三维内埋式航弹与载机分离非定常流场数值模拟

李菁
（安徽神剑科技股份有限公司，230031）

摘要：在机弹分离的过程中，载机和航弹间会产生复杂的非定常气动干扰，特别是在分离初期，气动干扰会使航弹的气动力特性和飞行特性产生很大的变化，影响到安全分离，甚至可能会造成弹体与载机相撞的飞行事故。因此研究载机与航弹分离的非定常流场，分析航弹发射过程中机弹气动干扰力、分离过程中弹的气动特性及气动干扰机理是十分必要的。本文采用动网格技术和三维非定常数值模拟方法，对内埋式航弹与载机分离的非定常过程进行了数值模拟，研究了不同初始下抛速度对机弹分离的影响，分析了载机内埋弹舱和航弹之间的气动干扰及分离过程中航弹的空气动力特性。

关键词：CFD 数值模拟　多体干扰　机弹分离　气动特性

CFD Numerical Simulation Of The Interference Flow Fluid Of Three-dimensional Airplane And Aviation Bomb.

Li jing
(Anhui Shenjian Science And Technology Limited Company, 230031)

Abstract: The complicated unsteady aerodynamic interference of airplane and aviation bomb is come into being during the separation process. Especially in the initial separation process, the aerodynamic interference will be changed the aviation bomb's aerodynamic and flight characteristic significantly. And the security of the separation process of airplane and aviation bomb may crash with the airplane on account of the aerodynamic interference of them. So it is essential to analyse the interference flow fluid of airplane and aviation bomb, it may crash with the airplane on account of the aerodynamic interference of them and is also necessary for us to investigate into the interference aerodynamic characteristics of three-dimensional internal aviation bomb during the separation process.Dynamic mesh technique and three-dimensional unsteady numerical simulation method are used to simulate the process of separation between three-dimensional internal aviation bomb and open-bay dispenser. The interference flow fluid of three-dimensional open-bay dispenser and internal aviation bomb during separation are obtained. And the interference aerodynamic characteristics of three-dimensional internal aviation bomb during the separation process are gained. Three-dimensional internal aviation bomb separation trajectory is given in the end.

Key words: CFD Numerical Simulation; Interference between airplane and aviation bomb; Aerodynamic Characteristic; Aviation bomb; cavity

投稿邮箱 | cadcam@idnovo.com.cn
IMCHINA@idnovo.com.cn

1 引言

1.1 研究目的和意义

在机弹分离的过程中，载机和航弹间会产生复杂的非定常气动干扰，特别是在分离初期，气动干扰会使航弹的气动力特性和飞行特性产生很大的变化，影响到安全分离，甚至可能会造成弹体与载机相撞的飞行事故。因此研究载机与航弹分离的非定常流场[1-3]，分析航弹发射过程中机弹气动干扰力、分离过程中弹的气动特性及气动干扰机理是十分必要的。

1.2 国内外研究概况

目前，世界各国研究载机和航弹间气动干扰的方法主要有风洞实验[7]、飞行试验和数值模拟三种方法。

风洞实验由于模型尺寸，质量特性等限制，实验中无法同时满足雷诺数、马赫数和等相似准则，而且研究费用高、周期长。飞行试验能对分离过程、抛撒弹道和作战效能给出全面、真实的考核，但飞行试验耗费太大，而且只能用遥测数据通过气动辨识得到分离过程的飞行姿态和气动特性，受限于飞行测控技术，不能给出气动干扰的情况，并且该方法只有在风洞实验和理论研究的基础上才能进行。

和风洞实验、飞行实验相比，数值模拟方法具有使用方便，设计周期短，费用低，通用性好，可详细研究分离流场细节等优点，可以很好地弥补风洞实验等方法的不足。基于动态网格[4-6]的 CFD 计算技术是最近两年计算流体动力学最新发展成熟的重大成果，用于解决由流场边界运动造成的流场域随时间变化解算问题。动网格耦合求解 Euler/N-S 方程和弹道方程可用于模拟分离和多体相对运动的非定常复杂流场。

1.2.1 国外研究进展

从 20 世纪 90 年代开始，随着网格技术的突破和计算机运算速度的提高，求解 Euler/N-S 方程及弹道方程的数值模拟方法越来越多地用于多体分离问题的研究，其中大部分研究工作采用的是准定常方法，如 Rainaidd[7] 等用有限元法和自适应网格对载机和炸弹的分离干扰进行了系统的分析；Gillybeof[8] 等采用对接网格技术和重叠网格技术并求解 Euler 方程，分别计算了 MICA（空空导弹）和 ASMP（空地导弹）从“幻影 2000”战斗机脱离初始阶段的流场；Welterlen[9] 等采用基于笛卡尔坐标的非结构方法对从 F-16 战斗机投放 MK—84 炸弹进行了数值模拟。研究结果表明，准定常方法在预测弹体分离轨迹等方面与实验方法得到的结果较为一致，但是实验无法准确得到多体分离过程中的非定常流场气动参数。

进入 21 世纪以来，数值模拟方法对分离问题进行研究又有了许多成果。Pieter[10] 等人用 CFD 方法对 NASA X-43 进行了分离时的气动力研究；KAC 和 KDA 公司[11]分析了企鹅 MK2Mod7 导弹从 SH-2G 直升机上分离的情况；M.Lasek[12] 等人用基于非线性平板方法的 CFD 技术，研究了载机和外挂导弹分离过程中存在的气动干扰问题。E.Ray[13] 运用 CFD 技术研究了 S-3B 飞行器和 SLAM - ER 外挂之间的干扰流场，并把结果放入一个六自由度弹道模拟软件的数据库中以便今后的使用。Honam[14] 等人用三种不同的方法——6 自由度的运动分析，非定常数值模拟，捕获轨迹试验（CTS）——来确定子弹安全分离的最小分离力。

近年来，随着动网格技术的发展和完善，国外开始采用各种动网格技术并耦合求解 Euler/N-S 方程和弹道方程来模拟分离和多体相对运动的非定常复杂流场。Baum 和 Loher 等[15] 研究了采用非结构动网格技术及耦合求解 Navier - Stokes 方程和弹道方程的非定常数值模拟方法，并成功应用于机载外挂物分离、飞行员及座椅与载机的分离等问题的研究。

1.2.2 国内研究进展

国内采用准定常数值模拟方法研究多体干扰流场的工作取得了大量的成果，而采用非定常方法耦合求解 N-S 方程及弹道方程研究多体干扰分离问题的工作仍处于起步阶段。

从 20 世纪 90 年代以来，随着我国航空航天飞行器的不断发展，机弹分离[16]与气动干扰技术问题日益突出。很多学者和研究人员对飞机外挂分离过程的机弹干扰问题进行了卓有成效的研究，发展了很多富有实际应用价值的工程计算方法。随着我国航空航天飞行器的不断发展，多体分离技术日益突出，CFD 工作者逐渐展开了耦合求解 N-S 方程及弹道方程的非定常数值模拟方法研究。上海大学、上海交通大学 1011 研究室[17-18]采用运动嵌套网格方法，结合 Euler 方程和六自由度动力学方程对飞机外挂物投放过程进行了数值模拟。西北工业大学谢长强[19]采用了动网格技术并耦合求解三维 N-S 方程，得到某型号导弹离机过程的六自由度运动参数及导弹离机弹道，进行了仿真结果分析，证明了气动干扰力特别是载机下洗流场对外挂物发射分离过程有强烈

的影响，也表明了 CFD 计算方法及动态网格技术在机弹干扰复杂流场计算、分离弹道研究的实际可行性和先进性，为今后某型导弹研发和同类问题的进一步研究提供了很好的基础。从研究成果可以看出，数值方法可以很好地捕捉机弹干扰复杂流场的流动特性。机弹干扰的流场复杂，对于不同的发射条件和导弹挂载方式的不同，导弹分离受到的干扰程度和规律有所不同。

通过查阅大量的文献资料可以看到，自 20 世纪 70 年代以来，数值模拟技术已经广泛应用于机弹分离问题的研究，目前采用非定常方法研究机弹分离过程中气动干扰特性的研究工作仍较少，考虑载机开舱时对弹药气动特性影响的理论及实验研究工作更少，采用动网格技术并耦合求解 N–S 方程和弹道方程的非定常数值模拟方法，对航弹投放分离时的机弹分离的非定常流场进行数值模拟，分析分离过程中弹的气动特性和气动干扰特性，研究载机内埋武器舱敞开时的空腔流动特性及对航弹分离特性的影响。

2 计算模型及计算条件

以长深比为 3 的三维空腔作为载机的内埋弹舱计算模型，对三维内埋式航弹与载机的非定常分离过程进行了数值模拟。其中初始时刻航弹与载机内埋弹舱的相对位置如图如图 1 所示，航弹三维计算外形如图 2 所示。

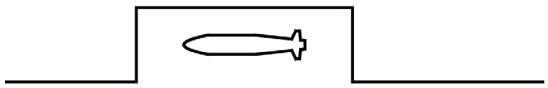

图 1 三维机弹分离计算模型对称面示意图

图 2 三维航弹计算模型示意图

采用非结构网格对内埋式航弹与载机分离的非定常流场区域进行离散，计算时首先保持弹体与载机内埋弹舱空腔的初始相对位置不变进行定常计算获得一个定常解，然后在此基础上再开始自由投放进行非定常动态网格数值计算。

计算条件为：L/D=3；来流 Ma=2；α=0°、2°、4°；航弹初始下抛速度为 V_{s0}=10m/s，15m/s；气压为 30116.5Pa，温度为 228.2K。

3 非定常数值模拟结果

通过数值模拟，获得了不同条件下航弹的升力系数、阻力系数、俯仰力矩系数以及航弹姿态角随机弹垂向间距的变化关系，同时给出了分离过程中弹姿态角、垂向间距随时间的变化关系。气动力系数以弹身横截面积为特征面积，弹身长度为特征长度；俯仰力矩的参考点为弹体质心。

3.1 非定常流场数值模拟结果

图 3 为 L/D=3，V_{s0}=10m/s，Ma=2，α=0° 条件下分离过程中不同时刻航弹对称面的等压力线图。

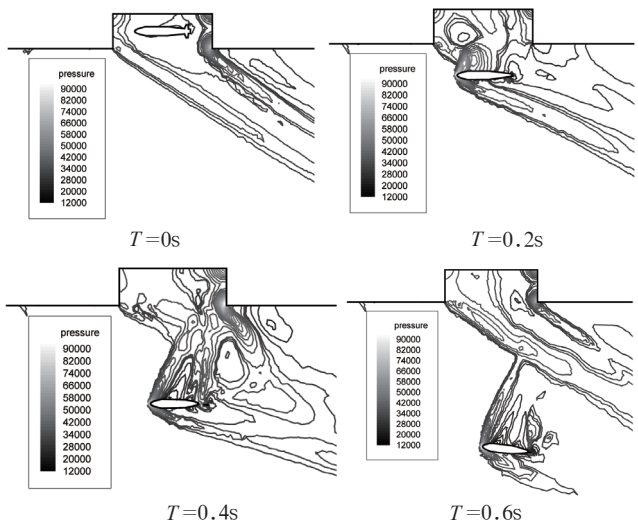

图 3 L/D=3, Ma=2，α=0°，V_{s0}=10m/s 不同时刻等压力线图

从图 3 可以看出，在机弹分离的过程中，载机弹舱敞开后，在弹舱空腔和航弹间存在强烈的气动干扰，这种干扰随着航弹与弹舱间距的增大逐渐减弱。当来流为超音速时，弹舱空腔前缘出现激波，在分离过程中，航弹要穿过此激波，导致弹体气动力变化剧烈。当航弹穿过弹舱空腔前缘激波后，就不再受弹舱空腔周围流动的影响，即脱离了弹舱干扰区。

3.2 非定常分离过程中航弹气动特性变化规律

图 4 ~ 图 7 所示为机弹分离过程中，当来流马赫数为 M_{α}=2、来流攻角为 α=0° ，航弹初始下抛速度为 V_{s0}=10m/s 时，航弹的阻力系数、升力系数、俯仰力矩系数和姿态角随机弹间距变化曲线。

由图 4 可看出，航弹的阻力系数随着机弹间距的增大呈增大趋势，且在空腔近区变化较大，但是到一定距离以后变化趋于平缓，当航弹脱离载机的干扰区后，又有一个大的变化。

由图 5 可看出，航弹在初始下抛的过程中，升力系数为

投稿邮箱 | cadcam@idnovo.com.cn
IMCHINA@idnovo.com.cn

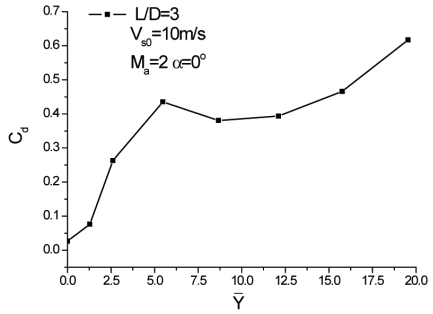

图 4 $C_d \sim \bar{Y}$ 曲线

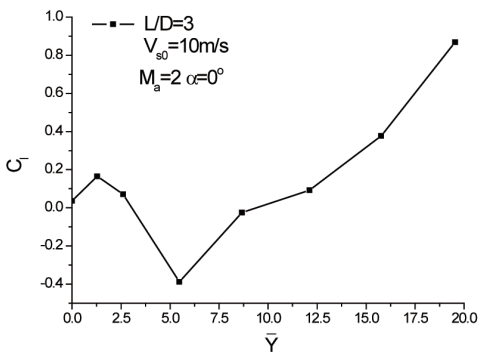

图 5 $C_l \sim \bar{Y}$ 曲线

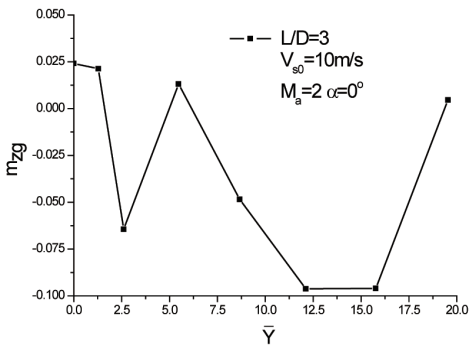

图 6 $m_{zg} \sim \bar{Y}$ 曲线

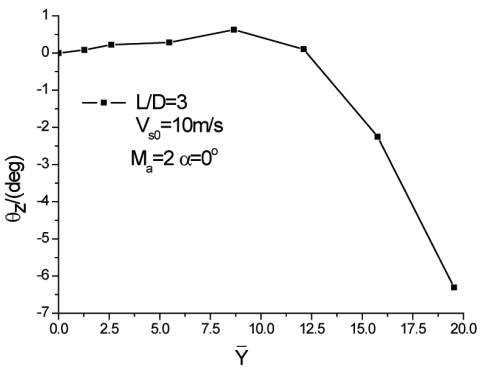

图 7 $\theta_z \sim \bar{Y}$ 曲线

正，随着机弹间距的增大，升力系数逐渐变为负值，随后又变为正值，且随机弹间距增大而增大。

由图 6 可看出，在分离过程中，航弹的俯仰力矩变化剧烈，呈振荡变化规律。

由图 7 可看出，随着机弹间距的增大航弹的姿态角先为小的正值，当机弹间距增大到一定程度后，姿态角变为负值，且随着机弹间距离增大，负值增大。

造成航弹气动力剧烈变化的原因主要是，机弹间距较小时载机武器舱敞开舱室对航弹周围流场的干扰剧烈引起的。

图 8 和 9 分别是分离过程中，航弹姿态角随时间变化曲线和机弹垂向间距随时间变化曲线。可看出，随着下落时间的增加，航弹下落速度加快，且航弹的姿态角先为小的正值，后变为负值，且负值逐渐增大。

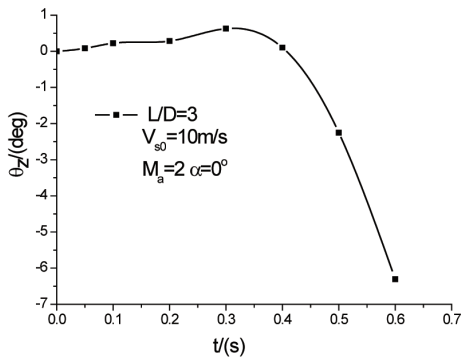

图 8 姿态角随时间的变化曲线

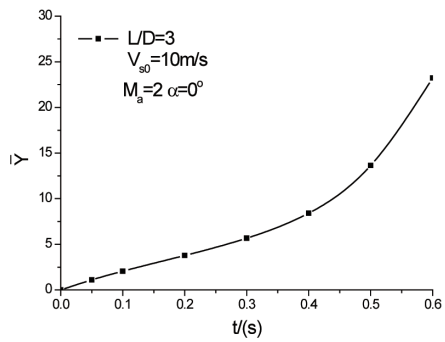

图 9 机弹垂向间距随时间变化曲线

3.3 航弹初始下抛速度对非定常分离的影响

图 10 和图 11 所示为机弹分离过程中，在来流马赫数为 Ma=2，来流攻角为 α=4°，航弹初始下抛速度为 V_{s0}=10m/s 和 15m/s 时，航弹的阻力系数、升力系数、俯仰力矩系数和姿态角随机弹间距变化曲线。

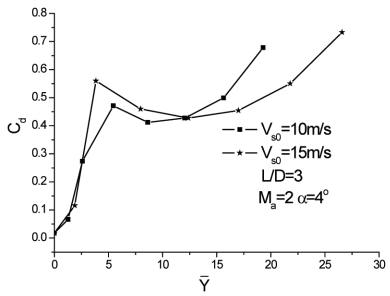

图 10 $C_d \sim \bar{Y}$ 曲线

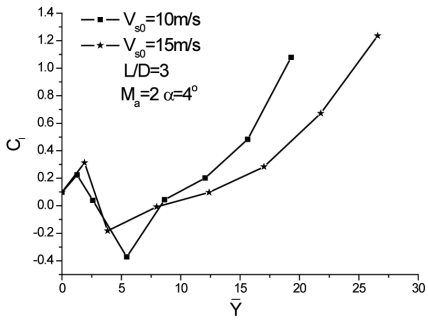

图 11 $C_l \sim \bar{Y}$ 曲线

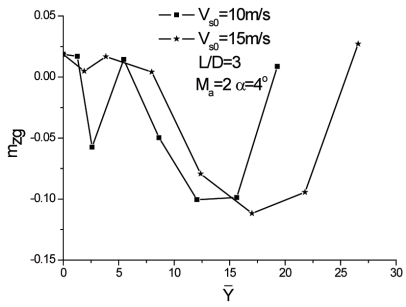

图 12 $m_{zg} \sim \bar{Y}$ 曲线

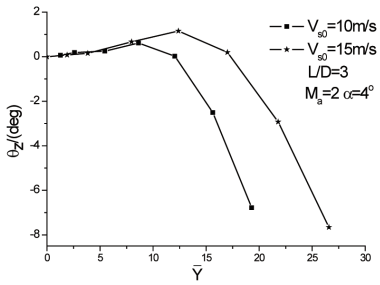

图 13 $\theta_z \sim \bar{Y}$ 曲线

由图 12 和图 13 可以看出，当航弹初始下抛速度为 V_{s0}=10m/s 时，分离过程中其气动特性变化较大。当航弹下抛速度增大到 V_{s0}=15m/s 时，情况有明显改善，易分离。

图 14 和 15 分别是不同的航弹初始下抛速度的情况下，在机弹分离过程中，航弹姿态角随时间变化曲线和机弹垂向间距随时间变化曲线。从图 14 可以看出，在分离的过程中，初始速度为 V_{s0}=15m/s 的情况下航弹的姿态角随时间的变化与初始速度为 V_{s0}=10m/s 时航弹的姿态角随时间的变化基本一致。从图 15 可看出，航弹下落到一定距离所用的时间，初始速度为 V_{s0}=15m/s 的比初始速度为 =10m/s 的明显短，即初始下抛速度越大，离开载机干扰区的时间就越短。

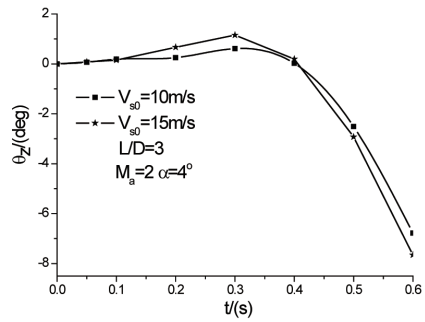

图 14 姿态角随时间变化曲线

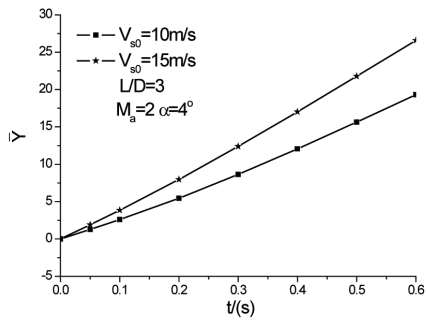

图 15 机弹垂向间距随时间变化曲线

综上所述，航弹的初始下抛速度决定了机弹分离时间的长短和分离过程中航弹姿态的变化。初始下抛速度越大，机弹分离的时间就越短，航弹姿态角变化越小，有利于分离过程中航弹姿态的稳定，从而有利于机弹安全分离。反之，初始下抛速度越小，航弹姿态角变化越大，不利于分离过程中航弹姿态的稳定，甚至会出现航弹翻转或撞击载机的危险。

3.4 非定常分离轨迹图

图 16 显示的是来流马赫数为 Ma=2，来流攻角为 α=2°，航弹初始下抛速度为 V_{10}=10m/s，长深比 L/D=3 的武器舱抛撒航弹时机弹分离过程中航弹的运动轨迹。从图中可以清楚地看出，随着时间的推移，航弹下落得更快，且向后移动的位移量越来越大，航弹姿态变化越来越大。

投稿邮箱 | cadcam@idnovo.com.cn IMCHINA@idnovo.com.cn

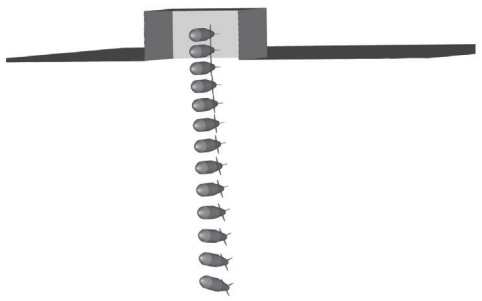

图 16 Ma=2、α=2°、V_{10}=10m/s 时机弹分离过程中航弹的运动轨迹

4 结语

本文主要对三维内埋式航弹与载机分离的非定常过程进行了数值模拟，研究了不同初始下抛速度对分离过程中航弹的气动特性及机弹分离流场特性的影响，得出如下结论。

内埋式航弹与载机分离时，弹舱空腔对航弹与载机的分离流场有很大影响，特别是分离初期，当航弹还位于弹舱内部和弹舱附近时，影响尤其严重。

航弹的初始下抛速度决定了机弹分离时间的长短和分离过程中航弹姿态的变化。初始下抛速度越大，机弹分离的时间就越短，航弹姿态角变化越小，有利于分离过程中航弹姿态的稳定，从而有利于机弹安全分离。反之，初始下抛速度越小，航弹姿态角变化越大，不利于分离过程中航弹姿态的稳定。

参考文献

[1] 雷娟棉，肖雅彬，吴甲生．布撒器 - 子弹气动干扰风洞实验研究 [J]. 兵工学报 ,2005,26(4:539-).

[2] 雷娟棉．弹箭复杂流动数值模拟与特殊气动问题研究 [D]. 博士学位论文．北京理工大学 ,2001.

[3] 胡俊．子母弹分离、抛撒气动力干扰分离与计算 [D]. 硕士学位论文．北京理工大学 ,1997.

[4] 郭正．包含运动边界的多体非定常流场数值模拟方法研究 [D]. 博士学位论文．国防科学技术大学 ,2002.

[5] 郭正，刘君，瞿章华等．非结构动网格在三维可动边界问题中的应用 [J]. 力学学报 .2003,35(2):140-146.

[6] 武青海．列车空气动力学数值仿真研究 [J]. 中国铁道科学 ,2002.8,23(04).

[7] Rainald Lohner, and Joseph K.Baum. Three-Dimensional Store Separation Using a Finite Element Solver and Adaptive Remeshing[C],AIAA 91-0602,1991.

[8] Gillyboeuf J P,Mansuy P, Pavsic S.Tow new chimera methods:applications to missile separation[C].AIAA 95-0353,1995.

[9] Welterlen T J,Karman Jr L.Rapid Assessment of F-16 Store Trajectory Using Unstructured CFD[C],AIAA 95-0354,1995.

[10] Pieter G. Buning, Tin-Chee Wong, Arthur D. Dilley, Jenn L. Pao. Prediction of Hyper-X Stage Separation Aerodynamics Using CFD[C] ,AIAA 2000-4009,2000.

[11] Fu-Shang(John)Wei,Jens A.Gjestvang.Store Sepatation Analysis of Penguin Missle From The SH-2G Helicopte[C]r.AIAA 2001-0992,2001.

[12] M.Lasek, K.Sibilaski.Modelling of External Store Separation[C]. AIAA 2002-0687.2002.

[13] E.Tay.CFD Applied to Separation of SLAM-ER from the S-3B[C].AIAA 2003-4226,2003.

[14] Honam Ok,Insun Kim, Sung — Ho Ra,Seong-Wook Choi,Bum-Seok oh,Joonho Lee.Determination of the Separation Forces of the Strap-on Boosters[C].AIAA 2004-874,2004.

[15] Baum J D,Luo Hong,Lohner R.Goldberg E and Feldhun A.Application of unstructured adaptive moving body methodology to the simulation of fuel tank separation from an F-16C/D fighter[C].AIAA 97-0166,1997.

[16] 宋贵宝，刘济民，高世清．导弹与载机分离数值模拟研究现状 [J]. 飞航导弹 ,2006, (10).

[17] 李孝伟，范绪箕．基于动态嵌套网格的飞行器外挂物投放的数值模拟 [J]. 空气动力学学报 ,2004,(01).

[18] 祁洋，范绪箕．飞机安全性设计的外挂物投放数值方法 [J]. 上海交通大学学报 ,2005,(05).

[19] 谢长强．机载导弹初始弹道仿真研究 [D]. 硕士学位论文．西北工业大学 ,2004.