CFE 方法在导弹发射动力学建模中的应用

张科南 陈万春

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 在传统的发射动力学微分方程基础上,添加了 CFE(Constraint Force Equation)方法中的约束方程和自由度方程,建立了基于 CFE 方法的导弹发射动力学模型. 以倾斜发射导弹系统为研究对象,定义了 1 个二自由度约束节点来描述导弹与发射架间的约束关系,通过建模计算得到了发射过程的约束力和约束力矩,最后利用软件 ADAMS(Automatic Dynamic Analysis of Mechanical Systems)对该算例进行了计算,取得了一致的结果,从而验证了该方法在导弹发射动力学建模中应用的有效性,扩大了该方法的应用范围.

关 键 词: 导弹发射系统; 发射; 动力学模型

中图分类号: V 412.1

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2010)12-1404-03

Application of constraint force equation method for missile launching dynamics modeling

Zhang Kenan Chen Wanchun

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: A missile launching dynamics model based on the constraint force equation (CFE) method was presented, by applying the constraint equations and joint degrees of freedom in traditional launching dynamics equations. An incline launching missile system was researched, the missile body and the launching device were connected by a joint of two degrees of freedom, constraint forces and moments in launching process were obtained by calculating the dynamics model. In the end the same case was calculated using software automatic dynamic analysis of mechanical systems(ADAMS), results were compared and analyzed with the CFE method, a good agreement is achieved, so the application of this method used for missile launching dynamics modeling is verified and the method's application range is extended.

Key words: missile launching systems; launching; dynamic models

本文研究的导弹发射系统属倾斜发射、不同时滑离[1]情况. 不同时滑离过程的导弹运动,根据定向钮和定向器的接触情况可分为约束期和半约束期 2 个阶段. 其中,约束期运动过程,2 个定向钮同时跟定向器接触,沿垂直定向器方向可以看作是受力平衡的,分析起来比较容易. 半约束期运动是从第 1 个定向钮滑离定向器开始到第 2 个定向钮最终离开定向器的过程. 这个阶段,导弹只有 1 个定向钮跟定向器作用,和定向器间既有约束力又有约束力矩的作用,情况比较复杂. 利用传统的解析方法分析此时的导弹受力比较困难,本文采用 CFE(Constraint Force Equation)方法[2-3]对该问题进行了求解. CFE 方法是在参考文献[2]中提出的一种计算多刚体级间分离约束载荷的通用方法. 此方法已经成功地应用于 NASA 的 X-43 高超声速飞行器级间分离实验,以及 NASA 的下一代发射技术项目 NGLT(Next Generation Launch Technology)分离计算中. 受文献[3]启发,本文给出了基于 CFE 方法的导弹发射动力学模型. 在传统的发射动力学微分方程组基础上,添

收稿日期: 2009-11-17

作者简介: 张科南(1983—),男,山东潍坊人,博士生,zhangkenan1983@gmail.com.

加了 CFE 方法中的约束方程和自由度方程,从而使新模型可以精确计算发射过程的约束力载荷.针对发射和分离的不同之处,给出了相应的处理方法,通过增加发射架的质量和转动惯量的量级,模拟了发射架相对地面固定的特殊性.另外,文中引用了 3 套坐标系,交代了各组方程的使用条件,并考虑了摩擦阻尼.最后,用软件 ADAMS(Automatic Dynamic Analysis of Mechanical Systems)对同一问题进行了计算,并与 CFE 方法模型的结果进行对比分析.

1　约束期运动

如图 1,该阶段导弹受到两定向钮处的法向力和摩擦力作用,$\boldsymbol{P}$ 为发动机推力;$\boldsymbol{G}$ 为导弹重力;$\boldsymbol{F}_{\mathrm{f}}$ 为定向钮与定向器间的摩擦力;$\boldsymbol{N}_1$,$\boldsymbol{N}_2$ 为前后定向钮到质心的距离;l_3 为推力作用点到质心的距离;l_4 为定向器表面到导弹纵轴的距离;φ 为导弹发射倾角.导弹的运动方程及求解参考文献[4].

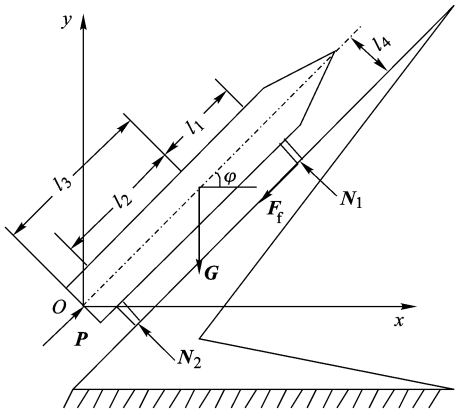


图 1　导弹发射约束期受力图

2　半约束期运动

后定向钮和定向器间的接触作用为广义的约束力和约束力矩,定义 1 个二自由度约束节点连接定向钮和定向器,允许 1 个方向的平动和 1 个方向的转动.此时的导弹发射系统受力情况见图 2.其中,导弹的未知量包括约束力 $\boldsymbol{F}_B^{\mathrm{CON}}$,约束力矩 $\boldsymbol{T}_B^{\mathrm{CON}}$,直线加速度和角加速度,沿 3 个坐标轴展开共 12 个未知变量;同理,可认为发射架也存在约束力 $\boldsymbol{F}_A^{\mathrm{CON}}$,约束力矩 $\boldsymbol{T}_A^{\mathrm{CON}}$,直线加速度和角加速度,展开后共 12 个未知变量,整个导弹发射系统总共 24 个未知变量.

2.1　坐标系定义

文中用到 3 套坐标系:地面惯性坐标系 $Oxyz$,见图 1,弹体坐标系 $O_2b_xb_yb_z$,发射架坐标系 $O_1a_xa_ya_z$,见图 2,其中 J 是约束节点,上述坐标系的定义见参考文献[5].

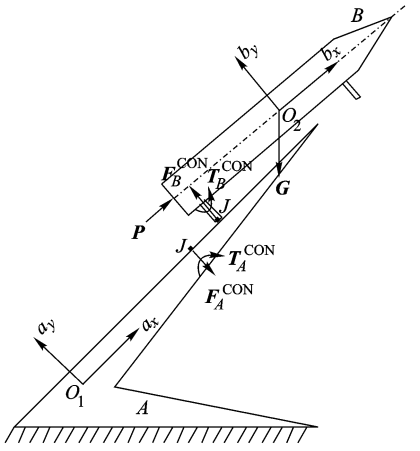


图 2　导弹发射半约束期受力图

2.2　发射过程 CFE 方法建模

2.2.1　*动力学微分方程*

导弹质心运动的动力学方程[6-7]:

$$\ddot{\boldsymbol{x}}=\frac{1}{m}(\boldsymbol{F}^{\mathrm{EXT}}+\boldsymbol{F}^{\mathrm{CON}}) \tag{1}$$

导弹绕质心转动的动力学方程:

$$\boldsymbol{I}\cdot\dot{\boldsymbol{\omega}}+\boldsymbol{\omega}\times\boldsymbol{I}\cdot\boldsymbol{\omega}=\boldsymbol{T}^{\mathrm{EXT}}+\boldsymbol{\rho}\times\boldsymbol{F}^{\mathrm{CON}}+\boldsymbol{T}^{\mathrm{CON}} \tag{2}$$

式(1)建立在地面惯性系下,式(2)建立在弹体坐标系下,向量 $\boldsymbol{\rho}$ 定义为约束节点到弹体质心的距离,位于弹体坐标系中.发射架具有类似的 2 个方程.

2.2.2　*约束方程*

1) 限制平动约束节点

当两物体沿某一方向 $\boldsymbol{e}_A$ 没有相对平移,称该方向为限制平动约束方向.两物体相对距离的变化在 $\boldsymbol{e}_A$ 上投影为 0,

$$(\boldsymbol{r}_B-\boldsymbol{r}_A)\cdot\boldsymbol{e}_A=0 \tag{3}$$

式中,$\boldsymbol{r}_A$,$\boldsymbol{r}_B$ 分别表示刚体 A,B 上的约束力作用点在惯性坐标系中的位置向量;$\boldsymbol{e}_A$ 是固定在刚体 A 上的单位向量,指向限制平动约束方向.

2) 限制转动约束节点

转动受约束,则固连在两物体上的相互垂直的单位向量标量积为 0,

$$\boldsymbol{e}_B\cdot\boldsymbol{e}_A=0 \tag{4}$$

式中,$\boldsymbol{e}_A$ 和 $\boldsymbol{e}_B$ 是分别固定在刚体 A,B 上的单位向量,它们都垂直于受约束的旋转轴.应用过程中,对约束方程式(3)、式(4)分别求导 2 次,得到 2 个刚体的线加速度和角加速度.

结合图 1 将上述约束方程应用在本导弹发射系统中,易见,导弹和发射架之间可以沿弹体坐标

系的 x 轴方向发生平动，而沿 y、z 两方向受到约束，于是限制平动约束方程如下：

$$\left.\begin{aligned}(\boldsymbol{r}_B-\boldsymbol{r}_A)\cdot\hat{\boldsymbol{a}}_y=0\\(\boldsymbol{r}_B-\boldsymbol{r}_A)\cdot\hat{\boldsymbol{a}}_z=0\end{aligned}\right\}\tag{5}$$

式中，$\hat{\boldsymbol{a}}_y=[0,1,0]^{\mathrm{T}}$；$\hat{\boldsymbol{a}}_z=[0,0,1]^{\mathrm{T}}$.

另外，由于第1个定向钮已经脱离定向器，导弹受重力绕弹体坐标系的 z 轴转动，而绕 x，y 两轴的转动受到约束，于是有转动约束方程：

$$\left.\begin{aligned}\hat{\boldsymbol{a}}_x\cdot\hat{\boldsymbol{b}}_z=0\\\hat{\boldsymbol{b}}_y\cdot\hat{\boldsymbol{a}}_z=0\end{aligned}\right\}\tag{6}$$

式中，$\hat{\boldsymbol{a}}_x=[1,0,0]^{\mathrm{T}}$；$\hat{\boldsymbol{a}}_z=[0,0,1]^{\mathrm{T}}$；$\hat{\boldsymbol{b}}_y=[0,1,0]^{\mathrm{T}}$；$\hat{\boldsymbol{b}}_z=[0,0,1]^{\mathrm{T}}$.

2.2.3 自由度方程

除了限制作用，作为1个约束节点还可以允许2个物体沿特定方向发生相对运动. 约束节点根据约束类型的不同，具有不同的自由度 $n(1\leqslant n\leqslant 6)$，上述约束方程限制了 $6-n$ 个方向上的运动，对不受限制的 n 个方向，约束载荷满足以下自由度方程：

$$\boldsymbol{F}_B^{\mathrm{CON}}\cdot\boldsymbol{e}=\boldsymbol{F}_{\mathrm{f}}\tag{7}$$

$$\boldsymbol{T}_B^{\mathrm{CON}}\cdot\boldsymbol{e}=\boldsymbol{T}_{\mathrm{f}}\tag{8}$$

式中，$\boldsymbol{e}$ 为一个单位向量，沿着相对运动方向；$\boldsymbol{F}_{\mathrm{f}}$，$\boldsymbol{T}_{\mathrm{f}}$ 分别为约束节点允许相对运动方向上存在的阻尼力和阻尼力矩. 以上两式都建立在弹体坐标系中.

在本导弹发射系统中，导弹既可沿 x 方向滑动又可绕 z 方向转动，所以有2个自由度方程：

$$\left.\begin{aligned}\boldsymbol{F}_B^{\mathrm{CON}}\cdot\hat{\boldsymbol{b}}_x=\boldsymbol{F}_{\mathrm{f}}\\\boldsymbol{T}_B^{\mathrm{CON}}\cdot\hat{\boldsymbol{b}}_z=\boldsymbol{T}_{\mathrm{f}}\end{aligned}\right\}\tag{9}$$

式中，$\hat{\boldsymbol{b}}_x=[1,0,0]^{\mathrm{T}}$；$\hat{\boldsymbol{b}}_z=[0,0,1]^{\mathrm{T}}$. $\boldsymbol{F}_{\mathrm{f}}$，$\boldsymbol{T}_{\mathrm{f}}$ 是定向钮与定向器间的摩擦阻尼. 方程式(5)、式(6)和式(9)组成了1个节点的6个约束相关方程.

2.2.4 作用与反作用定律方程

包括平移节点的系统，必须考虑两物体上节点间的相对距离变化对力矩的影响. 此时的作用反作用方程如下：

$$\boldsymbol{F}_A^{\mathrm{CON}}+\boldsymbol{F}_B^{\mathrm{CON}}=0\tag{10}$$

$$\boldsymbol{T}_A^{\mathrm{CON}}+\boldsymbol{T}_B^{\mathrm{CON}}+(\boldsymbol{r}_{\mathrm{B}}-\boldsymbol{r}_A)\times\boldsymbol{F}_B^{\mathrm{CON}}=0\tag{11}$$

3 结果分析

半约束期导弹速度较低，忽略气动力和气动力矩的影响，假设推力方向一直沿弹体轴方向，分别用CFE方法编程和用ADAMS软件进行计算，得到结果见图3～图6. 对比可见，两种方法取得了良好的一致性.

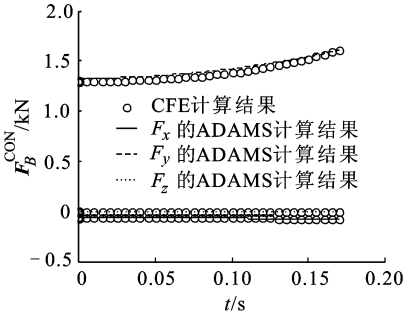


图3 导弹受到的约束力

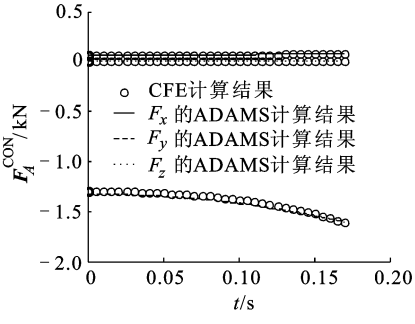


图4 发射架受到的约束力

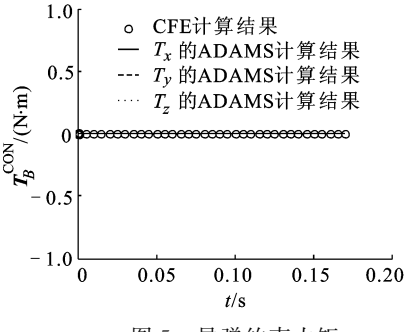


图5 导弹约束力矩

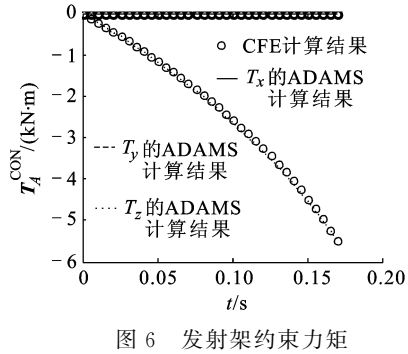
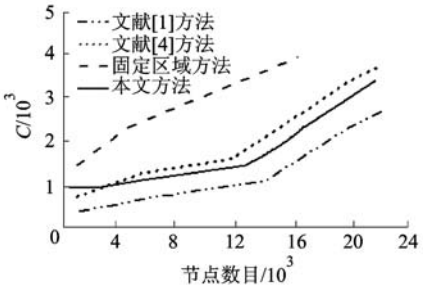


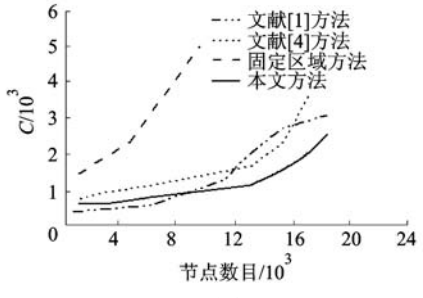
图6 发射架约束力矩

4 结束语

本文分析了导弹倾斜发射过程受力情况，在半约束期采用了CFE方法，建立发射动力学模型，求解了导弹受到的约束载荷，通过和ADAMS软件计算结果的对比，校验了结果的合理性，扩大了CFE方法的应用范围，从而给出了一种求解发射约束力问题的通用方法. （下转第1426页）



a 节点平均分布



b 节点集中分布

图4 测试2结果

4 结束语

本文利用负载评估方程,通过预处理和实时调节方法解决了DVE系统在多服务器模式下的节点划分问题,方法不仅满足了DVE系统对划分实时性的要求,并有效地降低系统的负载度.实验证明该方法具有较强的实用价值,可有效的扩大DVE系统的规模.

参考文献(References)

[1] Lui J C, Chan M. An efficient partitioning algorithm for distributed virtual environment systems [J]. IEEE Trans Parallel and Distributed Systems, 2002, 13(3): 193－211

[2] Morillo P, Ferna'ndez M. A GRASP-based algorithm for solving DVE partitioning problem [C]//Proceedings of the International Parallel and Distributed Processing Symposium. Los Alamitos: IEEE Computer Society, 2003: 60－68

[3] Lee K M, Lee D M. A scalable dynamic load distribution scheme for multi-server distributed virtual environment systems with highly-skewed user distribution [C]// Virtual Reality Software and Technology Proceedings of the ACM symposium on Virtual reality software and technology. New York: ACM, 2003: 160－168

[4] Hu Xiaomei, Zhai Zhengjun, Cai Xiaobin. A task-based clustering method for the dynamic partitioning management in CVE systems [J]. Wireless and Mobile Computing, Networking And Communications, 2005(4): 139－144

(编 辑:刘登敏)

(上接第1406页)

参考文献(References)

[1] 姚昌仁,唐国梁,宋廷伦. 火箭导弹发射动力学[M]. 北京:北京理工大学出版社,1996:6－7
Yao Changren, Tang Guoliang, Song Tinglun. Launching dynamics for rockets or missiles[M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 1996: 6－7(in Chinese)

[2] Toniolo M D, Tartabini P V, Pamadi B N, et al. Constraint force equation methodology for modeling multi-body stage separation dynamics[R]. AIAA-2008-219, 2008

[3] Tartabini P V, Roithmayr C, Toniolo M D, et al. Verification of the constraint force equation methodology for modeling multibody stage separation[R]. AIAA-2008-7039, 2008

[4] 薛明旭. 战术导弹发射动力学与仿真[D]. 西安:西北工业大学航天学院,2004
Xue Mingxu. Launch dynamics of tactical missile and simulation[D]. Xi'an: College of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, 2004(in Chinese)

[5] 周慧钟,李忠应,王瑾玫. 有翼导弹飞行动力学[M]. 北京:航空专业教材编审组,1983:11－19
Zhou Huizhong, Li Zhongying, Wang Jinmei. Winged missile flight dynamics [M]. Beijing: Aeronautics Professional Teaching Material Edit Group, 1983: 11－19(in Chinese)

[6] 邵伟龙,陈万春. 吸气式导弹分离动力学建模与仿真分析[C]//2006年中国飞行力学年会论文集. 黄山市:中国宇航学会空气动力学与飞行力学专业委员会,2006:221－225
Shao Weilong, Chen Wanchun. Modeling, simulation and analysis of the air-breathing missile separation dynamics [C]//2006 China Flight Dynamics Annual Conferences. HuangShan: Chinese Society of Astronautics Aerodynamics and Flight Dynamics Committee, 2006: 221－225(in Chinese)

[7] 肖业伦,陈万春. 飞行器相对姿态运动的静力学、运动学和动力学方法[J]. 中国空间科学技术,2003,10(5):10－15
Xiao Yelun, Chen Wanchun. Statical, kinematical and dynamical approaches for treating the relative attitude motion of flight vehicles[J]. Chinese Space Science and Technology, 2003, 10(5): 10－15(in Chinese)

(编 辑:刘 晔)