

11-20-2019

Application of Constraint Force Equation Methodology in Aircraft Stage Separation Dynamics Simulation

Yongji Wang

National Key Laboratory of Science and Technology on Multispectral Information Processing, Automation College, Huazhong University of Science and Technology, Wuhan 430074, China;

Bangbang Li

National Key Laboratory of Science and Technology on Multispectral Information Processing, Automation College, Huazhong University of Science and Technology, Wuhan 430074, China;

Liu Lei

National Key Laboratory of Science and Technology on Multispectral Information Processing, Automation College, Huazhong University of Science and Technology, Wuhan 430074, China;

Follow this and additional works at: <https://dc-china-simulation.researchcommons.org/journal>



Part of the [Artificial Intelligence and Robotics Commons](#), [Computer Engineering Commons](#), [Numerical Analysis and Scientific Computing Commons](#), [Operations Research](#), [Systems Engineering and Industrial Engineering Commons](#), and the [Systems Science Commons](#)

This Paper is brought to you for free and open access by Journal of System Simulation. It has been accepted for inclusion in Journal of System Simulation by an authorized editor of Journal of System Simulation.

Application of Constraint Force Equation Methodology in Aircraft Stage Separation Dynamics Simulation

Abstract

Abstract: The separation process of two-stage aircraft can be divided into three periods: *lock-up period*, *constraint period* and *detachment period*. The guide pins have constraint on two stages, which permit only translation in X-axis direction. To avoid the complex force analysis, *the guide pins can be regarded as a joint of one degree of freedom*. By adding the constraint and freedom equations to traditional separation dynamics equations, a dynamics model based on constraint force equation (CFE) methodology was built. The constraint force and moment can be obtained by solving constraint force equations. The constraint force equation (CFE) methodology was applied to all three periods of separation simulation and its practicability was verified by single simulation and Monte Carlo simulation.

Keywords

separation simulation, guide pins, dynamics modeling, constraint force equation, simulation

Recommended Citation

Wang Yongji, Li Bangbang, Liu Lei. Application of Constraint Force Equation Methodology in Aircraft Stage Separation Dynamics Simulation[J]. Journal of System Simulation, 2019, 31(4): 632-640.

CFE 方法在飞行器级间分离动力学仿真中的应用

王永骥, 李棒棒, 刘磊

(华中科技大学自动化学院多谱信息处理技术国家级重点实验室, 湖北 武汉 430074)

摘要: 某两级飞行器的分离过程可分为 3 个阶段: 锁定段、约束段和脱离段。导向销在约束段对两级产生约束作用使两级只能沿轴向相对平动。为了避免复杂的力学建模, 将导向销等效为一自由度的约束节点来描述其约束作用。建立一种基于约束力方程(CFE, Constraint Force Equation)方法的分离动力学模型, 在传统的分离动力学方程上添加约束方程和自由度方程构成 CFE 方程组。求解 CFE 方程组即可得到约束力和约束力矩。将 CFE 方法应用到整个分离过程, 并通过单次仿真和蒙特卡罗仿真验证了该方法的实用性。

关键词: 级间分离; 导向销; 动力学建模; 约束力方程; 仿真

中图分类号: V412.1 文献标识码: A 文章编号: 1004-731X (2019) 04-0632-09

DOI: 10.16182/j.issn1004731x.joss.17-0138

Application of Constraint Force Equation Methodology
in Aircraft Stage Separation Dynamics Simulation

Wang Yongji, Li Bangbang, Liu Lei

(National Key Laboratory of Science and Technology on Multispectral Information Processing, Automation College, Huazhong University of Science and Technology, Wuhan 430074, China)

Abstract: The separation process of two-stage aircraft can be divided into three periods: *lock-up period, constraint period and detachment period*. The guide pins have constraint on two stages, which permit only translation in X-axis direction. To avoid the complex force analysis, *the guide pins can be regarded as a joint of one degree of freedom*. By adding the constraint and freedom equations to traditional separation dynamics equations, a dynamics model based on constraint force equation (CFE) methodology was built. The constraint force and moment can be obtained by solving constraint force equations. The constraint force equation (CFE) methodology was applied to all three periods of separation simulation and its practicability was verified by single simulation and Monte Carlo simulation.

Keywords: separation simulation; guide pins; dynamics modeling; constraint force equation; simulation

引言

飞行器级间分离的建模与仿真是进行任务飞行前的一个至关重要的环节, 精确的建模与仿真可

以最大程度地模拟分离的真实过程, 帮助设计者发现并解决分离中存在的问题。目前, 国内外关于级间分离建模与仿真问题的文献所采用的方法大致可归结为以下几种: 一是采用牛顿力学的方法对飞行器的两体分别进行受力分析^[1], 进而根据飞行器运动学和动力学微分方程组进行六自由度仿真; 二是基于拉格朗日力学^[2]建立分离动力学方程组; 三是使用机械系统动力学仿真软件 ADAMS 进行力



收稿日期: 2017-03-23 修回日期: 2017-08-10;
基金项目: 国家自然科学基金(61473124);
作者简介: 王永骥(1955-), 男, 江西吉安, 博士, 研究方向为飞行器制导控制, 智能优化与智能控制;
李棒棒(1991-), 男, 安徽淮北, 硕士, 研究方向为飞行器控制、飞行动力学建模与仿真。

<http://www.china-simulation.com>

学建模与分离仿真^[3], 有的学者还辅以 FLUENT 软件计算级间气动流场^[4]。

为了确保平稳分离, 提高分离成功率, 目前很多飞行器的两级之间都设计有某种机械装置来约束分离过程中两级的运动方式, 该装置对两级会产生约束力和约束力矩的作用。在上面提到的方法中, 传统牛顿力学的方法很难对约束作用进行建模, 而拉格朗日力学和 ADAMS 软件虽然有能力强模拟这种约束作用, 但要涉及到很复杂的物理知识, 过程复杂, 且这两种方法对分离装置的模型过于敏感故而不具有通用性。针对以上方法存在的不足, 国外学者提出了一种 CFE (Constraint Force Equation) 方法^[5-9]来求解约束力和约束力矩。该方法是一种能够求解两体甚至多体间相互运动产生的约束力的通用方法, 并且已经成功应用于 X-43A 高超声速飞行器级间分离实验以及固体火箭助推器(SRB)与轨道器和外部燃料箱(OET)的三体分离实验。CFE 方法是一种数学方法, 它把两级间的约束装置等效为一个 n 自由度 ($0 \leq n \leq 6$) 的约束节点, 该节点对两级均产生约束力和约束力矩作用, 把约束力和约束力矩作为两组待求变量加入传统的运动学和动力学方程中, 并加入相应的约束方程和自由度方程, 构成一个方程组, 通过解方程组即可精确地求出约束力、约束力矩。

对于本文研究的飞行器而言, 出于分离安全等因素考虑, 两级之间接触面上分别安装有 3 个导向销和导向孔。分离之前, 导向销完全插在导向孔中, 不产生力的作用。分离开始后, 由于两级受力情况发生突变, 在各个方向上都可能产生相对运动的趋势, 这时导向销和导向孔之间就会产生剧烈的接触、摩擦, 且每个导向销的受力情况都不相同。因此, 需要分别分析 3 个导向销的摩擦力以及接触力, 这对于非力学专业的学者来说很难做到。

本文受到 CFE 方法的启发: 导向销的作用其实就是约束两级只能沿轴向运动, 它就相当于 1 自由度的约束节点。故本文将三维空间的复杂运动简化为一维直线上的运动, 然后利用 CFE 方法就

可以很方便的求出导向销对两级的约束力和约束力矩, 大大简化了导向销的力学建模问题。

1 飞行器分离动力学建模

1.1 对象特性分析

本文的飞行器包括上面级和下面级两部分, 下面级尾部装有反推喷管, 两级之间接触面上安装有 4 个爆炸螺栓和 3 个导向销。反推喷管提供大小为 500 N 的额定反向推力, 可以加速两级的分离; 爆炸螺栓是锁定装置和解锁装置; 导向销与体轴平行, 是分离装置。导向销直径为 20 (-0.1~-0.2) mm, 导向孔直径为 20 (+0.2~+0.4) mm, 其结构及位置如图 1 所示。

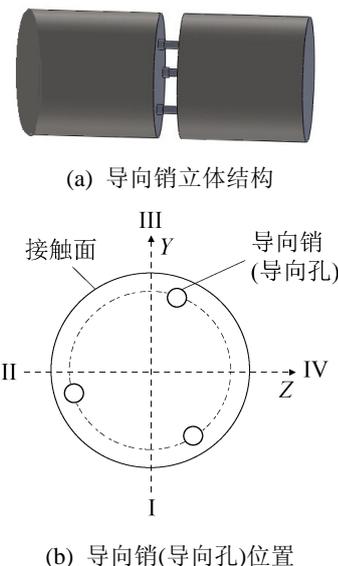


图 1 导向销结构及位置示意图
Fig. 1 Structure and position of guide pins

根据导向销和导向孔的位置关系, 把分离过程分为 3 个阶段。第 1 阶段: 两级尚未分离, 飞行器被锁定为一个组合体, 称为“锁定段”, 该阶段导向销不产生作用; 第 2 阶段: 两级开始分离且轴向分离距离小于导向销长度, 导向销对两级产生约束作用, 称为“约束段”, 该阶段两级只能产生沿导向销方向的相对位移, 且两体姿态保持一致; 第 3 阶段: 两级轴向分离距离大于导向销长度, 导向销与导向孔完全脱离, 称为“脱离段”, 该阶段两级之间不再

有约束作用，成为两个独立运动的个体。

1.2 坐标系定义

本文用到 3 个坐标系^[10]：地面坐标系 $O_g x_g y_g z_g$ 飞行器体坐标系 $O_b x_b y_b z_b$ 以及反推喷管推力坐标系 $O_f x_f y_f z_f$ 。其中，地面坐标系可以看作惯性坐标系，体坐标系与地面坐标系配合用以确定飞行器的姿态。

为了方便反推喷管的偏差建模，定义反推喷管推力坐标系：原点 O_f 为推力作用点， $O_f x_f$ 轴指向理论推力方向， $O_f z_f$ 位于 $O_f x_f$ 轴与体坐标系 $O_b x_b$ 轴构成的平面内， $O_f y_f$ 由右手定则确定。

根据坐标系的定义不难得到，反推喷管推力坐标系到体坐标系的转换矩阵为：

$$\mathbf{T}_F^B = \begin{bmatrix} \cos \zeta_x & 0 & -\sin \zeta_x \\ -\sin \zeta_r \sin \zeta_x & \cos \zeta_r & -\sin \zeta_r \cos \zeta_x \\ \cos \zeta_r \sin \zeta_x & \sin \zeta_r & \cos \zeta_r \cos \zeta_x \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中： ζ_x 为喷管与体轴的夹角； ζ_r 为喷管分布角度。

地面坐标系与体坐标系之间的转换矩阵可以参考文献[10]，由于篇幅限制，这里不再列出。

1.3 反推喷管偏差建模

考虑反推喷管的推力线偏斜角 β_F 和推力周向角 ϕ_F ，在 $O_f x_f y_f z_f$ 坐标系下，推力可表示为：

$$\mathbf{F}_{pg}^F = \begin{bmatrix} F \cos \beta_F \\ -F \sin \beta_F \sin \phi_F \\ F \sin \beta_F \cos \phi_F \end{bmatrix} \quad (2)$$

通过坐标转换可以得到体坐标系下的推力为：

$$\mathbf{F}_{pg}^B = \mathbf{T}_F^B \cdot \mathbf{F}_{pg}^F \quad (3)$$

考虑反推喷管推力线横移后的力臂可表示为：

$$\mathbf{L}_{pg} = \begin{bmatrix} X_c - l_x \\ -l_p \sin \zeta_\gamma - Y_c + \Delta y_F \\ l_p \cos \zeta_\gamma - Z_c + \Delta z_F \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中： (X_c, Y_c, Z_c) 为质心位置； l_x, l_p 分别为推力作用点距离实际尖点和体轴的距离； ζ_x 为喷管与体轴的夹角； ζ_γ 为喷管分布角度； $\Delta y_F, \Delta z_F$ 为推力线横移。故反推喷管在体坐标系下产生的力矩为：

$$\mathbf{M}_{pg}^B = \mathbf{F}_{pg}^B \times \mathbf{L}_{pg} \quad (5)$$

1.4 运动学方程

在地面坐标系下，飞行器质心运动方程为：

$$\begin{bmatrix} dx/dt \\ dy/dt \\ dz/dt \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V \cos \theta \cos \sigma \\ V \sin \theta \cos \sigma \\ -V \sin \sigma \end{bmatrix} \quad (6)$$

在体坐标系下，飞行器绕质心转动方程为：

$$\begin{bmatrix} \dot{\gamma} \\ \dot{\psi} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_x + (\omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma) \tan \psi \\ \omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma \\ (\omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma) / \cos \psi \end{bmatrix} \quad (7)$$

式中： ϕ, ψ, γ 分别为俯仰角、偏航角和滚转角； θ, σ 分别为弹道倾角和弹道偏角。

1.5 动力学方程

分离前在地面坐标系建立飞行器质心运动的动力学方程为：

$$m \frac{d\mathbf{V}}{dt} = \mathbf{F}_{pg} + \mathbf{A} + \mathbf{G} \quad (8)$$

在体坐标系下建立绕质心运动动力学方程为：

$$\frac{d(\mathbf{J}\boldsymbol{\omega})}{dt} = \mathbf{M}_{pg}^B + \mathbf{M}_a^B \quad (9)$$

式中： $\mathbf{F}_{pg}, \mathbf{A}, \mathbf{G}$ 分别为反推喷管推力、气动力和重力； $\mathbf{M}_{pg}^B, \mathbf{M}_a^B$ 分别为反推喷管产生的力矩和气动力矩。

1.6 风攻角与风侧滑角的计算

在体坐标系中，飞行器相对于气流的速度 $\tilde{\mathbf{V}}_b$ 可由攻角 α_w 和侧滑角 β_w 表示：

$$\tilde{\mathbf{V}}_b = \begin{bmatrix} \tilde{V}_{x,b} \\ \tilde{V}_{y,b} \\ \tilde{V}_{z,b} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \tilde{V} \cos \alpha_w \cos \beta_w \\ -\tilde{V} \sin \alpha_w \cos \beta_w \\ \tilde{V} \sin \beta_w \end{bmatrix} \quad (10)$$

由此可解出风攻角和风侧滑角的表达式：

$$\alpha_w = \tan^{-1} \left(\frac{-\tilde{V}_{y,b}}{\tilde{V}_{x,b}} \right) \quad (11)$$

$$\beta_w = \sin^{-1} \left(\frac{\tilde{V}_{z,b}}{\tilde{V}} \right)$$

式中： $\tilde{V} = \sqrt{\tilde{V}_{x,b}^2 + \tilde{V}_{y,b}^2 + \tilde{V}_{z,b}^2}$ ，表示 $\tilde{\mathbf{V}}_b$ 的大小。

2 CFE 方法

飞行器处于分离的第二阶段时, 导向销对两级产生约束作用, 这种约束作用体现在 2 个方面: (1) 导向销分别对两级产生约束力和约束力矩; (2) 导向销会限制两级之间的相对运动, 使得两级只能产生轴向的相对平动, 且两级姿态保持一致。为了模拟这种约束作用, CFE 方法构建了 4 组方程: 加入约束力和约束力矩的动力学方程、作用与反作用律方程、约束方程以及自由度方程, 求解这四组方程构成的方程组即可得到约束力和约束力矩的解析解。

下述公式中, 下标 s 和 x 分别代表上面级和下面级。

2.1 CFE 方程组中的自变量

将 CFE 方法用于两体分离问题时, 方程组中的自变量包括:

地面系下质心加速度分量:

$$\ddot{\mathbf{x}}_s = [\ddot{a}_{xs} \quad \ddot{a}_{ys} \quad \ddot{a}_{zs}]^T$$

$$\ddot{\mathbf{x}}_x = [\ddot{a}_{xx} \quad \ddot{a}_{yx} \quad \ddot{a}_{zx}]^T$$

弹体系下约束力分量:

$$\mathbf{F}_s^{con} = [F_{xs}^{con} \quad F_{ys}^{con} \quad F_{zs}^{con}]^T$$

$$\mathbf{F}_x^{con} = [F_{xx}^{con} \quad F_{yx}^{con} \quad F_{zx}^{con}]^T$$

弹体系下约束力矩分量:

$$\mathbf{M}_s^{con} = [M_{xs}^{con} \quad M_{ys}^{con} \quad M_{zs}^{con}]^T$$

$$\mathbf{M}_x^{con} = [M_{xx}^{con} \quad M_{yx}^{con} \quad M_{zx}^{con}]^T$$

弹体系下角加速度分量:

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}_s = [\dot{\omega}_{xs} \quad \dot{\omega}_{ys} \quad \dot{\omega}_{zs}]^T$$

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}_x = [\dot{\omega}_{xx} \quad \dot{\omega}_{yx} \quad \dot{\omega}_{zx}]^T$$

共 24 个待求量, 因此 CFE 方程组中需要 24 个相应的标量方程。如前所述, 这些方程可以分为 4 组, 下面分别介绍。

2.2 动力学方程

考虑约束力和约束力矩的作用, 在地面坐标系下建立飞行器质心运动的动力学方程见式(12):

$$\mathbf{F}_s^{(ext)} + \mathbf{F}_s^{(con)} = m_s \ddot{\mathbf{x}}_s \quad (12)$$

$$\mathbf{F}_x^{(ext)} + \mathbf{F}_x^{(con)} = m_x \ddot{\mathbf{x}}_x$$

在体坐标系下建立飞行器绕质心运动的动力学方程如式(13)所示:

$$\mathbf{M}_s^{(ext)} + \boldsymbol{\rho}_s \times \mathbf{F}_s^{(con)} + \mathbf{M}_s^{(con)} = \mathbf{J}_s \dot{\boldsymbol{\omega}}_s + \boldsymbol{\omega}_s \times \mathbf{J}_s \boldsymbol{\omega}_s \quad (13)$$

$$\mathbf{M}_x^{(ext)} + \boldsymbol{\rho}_x \times \mathbf{F}_x^{(con)} + \mathbf{M}_x^{(con)} = \mathbf{J}_x \dot{\boldsymbol{\omega}}_x + \boldsymbol{\omega}_x \times \mathbf{J}_x \boldsymbol{\omega}_x$$

式中: $\boldsymbol{\rho}_s, \boldsymbol{\rho}_x$ 分别表示上面级质心和下面级质心到约束力作用点的位置矢量; $\mathbf{F}^{(ext)}, \mathbf{M}^{(ext)}$ 分别表示飞行器受到的合外力与合外力矩。

$$\mathbf{F}^{(ext)} = \mathbf{F}_{pg} + \mathbf{A} + \mathbf{G} \quad (14)$$

$$\mathbf{M}^{(ext)} = \mathbf{M}_{pg}^B + \mathbf{M}_a^B$$

这组方程本质上与方程(8)、(9)一样, 只不过增加了约束力 $\mathbf{F}^{(con)}$, 约束力矩 $\mathbf{M}^{(con)}$ 以及由约束力产生的力矩 $\boldsymbol{\rho} \times \mathbf{F}^{(con)}$ 这三项。

2.3 作用与反作用律方程

根据作用-反作用律, 导向销在上面级和下面级中的约束力和约束力矩大小相等方向相反, 故有:

$$\mathbf{F}_s^{(con)} + \mathbf{F}_x^{(con)} = \mathbf{0} \quad (15)$$

$$\mathbf{M}_s^{(con)} + \mathbf{M}_x^{(con)} + (\mathbf{r}_x - \mathbf{r}_s) \times \mathbf{F}_x^{(con)} = \mathbf{0}$$

式(15)是在体坐标系下建立的, 其中, \mathbf{r}_s 是约束力对上面级的作用点在惯性系中的位置矢量且满足 $\mathbf{r}_s = \mathbf{x}_s + \boldsymbol{\rho}_s$, \mathbf{r}_x 的含义与之类似。

2.4 约束方程

分离过程中, 两体之间的分离装置会对两体的相对运动方式有所约束, 包括限制相对平动和限制相对转动两种形式。

(1) 限制相对平动

当两体在某个方向 \mathbf{e}_s 上不发生相对位移, 则称 \mathbf{e}_s 方向的相对平动被限制。此时, 两体在该方向上的相对距离应保持不变, 即:

$$(\mathbf{r}_x - \mathbf{r}_s) \cdot \mathbf{e}_s = 0 \quad (16)$$

式中: \mathbf{e}_s 是固连在上面级上的单位向量, 指向相对平动被限制的方向。

(2) 限制相对转动

若要限制两体绕某个旋转轴的相对转动, 需要分别固连在两体上的两个单位向量在整个约束过程

中保持相互垂直,且二者都要垂直于该旋转轴,即:

$$\mathbf{e}_x \cdot \mathbf{e}_s = 0 \quad (17)$$

式中: \mathbf{e}_x 和 \mathbf{e}_s 是分别固连于下面级和上面级的单位向量且 \mathbf{e}_x , \mathbf{e}_s 都垂直于旋转轴。

式(16)、(17)中的单位向量 \mathbf{e}_s 与 \mathbf{e}_x 各可以有 3 个不同的取值,分别对应体坐标系 x , y , z 三轴上的单位向量 \mathbf{e}^x , \mathbf{e}^y , \mathbf{e}^z , 具体取值视约束情况而定。令 \mathbf{T}_b^s 表示体坐标系到地面坐标系的变换矩阵,由于 \mathbf{T}_b^s 为正交矩阵,故 \mathbf{e}^x , \mathbf{e}^y , \mathbf{e}^z 可由式(18)计算:

$$\mathbf{T}_b^s = \mathbf{L}(\varphi, \psi, \gamma) = [\mathbf{e}^x \quad \mathbf{e}^y \quad \mathbf{e}^z] \quad (18)$$

本文中飞行器的两级采用导向销作为分离装置,导向销的限制作用具体表现为:

限制 y 方向的相对平动:

$$(\mathbf{r}_x - \mathbf{r}_s) \cdot \mathbf{e}_s^y = 0 \quad (19)$$

限制 z 方向的相对平动:

$$(\mathbf{r}_x - \mathbf{r}_s) \cdot \mathbf{e}_s^z = 0 \quad (20)$$

约束相对俯仰:

$$\mathbf{e}_x^x \cdot \mathbf{e}_s^y = 0 \quad (21)$$

约束相对偏航:

$$\mathbf{e}_x^x \cdot \mathbf{e}_s^z = 0 \quad (22)$$

约束相对滚转:

$$\mathbf{e}_x^y \cdot \mathbf{e}_s^z = 0 \quad (23)$$

为了让约束方程中含有 0 节中所列的自变量,还需将式(19)~(23)分别对时间求二阶导,得到相应的以质心加速度和角加速度为自变量的方程。

2.5 自由度方程

三维空间中两体间的相对运动有 6 个自由度,除了 0 节中被限制的自由度以外,余下自由度上的相对运动均是被允许的。如果允许某个方向 \mathbf{e} 上的相对平动(相对转动),则可认为该方向上的约束力(约束力矩)为 0(前提是假设两级接触面光滑)。故可得到如下形式的自由度方程:

$$\mathbf{F}^{(con)} \cdot \mathbf{e} = 0 \quad (24)$$

$$\mathbf{M}^{(con)} \cdot \mathbf{e} = 0$$

本文中导向销仅允许 x 方向的相对平动,即:

$$\mathbf{F}_s^{(con)} \cdot \mathbf{e}_s^x = 0 \quad (25)$$

约束方程和自由度方程均在体坐标系中建立。

2.6 CFE 方法补充

把矢量方程(12)(13)(15)展开,得到 18 个标量方程,配合约束方程(19)~(23)以及自由度方程(25),共计 24 个标量方程,构成一个封闭的方程组。经整理,可以把该方程组写成形如 $\mathbf{Ax} = \mathbf{b}$ 的矩阵方程,然后利用矩阵求逆的方法很容易得到 $\mathbf{x} = \mathbf{A}^{-1}\mathbf{b}$ 。

需要说明的是:本章介绍的矢量方程是在不同的坐标系下建立的,因此在组合成方程组时,需要通过坐标转换将它们全部转换到体坐标系或地面坐标系下。

CFE 方法不仅可以用于分离过程的第二阶段,只要在不同的阶段合理搭配约束方程和自由度方程,3 个阶段的分离仿真均可以利用 CFE 方法来完成,这在很大程度上简化了仿真程序。

(1) 第 1 阶段:两级尚未分离。这种情况可以认为两级 3 个方向的相对平动和相对转动全都被限制,即需要 6 个约束方程。

(2) 第 2 阶段:两级开始分离,分离距离小于导向销长度。这种情况前文已有分析,即需要 5 个约束方程和 1 个自由度方程。

(3) 第 3 阶段:两级完全分离,不存在任何约束。这种情况可以认为两级 3 个方向的相对平动和相对转动全都被允许,即需要 6 个自由度方程。

3 仿真结果

当满足分离条件时,控制系统发出分离指令,反推发动机点火,0.05 s 后,爆炸螺栓解锁,两级开始分离。由于反推喷管反向推力的作用,下面级的轴向加速度幅值大于上面级的轴向加速度幅值,使得两级能够实现快速分离。当轴向分离距离小于导向销的长度时,导向销会限制两级只能沿飞行器轴向发生相对平动;当分离距离大于导向销长度后,导向销作用结束后,两级完全分离。

将 CFE 方法用于分离过程 3 个阶段,在

VS2010 平台下编写 C++ 仿真软件分别进行单次仿真和蒙特卡罗仿真, 验证该方法的可行性。

3.1 单次仿真

单次仿真又称工况仿真, 即选取有代表意义的工况进行分离仿真, 仿真初始参数都是固定值。仿真时间 0.5 s, 单次仿真的分离初始参数见表 1。

表 1 单次仿真初始参数

Tab. 1 Initial parameters of single simulation

参数名称	参数值
分离点高度/km	70
分离点飞行速度/(m/s)	6800
姿态角速度 ($\omega_x, \omega_y, \omega_z$)/(°/s)	(5, 2, 0)
分离前攻角/°	2
分离前姿态角(φ, ψ, γ)/°	(-1, 0, 0)
分离前总转动惯量/ $\text{kg} \cdot \text{m}^2$	(110.6, 3284.6, 3249.2)
分离前总质心 (X_c, Y_c, Z_c)/mm	(2 648.4, 5.8, -1.7)
上面级质量/kg	458.0
上面级转动惯量/ $\text{kg} \cdot \text{m}^2$	(18.6, 156.3, 157.2)
上面级质心(X_c, Y_c, Z_c)/mm	(1 316.2, 5.6, 0.1)
下面级质量/kg	587.0
下面级转动惯量/ $\text{kg} \cdot \text{m}^2$	(90.3, 2 035.8, 2 025.3)
下面级质心(X_c, Y_c, Z_c)/mm	(3561.7, 4.8, -2.9)
上面级参考面积/ m^2	0.78
上面级参考长度/m	1.483
下面级参考面积/ m^2	1.15
下面级参考长度/m	2.217

图 2~5 表示上面级与下面级受到的约束力和约束力矩。图 2~5 中结果表明, 从分离开始到 0.26 s 为导向销作用阶段, 两级受到的约束力大小相等方向相反, 而由于存在约束力产生的力矩, 两级受到的约束力矩不满足等值反向的关系。这一结果与式(15)非常吻合。0.26 s 以后, 两级完全分离, 导向销不再有约束作用, 故约束力和约束力矩全部为 0。

分离过程中上面级姿态角速度曲线如图 6 所示, 两级攻角以及姿态角的变化曲线如图 7 所示。

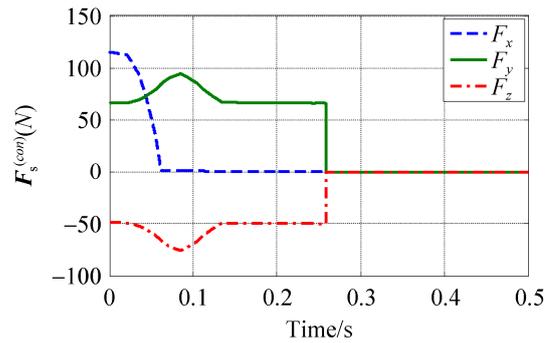


图 2 上面级受到的约束力

Fig. 2 Constraint force on upper stage

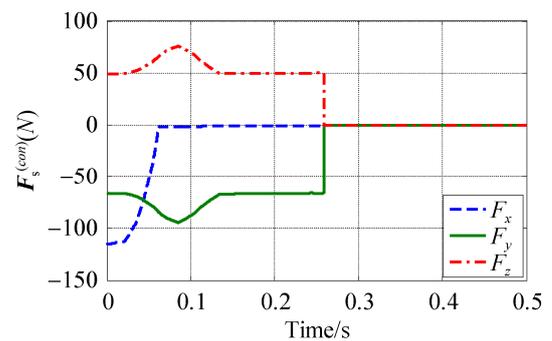


图 3 下面级受到的约束力

Fig. 3 Constraint force on lower stage

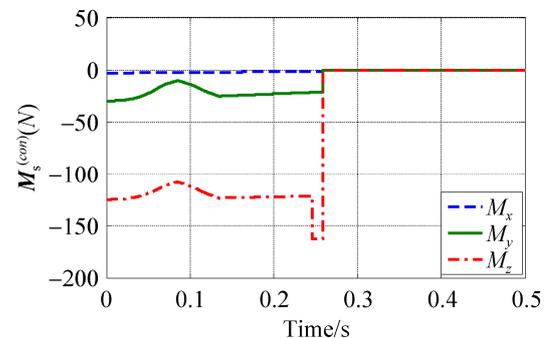


图 4 上面级受到的约束力矩

Fig. 4 Constraint moment on upper stage

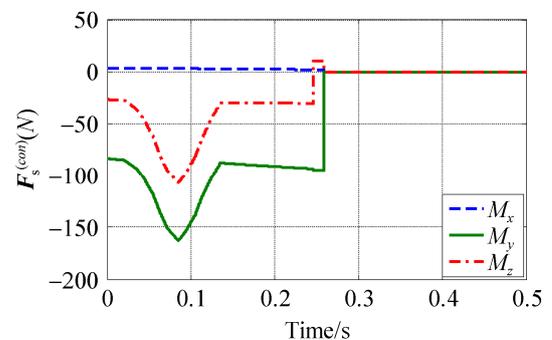


图 5 下面级受到的约束力矩

Fig. 5 Constraint moment on lower stage

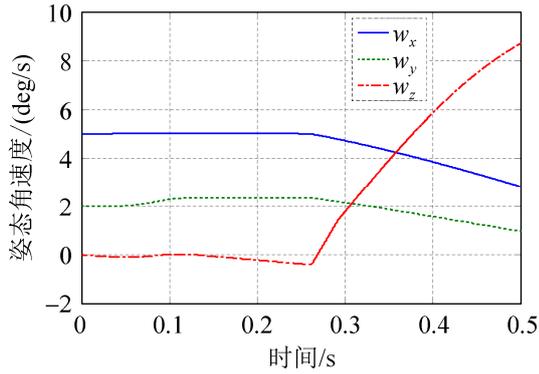


图 6 上面级姿态角速度
Fig. 6 Attitude angular velocity of upper stage

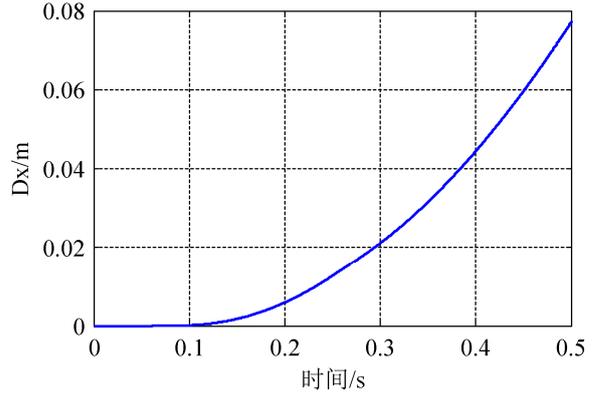
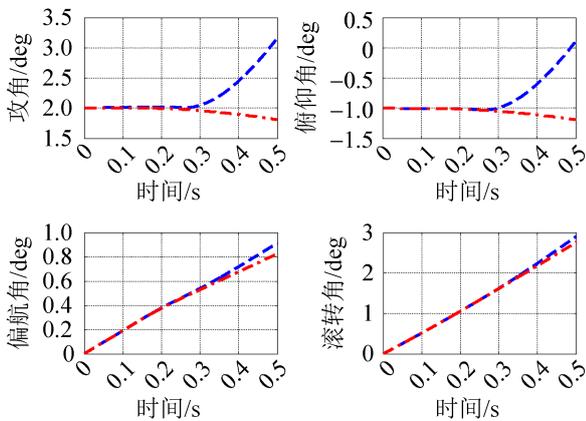


图 9 轴向分离距离
Fig. 9 Axial separation distance



注：虚线-上面级，点划线-下面级

图 7 两级姿态角
Fig. 7 Attitude angles of two stage

仿真得到两级间的轴向相对分离速度和分离距离曲线如图 8 和图 9 所示。结果表明，两级轴向分离距离随时间不断增大，且分离的速度越来越快，可以实现快速分离。

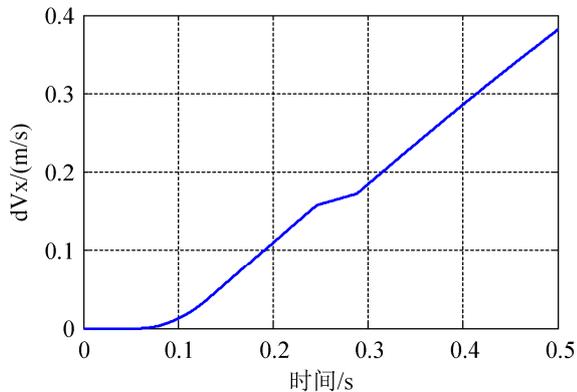


图 8 轴向分离速度
Fig. 8 Axial separation velocity

3.2 蒙特卡罗仿真

单次仿真只能对某种特定的工况进行仿真，而实际分离过程各个参数的取值都会有一定的偏差范围内波动，为了更真实的模拟实际飞行环境，确保在各种偏差条件下都可以成功分离，仅仅进行单次仿真是不够的，还需要进行蒙特卡罗仿真以验证飞行器在各种极限拉偏情况下的分离情况。蒙特卡罗仿真时主要参数的初始偏差分布如表 2 所示。

表 2 蒙特卡罗仿真初始参数偏差范围

Tab. 2 Deviation ranges of initial parameters in Monte-Carlo simulation

参数名称	偏差范围
分离点高度/m	± 150
分离点飞行速度/(m/s)	± 60
姿态角速度($\omega_x, \omega_y, \omega_z$)/(deg/s)	$(\pm 5, \pm 2, \pm 0)$
分离前攻角/deg	± 2
分离前姿态角(φ, ψ, γ)/deg	$(\pm 1, \pm 2, \pm 3)$
上面级质量/kg	± 20
上面级转动惯量/($\text{kg} \cdot \text{m}^2$)	$\pm 10\%$
上面级质心(X_c, Y_c, Z_c)/mm	$(\pm 7, \pm 1, \pm 0.5)$
下面级质量/kg	± 25
下面级转动惯量/($\text{kg} \cdot \text{m}^2$)	$\pm 10\%$
下面级质心(X_c, Y_c, Z_c)/mm	$(\pm 3, \pm 5, \pm 5)$
发动机横移/mm	± 2
发动机推力偏斜角/deg	± 0.333
上面级气动力/N	$\pm 10\%$
上面级气动力矩/Nm	$\pm 30\%$
下面级气动力/N	$\pm 15\%$
下面级气动力矩/Nm	$\pm 30\%$
风场角度/deg	$(0, 360)$

表 2 的意义为: 进行蒙特卡罗仿真时, 每次仿真的初始参数都应该在各自标称值的基础上加上一个偏差量, 该偏差量在表中所列偏差范围内随机产生。

按照表中所列偏差进行蒙特卡罗仿真 10 000 次, 每次仿真时间 0.5 s。对仿真结果进行统计分析, 得到 0.5 s 时上面级的主要参数如表 3 所示。

利用 Matlab 工具还可以得到各主要参数的分布直方图和概率密度分布图, 进而可以清晰的看出 10 000 次仿真结果的分布情况。图 10 和图 11 分别给出了攻角和轴向分离距离的直方图以及概率分布图, 其他参数的不再一一列举。

表 3 上面级蒙特卡罗仿真结果

Tab. 3 Monte-Carlo simulation results of upper stage

参数名	最大值	最小值	平均值	标准差
攻角/deg	5.93	2.42	4.06	0.671 6
轴向分离速度/(m/s)	0.74	0.38	0.56	0.057 5
轴向分离距离/mm	162.3	75.83	118.21	13.19
滚转角速度 ω_x /(deg/s)	11.08	-10.45	-0.11	3.680 2
偏航角速度 ω_y /(deg/s)	4.47	-4.48	-0.04	1.758 3
俯仰角速度 ω_z /(deg/s)	6.24	-2.74	0.88	1.292 4
滚转角 γ /deg	5.78	-6.11	-0.01	2.251 4
偏航角 ψ /deg	2.679 2	-2.69	0.00	1.025 0
俯仰角 ϕ /deg	1.91	-1.59	0.01	0.667 7

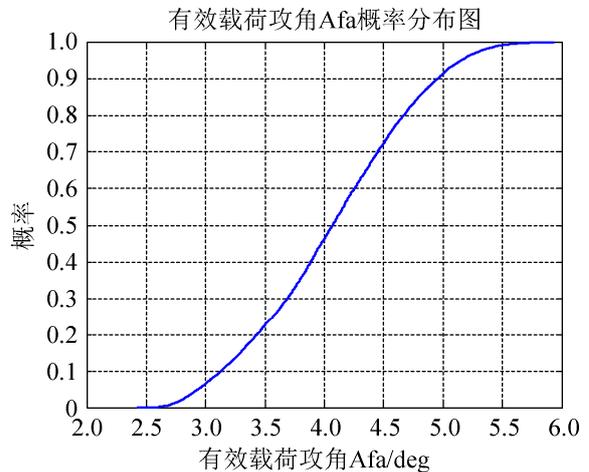
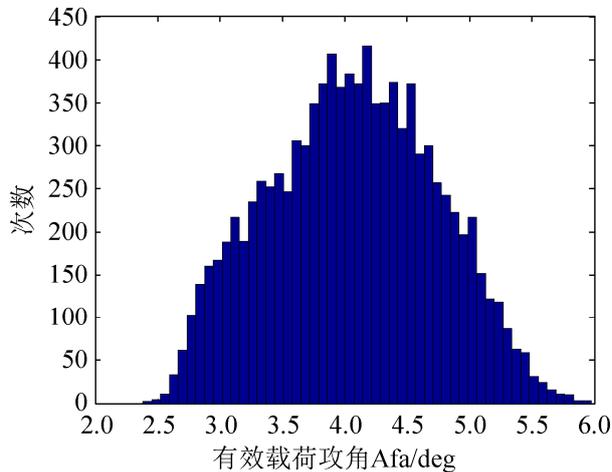


图 10 上面级攻角直方图和概率分布图

Fig. 10 Histogram and probability distributions of upper stage attack angle

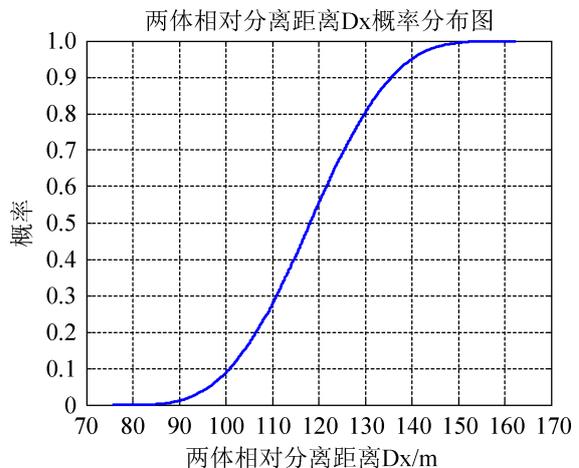
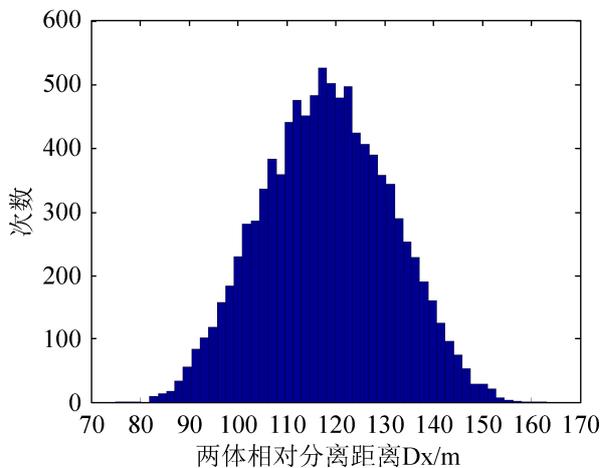


图 11 轴向分离距离直方图和概率分布图

Fig. 11 Histogram and probability distributions of axial separation distance

10 000 次蒙特卡罗仿真几乎包含了各种可能出现的偏差组合。表 3 中统计的 0.5 s 时各参数的取值都在要求的可接受范围内,从轴向分离距离的结果可以看出,即使是最坏的情况,轴向距离也达到了 75.83 mm,且飞行器姿态没有过于剧烈的变化。这表明在充分考虑各种偏差的条件下,采用 CFE 方法仍可以完成分离任务。

4 结论

本文针对存在导向销约束的飞行器级间分离问题,建立了分离动力学模型,利用 CFE 方法准确的求解出两级受到的约束力和约束力矩,然后将 CFE 方法用于分离过程的全部 3 个阶段,分别进行单次仿真和蒙特卡罗仿真。结果表明在充分考虑各种偏差干扰的情况下,两级可以实现快速稳定的分离,验证了该方法的实用性。该方法理论清晰,实现简单,具有较强的工程参考价值。

参考文献:

- [1] 王竞男, 刘莉, 卜奎晨. 高速动能导弹级间分离动力学分析与仿真[J]. 弹箭与制导学报, 2003, 23(5): 50-52.
Wang Jingnan, Liu Li, Bu Kuichen. Kinetic Analysis and Simulation of Stage Separation for Hypersonic Velocity Kinetic Energy Missile[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2003, 23(5): 50-52.
- [2] 王鑫, 袁晓光, 杨星. 基于拉格朗日方法的飞行器多体分离姿态动力学分析研究[J]. 西北工业大学学报, 2014, 32(1): 18-22.
Wang Xin, Yuan Xiaoguang, Yang Xing. Research on Multi-Body Separation Dynamics Using Lagrange Method[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2014, 32(1): 18-22.
- [3] 王竞男, 刘莉. 基于 ADAMS 的导弹级间分离动力学仿真[J]. 系统仿真学报, 2006, 18(12): 3512-3514.
Wang Jingnan, Liu Li. Dynamic Simulation of Stage Separation of Missile Based on ADAMS[J]. Journal of System Simulation, 2006, 18(12): 3512-3514.
- [4] 李艳军. 基于 FLUENT 和 ADAMS 的导弹分离联合仿真分析[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2012: 39-51.
Li Yanjun. Co-simulation Analysis of Stage Separation of Missile Based on FLUENT and ADAMS[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2012: 39-51.
- [5] Bandu Pamadi, Paul Tartabini, Matt Toniolo, et al. Application of Constraint Force Equation Methodology for Launch Vehicle Stage Separation[J]. Journal of Spacecraft & Rockets (S0022-4650), 2013, 50(1): 191-205.
- [6] 张科南, 陈万春. CFE 方法在导弹发射动力学建模中的应用[J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 36(12): 1404-1406.
Zhang Ke'nan, Chen Wanchun. Application of Constraint Force Equation Method for Missile Launching Dynamics Modeling[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(12): 1404-1406.
- [7] Matt Toniolo, Paul Tartabini, Bandu Pamadi, et al. Constraint Force Equation Methodology for Modeling Multi-Body Stage Separation Dynamics[C]. Aiaa Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2008: 1-15.
- [8] Paul Tartabini, Matt Toniolo, Bandu Pamadi. Verification of a Constraint Force Equation Methodology for Modeling Multi-Body Stage Separation[C]. AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit, 2008: 1-15.
- [9] Paul Tartabini, Matt Toniolo, Bandu Pamadi. Modeling Multibody Stage Separation Dynamics Using Constraint Force Equation Methodology[J]. Journal of Spacecraft & Rockets (S0022-4650), 2011, 48(4): 573-583.
- [10] 李新国. 有翼导弹飞行动力学[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2005: 28-43.
Li Xinguo. Flight dynamics of winged missile[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2005: 28-43.