

文章编号: 1001- 2486(2010) 02- 0027- 06

小型固体运载器一、二级分离动力学与仿真研究*

孙平, 刘昆

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘要: 某低成本小型固体运载器采用侧喷流和栅格舵联合进行姿态控制。针对该布局, 设计引入闭环姿态控制的一、二级级间冷分离方案。在描述级间分离过程的基础上, 建立了分离运动学与动力学模型, 解锁与分离冲量装置模型, 气动力模型以及分离姿态控制律模型, 讨论了碰撞判断条件, 通过 Monte Carlo 仿真验证了参数不确定条件下分离姿态控制律设计对于避免碰撞和减小上面级初始姿态偏差的有效性。结果表明所设计的分离方案在充分发挥冷分离优势的同时能够弥补由冷分离时间长引起的上面级初始姿态偏差, 能够有效避免级间碰撞。为该运载器的级间分离方案提供了一种可能的选择。

关键词: 固体运载器; 级间分离; 冷分离; 姿态控制

中图分类号: TJ765 文献标识码: A

Axial Stage Separation with Close-loop Attitude Control of a Small Solid Launcher

SUN Ping, LIU Kun

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: A low-cost small solid launcher using both lateral jets and gird fins for its attitude control purpose was designed. According to the layout of the vehicle, this paper designed a cold separation scenario to which a close-loop attitude control scheme is introduced. Based on the description of the separation process, dynamic and kinematic equations were built. Meanwhile the ejector piston model, retro-rocket model, aerodynamic model and attitude control model were also established. The collision detection method was discussed and Monte Carlo simulation was introduced to deal with the uncertainties. Simulation results show that the proposed project can not only reduce the attitude deflection of the vehicle but also avoid interstage collision, so it provides a possible choice for the stage separation of this type of vehicles.

Key words: solid launch vehicle; controlled stage-separation; cold separation; attitude control

目前, 以美国为代表的许多国家纷纷大力发展应急空间(ORS, Operational Responsive Space)技术, 对低成本固体运载器提出了更多的需求, 各航天大国竞相研制响应快、机动性强、成本低、可靠性高的固体运载火箭^[1-3]。某型固体运载器采用侧喷流和栅格舵联合进行姿态控制, 以期降低系统成本, 提高入轨能力。该运载器总体布局如图 1 所示, 采用串联式布局方式, 由运载基础级和末助推级组成。运载基础级采用三级固定喷管的固体火箭发动机; 末级助推级采用液体末助推方式。第一级采用栅格舵气动布局, 增加了气动静稳定性; 取消了传统的摆动喷管及伺服机构, 由集成在末助推级的侧喷流姿控动力系统为运载器飞行的各个阶段提供姿态控制所需要的力矩。

针对该总体布局需要设计与其相适应的级间分离方案, 特别是一、二级之间的分离方案, 这是因为运载器一、二级之间的分离多发生在较低的高空大气层内, 气动力对分离的干扰不能忽略, 分离过程复杂, 涉及飞行力学、气动、控制、固体发动机和弹体结构等多方面的因素^[4]。固体运载器通常采用热分离方式, 在上级发动机点火工作后进行分离, 其分离力来自上级发动机喷流对下级的作用力, 失控时间短, 分离速度快, 分离碰撞可能性小, 但级间结构和仪器设备等要承受发动机高温排气的作

* 收稿日期: 2009- 09- 15

基金项目: 国家部委资助项目

作者简介: 孙平(1980—), 女, 博士生。

压强高,需要对弹体结构和仪器设备进行加强和防热处理,使结构质量增加。冷分离方式在上面级发动机点火之前进行分离,由安装在下面级上的反推火箭提供分离力,级间结构不受发动机高温排气的作,结构质量降低,但失控时间长,分离干扰增大,影响上面级飞行的初始稳定。一般常用的分离冲量装置有:压缩螺旋弹簧组件、气动作动筒、火药作动筒以及固体装药的分离火箭等。文献[5]提出一种用栅格舵保持轴向分离的非制导火箭载荷的稳定性的方法,文献[6]提出用安装在运载器上部的冷气姿态控制系统进行二级分离时的姿态恢复。

综合考虑该运载器的布局形式和成本、运载能力和可靠性的需求,本文提出引入闭环姿态控制的一、二级级间冷分离方法,采用冷分离方式降低对级间结构的需求,从而降低成本,将级间分离面靠前布置,利用一次分离尽量缩短上面级尾段长度,这样,分离系统比较简单,可靠性较高,引入闭环姿态控制解决分离干扰和上面级的初始姿态稳定问题,同时避免级间部分的碰撞。首先介绍了级间分离的过程,进而建立了分离运动学与动力学、解索与分离冲量装置、气动力以及姿态控制等模型,讨论了碰撞判断的条件,在此基础上采用 Monte Carlo 仿真验证了参数不确定条件下分离姿态控制律设计对于避免碰撞和减小上面级初始姿态偏差的有效性。

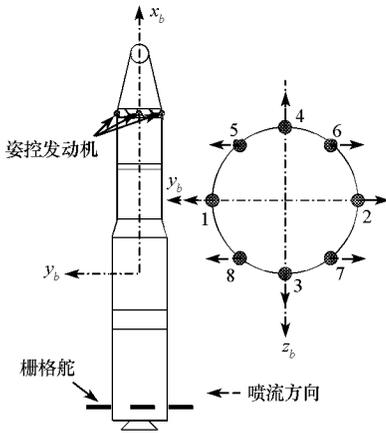


图1 运载器总体布局示意图

Fig. 1 Assumed launch vehicle configuration

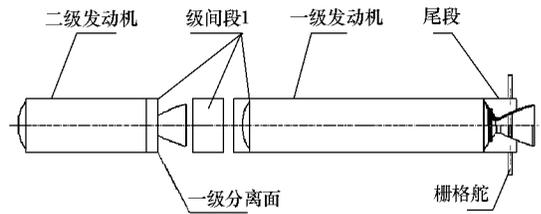


图2 运载器一、二级间结构示意图

Fig. 2 Geometrical configuration of interstage 1-2

1 分离过程概述

1.1 分离状态

根据总体方案所确定的飞行程序,第一级飞行段分为主动段和滑行段两部分,主动段采用耗尽关机,之后有一个滑行段,级间分离发生在滑行段结束时,此时飞行高度约 36 000m,飞行马赫数为 3.0。运载器一、二级之间的结构如图2所示。运载器以安装在分离面上的爆炸螺栓作为连接解锁装置,以安装在被分离体上的反推火箭作为分离冲量装置提供所需的相对分离速度。

1.2 分离基本假设和目标

为了进行分离动力学分析计算,做出如下基本假设:(1)假设分离前运载器整体和分离后的两部分均为刚体,由于经过一级滑行段飞行,分离过程中下面级发动机不存在剩余推力,而上面级发动机未点火,因此认为分离过程中各部分的质量、质心位置和转动惯量不随时间变化;(2)由于分离过程时间较短,设地表面为平面,重力场为平行力场且不计地球自转。引入闭环姿态控制的一、二级级间分离的目标是,在存在分离体之间由于气动力而产生复杂的相互干扰的条件下,确保冷分离过程中不发生碰撞,当分离结束时使得二级飞行器姿态初始偏差尽可能达到最小。

1.3 分离时序

级间分离发生在一级滑行段结束时,此时运载器的攻角为 0° ,以爆炸螺栓起爆时刻作为级间分离的0时刻,大约 150ms 爆炸螺栓工作结束,即认为两部分已完成解锁,此时安装在级间段的反推火箭点火,

为被抛掉部分提供与速度方向相反的加速度,被抛掉部分在反推火箭和自身重力的作用下远离运载器第二级,被抛掉部分的运动是无控的,依靠栅格舵提供气动稳定作用。初步气动计算表明,在 250ms 之后,两部分之间的气动力干扰已减弱到可以忽略的程度,此时上面级飞行器姿态控制系统回路闭合,开始启用安装在运载器头部的侧喷流装置跟踪姿态角命令,直至 2.5s,此时整个分离事件结束,上面级飞行器主发动机点火。

2 分离动力学建模

2.1 分离动力学方程

运载器一、二级之间的分离运动发生在大气层内,影响分离运动的主要作用力和力矩包括:气动力和气动力矩,重力,爆炸螺栓产生的力和力矩,反推火箭产生的力和力矩以及控制力和控制力矩等。在地面发射坐标系下建立分离前后运载器运动模型,由于级间分离的时间很短,可以认为,在这段时间内,发射坐标系与发射惯性坐标系是一致的,即把发射坐标系作为一种惯性坐标系来对待。运载器一、二级之间的几何关系如图 3 所示。图中 $Ox_b y_b$ 表示分离前的弹体坐标系, O_2 、 O_s 分别表示分离后第二级的质心与抛掉部分的质心,它们与分离前质心 O 的距离分别为 l_1 和 l_2 。由于运载器具有完全轴对称的外形以及发动机配置方案,此处只考虑弹道平面内的运动情况。若发出分离指令的时刻 O 点在发射坐标系内的坐标为 (x_o, y_o) ,则此时刻 O_2 、 O_s 点在发射坐标系内的坐标分别为 $(x_o + l_1 \cos \theta, y_o + l_1 \sin \theta)$ 、 $(x_o - l_2 \cos \theta, y_o - l_2 \sin \theta)$, θ 为该时刻箭体的俯仰角。

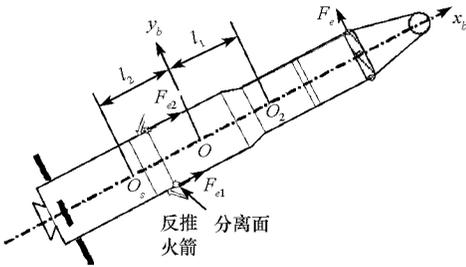


图 3 运载器级间分离动力学分析示意图

Fig. 3 Stage-separation dynamics

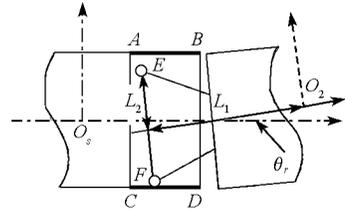


图 4 运载器级间碰撞检测示意图

Fig. 4 Collision detection between stages

分离指令发出之后,运载器第二级的质心运动方程为

$$m_2 dv_2/dt = G_2 + F_{e1} + F_{e2} + F_2 + F_c \quad (1)$$

其中, G_2 为地球引力作用, F_{e1} 与 F_{e2} 为爆炸螺栓产生的力的作用, F_c 为姿态控制发动机作用力, F_2 为空气动力。通常质心运动方程在发射坐标系中进行分解。

运载器第二级在其自身定义的弹体坐标系中的绕质心运动方程为

$$\begin{cases} I_2 d\omega/dt + \omega \times (I_2 \omega) = M_{F_e} + M_{F_c} + M_{F_2} \\ \omega_2 = \theta \end{cases} \quad (2)$$

其中, M_{F_e} 为爆炸螺栓产生的力矩作用,是由爆炸螺栓工作不同步造成的; M_{F_c} 为姿态控制发动机产生的力矩作用; M_{F_2} 为气动力矩。

分离指令发出之后,被抛掉部分的质心运动方程为

$$m_s dv_s/dt = G_s + F'_{e1} + F'_{e2} + F_i + F_s \quad (3)$$

其中, G_s 为地球引力作用, F'_{e1} 、 F'_{e2} 与 F_{e1} 、 F_{e2} 分别构成作用力与反作用力的关系, F'_i 为反推火箭产生的力的作用, F_s 为空气动力。

被抛掉的部分在其自身定义的弹体坐标系中的绕质心运动方程为

$$\begin{cases} I_s d\omega/dt + \omega \times (I_s \omega) = M'_{F_e} + M_{F_i} + M_{F_s} \\ \omega_s = \theta \end{cases} \quad (4)$$

其中, M_{F_e} 为爆炸螺栓产生的力矩作用, 是由爆炸螺栓工作不同步造成的; M_{F_r} 为反推火箭产生的力矩作用, M_{F_s} 为气动力矩。

根据(1)~(4)式, 可以得到运载器分离所形成的两部分的相对运动规律:

$$x_r = x_2 - x_s \quad y_r = y_2 - y_s \quad \theta_r = \theta_2 - \theta_s \quad (5)$$

其中, 位置坐标是在发射坐标系中分解的。这些运动参数是进一步分析二者的碰撞情况的基础。

2.2 碰撞检测模型

采用危险截面特征点判断方法检测两部分之间的碰撞情况。根据上节中建立的相对运动方程, 在被抛掉部分的体坐标系中建立碰撞检测模型, 具体几何关系如图4所示。

可能发生碰撞的部分发生在点 E 、 F 与平面 AB 、 CD 之间, 设点 E 、 F 在 O_s 系中的坐标分别为 (x_E, y_E) 、 (x_F, y_F) , 点 A 、 B 、 C 、 D 在 O_s 系中的坐标分别为 (x_i, y_i) , $i = A, B, C, D$, E 点的碰撞检测算法流程如图5所示。 F 点的碰撞检测算法与 E 点类似, 当 E 、 F 两点都不发生碰撞时, 可以判定不会发生碰撞。

碰撞检测算法的关键在于求出 E 、 F 两点在 O_s 坐标系中的坐标, 可以通过坐标系之间的相对旋转与平移得出。根据上文中得到的相对运动状态可知, 从 O_2 系到 O_s 系的坐标转换矩阵为

$$M_2^s = \begin{bmatrix} \cos\theta_r & -\sin\theta_r & 0 \\ \sin\theta_r & \cos\theta_r & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (6)$$

根据图5可以计算 E 点在 O_2 系中的坐标为 $E_{O_2} = (-L_1, L_2, 0)$, 这样, E 点在 O_s 系中的坐标为

$$E_{O_s} = M_2^s E_{O_2} + [x_r \quad y_r \quad 0]^T \quad (7)$$

2.3 气动力分析

通过计算流体力学和风洞试验的方法获得级间分离所需的气动数据, 以数据库的方式应用于分离仿真计算中。初步计算表明, 气动数据要分为两种情况, 其一是级间分离开始时刻到 250ms 左右, 在此期间两部分分离体之间存在相互干扰, 还存在由于爆炸螺栓和反推火箭作用带来的气动干扰作用; 另一种情况是 250ms 之后, 两部分可以认为是自由飞行的, 不再存在相互之间的干扰。仿真中通过对应的攻角和马赫数进行插值计算, 得到每个时刻的气动力和力矩的大小。

2.4 自适应鲁棒控制器设计

将第二级箭体姿态动力学与运动学方程列写如下:

$$J \dot{\omega} = -\Omega J \omega + M_{aero} + M_c \Delta + M_d \quad (8)$$

$$\omega = R(\theta) \dot{\theta} \quad (9)$$

$$\Omega = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix} \quad (10)$$

$$R(\theta) = \begin{bmatrix} 1 & \sin\vartheta & 0 \\ 0 & \cos\vartheta \cos\gamma & \sin\gamma \\ 0 & -\cos\vartheta \sin\gamma & \cos\gamma \end{bmatrix} \quad (11)$$

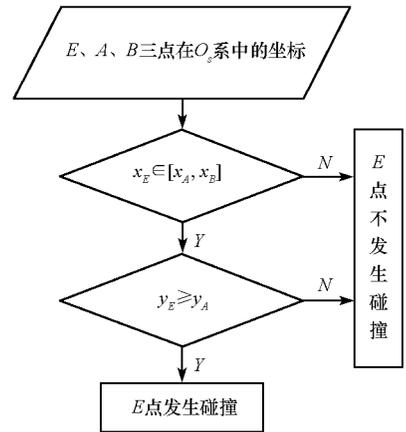


图5 碰撞检测计算流程图
Fig. 5 Flow chart of collision detection

$$M_{aero} = \begin{bmatrix} \frac{qsL^2}{V} m_x^\omega \omega_x \\ qsLm_y^\beta \beta + \frac{qsL^2}{V} m_y^\omega \\ qsLm_z^\alpha \alpha + \frac{qsL^2}{V} m_z^\omega \end{bmatrix} \quad (12)$$

$$M_c = \text{diag} \left(qsLm_x^\delta, qsLm_y^\delta, qsLm_z^\delta \right) \quad (13)$$

在(8)、(9)式中, $\omega = [\omega_x, \omega_y, \omega_z]^T$ 的3个分量分别表示箭体的滚动、偏航和俯仰角速度; $\theta = [\gamma, \psi, \vartheta]^T$ 的3个分量分别表示滚动、偏航和俯仰姿态角; $M_d = [M_{xd}, M_{yd}, M_{zd}]^T$ 表示外部扰动力矩; $\Delta = [\delta_x, \delta_y, \delta_z]^T$ 是控制向量。

姿态控制的目标是使 θ 快速、准确地跟踪给定目标 θ_d , 定义滤波后的跟踪误差为

$$\xi = e + \lambda e \quad e = \theta_d - \theta \quad (14)$$

对(9)式求微分得

$$\dot{\omega} = R(\theta) \ddot{\theta} + \dot{R}(\theta) \dot{\theta} \quad (15)$$

将(15)式和(9)式代入(8)式, 并左乘 $R^T(\theta)$ 得

$$M(\theta) \ddot{\theta} + C(\theta, \dot{\theta}) \dot{\theta} + G(\theta) + \tau_d = \tau \quad (16)$$

其中, $M(\theta) = R^T(\theta) J R(\theta)$, $C(\theta, \dot{\theta}) = R^T(\theta) \dot{R}(\theta) + R^T \mathcal{Q} R(\theta)$, $G(\theta) = -R^T(\theta) M_{aero}$, $\tau_d = -R^T(\theta) M_d$, $\tau = R^T(\theta) M_c \Delta$ 。

控制器的设计目标是保持第二级的姿态角在分离过程中能够跟踪指令姿态角, 从而避免碰撞并为二级主发动机点火提供尽量小的初始姿态偏差。考虑到分离过程中的参数不确定性较为显著, 设计自适应鲁棒控制器与其相适应。

假设系统不确定性是有界的, 定义一个正的标量函数 ρ , 且令

$$w = M(\theta) (\ddot{\theta}_d + \lambda \dot{e}) + C(\theta, \dot{\theta}) (\dot{\theta}_d + \lambda e) + G(\theta) + \tau_d - K \Delta \quad (17)$$

$$\rho \leq \|w\| \quad (18)$$

选择

$$\rho = a_0 + a_1 \|E\| + a_2 \|E\|^2 \geq \|w\| \quad (19)$$

其中, $a_i (i = 1, 2, 3)$ 是正的常数, $E = [e^T \quad \dot{e}^T]^T$ 。

选择如下控制律:

$$K \Delta = K_v \xi + \frac{\xi \rho^2}{\rho \|\xi\| + \varepsilon} \quad (20)$$

其中, K_v 为正定矩阵, ε 的更新关系为

$$\dot{\varepsilon} = -k_\varepsilon \varepsilon, \quad \varepsilon(0) > 0, \quad k_\varepsilon > 0 \quad (21)$$

定义 \hat{a}_0, \hat{a}_1 和 \hat{a}_2 分别为 a_0, a_1 和 a_2 的估计值, 令 $s = [1 \quad \|E\| \quad \|E\|^2]^T$, $\hat{a} = [\hat{a}_0, \hat{a}_1, \hat{a}_2]^T$, 定义:

$$\rho = \hat{a}^T s \quad (22)$$

其中, \hat{a} 的更新关系为

$$\dot{\hat{a}} = \Upsilon s^T \|\xi\| \quad (23)$$

其中, Υ 为正定矩阵。

令 $a = [a_0, a_1, a_2]^T$, $\rho = \hat{a}^T s$ 且 $\hat{a} \geq 0$, 定义:

$$\dot{a} = a - \hat{a} \quad (24)$$

则易知:

$$\dot{\hat{a}} = -\Upsilon s^T \|\xi\| \quad (25)$$

3 仿真结果与分析

在运载器级间分离仿真计算程序中,采用4阶Runge-Kutta法解算运载器动力学与运动学方程,积分步长为1ms,在爆炸螺栓作用期间,积分步长缩减至0.1ms,控制器的计算周期为20ms。由于分离过程受到诸多不确定因素的影响,此处采用Monte Carlo法,根据给定的统计特性要求,选择不同的随机初始条件,对分离过程进行大量计算。运载器级间分离仿真的初始条件的标称值为:攻角 0° ,俯仰角 32.7° ,俯仰角速率 $-0.32^\circ/\text{s}$,抛掉部分质量1772kg,二级质量13017.5kg,抛掉部分关于俯仰轴的转动惯量 $5000\text{kg}\cdot\text{m}^2$,二级关于俯仰轴的转动惯量 $51\,620.2\text{kg}\cdot\text{m}^2$,抛掉部分长度9.677m,二级长度10.332m,抛掉部分与二级的特征面积均为 1.5386m^2 ,反推火箭安装位置与分离面的距离为0.6m,反推火箭推力与箭体的夹角为 45° 。各个结构参数的浮动范围不超过标称值的上下15%,运动参数的浮动范围不超过标称值的上下20%,气动系数的浮动范围不超过标准值的上下50%。级间分离结束时,希望俯仰角保持不变。图6中,给出某次仿真的结果。

从图6中可以看出,在2.5s的级间分离过程中,如果不开启姿态控制发动机进行控制,则分离结束时俯仰角的偏差将达到 2° 左右,而引入姿态控制后,有控情况下的级间分离过程中的姿态偏差 $<0.5^\circ$,为二级发动机点火创造了有利条件。仿真结果证明了级间冷分离时引入姿态控制作用可以改善由分离时间较长造成的上面级初始偏差较大的问题。

4 结论

针对一种采用栅格舵与侧喷流控制的固体运载器总体方案提出引入闭环姿态控制的一、二级级间冷分离方法,在二级点火之前启用闭环姿态控制解决分离干扰和上面级的初始姿态稳定问题,同时避免级间部分的碰撞。建立了分离运动学与动力学、解索与分离冲量装置、气动力以及姿态控制等模型描述级间分离的过程,讨论了碰撞

判断的条件,在此基础上采用Monte Carlo仿真验证了参数不确定条件下分离姿态控制律设计的有效性。研究表明,由于栅格舵能够提供稳定作用,在解锁装置工作结束到姿态控制回路闭合这段时间内,两部分不会发生碰撞;由于安装在头部的侧喷流装置能够提供姿态控制作用,不受主发动机点火与否的制约,采用具有姿态控制的冷分离方案能够减小上面级初始姿态偏差,所设计的分离方案在充分发挥冷分离优势的同时能够弥补由冷分离时间长引起的上面级初始姿态偏差,满足二级主发动机点火的条件。

参考文献:

- [1] Riddle R, Kelsey R, Elson M W, et al. Operationally Responsive Space Is Here Now Using Minotaur Class Vehicles [C]// AIAA 3rd Responsive Space Conference, Los Angeles, CA, 2005: 1-14.
- [2] Frick W, Guerci J, Horais B. Responsive Air Launch [C]// AIAA 2nd Responsive Space Conference, Los Angeles, CA, 2004: 1-14.
- [3] Hudson G C. QuickReachTM Responsive Launch System [C]// AIAA 2nd Responsive Space Conference, Los Angeles, CA, 2004: 1-5.
- [4] 侯世明. 导弹总体设计与试验[M]. 北京: 中国宇航出版社, 1996: 97-99.
- [5] Kreeger R E, Walker N R. Supersonic Axial Stage Separation of an Unguided Rocket [C]// 15th AIAA Applied Aerodynamics Conference, Atlanta, CA, 1997.
- [6] Bianchi S, Bonnet M, Alessandro Trippi, et al. Vega Launch Vehicle Propulsion System—an Overview of the 2004 Development Status [C]// 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Fort Lauderdale, Florida, 2004.

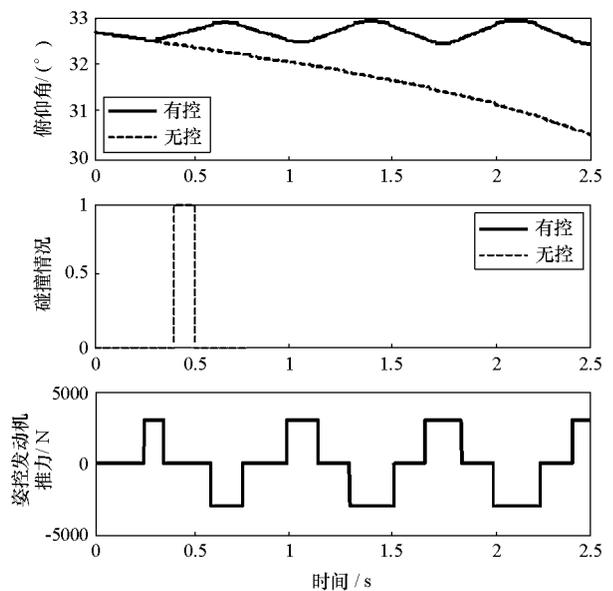


图6 仿真结果
Fig. 6 Simulation results