002, 23(2): 258-260.
- SUN Xinli, CAI Xinghui, WANG Shaolong, et al. Projectile tests from a bomb dispenser [J]. Acta Armamentar, 2002, 23(2): 258-260.
- [6] 陈少松,丁则胜. 旋转子母弹后抛撒风洞试验研究 [J]. 流体力学实验与测量, 2004, 18(2): 43-46.
- CHEN Shaosong, DING Zesheng. The wind tunnel experiment techniques of backward dispersion of turning shrapnel [J]. Experiments and Measurements in

- Fluid Mechanics, 2004, 18(2): 43-46.
- [7] 朱冰, 祝小平, 周洲, 等. 基于非结构动网格的多体分离数值仿真研究 [J]. 空气动力学学报, 2013, 31(2): 181-185.
- ZHU Bing, ZHU Xiaoping, ZHOU Zhou, et al. Simulation of unsteady multi-body flowfield involving relative movement based on unstructured mesh [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2013, 31(2): 181-185.
- [8] WANG Z, JPARTHASARATHY V. A fully automated chimera methodology for multiple moving body problems [J]. International Journal for Numerical Methods in Fluids, 2000, 33(7): 919-938.
- [9] PPEWITT N C, BELK D M, SHYY W. Parallel computing of overset grids for aerodynamic problems with moving objects [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2000, 36(2): 117-172.
- [10] 肖虹, 高超, 孙良. 钝头体火箭撬试验地面效应影响的数值模拟 [J]. 弹箭与制导学报, 2011, 31(4): 102-104.
- XIAO Hong, GAO Chao, SUN Liang. The numerical simulation of ground effect in blunt rocket sled experiment [J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2011, 31(4): 102-104.
- [11] 邹红伟. 火箭滑撬空气动力的数值模拟 [D]. 南京: 南京理工大学, 2008: 10-15.
- [12] 李寒冰, 吴大卫. 一种无人机气动参数辨识的实现方法 [J]. 飞行力学, 2014, 32(2): 183-188.
- LI Hanbing, WU Dawei. An approach of UAV's aerodynamic parameter identification [J]. Flight Dynamics, 2014, 32(2): 183-188.
- [13] 曾晓彬, 彭钧, 乐川. 一种飞行器投放分离气动力辨识修正方法 [J]. 航空学报, 2016, 37(s1): 24-31.
- ZENG Xiaobin, PENG Jun, YUE Chuan. An aerodynamic identification and correction method for vehicle in release separation [J]. Acta Aeronautica of Astronautica Sinica, 2016, 37(s1): 24-31.
- [14] 张天娇, 钱炜祺, 何开锋, 等. 基于最大似然法的风洞自由飞试验气动力参数辨识技术研究 [J]. 实验流体力学, 2015, 29(5): 8-14.
- ZHANG Tianjiao, QIAN Weiqi, HE Kaifeng, et al. Research on aerodynamic parameter identification technology in wind tunnel free-flight test based in maximum likelihood estimation [J]. Journal of Experiment in Fluid Mechanics, 2015, 29(5): 8-14.

(编辑 赵炜 苗凌)

(上接第 128 页)

- [8] ESCOBEDO-TRUJILLO B A, COLORADO D, RIVERA W, et al. Neural network and polynomial model to improve the coefficient of performance prediction for solar intermittent refrigeration system [J]. Solar Energy, 2016, 129: 28-37.
- [9] COLORADO D, HERNÁNDEZ JA, RIVERA W, et al. Optimal operation conditions for a single-stage heat transformer by means of an artificial neural network inverse [J]. Applied Energy, 2011, 88: 1281-1290.
- [10] LABUS J, MARIMON M A, CORONAS A. Experimental evaluation of small capacity H₂O-LiBr absorption heat pump in cooling and heating modes [J]. International Journal of Air-Conditioning and Refrigeration, 2010, 18(4): 317-325.
- 201704004]
- 薛洪武, 吴爱国, 董娜. 制冷系统自抗扰解耦控制. 2016, 50(9): 85-90. [doi:10.7652/xjtuxb201609014]
- 王哲, 厉彦忠, 李正宇, 等. 液氮/超流氮制冷系统负压换热器仿真及优化设计. 2016, 50(8): 143. [doi:10.7652/xjtuxb201608023]
- 赖欢, 陈振华, 高荣, 等. 大型高速低温风洞冷量回收的方法研究. 2016, 50(6): 136-142. [doi:10.7652/xjtuxb201606021]
- 钟兵, 洪伟, 苏岩, 等. 控制参数对增压缸内直喷汽油机部分负荷下微粒排放特性的影响. 2016, 50(5): 95-100. [doi:10.7652/xjtuxb201605014]
- 乔亦圆, 杨东方, 曹锋, 等. R134a/R23 复叠制冷系统级间容量比的优化分析. 2016, 50(2): 104-110. [doi:10.7652/xjtuxb201602018]
- 宋明毅, 吴伟烽, 李直. 汽车空调压缩机气阀运动规律模拟. 2015, 49(12): 144-150. [doi:10.7652/xjtuxb201512023]
- 吴毅, 王旭荣, 杨翼, 等. 以液化天然气为冷源的超临界 CO₂-跨临界 CO₂ 冷电联供系统. 2015, 49(9): 58-62. [doi:10.7652/xjtuxb201509011]
- 何丽娟, 梁晶晶, 张少华. CO₂-[emim][Tf₂N] 二元混合体系超额混合焓的预测. 2015, 49(9): 99-104. [doi:10.7652/xjtuxb201509017]

[本刊相关文献链接]

- 吴小华, 杨俊玲, 越云凯, 等. 一种新型热压缩机运行特性实验研究. 2017, 51(11): 144-149. [doi:10.7652/xjtuxb201711020]
- 刘展, 张少华, 张晓屿, 等. 地面热力学排气系统实验研究. 2017, 51(7): 8-15. [doi:10.7652/xjtuxb201707002]
- 武晓昆, 陈文卿, 周明龙, 等. 双螺杆制冷压缩机气流脉动衰减器的研究与开发. 2017, 51(4): 23-29. [doi:10.7652/xjtuxb

(编辑 赵炜)