

发动机失效状态下空间交会的主动防撞设计

卢 山, 徐世杰

(北京航空航天大学宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 针对空间交会对接中的主动防撞问题, 分析了航天器椭球型安全区域的碰撞问题。同时, 在某一方面向发动机失效的情况下, 利用控制力耦合效应, 设计了航天器主动防撞机动的控制律。结合安全区域分析和轨道机动的燃料消耗选择一条燃料最优的安全转移轨道。最后通过仿真, 验证了发动机失效情况下的主动防撞机动控制律的有效性。

关键词: 交会对接; 轨迹安全; 防撞机动; 安全区域; 发动机失效

中图分类号: V412 **文献标识码:** A **文章编号:** 1000-1328(2009)03-1265-06

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2009.00.071

0 引言

随着航天器交会对接任务的日益增多, 尤其是自主交会技术的发展, 空间交会的安全性成为一个不容忽视的问题。在设计交会轨迹时, 任务专家会事先定义一个安全交会走廊, 主动航天器在该走廊内即使发生推力器失效等故障, 也不会与目标航天器发生碰撞, 这种防撞方式称为被动防撞^[1,2]。而如果主动航天器超出了安全交会走廊, 则需要判断两星发生碰撞的可能性, 必要时采取主动防撞措施来避开目标。

目前国际上使用的判定交会是否会发生碰撞的方法有计算碰撞概率法和安全区域判定法。

计算碰撞概率法比较适用于两个航天器定位存在误差, 且无法实时定位的情况。在此情况下, 碰撞概率法可以将初始定位误差对之后轨道预报的影响考虑在内, 通过轨道外推得到任意时刻的瞬时碰撞概率密度, 并在目标航天器的安全区域内积分得到瞬时碰撞概率。一旦碰撞概率大于预定的某一警戒阈值, 主动航天器就可以提前进行机动, 防止碰撞发生。文献[3-5]研究了碰撞概率计算方法, 并对其进行了改进, 将原先的三维积分简化为二维或一维积分, 缩短了星上的计算时间。目前, 对碰撞概率计算的快速性问题以及在工程上警戒阈值的确定问题还需要进行更深一步的分析和研究。

安全区域判定法适用于可以实时测量得到两星

相对状态的情况。在此情况下, 两星的定位误差与安全区域的大小相比是个小量且不会产生累积效应, 可以直接通过分析两个航天器的安全区域是否重合来判断发生碰撞的可能性^[2,6-7]。在航天器安全区域的定义上, 目前多采用球型区域, 但随着航天器种类的增多, 越来越多的航天器不属于球型, 例如航天飞机、国际空间站^[8], 它们在某一方向的尺寸要远大于其他两个方向。如果仍然采用球型安全区域, 势必会造成安全区域过大, 从而增加不必要的防撞机动次数, 直接影响燃料的消耗状况和轨道的长期维持。

另一方面, 主动航天器在探测到可能发生碰撞的危险后, 通常根据 C-W 方程来设计机动的制导律^[9-11]。但是目前针对主动防撞的研究都忽略了一个问题, 即主动航天器发生故障往往是由于某一方向上的发动机失效无法喷气, 因此即使根据相应的制导律得到机动所需要的推力, 也有可能因为某一方向上的推力失效而造成主动防撞失败。

本文采用椭球体的安全区域, 根据安全区域判定法并结合燃料消耗设计主动防撞的转移轨道。同时, 利用轨道平面内控制力的耦合效应, 设计了某一方面向发动机失效状态下的轨道转移控制律。

1 安全区域判定法

图 1 表示两个航天器的安全区域包络体, 其中目标航天器 T 采用椭球型的包络体, 主动航天器 A

采用球型包络体。定义轨道坐标系 S_o , 原点在目标航天器的质心, z 轴沿径向朝向地球, x 轴垂直于 z 轴且沿速度方向, y 轴符合右手定则, 即沿轨道面负法线方向。

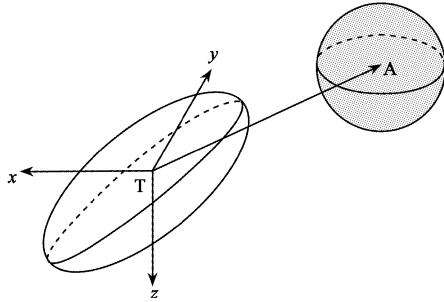


图 1 安全区域包络体

Fig.1 Envelop volumes of safety zone

在航天器接近过程中, 一旦两个安全区域包络体发生交叉或是重合, 则表明存在碰撞的可能, 从而主动航天器需要采取主动防撞机动等措施。

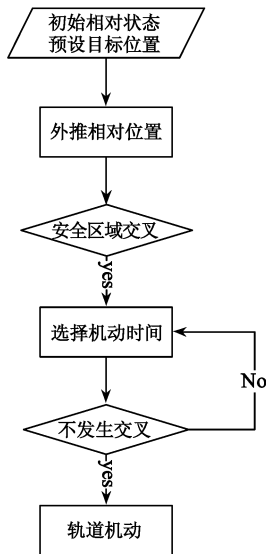


图 2 安全防撞设计流程

Fig.2 Process of collision avoidance design

图 2 表示根据安全区域设计的空间防撞流程。首先给定两星的初始相对状态和预先设计好的安全防撞转移的目标位置, 然后外推一段时间内的相对位置并判断每个时刻的安全区域是否发生交叉。如果存在某一个时刻, 安全区域发生交叉, 则表明两星存在发生碰撞的可能性, 主动航天器需要采取防撞机动, 根据给定的初始相对位置和目标位置, 选择一个机动时间。如果机动后的轨道外推不会发生安全区域的交叉, 则该机动时间选择合适, 可以进行轨道

机动。如果仍存在碰撞的可能, 则说明选择的机动时间不合适, 需要重新选择时间并重复上述步骤, 直至找到合适的机动时间。

2 碰撞判断

2.1 椭球体安全区域接近分析

主动航天器在接近椭球体区域的过程中, 需要实时判断与该区域的最近距离。如果安全区域是球型, 则只需要得到主动航天器与目标航天器之间的距离, 并减去安全区域的半径即为距离安全区域的最近距离。但对于椭球体而言, 则需要采用其他方法。

图 3 表示了椭球区域外一航天器 A 与椭球区域的最近距离。椭球主轴坐标系 S_E 原点在目标航天器的质心, x_E, y_E, z_E 分别沿椭球体的三个主轴。定义椭球上任一点在椭球主轴坐标系上的位置向量为 $r_E = [x_E \ y_E \ z_E]^T$, 主动航天器 A 相对目标航天器 T 的位置矢量为 R_{EA} , 椭球上一点 m 相对于目标航天器的位置矢量为 r_{Em} , 点 A 相对于点 m 的位置矢量为 d 。

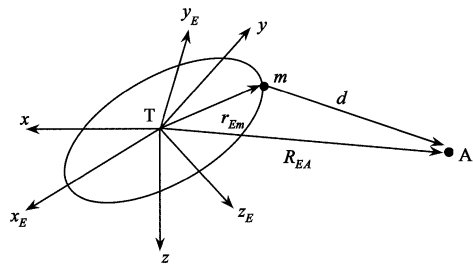


图 3 点与椭球的最近距离

Fig.3 Closest approach between a point and an ellipsoid

根据图中相对关系, 可以得到

$$d = R_{EA} - r_{Em} \tag{1}$$

同时, 椭球方程可以表示为

$$\rho(x_E, y_E, z_E) = r_E^T D r_E - 1 = 0 \tag{2}$$

$$\text{其中 } D = \begin{bmatrix} \frac{1}{a^2} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{b^2} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{c^2} \end{bmatrix}, a, b, c \text{ 分别为椭球三个主}$$

轴长度。

要使点 m 为椭球上距离 A 点最近的点, 即使 $|d|$ 最小, 则可以定义目标函数为

$$J = d^T d = |d|^2 \tag{3}$$

引入拉格朗日乘子 λ , 则有

$$J(\mathbf{r}_E, \lambda) = \mathbf{d}^T \mathbf{d} + \lambda \rho \quad (4)$$

要使目标函数最小,对上式求 \mathbf{r}_E 的偏导,并满足

$$\frac{\partial J}{\partial \mathbf{r}_E} = 2(\mathbf{r}_E - \mathbf{R}_{EA} + \lambda \mathbf{D} \mathbf{r}_E) = 0 \quad (5)$$

求解上式可得

$$\mathbf{r}_E = (\mathbf{I} + \lambda \mathbf{D})^{-1} \mathbf{R}_{EA} \quad (6)$$

式中, \mathbf{I} 为 3×3 的单位阵。将 \mathbf{r}_E 代入椭圆方程可得

$$\mathbf{R}_{EA}^T (\mathbf{I} + \lambda \mathbf{D})^{-T} \mathbf{D} (\mathbf{I} + \lambda \mathbf{D})^{-1} \mathbf{R}_{EA} - 1 = 0 \quad (7)$$

根据上式解得 λ 后,就可求得椭圆上距离点 A 最近点 m 的相对矢量 \mathbf{r}_{Em} , 从而点 A 到椭球的最近距离为

$$|\mathbf{d}| = |\mathbf{R}_{EA} - \mathbf{r}_{Em}| \quad (8)$$

在前面公式中使用的 \mathbf{R}_{EA} 为 A 点在椭圆主轴坐标系中的相对矢量,一般椭圆安全区域根据航天器外形而定,因此椭圆主轴坐标系与航天器本体坐标系重合。而星上探测设备得到的主动航天器相对于目标航天器的矢量是在轨道坐标系中表示的。如果目标航天器的本体坐标系与轨道坐标系重合,则不用进行坐标转换。如果不重合,设在轨道坐标系中两星相对矢量为 \mathbf{R}_A , 轨道坐标系到椭圆主轴坐标系的转换矩阵为 \mathbf{L}_{Eo} , 则

$$\mathbf{R}_{EA} = \mathbf{L}_{Eo} \mathbf{R}_A \quad (9)$$

2.2 安全区域碰撞判断原则

采用图 1 所示的安全区域包络体,即目标航天器采用椭圆包络体,主动航天器采用半径为 r 的球形包络体,同时将相对位置测量的最大误差 σ 加入到主动航天器安全包络体中,则球形包络体半径扩大到 $r + \sigma$ 。

判断两航天器是否存在碰撞的步骤为:

(1) 首先判断主动航天器是否处于椭圆型安全区域之内,即是否满足

$$\mathbf{R}_{EA}^T \mathbf{D} \mathbf{R}_{EA} < 1 \quad (10)$$

如果满足,则表明主动航天器已进入目标航天器的安全区域内,存在碰撞的可能。如果不满足则进行第二步判断。

(2) 计算主动航天器距离椭圆区域的最近距离 d , 设 $\Delta r = d - r - \sigma$, 如果 $\Delta r < 0$, 则表明两星的安全区域存在交叉,有发生碰撞的可能。

3 发动机故障情况下的轨道机动控制

当目标航天器运行在圆轨道或近圆轨道上且两航天器距离较近时,可以对引力差进行线性化处理,

最终两航天器的相对运动经过简化后可以用线性常系数微分方程即 C-W 方程来描述:

$$\begin{cases} \ddot{x} - 2n\dot{z} = 0 \\ \ddot{y} + n^2 y = 0 \\ \ddot{z} - 3n^2 z + 2n\dot{x} = 0 \end{cases} \quad (11)$$

式中, x, y, z 表示主动航天器相对于目标航天器的位置在轨道坐标系上的分量, n 表示目标航天器的轨道角速度,为常值。

主动航天器在得到需要采取防撞措施的指令后,可以根据 C-W 方程和预先指定的安全目标点,采取合适的机动操作转移至该位置。但在实际需要采取防撞机动的情况中,多数是由于发动机失效造成,因此根据 C-W 方程计算得到的主动航天器三轴轨道控制力可能会由于某一轴发动机的失效而无法施加,从而影响轨道转移的效果,甚至在机动后仍然会发生碰撞事故。

从式(11)可以看出,在垂直于轨道平面 (y 轴),两星的相对运动是独立的,而在轨道平面内, x 轴和 z 轴的相对运动是相互耦合的,因此如果这两个轴的某一轴发动机失效无法喷气,则可以通过另一个轴的耦合作用进行喷气控制。

3.1 正常情况下的轨道平面内 C-W 机动控制

考虑轨道平面内的相对运动控制情况,可得到 C-W 方程在轨道平面内相对状态转移矩阵,即

$$\boldsymbol{\gamma}(t) = \begin{bmatrix} 1 & 6[nt - S(nt)] & \frac{4}{n}S(nt) - 3t & \frac{2}{n}[1 - C(nt)] \\ 0 & 4 - 3C(nt) & \frac{2}{n}[-1 + C(nt)] & \frac{1}{n}S(nt) \\ 0 & 6n[1 - C(nt)] - 3 + 4C(nt) & 2S(nt) & \\ 0 & 3nS(nt) & -2S(nt) & C(nt) \end{bmatrix} \quad (12)$$

$$\boldsymbol{\gamma}_{11}(t) = \begin{bmatrix} 1 & 6[nt - S(nt)] \\ 0 & 4 - 3C(nt) \end{bmatrix},$$

$$\boldsymbol{\gamma}_{12}(t) = \begin{bmatrix} \frac{4}{n}S(nt) - 3t & \frac{2}{n}[1 - C(nt)] \\ \frac{2}{n}[-1 + C(nt)] & \frac{1}{n}S(nt) \end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{\gamma}_{21}(t) = \begin{bmatrix} 0 & 6n[1 - C(nt)] \\ 0 & 3nS(nt) \end{bmatrix},$$

$$\boldsymbol{\gamma}_{22}(t) = \begin{bmatrix} -3 + 4C(nt) & 2S(nt) \\ -2S(nt) & C(nt) \end{bmatrix}$$

其中 t 为转移时间, $C(nt) = \cos(nt)$, $S(nt) = \sin(nt)$ 。

设 $\mathbf{R} = [x \ z]^T$, $\mathbf{V} = [V_x \ V_z]^T$, 则发动机正常情况下的 C-W 转移可以写成

$$\begin{bmatrix} \mathbf{R} \\ \mathbf{V} \end{bmatrix} = \boldsymbol{\gamma}(t) \begin{bmatrix} \mathbf{R}_0 \\ \mathbf{V}_0 \end{bmatrix} + \boldsymbol{\gamma}(t) \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{2 \times 1} \\ \Delta \mathbf{V} \end{bmatrix} \quad (13)$$

式中 $\Delta \mathbf{V} = [\Delta v_x \ \Delta v_z]^T$, 即在机动初始时刻对主动航天器施加的速度增量。当给定目标点的相对状态, 就可以直接求解上式得到转移需要的速度增量^[10]。

3.2 某一方向发动机失效时的 C-W 机动控制

现假设主动星 z 轴的发动机失效无法喷气, 则轨道平面内的状态转移矩阵变成

$$\boldsymbol{\gamma}'(t) = \begin{bmatrix} 1 & 6[nt - S(nt)] & \frac{4}{n}S(nt) - 3t \\ 0 & 4 - 3C(nt) & \frac{2}{n}[-1 + C(nt)] \\ 0 & 6n[1 - C(nt)] & -3 + 4C(nt) \\ 0 & 3nS(nt) & -2S(nt) \end{bmatrix} \quad (14)$$

$$\boldsymbol{\gamma}'_{11}(t) = \begin{bmatrix} 1 & 6[nt - S(nt)] \\ 0 & 4 - 3C(nt) \end{bmatrix},$$

$$\boldsymbol{\gamma}'_{12}(t) = \begin{bmatrix} \frac{4}{n}S(nt) - 3t \\ \frac{2}{n}[-1 + C(nt)] \end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{\gamma}'_{21}(t) = \begin{bmatrix} 0 & 6n[1 - C(nt)] \\ 0 & 3nS(nt) \end{bmatrix},$$

$$\boldsymbol{\gamma}'_{22}(t) = \begin{bmatrix} -3 + 4C(nt) \\ -2S(nt) \end{bmatrix}$$

z 轴发动机失效情况下的 C-W 机动为

$$\begin{bmatrix} \mathbf{R} \\ \mathbf{V} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{\gamma}'_{11}(t) & \boldsymbol{\gamma}'_{12}(t) \\ \boldsymbol{\gamma}'_{21}(t) & \boldsymbol{\gamma}'_{22}(t) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{R}_0 \\ \mathbf{V}_0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \boldsymbol{\gamma}'_{11}(t) & \boldsymbol{\gamma}'_{12}(t) \\ \boldsymbol{\gamma}'_{21}(t) & \boldsymbol{\gamma}'_{22}(t) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{2 \times 1} \\ \Delta v_x \end{bmatrix} \quad (15)$$

给定转移的目标位置 $\mathbf{R}(t_f)$, 则展开上式后可以得到相对位置的方程为

$$\mathbf{R}(t_f) = \boldsymbol{\gamma}'_{11} \mathbf{R}_0 + \boldsymbol{\gamma}'_{12} \mathbf{V}_0 + \boldsymbol{\gamma}'_{12} \Delta v_x \quad (16)$$

由于 $\boldsymbol{\gamma}'_{12}$ 是列满秩, 可求得其广义逆为

$$\boldsymbol{\gamma}'_{12}^+ = (\boldsymbol{\gamma}'_{12}^T \boldsymbol{\gamma}'_{12})^{-1} \boldsymbol{\gamma}'_{12}^T \quad (17)$$

则 x 轴所需要的速度增量为

$$\Delta v_x = (\boldsymbol{\gamma}'_{12}^T \boldsymbol{\gamma}'_{12})^{-1} \boldsymbol{\gamma}'_{12}^T [\mathbf{R}(t_f) - \boldsymbol{\gamma}'_{11} \mathbf{R}_0 - \boldsymbol{\gamma}'_{12} \mathbf{V}_0] \quad (18)$$

若 x 轴的发动机失效无法喷气, 则可以省略状态转移矩阵中和 Δv_x 有关的项, 同样采用上述方法,

计算得到所需 Δv_z 的大小。

3.3 发动机开关逻辑设计

根据 C-W 方程计算得到的机动速度都是脉冲量, 而实际中发动机大多为有限推力且推力恒定, 因此在喷气的过程中会产生误差, 需要实时地计算所需速度增量, 当速度增量达到某一阈值时发动机开机, 当小于某一阈值时关机。设开机阈值为 Δ_1 和关机阈值为 Δ_2 , 且 $\Delta_1 > \Delta_2$ 。发动机开机的判断逻辑为:

$$\text{If } |\Delta v_x| > \Delta_1, \text{ then } f_x(k) = a \operatorname{sgn}(\Delta v_x);$$

$$\text{If } |\Delta v_x| > \Delta_2 \text{ and } f_x(k-1) \neq 0$$

$$\text{then } f_x(k) = a \operatorname{sgn}(\Delta v_x)$$

其中 $f_x(k)$ 表示 k 时刻 x 轴的控制加速度, $f_x(k-1)$ 表示 k 时刻的前一步 x 轴的控制加速度, a 表示加速度大小。

4 仿真分析

4.1 安全区域对地稳定情况

设目标航天器运行在 600km 高度的圆轨道上, 主动航天器的质量为 200kg, 6 个方向均配备一个 10N 的发动机, 初始时刻主动航天器的 $+z$ 轴发动机发生故障无法喷气, 此时主动航天器相对目标航天器的初始相对位置为 $[-300 \ 0 \ -40]^T \text{m}$, 相对速度为 $[2.2 \ 0 \ 0.75]^T \text{m/s}$ 。

给定目标航天器椭圆安全区域的三个主轴分别为 60m、30m、30m, 且对地稳定。主动航天器球形安全区域半径为 20m, 相对位置测量最大误差 σ 为 2m。选择防撞机动的目标位置为 $[300 \ 0 \ 0]^T \text{m}$, 机动时间的范围为 $[200 \ 2500] \text{s}$ 之间, 即目标航天器半个轨道周期之内。

图 4 表示选择不同的机动时间所对应的两个航天器安全区域最近距离和需要的机动速度增量。根据 2.2 小节的安全区域碰撞判断原则, 可以将机动时间分成 A、B、C 三个区域。在 A 区域中, 两个安全区域最近距离没有显示, 表示主动航天器会进入目标航天器的椭圆安全区, 两星有碰撞的可能。在 B 区域中, 两个安全区域最近距离为负值, 表明尽管主动航天器没有进入目标航天器的安全区, 但两个安全区域存在交叉, 也有发生碰撞的可能。在 C 区域中, 两个安全区域没有发生交叉的可能, 因此两星不会发生碰撞。同时可以发现在该区域内机动所需的速度增量随着机动时间的增加而单调递增, 因此机动的时间越短越节省燃料, 最终选择机动时间为 450s。

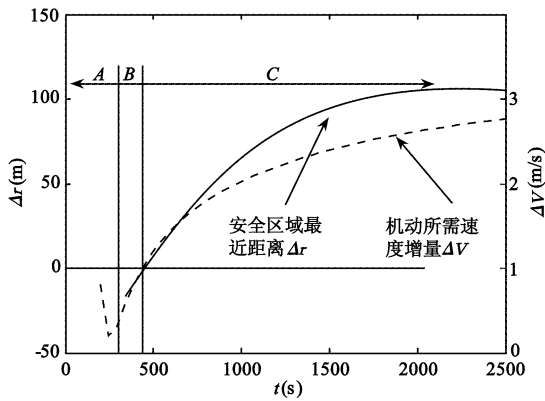


图 4 机动时间对安全区域距离和速度增量的影响
Fig.4 Safety zone distance and velocity increment under the influence of maneuver time

图 5 表示进行防撞机动和未进行机动时的轨道平面内的相对轨迹,图中虚线所示的椭圆和圆分别为两个航天器的安全区域。未进行机动时,主动航天器会进入目标航天器的安全区域,存在碰撞的可能。而采取机动后,在两星最近点,目标航天器的椭球型安全区域与加入最大位置误差的主动航天器球型安全区域正好相切,表明在整个机动过程中两个安全区域不会发生交叉,主动航天器可以安全的转移至目标位置。

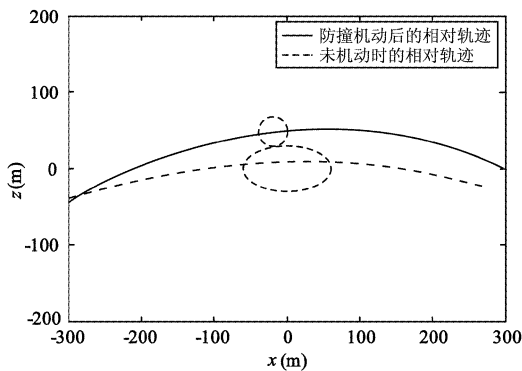


图 5 轨道平面内相对轨迹
Fig.5 Relative trajectories in the orbital plane

图 6 显示主动航天器 x 轴和 z 轴的推力变化。可以发现 $+z$ 轴由于发动机失效不再产生推力,而通过控制力的耦合作用,最终主动航天器仍然实现了有效的轨道转移,验证了控制律的有效性。

4.2 安全区域旋转情况

如果目标航天器存在姿态变化,即椭球主轴坐标系与轨道坐标系不重合,则需要考虑航天器的相对姿态,把两星在轨道坐标系中的相对位置转化到椭球主轴坐标系中表示,并计算安全区域的距离。

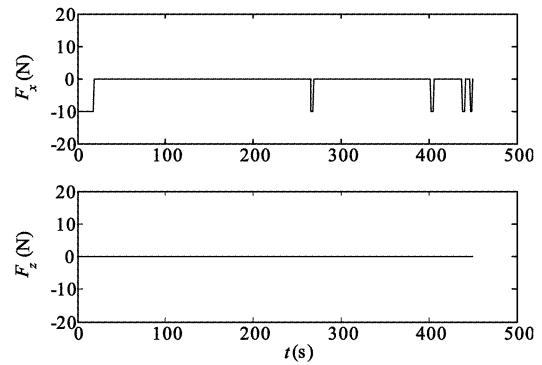


图 6 轨道平面内的控制力
Fig.6 Control force in orbital plane

现假设主动航天器初始时刻对地稳定并且以 $0.15^\circ/s$ 的角速度绕 y 轴旋转。

图 7 表示选择不同的机动时间所对应的两个航天器安全区域最近距离和需要的机动速度增量。同样可以将图 7 分成 3 个区域,只有在 C 区域中,两星不会发生碰撞,且机动的时间越短越节省燃料,最终选择机动时间为 575s。

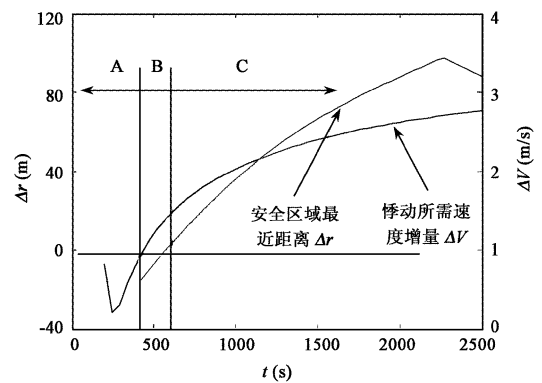


图 7 机动时间对安全区域距离和速度增量的影响
Fig.7 Safety zone distance and velocity increment under the influence of maneuver time

图 8 显示防撞机动后轨道平面内的相对轨迹。可以看到在两星最近点,目标航天器的椭球安全区域与轨道坐标系存在一个倾斜角度,而此时两个航天器的安全区域相切,表明在整个机动过程中两个安全区域不会发生交叉,证明在安全区域存在旋转的情况下仍能正确进行是否发生碰撞的判断。

5 结论

本文针对空间交会对接中的主动防撞问题,分析了航天器椭球型安全区域的碰撞问题,设计了碰撞判断原则,并结合轨道机动的燃料消耗选择一条最佳的

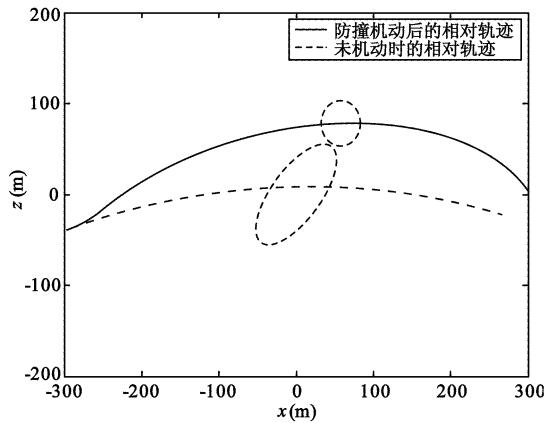


图8 轨道平面内相对轨迹

Fig.8 Relative trajectories in the orbital plane

防撞机动路径。同时,针对主动航天器某一方向发动机失效的情况,设计了在缺少某一方向推力情况下的轨道转移控制律,并通过仿真验证了该控制律的有效性,为航天器安全防撞提供了一个选择方案。

参考文献:

- [1] Fehse W. Automated Rendezvous and Docking of Spacecraft[M]. Cambridge, UK: Cambridge University Press, 2003.
- [2] 朱仁璋,汤溢,尹艳. 空间交会最终平移轨迹安全模式设计[J]. 宇航学报, 2004, 25(4): 443 - 447. [ZHU Ren-zhang, TANG Yi, YIN Yan. Safety mode design of final translation trajectories of space rendezvous[J]. Journal of Astronautics, 2004, 25(4): 443 - 447(in Chinese).]
- [3] Akella M R, Alfriend K T. Probability of collision between space objects[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2000, 23(5): 769 - 772.
- [4] Patera R P. General method for calculating satellite collision probability[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2001, 24(4): 716 - 722.
- [5] 王华,李海阳,唐国金. 飞行器碰撞概率计算的一般方法[J]. 国防科技大学学报, 2006, 28(4): 27 - 31. [WANG Hua, LI Hai-yang, TANG Guo-jin. General method for calculating spacecraft collision probability[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2006, 28(4): 27 - 31(in Chinese).]
- [6] 林来兴. 空间交会动力学和安全模式[J]. 宇航学报, 1993, 15(1): 1 - 6. [LIN Lai-xing. Dynamics and safe mode of space rendezvous[J]. Journal of Astronautics, 1993, 15(1): 1 - 6(in Chinese).]
- [7] 刘凯,罗建军. 空间自主临近操作安全轨迹控制策略研究[J]. 西北工业大学学报, 2007, 25(5): 695 - 698. [LIU Kai, LUO Jian-jun. A safety trajectory control strategy for space autonomous proximity operations[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2007, 25(5): 695 - 698(in Chinese).]
- [8] Coppola V, Woodburn J. Determination of close approaches based on ellipsoidal threat volumes[R]. AAS 99 - 170.
- [9] Patera R P, Peterson G E. Space vehicle maneuver method to lower collision risk to an acceptable level[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2003, 26(2): 233 - 237.
- [10] Slater G L, Byram S M, Williams T W. Collision avoidance for satellite in formation flight[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2006, 29(5): 1140 - 1146.
- [11] 王华,李海阳,唐国金. 基于碰撞概率的交会对接最优碰撞规避机动[J]. 宇航学报, 2008, 29(1): 220 - 223. [WANG Hua, LI Hai-yang, TANG Guo-jin. Collision probability based optimal collision avoidance maneuver in rendezvous and docking[J]. Journal of Astronautics, 2008, 29(1): 220 - 223(in Chinese).]

作者简介:卢山(1982 -),男,博士生,飞行器设计专业,研究方向为航天器制导、导航与控制。

通信地址:上海市田林路130号上海航天控制工程研究所研发中心(200233)

电话:(010)82339750

E-mail:buaals@sohu.com

Active Collision Avoidance Design of Space Rendezvous Under the Thruster Failure

LU Shan, XU Shi-jie

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

Abstract: The active collision avoidance maneuver(CAM) in the space rendezvous and docking is studied. A method for analyzing the collision probability in ellipsoidal safety zone is developed. Meanwhile a new control law of CAM is designed using coupling effect under the thruster failure. Finally a transfer trajectory of orbit maneuver with safe and optimal fuel consumption is able to be selected combining the analysis of safety zone and fuel consumption. The simulation results validate that the CAM control law is effective under the thruster failure.

Key words: Rendezvous and docking; Trajectory safety; CAM; Safety zone; Thruster failure