

基于 Fluent/Simulink 的导弹内埋发射协同仿真

唐上钦¹, 黄长强¹, 雍明远²

(1. 空军工程大学航空航天工程学院, 西安 710038; 2. 空军驻西北地区军事代表室, 西安 710043)

摘要: 针对导弹从内埋武器舱发射过程中存在的气动与运动紧密耦合的问题, 为获得准确的弹道参数并进行控制, 结合 Fluent 和 Simulink 各自的优点, 利用 Fluent 的 Journal 文件和 Simulink 的 S 函数, 通过共享数据文件的方式开发了两者的数据接口, 建立了并行协同仿真平台。建立了通过舵面控制导弹运动的模型, 对比仿真了导弹在无控和闭环控制情况下从内埋武器舱发射时的空气动力特性和弹道特性。仿真结果验证了并行协同仿真的可行性, 表明舵面控制能够有效改善内埋导弹的初始弹道特性。

关键词: 内埋导弹; 协同仿真; Fluent/Simulink; 导弹发射

中图分类号: V271.4⁺1 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-637X(2013)03-0069-04

Fluent/Simulink Collaborative Simulation for Missile Separating from Cavity

TANG Shangqin¹, HUANG Changqiang¹, YONG Mingyuan²

(1. Engineering College of Aeronautics and Astronautics, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;
2. Army Representation Office of Air Force in Northwest, Xi'an 710043, China)

Abstract: In order to solve the dynamic and kinematic tight coupled problem existed during missile separating from cavity, and in order to acquire accurate trajectory parameters for control system, a parallel collaborative simulation platform was established based on Fluent and Simulink. The Journal file of Fluent and S-function of Simulink were adopted, and the data interface between Fluent and Simulink was developed by sharing data file. The missile's rudder control model was established. The aerodynamic characteristics and trajectory characteristics during missile separating from cavity were simulated under uncontrolled and closed-loop controlled conditions. The simulation results verify the feasibility of parallel collaborative simulation and show that rudder control method can effectively improve the ballistic trajectory characteristics when missile separating from cavity.

Key words: missile in cavity; collaborative simulation; Fluent/Simulink; missile launching

0 引言

新一代战斗机为了获得高隐身性和超音速巡航能力, 采用武器内埋的挂载方式。导弹从内埋武器舱发射后, 初始弹道的精确仿真以及高性能姿态控制器设计依赖于准确的空气动力学模型^[1]。Fluent 等计算流体力学(CFD)软件以现代流体力学与数值方法为理论基础, 以计算机为工具, 应用各种离散化方法, 可对流体力学的各类问题进行数值实验、计算机模拟和分析

研究。但不能实现对分布参数模型的闭环反馈控制, 存在很大局限^[2]。Simulink 可以用于各种导弹的动态系统建模与分析、姿态控制器设计等集总参数模型仿真。

Fluent 与 Simulink 各有专长, 它们通常是分别针对导弹发射问题的流体动力学仿真和动态系统建模、设计和仿真问题独立使用的。然而, 内埋式导弹发射问题与空气动力载荷之间是紧密耦合并且互为条件的, 在单一环境下分别对其仿真, 均难以获得精确的结果, 无法满足准确仿真内埋导弹发射动态行为以及姿态控制器设计的要求, 因此需要构建 Fluent 和 Simulink 相结合的协同仿真环境, 以充分发挥各仿真平台的优势、消除在单一平台中进行仿真的局限性。国内外有关 Fluent 和 Simulink 协同仿真的研究还比较少。

收稿日期: 2012-05-31 修回日期: 2012-06-19

基金项目: 航空科学基金(2010519016)

作者简介: 唐上钦(1984—), 男, 四川达州人, 博士生, 研究方向为机载精确制导武器, 机弹相容性研究。

文献[3]提出了3种协同仿真方案来处理水下机器人的动态行为,并分析了每种的技术可行性;文献[4]基于 Winsock 网络通信技术开发了 Matlab/Fluent 的数据接口对分布参数模型进行闭环控制的仿真平台;文献[5]通过 Simulink/Fluent 协同仿真技术实现了质子交换膜燃料电池内部数值仿真和外部环境作用的协同仿真。有关内埋式导弹在有控制发射情况下的初始弹道协同仿真还未有报道。

本文以新一代战机内埋导弹发射的动态行为为研究背景,结合 CFD 计算软件 Fluent 和系统仿真软件 Simulink 各自的优点,利用 Fluent 的 Journal 文件和 UDF 编程及 Simulink 的 S 函数开发了两者的接口,通过共享数据文件的方式实现了数据传递,建立了在运动和气动紧密耦合情况下的有控系统协同仿真框架。其中:Fluent 主要实现各气动参数的实时数值计算;Simulink 提供导弹六自由度和舵面闭环控制的动态模拟。这样的协同仿真能够更加真实、准确地模拟实际情况下导弹从内埋弹舱发射后无控/有控方式下的初始弹道特性。

1 Fluent/Simulink 协同仿真的原理和实现

1.1 协同仿真的原理

实现 Fluent/Simulink 协同仿真关键在于解决两个软件之间的数据传递。Simulink 工具是用于各种动态系统建模、分析和仿真的图形交互环境,它与 Matlab 可以实现无缝集成,并可通过 M 文件的 S 函数进行功能扩展,且可以直接利用 Matlab 的各种命令和函数资源实现复杂系统仿真和数据传输等功能。Fluent 运行中的指令序列可存储为 Journal 文件,外部程序可通过调用 Journal 文件的方式执行 Fluent,使其按照 Journal 文件中的指令序列自动执行仿真任务。对于非定常边界条件和动态网格等应用,Fluent 提供了基于 C 语言的用户自定义函数(User Defined Function,UDF)扩展其功能。

从 Simulink 与 Fluent 的运行机制可知,Simulink 可利用 S 函数程序实现接口,进而可通过 C 语言与其他应用程序实现接口,而 Fluent 可利用 Journal 文件和 UDF (C 语言程序)辅助以一定的数据文件实现与其他应用程序的接口。因此,尽管两个软件系统之间没有提供直接的协同仿真接口,但都可以与 C 语言程序实现接口并且具有文件操作能力,这就为两者之间通过 C 语言和共享数据文件的间接方式实现协同仿真提供了可能。

Fluent 根据初始条件和边界条件计算内埋舱内流场参数、导弹受力和力矩。通过 UDF 编程的方式实现共享数据文件和 Journal 文件的存储和更新。Simulink 在运行时,读取共享数据文件中所需数据作为输入,进行导弹的六自由度弹道方程解算获得导弹的运动位移

和姿态,根据设计的控制系统完成舵面偏转角的计算并将以上数据存入共享数据文件中。Fluent 根据 UDF 程序向动网格程序中提供更新的导弹运动参数和舵面偏转参数,重新计算流场参数和导弹参数,更新共享数据文件。相应的协同仿真原理如图 1 所示。

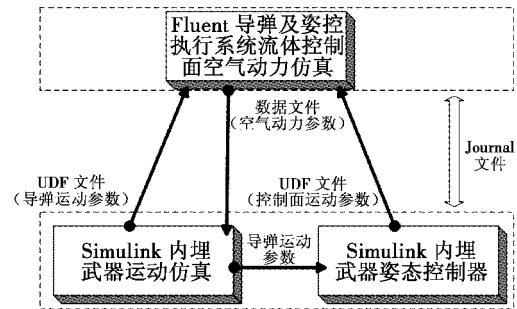


图 1 协同仿真原理图

Fig. 1 Principle diagram of collaborative simulation

1.2 并行协同仿真的实现

并行协同仿真技术是本文采用的实现方法,这种方式下,仿真循环中两个仿真环境以共享数据为中介,不存在显式的参数传递过程。因此需要在两软件之间定义数据输入输出格式,主要包含两个方面:一是数据传输的格式;二是数据是否准备好的标志。具体来讲,启动协同仿真后,Fluent 和 Simulink 都主动运行,始终处于交替工作状态,进入指定时间步的迭代循环中,按照并行协同仿真方式进行数据交换,以提供彼此需要的数据。并行协同仿真基本步骤如下:

- 1) 两软件开始运行,Fluent 按照 Journal 文件运行,读入 UDF 程序,计算气动力参数,Simulink 查询数据准备好标志;
- 2) Fluent 计算收敛,将数据写入共享数据文件,置数据准备好标志;
- 3) Simulink 读取数据文件,解算导弹运动方程,解算舵面偏转角,更新共享数据文件,置数据准备好标志。返回 1) 继续执行。

Fluent 与 Simulink 的仿真循环由共享数据文件中的相关标志位控制,Simulink 可以在 S 函数中通过自带的文件 I/O 函数访问共享数据,Fluent 则要在恰当的 UDF 中通过 C 语言提供的文件 I/O 函数访问共享数据。其中,S 函数传递给 Fluent 的参数分为两类,一种是 Fluent 通过图形用户界面设定的参数,通过修改 Journal 文件方式传递;一种是在 UDF 中用于计算动网格运动规律的参数,如弹体和舵面的动网格模拟,由于 UDF 的接口形式是固定的,只用于与 Fluent 计算环境之间传递参数,可以采用 DEFINE_CG_MOTION 和 DEFINE_GEOM 宏命令,运用共享数据文件的方式实现参数设定^[6]。具体流程如图 2 所示。

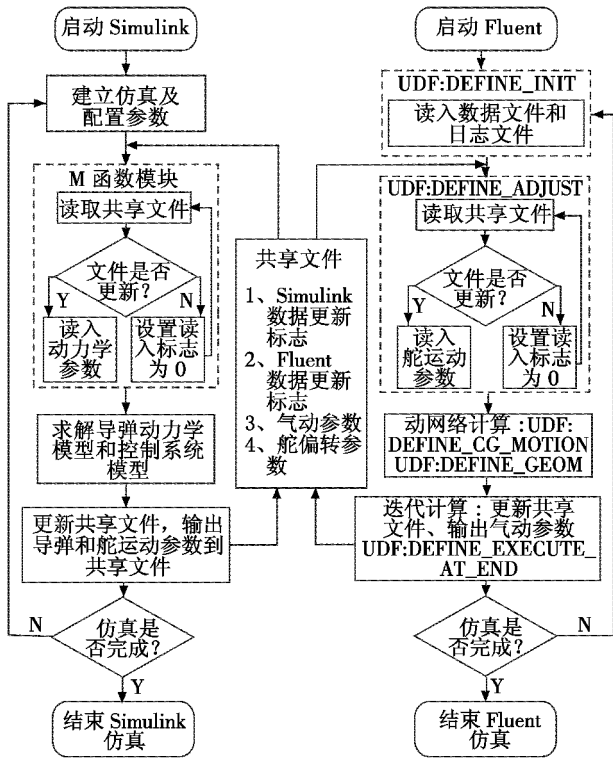


图2 并行协同仿真流程图

Fig.2 Flow chart of parallel collaborative simulation

2 内埋导弹发射初始弹道协同仿真

2.1 内埋导弹发射初始弹道协同仿真的动力学模型

导弹从内埋武器舱发射的过程是一个非正常过程,由于内埋武器舱是典型的凹舱结构,舱内空气流动的压力、速度等参数变化十分复杂,对导弹的气动干扰非常严重^[7]。为全面模拟内埋导弹发射的运动过程,建立了如图3所示的类F-22带内埋弹舱和导弹的几何模型和局部网格,整个计算域的网格如图4所示。

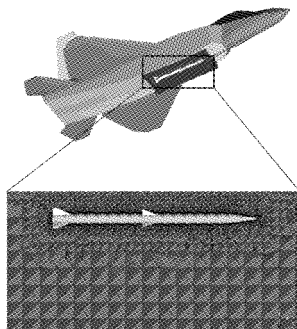


图3 载机和导弹几何模型和局部网格图

Fig.3 Geometric model and partial mesh plot of aircraft and missile

在本文研究中,导弹为正常式气动布局,定义导弹弹体为运动刚体,四片舵面也为运动刚体,舵面通过与弹体产生相对运动,改变导弹所受气动力和力矩,达到控制导弹运动的目的^[8-9]。因此,最重要的是把弹体和

舵机的运动参数传递给控制网格运动的宏命令,为便于研究,如图5所示,定义舵坐标系 $o_r x_r y_r z_r$,其原点 o_r 位于舵轴与舵根弦交点处, $o_r x_r$ 、 $o_r y_r$ 、 $o_r z_r$ 三轴分别与弹体坐标系 $o_1 x_1$ 、 $o_1 y_1$ 、 $o_1 z_1$ 三轴相平行,构成右手直角坐标系。

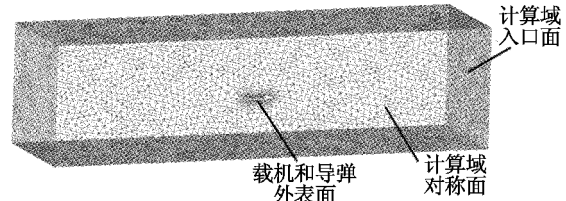


图4 计算域网格图

Fig.4 Mesh plot of computation domain

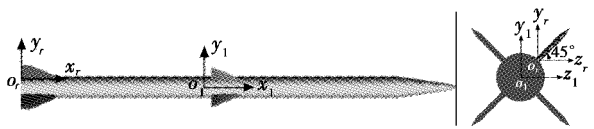


图5 弹体坐标系与舵坐标系示意图

Fig.5 Missile body and rudder coordinates

假设由控制模块输出的舵绕其轴的转动角度为 δ_c ,则可以得到仿真过程中任一时刻在舵坐标系内的

$$\text{角速度投影为: } \omega_{x_r} = 0, \omega_{y_r} = \frac{\sqrt{2}}{2} \dot{\delta}_c, \omega_{z_r} = \frac{\sqrt{2}}{2} \dot{\delta}_c$$

在有控运动状态下,导弹舵面和弹体存在相对转动的角速度,可以通过式(1)计算在舵坐标系下舵面的角速度值,积分得到舵面偏转的角度,作为参数传递给UDF的宏命令编程使用。

$$\omega_r = \omega'_r + \omega_{1r} \quad (1)$$

其中: ω_{1r} 为弹体角速度到舵坐标系的投影; $\omega'_r = [\omega_{x_r}, \omega_{y_r}, \omega_{z_r}]^T$ 。

将弹体运动看作牵连运动,将舵绕舵轴转动看作相对运动,根据速度合成定理舵的质心在发射惯性坐标系下的绝对运动,由式(2)计算

$$\begin{cases} v_{x_r} = v_{x_1} + \omega_{y_1}(z_r - z_1) - \omega_{z_1}(y_r - y_1) \\ v_{y_r} = v_{y_1} + \omega_{z_1}(x_r - x_1) - \omega_{x_1}(z_r - z_1) \\ v_{z_r} = v_{z_1} + \omega_{x_1}(y_r - y_1) - \omega_{y_1}(x_r - x_1) \end{cases} \quad (2)$$

式中: $v_{x_1}, v_{y_1}, v_{z_1}$ 分别为弹体质心运动速度; $\omega_{x_1}, \omega_{y_1}, \omega_{z_1}$ 为弹体坐标系下弹体转动角速度; x_1, y_1, z_1 为发射惯性坐标系下弹体质心位置; x_r, y_r, z_r 为发射惯性坐标系下舵坐标系原点位置。

导弹运动的六自由度方程及其 Simulink 建模参考文献^[10]。

2.2 内埋导弹发射初始弹道协同仿真的控制模型

在内埋导弹发射过程中,俯仰方向的姿态和纵向位移是研究的重点,同时,由于导弹为轴对称结构,俯仰与偏航通道可采用相同的控制方法,所以本文以俯仰姿态控制为例进行研究,控制模块的输出为舵面偏角 δ_c 。

如图6所示建立基于Simulink的导弹控制系统模型。

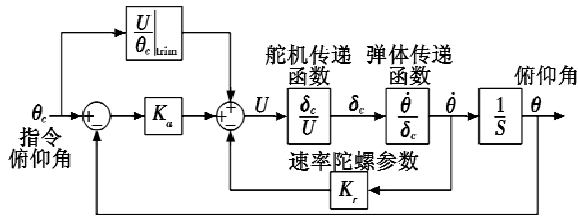


图6 Simulink 仿真控制模块图

Fig.6 Simulink control module chart

本例通过小扰动方程推导出线性方程作为导弹的计算模型。其中:舵机伺服机构传递函数在本例中选择为一阶,即 $\frac{u}{\delta_c} = \frac{g}{s+f}$;导弹动力学传递函数在本例中选择为二阶,即 $\frac{\dot{\theta}}{\delta_c} = \frac{ds+e}{as^2+bs+c}$ 。其中,各系数的值由控制方程决定,它们主要与导弹的几何外形、流场信息、稳态导数相关。稳态导数项在二维情况下由线性化的超音速翼型理论决定,在三维情况下直接通过数值计算。比例系数 K_a 和速率陀螺系数 K_r 的计算可以采用极点配置法和线性系统时间响应法。

取状态变量 $\dot{X} = [\theta \quad \dot{\theta} \quad \ddot{\theta} \quad \delta_c]^T$, 令 $u = QX + Rr$, 可推导得到闭环状态下的状态空间表达式为

$$\begin{cases} \dot{X} = AX + B[QX + Rr] = [A + BQ]X + RB r \\ Y = CX \end{cases} \quad (3)$$

其中各系数表达式如下:

$$A + BQ = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & -\frac{c}{a} & -\frac{b}{a} & \frac{d}{a} \\ -\frac{eg}{d}K_a & -g(K_a + \frac{e}{d}K_r) & -gK_r & -f \end{bmatrix};$$

$$RB = [0 \quad 0 \quad 0 \quad (K_a + K_r)g]^T; B = [0 \quad 0 \quad 0 \quad g]^T; C = [0 \quad 1 \quad 0 \quad 0]$$

状态变量的值可以通过如下的欧拉显式迭代公式计算

$$\begin{aligned} X^{n+1} &= \Delta t \left[(A + BQ + \frac{I}{\Delta t}) X^n + K_a B r^n \right] \\ Y^{n+1} &= C X^{n+1}. \end{aligned} \quad (4)$$

3 仿真结果及分析

根据以上建立的动力学模型和控制模型,设定仿真条件为:计算域入口为压力入口边界条件;载机和导弹为壁面边界条件;载机和导弹的纵向对称面设为对称边界条件;其余计算域边界面设为压力远场边界条件。考虑到几何外形比较复杂,采用 $k-\varepsilon$ 湍流模型。

导弹采用弹射发射方式,弹射时间设为 0.04 s。控制系统中,舵机时间常量 $\tau = 1/75$ s, $f = 1/\tau$,增益值 $K_a = 1.2, K_r = 0.06$ 。设定仿真时间步长为 0.002 s。

仿真计算了内埋导弹在无控制情况下和有控制情况下俯仰方向的力、力矩系数,俯仰角和舵偏角的时间曲线,分别如图7和图8所示。并且选取 $t = t_1 = 0.07$ s 时刻计算了导弹纵向剖面内两种情况下静压系数等值线,如图9所示。

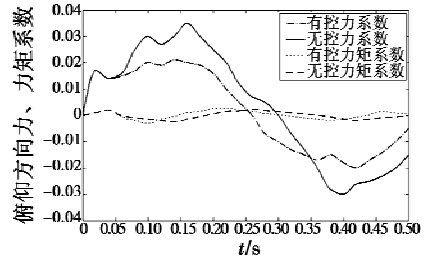


图7 无控和有控状态下俯仰方向力、力矩系数时间曲线
Fig.7 Force and moment coefficient curves under uncontrolled and controlled conditions

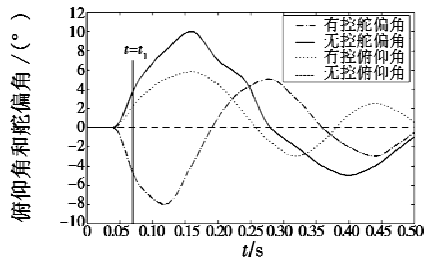


图8 无控和有控状态下导弹俯仰角和舵偏角时间曲线
Fig.8 Pitch and rudder deflection angle curves under uncontrolled and controlled conditions

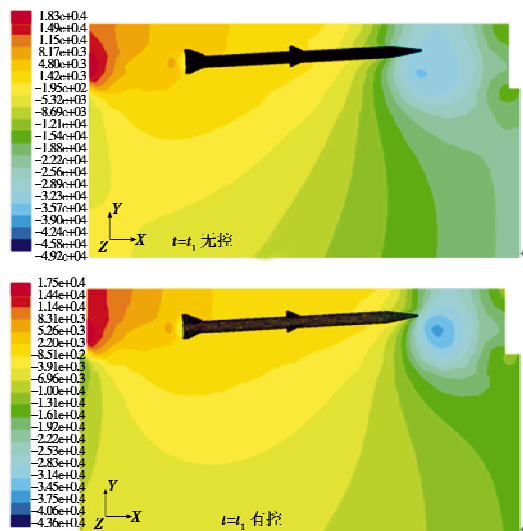


图9 无控和有控状态下弹体纵剖面静压系数等值线图
Fig.9 Contours of pressure coefficient under uncontrolled and controlled conditions

仿真结果表明,时间最优控制很好地满足系统快速性的要求,达到阶跃过程最小化,结合模糊 PID 控制提高系统控制精度和自适应能力,从而获得较为满意的控制效果。

5 结束语

本文从双光楔扫描系统的实际特点出发,采用时间最优控制与模糊 PID 控制器相结合的控制策略,时间最优控制对系统的初期进行控制,快速消除大的偏差,到达跳转位置后,要求系统的精度高、超调小、动态误差小,模糊 PID 控制器能够很好地完成这一任务。最后,通过仿真试验证明该算法是正确和可行的。

参考文献

- [1] 郁道银,谈恒英. 光学工程[M]. 北京:机械工业出版社,2006.
- [2] 胡寿松. 自动控制原理[M]. 5 版. 北京:科学出版社,2008.
- [3] 李友善. 自动控制原理[M]. 北京:国防工业出版社,1990.
- [4] 时光煜,李明月,孙辉辉. 旋转折射光楔对控制模型在机载光电探测设备中的应用分析[J]. 电光与控制,2011,18(12):52-55.
- [5] WORKMAN M L. Adaptive proximate time optimal servo-mechanisms [D]. Stanford:Stanford University,1987.
- [6] 吴沧浦. 最优控制的理论与方法[M]. 北京:国防工业出版社,2006.
- [7] 李凤俐. 时间最优控制理论在雷达伺服系统中的应用[J]. 测控技术,2008,27(6):47-49.
- [8] 陈春红,武亚平,李军显. 雷达导引头最优控制问题研究[J]. 导弹与航天运载技术,2010(6):38-41.
- [9] 程丽丽,武玉强. 有限时间收敛控制与时间最优控制性能指标分析[J]. 曲阜师范大学学报,2007,33(3):19-24.
- [10] 诸静. 模糊控制原理及应用[M]. 北京:机械工业出版社,2003.
- [11] 陶永华. 新型 PID 控制及应用[M]. 北京:机械工业出版社,2002.
- [12] 何华锋,胡昌华,代延民. 一种自适应模糊 PID 控制器应用仿真[J]. 电光与控制,2006,13(1):41-44.

(上接第 72 页)

由图 7 分析可知,在无控状态下导弹的力系数比有控状态下的更大,说明导弹的运动更加剧烈,这一点可以从图 9 的静压系数等值线中无控比有控静压系数大,并且导弹周围静压系数梯度也更大得到验证。

从图 8 可以看出,采用控制方法使得导弹的俯仰角分布比较平滑,呈现出幅值快速衰减的过程,从舵偏角的时间曲线来看,它随着弹体俯仰角的变化而变化的跟随性很好,这对于内埋导弹脱离内埋舱和载机干扰流场的初始运动阶段的稳定性是非常有利的,表明协同仿真方法的有效性和导弹控制的必要性。

4 结论

本文针对内埋式导弹发射初始弹道精确模拟和控制的问题,结合 Fluent 和 Simulink 各自的功能,利用 Fluent 的 Journal 文件和 Simulink 的 S 函数,通过共享数据文件的方式实现了两者的数据传递,建立了并行协同仿真平台。在模拟仿真中,Fluent 准确计算内埋舱的流场参数和导弹的气动参数,Simulink 则完成舵面控制系统的仿真,其输出作为 Fluent 动网格模型的边界条件。仿真结果表明,用协同仿真方法处理内埋式导弹有控发射这类带控制的气动与运动紧耦合问题是可行的。

参考文献

- [1] 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):1840-1845.
- [2] 张晓东,张培林,傅建平,等. 基于 CFD 与协同仿真的火炮后坐分析计算[J]. 弹道学报,2010(3):30-34.
- [3] 谢海斌,张代兵,沈林成. 基于 Matlab/Simulink 与 Fluent 的协同仿真方法研究[J]. 系统仿真学报,2007,19(8):1824-1827.
- [4] 鲍文,李伟鹏,常军涛,等. 基于 Fluent/Matlab 接口的分布参数系统闭环控制仿真[J]. 系统仿真学报,2008,20(11):2851-2858.
- [5] 贺明艳,周苏,黄自萍,等. 基于 Simulink/Fluent 的 PEM-FC 系统的协同仿真[J]. 系统仿真学报,2011,23(1):38-43.
- [6] Fluent Inc. Fluent 6.2 UDF Manual[M]. Lebanon, USA: Fluent Inc., 2005:1. 12-1. 14.
- [7] JOHNSON R A, STANEK M J, GROVE J E. Store separation trajectory deviation due to unsteady weapons bay aerodynamics[C]//The 46th AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit, 7-10. January 2008, Reno, Nevada, AIAA 2008-188:1-15.
- [8] 苟永杰. 机弹分离数值仿真研究[D]. 西安:西北工业大学,2006.
- [9] NICHOLS R H, DENNY A G. Numerical simulation of a store in controlled separation[C]//17th Applied Aerodynamics Conference, June 28-July 1, 1999: AIAA99-3128.
- [10] 毕开波,王晓东,刘智平. 飞行器制导与控制及其 Matlab 仿真技术[M]. 北京:国防工业出版社,2009.