



基于平衡飞行理论的推力故障火箭入轨能力评估与制导方法研究

孟云鹤^{1*}, 金华², 徐帆³, 孙蕾⁴, 陈琪锋²

1. 中山大学人工智能学院, 珠海 519082;

2. 中南大学自动化学院, 长沙 410083;

3. 北京航天自动控制研究所, 北京 100070;

4. 中山大学系统科学与工程学院, 广州 510006

* E-mail: mengyh7@sysu.edu.cn

收稿日期: 2022-07-26; 接受日期: 2022-09-16; 网络版发表日期: 2023-02-08

摘要 针对某型运载火箭在大气层外飞行段出现推力异常的非致命发动机故障, 提出一种基于平衡飞行理论的火箭入轨能力评估与连续推力制导方法. 首先从飞行力学角度对火箭推力故障导致任务失利进行了机理分析; 在此基础上建立当地水平坐标系的火箭飞行动力学简化模型, 进而提出平衡飞行的解析理论; 进一步分析“平衡飞行”与“准平衡飞行”条件, 并比较二者最优制导律的差异; 接下来, 给出了平衡飞行理论应用于推力异常火箭在线评估与决策的方法与流程; 最后开展数学仿真, 整体揭示了推力损失与入轨能力的关系, 综合检验了平衡飞行解析理论的正确性与实用性. 该方法寓在线能力评估与最优轨道制导于一体, 简便有效, 可为推力异常运载火箭的快速自主故障处置提供技术理论支撑.

关键词 运载火箭, 推力故障, 平衡飞行, 入轨能力评估, 最优制导

1 引言

运载火箭各系统都是精细化设计和大量试验的产物, 具有非常高的可靠性, 但根据墨菲定律, 在飞行任务过程中, 还是不可避免地会遭遇各种不同的故障情况, 且故障模式和发生时间都有不确定性.

在全箭众多的故障模式中, 动力系统故障是运载火箭最经常发生的, 往往也是后果最严重的. 对现有故障数据的统计表明: 火箭动力飞行段大约有60%的故障是动力系统故障; 特别是大型、重型运载火箭,

在以大幅提升运载能力为目标的设计约束下, 通常会采用并联多助推器的捆绑方式, 这在一定程度上增加了动力系统发生故障的概率, 严重时将直接导致飞行任务失败.

发生在大气层外的非致命发动机故障是一种典型情况. 1964年, 美国土星1号火箭在实际飞行117 s时, 1台H-1发动机突然提前关机. 1970年4月11日, 发射阿波罗13号飞船的土星5号运载火箭二级主发动机因故提前132 s关机. 2017年7月2日, 我国长征五号遥二运载火箭飞行中, 芯一级发动机推力瞬时大幅下降. 2019

引用格式: 孟云鹤, 金华, 徐帆, 等. 基于平衡飞行理论的推力故障火箭入轨能力评估与制导方法研究. 中国科学: 技术科学, 2023, 53: 2127–2136
Meng Y H, Jin H, Xu F, et al. Equilibrium flight theory-based orbit entry capability evaluation and guidance method of launch vehicles with thrust faults (in Chinese). Sci Sin Tech, 2023, 53: 2127–2136, doi: [10.1360/SST-2022-0246](https://doi.org/10.1360/SST-2022-0246)

年12月20日, 美国波音公司与美国国家航天局(NASA)共同开发的星际客车飞船出现了任务耗用时间异常的软件错误. 此外, 美国德尔塔4号运载火箭和猎鹰9号运载火箭在飞行过程中均出现过动力系统的一台或多台发动机失效的故障模式. 这些推力异常的非致命发动机故障往往会带来任务失败的严重后果. 因此, 运载火箭在上升段出现推力异常故障时的处置策略选择备受关注^[1-3], 也是近年来运载火箭智能化技术的重要研究课题之一.

对该问题研究有以下主要思路: 一是利用灵活的制导方法抵消推力异常, 使火箭继续飞行, 主要包括早期跟踪标准轨迹的制导方法、土星5号基于最优控制理论的迭代制导方法^[4]、航天飞机动力显式制导方法^[5], 以及当今多种改进的迭代制导算法等^[6]; 二是实时利用优化理论方法, 充分评估实现入轨的可能性, 并优化飞行程序^[7-13], 具体的优化方法包括凸优化方法、模拟退火方法、神经网络方法等. 上述思路相对来说都存在一定的固有缺陷, 即: 制导方法的问题是一种实时执行的方法, 对入轨能力损失不存在预先有效的估计, 更难以保证指标优化及入轨精度; 而优化方法的问题在于收敛性不确定, 同时计算效率也可能难以满足实际应用中的快速性需求^[14-17]. 针对上述问题, 文献^[18]结合型号工程背景, 提出了自主轨迹规划方法, 文献^[19]进一步提出了一种跨滑行段的制导重构策略, 将复杂的多飞行段轨迹规划问题转变为可行的滑行段搜索问题, 可在嵌入式计算平台上实时求解, 效率高于基于直接法的多飞行段在线轨迹规划, 推进了规划优化方法在火箭工程上的应用.

近年, 人工智能学习算法也开始应用到火箭推力故障评估与制导研究中. 文献^[20]基于径向基神经网络, 提出了一种在线计算轻量化的任务重构方法, 结合凸优化与自适应配点法产生“故障状态-最优轨迹”数据集, 训练径向基神经网络, 来快速在线计算最优救援轨道对应飞行轨迹近似解; 文献^[21]基于局部配点法和神经网络提出入轨能力评估与轨迹重构的方法, 建立推力下降故障与入轨能力之间的映射关系, 从而在运载火箭出现推力下降时对入轨能力在线评估与决策; 文献^[22]提出基于神经网络的剩余运载能力估计及程序角重构的算法, 以线下基于工程实践的弹道优化方法生成的故障状态最优弹道作为学习样本, 使用不同学习方式学习生成一级飞行段程序角和其他飞行

段的程序角. 上述方法的特点在于需要大样本与大计算量的学习训练, 如何实现箭上的在线应用还需要结合工程背景开展探索.

不同于上述思路, 本文针对运载火箭推力异常等非致命发动机故障情形, 从飞行力学与控制机理开展研究, 建立了一种基于飞行力学的平衡飞行解析理论, 以及基于此的火箭入轨能力评估与制导方法. 首先从飞行力学原理角度分析因推力故障导致飞行任务失利的机理, 建立平衡飞行动力学方程并给出解析解; 然后给出制导策略, 并进一步提出平衡飞行理论应用于推力异常火箭在线评估与决策的方法与流程; 最后开展了数值仿真验证. 本文研究可为运载火箭遭遇推力异常故障时自主快速生成处置策略提供新的理论与技术支持.

2 平衡飞行理论

2.1 推力故障模式下火箭飞行运动分析

根据运载火箭飞行动力学理论^[23], 大气层外的火箭轨迹、导弹弹道都可以用瞬时地心椭圆轨道来解释, 因为在连续推力作用下, 其椭圆轨道是动态变化的, 如图1所示; 但是由于任务不同, 运载火箭轨迹与弹道导弹的弹道也有明显差异, 即: 运载火箭到入轨点时的瞬时椭圆轨道近地点应在安全高度以上, 而弹道导弹为满足打击地面目标的需要, 其末级主发动机关机点的椭圆轨道近地点是与地球相交.

进一步, 在入轨前的大气层外飞行段, 火箭运动一般表现为飞行高度与速度的提升过程, 但考虑到火箭实际推重比等工程约束, 为达到更好效率, 这两种提升并不同步, 而是有所侧重. 如在入轨前一段, 往往采取持续增加速度而高度变化比较平稳的制导策略(即速度增量主要体现在周向, 径向速度量级很小, 火箭高度变化较为平稳), 如图1所示, 此时火箭的运动正处于瞬时椭圆轨道的远地点附近, 同时火箭推力在不断提升近地点高度, 如此才可以运送载荷最终入轨; 而若此时火箭推力不足, 将导致火箭瞬时轨道近地点高度提升不及时, 后续飞行中将无法避免轨迹高度降低进入大气层并与地球表面相交, 最终导致运载任务失败.

为了进一步说明该问题的机理, 对在推力故障模式下的火箭运动进行力学分析. 首先建立当地水平坐

标系(原点为火箭质心, 三坐标轴分别沿径向、周向以及轨道面法向), 在大气层外, 火箭受力集中在轨道平面内. 图2给出了箭体在径向和周向的受力情况. 其中, 径向受力为引力、离心力以及推力的径向分量, 合力作用决定火箭在径向(即高度方向上)的运动, 其中离心力与周向速度和轨道地心距相关. 周向受力为推力的周向分量, 效果是改变周向速度大小, 周向速度变化将直接影响径向的离心力与轨道的近地点高度, 确切讲是周向速度增加, 则径向的离心力增加, 近地点高度提升.

若推力足够大, 在保证径向三力平衡的基础上可以实现周向的快速加速, 火箭快速提升近地点高度, 从而具备更高的机动变轨效率; 若推力过小, 则无法

支持径向的三力平衡, 此时若不能在生存高度范围内有效增速, 提升离心力达到径向的受力平衡, 则火箭飞行高度将很快下降并最终坠毁. 研究表明: 发动机推力用于径向平衡的部分是主要的燃料损失, 因为没有转化为速度增量(这一点可对比施加冲量控制作用来理解); 因而在火箭故障时, 推力下降越多, 飞行时间越长, 燃料损失(或入轨能力损失)的比例将越大. 由此还可以引申, 如果用推力的径向分量能够保证径向力平衡, 推力的周向分量进行加速, 并随着周向速度增加、离心加速度增加, 平衡飞行所需的推力径向分量会越来越小, 此时实时调整推力方向, 使得径向力一直平衡, 而周向加速的效率会越来越高, 于是在该加速度水平下就实现了最小的能力损失, 也就实现了连续推力下最佳的火箭轨道调整. 上述飞行动力学分析不仅可以揭示火箭在入轨前的大气层外飞行段发生推力故障时任务失利的基本机理, 而且也为研究故障模式下的快速处置策略指明了思路.

2.2 火箭平衡飞行过程的动力学建模

在火箭飞出大气层奔向目标轨道的过程中, 连续推力的火箭受力模型如图3所示, 火箭受到地球引力和发动机推力作用, 在当地水平坐标系中还需要考虑离心惯性力作用.

将火箭飞行中的推力与质量变化一起归结为加速度的变化, 在当地水平坐标系的径向与周向, 分别列写简化的火箭飞行动力学方程如下:

图1 (网络版彩图)火箭飞行中瞬时椭圆轨道示意图

Figure 1 (Color online) Illustration of the instantaneous elliptical orbit of launch vehicles.

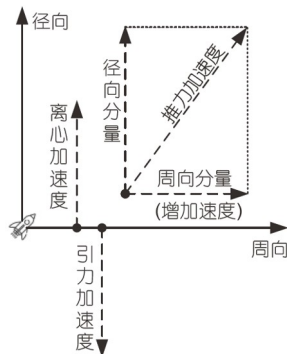
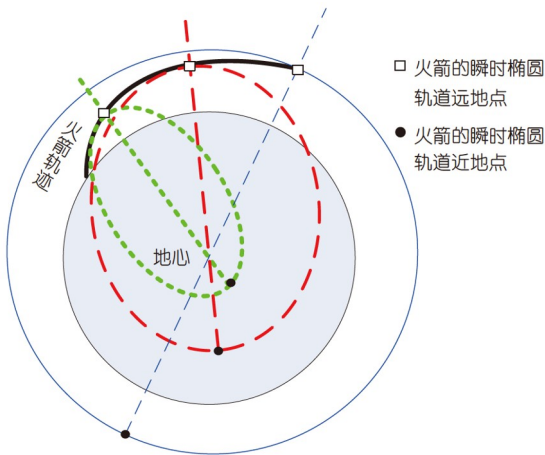


图2 大气层外飞行段火箭的动力学分析

Figure 2 Analysis of the dynamics of launch vehicles in the exoatmospheric flight segment.

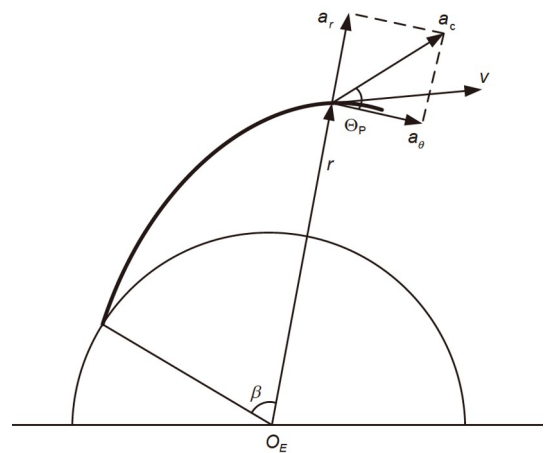


图3 连续推力火箭受力分析

Figure 3 Force analysis of launch vehicles with continuous thrust.

$$\begin{cases} \frac{d^2 r}{dt^2} = r \left(\frac{d\beta}{dt} \right)^2 - \frac{\mu}{r^2} + a_r, \\ \frac{d}{dt} \left(r^2 \frac{d\beta}{dt} \right) = r a_\theta, \end{cases} \quad (1)$$

其中, r 是地心矢径, β 是地心角, μ 是地球引力常数, a_r 和 a_θ 是推力加速度的径向与周向分量. 考虑连续推力加速度大小确定, 方向可调, 定义推力加速度矢量与周向(即当地水平方向)的夹角为推力加速度倾角, 记为 Θ_p , 并代入式(1), 可得

$$\begin{cases} \frac{d^2 r}{dt^2} = r \left(\frac{d\beta}{dt} \right)^2 - \frac{\mu}{r^2} + a_c \sin \Theta_p, \\ \frac{d}{dt} \left(r^2 \frac{d\beta}{dt} \right) = r a_c \cos \Theta_p. \end{cases} \quad (2)$$

这里设 $a_c > 0$, 则当 $-\pi/2 < \Theta_p < \pi/2$ 时, 表示飞行是一个加速过程.

为满足轨道高度稳定, 需要满足“平衡飞行”条件, 即在当地水平坐标系中径向总加速度分量为0, 速度分量也为0, 即 $\frac{d^2 r}{dt^2} = 0$, $\frac{dr}{dt} = 0$.

代入式(2)可得

$$\begin{cases} a_c \sin \Theta_p = \frac{\mu}{r^2} - r \left(\frac{d\beta}{dt} \right)^2, \\ a_c \cos \Theta_p = r \frac{d^2 \beta}{dt^2}. \end{cases} \quad (3)$$

此时, 平衡飞行制导律也就是推力加速度倾角为

$$\sin \Theta_p = \frac{\frac{\mu}{r^2} - r \left(\frac{d\beta}{dt} \right)^2}{a_c}. \quad (4)$$

令目标圆形轨道的飞行角速度为 $n \triangleq \sqrt{\frac{\mu}{r^3}}$, 射程角速度 $\omega \triangleq \frac{d\beta}{dt}$, 代入式(3), 并将两式合成, 可得

$$\left(\frac{a_c}{r} \right)^2 = (n^2 - \omega^2)^2 + \left(\frac{d\omega}{dt} \right)^2. \quad (5)$$

基于式(5)求解常微分方程, 可得

$$\pm \frac{d\omega}{\sqrt{\left(\frac{a_c}{r} \right)^2 - (n^2 - \omega^2)^2}} = dt. \quad (6)$$

进一步两边积分,

$$T = \int_0^T dt = \pm \int_\omega^n \frac{d\omega}{\sqrt{\left(\frac{a_c}{r} \right)^2 - (n^2 - \omega^2)^2}}. \quad (7)$$

式(7)是一个定积分, 可称为连续推力作用下的飞行时间方程, 通过积分, 可以得到从椭圆轨道到满足“平衡飞行”条件的圆轨道的机动变轨时间, 进而可以解析从椭圆轨道加速进入目标圆轨道的飞行过程.

2.3 平衡飞行问题求解

对式(7)中积分项的分母进行变换, 令半径为 r 的圆轨道引力加速度 $g_0 = \frac{\mu}{r^2}$, 设推力加速度与圆轨道引力加速度之比定义为 $\rho = \frac{1}{k} \triangleq \frac{a_c}{g_0}$, 并令 $\tau^2 = 1 - \frac{\omega^2}{n^2}$, 经一系列变换推导, 当 $\omega < n$ 时, 可得

$$\begin{aligned} T &= \int_0^T dt = \int_\omega^n \frac{d\omega}{\sqrt{\left(\frac{a_c}{r} \right)^2 - (n^2 - \omega^2)^2}} \\ &= \frac{k}{2n} \int_0^{\tau_0^2} \frac{d\alpha}{\sqrt{(1-\alpha)(1-k^2\alpha^2)}}. \end{aligned} \quad (8)$$

式(8)属于典型的第一类不完全椭圆积分^[24], 对其进行积分, 可以写为如下形式:

$$\begin{aligned} T &= \frac{1}{n} \sqrt{\frac{g_0}{g_0 + a_c}} \\ &\times \left\{ \text{EllipticF} \left(\arcsin \frac{1}{2} \sqrt{1 + \frac{g_0}{a_c} \left(1 - \frac{\omega^2}{n^2} \right)^2}, \frac{2a_c}{g_0 + a_c} \right) \right. \\ &\quad \left. - \text{EllipticF} \left(\frac{\pi}{4}, \frac{2a_c}{g_0 + a_c} \right) \right\}. \end{aligned} \quad (9)$$

第一类不完全椭圆积分的求解可以借助相关研究成果, 可以给出高阶近似解, 满足快速计算要求, 或者利用数值积分方法进行计算.

进一步讨论: 在式(9)可以解析求解的情况下, 实际也得到了角速度函数 $\omega(t)$, $t \in [0, T]$, 因此推力加速度倾角 Θ_p 可以快速求解, 见推力制导律式(4). 由此, 平衡飞行过程可以理论解析, 全过程的时间与能耗可以快速计算, 连续推力变轨过程的速度损失或推力效率也可以计算得到.

2.4 平衡飞行条件分析

在式(8)求解过程中, 需要满足的条件是

$$\left(\frac{a_c}{r}\right)^2 - (n^2 - \omega^2)^2 \geq 0. \quad (10)$$

当火箭处于加速段, $\omega \leq n$ 时, 可以得到平衡飞行需满足的条件为

$$a_c \geq \left(1 - \frac{\omega^2}{n^2}\right) g_0. \quad (11)$$

根据这个平衡飞行条件, 可以基于故障后的火箭推力加速度水平判断火箭是否处于危险状态, 或者是否具有自救能力.

进一步讨论, 由于推力加速度周向分量的存在, 周向速度分量将增大, 带来离心加速度将不断增加的效果, 从而达到径向力平衡所需的推力加速度分量将不断降低, 因此周向与径向是相互耦合和相互转化的动态过程, 故平衡飞行条件式(11)还存在一定的裕度. 如果 $a_c < \left(1 - \frac{\omega^2}{n^2}\right) g_0$, 可以根据火箭高度水平, 即火箭在允许高度稍有降低 Δh 的范围内, 能否沿周向快速提速, 增加离心加速度, 从而抑制火箭进一步下降, 这可以通过时间估算进行判断.

设想一种极端情况, 将推力加速度完全集中在周向方向, 不考虑径向的负向加速度, 即 $\Theta_p = 0$, 此时推力加速度对周向加速效果最佳, 因此径向的离心加速度也加速最快, 经过一段时间 ΔT 使离心加速度与引力平衡, 此时火箭到达生存高度, 地心矢径为 $r_L = r - \Delta h$, 其中 Δh 为高度裕度, 可以近似估算时间.

$$\Delta T = \sqrt{\frac{2\Delta h}{g_0 - \frac{v_\theta^2}{r}}}. \quad (12)$$

那么实现火箭止降为升的条件为

$$\frac{(v_\theta + \Delta v_\theta)^2}{r - \Delta h} + a_c > \frac{\mu}{(r - \Delta h)^2}. \quad (13)$$

即离心加速度与推力加速度的和大于引力加速度, 其中 $\Delta v_\theta \approx a_c \Delta T$ 为此过程中的近似周向速度增量.

如果式(13)满足, 则火箭还有可能挽救, 即得到“准平衡飞行”条件:

$$a_c > \frac{\frac{\mu}{r - \Delta h} - v_\theta^2}{\left[2v_\theta \sqrt{\frac{2\Delta h}{g_0 - v_\theta^2/r}} + (r - \Delta h)\right]}. \quad (14)$$

式(14)相比式(11)的推力加速度范围有所放宽. 这决定了需要具备的推力加速度水平, 该值与高度裕度 Δh 、周向速度 v_θ 等参数相关.

因此, 基于火箭推力故障时的高度、速度和推力加速度等状态参数, 根据式(11)和(14)可以对火箭能否建立平衡飞行状态进行评估. 如果故障后的推力加速度不满足式(14), 则火箭将进入大气层坠毁; 如果满足式(11), 则火箭直接进入平衡飞行状态; 如果故障后的推力加速度满足式(14)而不满足式(11), 则火箭将先经历一段高度略微变化的准平衡飞行状态, 再进入平衡飞行状态.

需要指出的是, 平衡飞行状态仅代表暂时安全, 而不代表坠落危险的解除, 如果火箭存在燃料泄露情况, 导致周向加速时间没有足够长, 即在燃料耗尽时仍达不到圆轨道所需的周向速度约束, 火箭还是难以进入安全轨道.

2.5 准平衡飞行的最佳制导律

式(14)在准平衡飞行的条件分析中选取了比较极端的情况. 实际上在飞行过程中, 沿周向加速将使速度增加最快, 离心加速度增加最快, 但该情况的初始径向负加速度值也最大, 高度下降也快; 反之, 若沿径向施加全部推力, 则径向的负加速度最小, 高度下降较慢, 但离心加速度则不能增加. 在上述两种“极端”情况之间, 应存在着折中, 即高度降低范围有限, 又能快速实现平衡飞行状态, 这就需要优化推力加速度倾角, 即使从“准平衡飞行”到“平衡飞行”的过渡时间最短, 则能耗最少.

用周向速度分量表示离心加速度, 记 $r \left(\frac{d\beta}{dt} \right) = v_\theta$,

此时有

$$\begin{cases} \frac{d^2 r}{dt^2} = \frac{v_\theta^2}{r} - \frac{\mu}{r^2} + a_c \sin \Theta_p, \\ \frac{dv_\theta}{dt} = a_c \cos \Theta_p. \end{cases} \quad (15)$$

设经过 ΔT 后, 可以达到新的平衡, 并且认为地心距基本不变, $r = r_0$, 根据上述方程可以得到

$$\frac{(v_\theta + a_c \cos \Theta_p \cdot \Delta T)^2}{r_0} - \frac{\mu}{r_0^2} + a_c \sin \Theta_p = 0. \quad (16)$$

对式(16)展开, 略去二阶小量, 得到

$$\Delta T \approx \frac{\frac{\mu}{r_0^2} - \frac{v_{\theta}^2}{r_0} - a_c \sin \Theta_p}{2 \frac{v_{\theta} \cdot a_c \cos \Theta_p}{r_0}}. \quad (17)$$

使达到平衡飞行条件的时间最短, 令 $\frac{d\Delta T}{d\Theta_p} = 0$, 求解可得

$$\sin \Theta_p = \frac{a_c}{\frac{\mu}{r_0^2} - \frac{v_{\theta}^2}{r_0}}. \quad (18)$$

对比式(4)和式(18), 可以发现满足 $a_c \geq \left(1 - \frac{\omega^2}{n^2}\right)g_0$ 条件的平衡飞行状态, 以及满足

$$\frac{\frac{\mu}{r-\Delta h} - v_{\theta}^2}{\left[2v_{\theta} \sqrt{\frac{2\Delta h}{g_0 - v_{\theta}^2/r} + (r-\Delta h)}\right]} \leq a_c < \left(1 - \frac{\omega^2}{n^2}\right)g_0$$

条件的准平衡飞行状态, 两种情况下的制导律有显著差异, 其几何特征如图4所示.

需要解释的是, 准平衡飞行条件下, 推力加速度的最佳方向并不是沿径向或周向, 而是仍然兼顾两个方向的不同作用, 才能实现到径向力平衡的飞行时间最短. 由于平衡飞行方式代表了推力的最有效利用方式, 因此式(4)和(18)同时也是火箭入轨前的大气层外飞行段的最优制导方案.

3 平衡飞行理论应用于推力异常火箭在线评估与决策的方法

拥有“智慧大脑”的智能化运载火箭对自主信息感知、快速故障检测、智能决策及实时重构等有着更强的需求^[12]. 因此, 当遭遇推力故障时第一时间辨识出故障模式并进行能力评估尤为关键, 对于推力系统故障, 能否在线评估入轨能力关乎任务成败. 以上平衡飞行理论给出了火箭飞出大气层到进入近圆轨道的基本制导方案, 也为研究火箭推力故障模式下的评估与决策提供了理论依据, 下面给出决策流程与在线评估算法.

3.1 火箭推力故障模式下的在线评估与决策流程

自主信息感知、快速故障检测、智能决策及实时重构既是“智慧”火箭的特征体现, 也是火箭在线评估与决策的一般流程. 决策是基于对入轨能力评估的,

主要分为三种情况: (1) 能量严重不足, 无法挽救, 放弃; (2) 能量充裕, 不需要改变飞程序, 不进行飞行干涉; (3) 不同于前两种情况, 能量有余量, 但飞程序需要重构, 具体情况还可以细化. 这样就给出了评估与决策的一般流程, 具体如图5所示, 这是提升火箭自主性的一个重要切入点.

3.2 入轨能力评估的方法与步骤

基于平衡飞行理论, 给出推力异常情况下运载火箭入轨能力评估的具体步骤如下.

第1步, 故障模式下的分段平均推力加速度计算.

第2步, 判断加速度大小, 是满足“平衡飞行”还是“准平衡飞行”模式, 如果都不满足, 则不具备进入安全轨道能力, 直接放弃挽救.

第3步, 速度增量估算. 基于有限推力加速度前提, 利用平衡飞行理论估算并比较火箭入轨所需的总速度增量(包含实现径向平衡飞行过程中不可避免的速度损失部分)与当前火箭实际燃料水平下所具有的速度冲量, 若前者大, 则推力损失过大, 无法挽救, 放弃救助; 若后者大, 进一步判断是满足“平衡飞行”条件, 还是“准平衡飞行”条件, 据此采用相应的制导方案, 并在线实施.

在具体的能力评估过程中, 考虑可能存在不同加速度阶段的运动过程, 如针对芯一级推力下降故障, 芯一级工作后还不足以进入生存轨道, 需要芯二级开机后进一步加速提升飞行速度, 直至进入圆轨道. 由于火箭各子级的动力特性不同, 故需要分级、分段综合计算.

4 面向工程背景的仿真分析

针对某型两级运载火箭大气层外动力飞行段的推力故障与处置策略进行仿真分析, 设定故障模式为非燃料泄漏的发动机推力下降故障, 针对不同故障时刻和不同发动机剩余推力比例, 检验基于平衡飞行理论的入轨能力评估与制导算法. 在仿真过程中, 采取第一步进入满足安全高度的近圆轨道, 第二步提升远地点进入大椭圆轨道的思路, 其中前一步主要考虑应用平衡飞行理论实施轨道控制. 仿真中主要考虑 J_2 项引力摄动、大气阻力等摄动因素, 轨道积分采取4阶变步长龙格库塔法, 仿真步长设置为1 s.

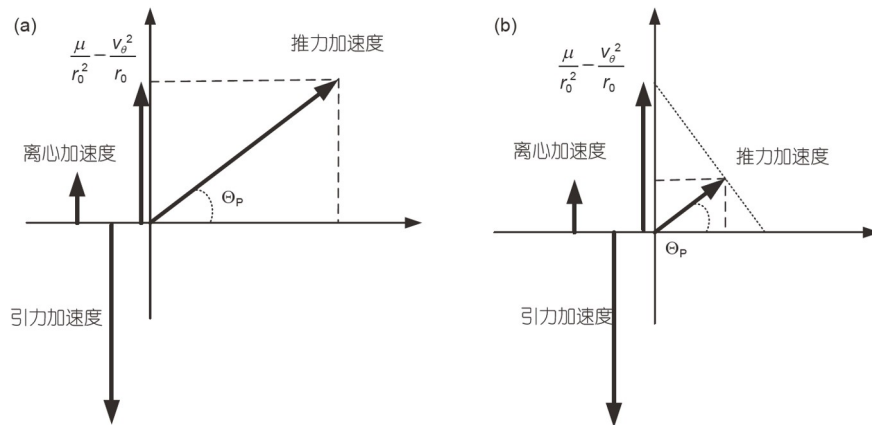


图 4 最优制导律. (a) 平衡飞行情况; (b) 准平衡飞行情况

Figure 4 Optimal guidance law. (a) Equilibrium flight; (b) quasi-equilibrium flight.

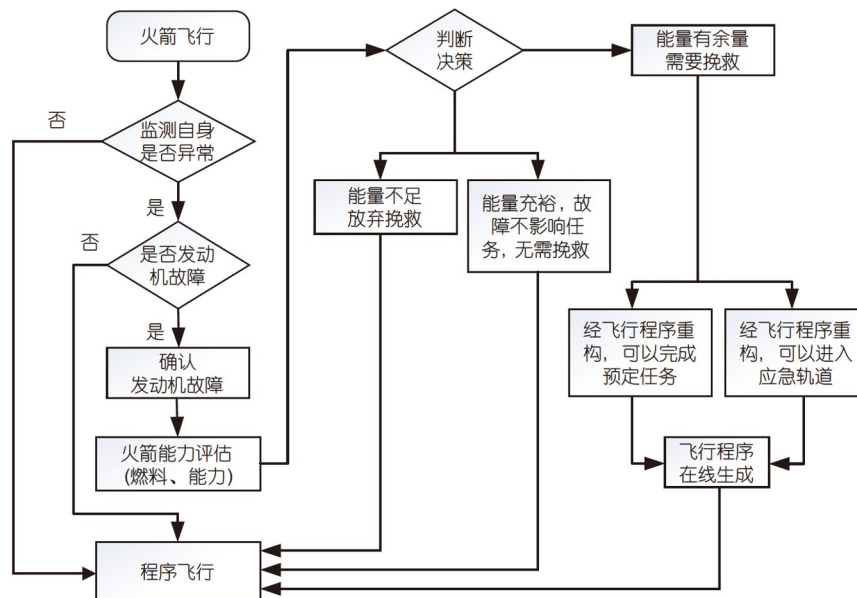


图 5 火箭推力故障下在线评估与决策流程

Figure 5 Online assessment and decision process of launch vehicles with thrust fault.

4.1 基于平衡飞行理论的入轨能力综合分析

设定故障时间区间为350~750 s, 涵盖芯一级和芯二级故障, 研究在不同时间出现不同剩余推力比例的发动机推力故障时, 火箭系统的安全性与对策。

针对不同的发动机剩余推力比例, 基于平衡飞行理论可以计算得到不同推力水平下的入轨能力, 如图6所示。根据是否满足平衡飞行或准平衡飞行条件, 推力-时间平面可以划分为三个区域。其中: 区域1给出了满足平衡飞行条件、至少可以到达安全近圆轨道的发

动机剩余推力水平的约束; 区域2给出了满足准平衡飞行条件、至少可以到达安全轨道的发动机剩余推力水平的约束; 区域3则表示推力损失比例过大, 入轨能力是不足的, 火箭已经无法挽救。因此, 图6给出了该型火箭推力故障时的决策指南, 即根据实时推力水平可以给出飞行控制策略。

4.2 不同推力剩余下火箭飞行轨道分析

面向该型号运载火箭的工程背景, 设定故障起始

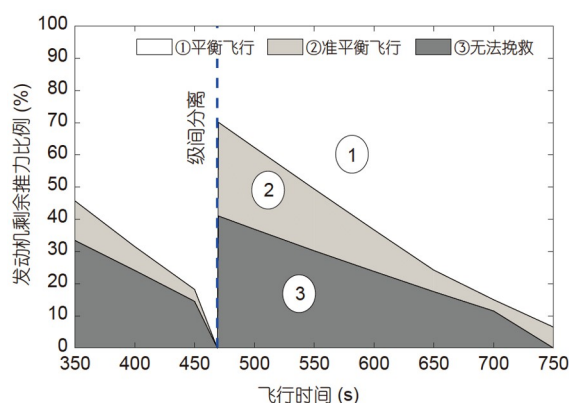


图6 推力损失与入轨能力分析

Figure 6 Analysis of thrust drop and orbit entry capability.

时间为350 s, 发动机剩余推力比例分别为55%和40%的两种情形, 开展仿真. 发动机推力的制导律和火箭飞行高度随时间变化曲线如图7所示.

由图7可知, 在剩余推力为55%时采取平衡飞行制导律, 剩余推力40%时采取准平衡飞行制导律, 均可以保证能够到达安全的近圆轨道.

在进入安全的近圆轨道后, 再执行远地点提升的轨道机动控制. 得到近地点高度和远地点高度随时间变化曲线如图8所示. 到达入轨点时, 针对剩余推力55%和40%的状态, 近地点高度分别为343和305 km, 远地点高度可以进一步提升到21345和6169 km, 由此可看出剩余推力55%时入轨能力更强; 进而, 若对剩余推力55%的情形进一步施加高度控制策略, 将入轨点的近地点保持225 km左右, 则最后远地点高度可提升至25500 km, 从而可以为下一步进入中高轨道奠定基础.

上述数值仿真表明: 基于平衡飞行理论的入轨能力评估方法是有效的, 制导方案也是优化的. 需要强调的是: 基于这一理论的入轨能力评估方法只需计算第一类不完全椭圆积分, 可以采用近似公式实现解析, 其计算量小于求解常微分方程组或迭代制导方式, 也小于轨迹规划与优化方法, 能够更好地适应箭载计算机在线实时计算的工程背景, 可为推力故障情况下的运载火箭在线自主决策提供重要支持.

5 结论

针对推力异常的非致命发动机故障模式下载火

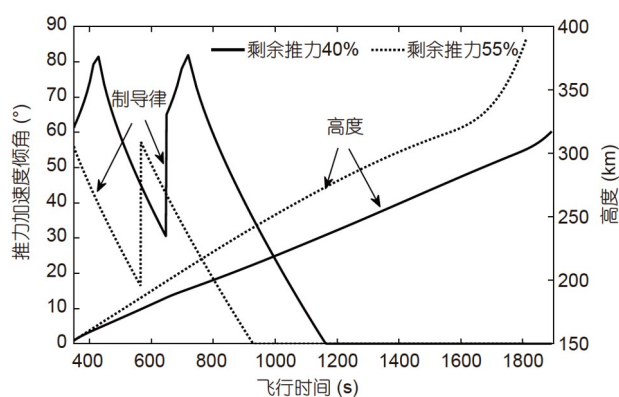


图7 制导律和飞行高度曲线

Figure 7 Guidance law and flight altitude profile.

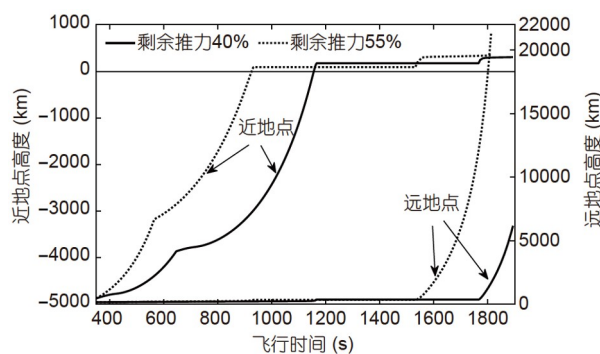


图8 近地点和远地点高度曲线

Figure 8 Altitude of perigee and apogee.

箭自主任务决策与重构制导技术开展研究, 对提高火箭的安全性、高效性与自主性具有重要的理论价值和工程意义. 本研究对火箭连续机动变轨的飞行动力学过程进行了建模, 推导并提出了基于飞行力学的平衡飞行理论, 可以有效解决火箭在发动机推力下降故障模式下的在线入轨能力评估问题, 并给出了解析解, 可支持大气层外推力故障火箭的入轨能力评估、快速决策与火箭轨道重构, 并具有通用性, 可适应不同参数类型的火箭. 研究中基于平衡飞行理论及算法开发了软件平台, 并开展了仿真分析, 仿真结果验证了平衡飞行理论与方法的正确性, 在线入轨能力评估结果可信, 算法计算量小, 特别适合于在线应用; 与此同时, 平衡飞行的解析理论是继径向、周向、切向连续推力作用下轨道机动理论^[24]的又一个新的可解析结果, 对于复杂任务的连续推力轨道优化设计问题研究也提供了新的思路, 具有重要的启发意义.

参考文献

- 1 Tao J L, Zhang S. Self-diagnosis and self-healing, how far is “Smart Rocket” for us—Review and prospect of fault diagnosis and fault-tolerant processing technology for launch vehicles flight (in Chinese). *China Aerospace News*, 2019-11-27(003) [陶久亮, 张素. 自诊断自修复“智慧火箭”离我们还有多远——运载火箭飞行故障诊断与容错处理技术调研与展望. *中国航天报*, 2019-11-27(003)]
- 2 Li X F. Research on GNC system of new generation intelligent launch vehicle (in Chinese). *Astronaut Syst Eng Tech*, 2018, 2: 43–48 [李学锋. 运载火箭智慧控制系统技术研究. *宇航总体技术*, 2018, 2: 43–48]
- 3 Chang W Q, Zhang Z G. Analysis of fault modes and applications of self-adaptive guidance technology for launch vehicle (in Chinese). *J Astronaut*, 2019, 40: 302–309 [常武权, 张志国. 运载火箭故障模式及制导自适应技术应用分析. *宇航学报*, 2019, 40: 302–309]
- 4 Chandler D C, Smith I E. Development of the iterative guidance mode with its application to various vehicles and missions. *J Spacecraft Rockets*, 1967, 4: 898–903
- 5 Schleich W T. The space shuttle ascent guidance and control. In: *Guidance and Control Conference*. San Diego, 1982. 1–18
- 6 Lv X G, Song Z Y. Guidance methods of Long-March launch vehicles (in Chinese). *J Astronaut*, 2017, 38: 895–902 [吕新广, 宋征宇. 长征运载火箭制导方法. *宇航学报*, 2017, 38: 895–902]
- 7 Starek J A, Acikmese B, Nesnas I A, et al. Spacecraft autonomy challenges for next-generation space missions. In: *Advances in Control System Technology for Aerospace Applications*. Berlin: Springer, 2016. 460: 1–48
- 8 Shotwell R. History of Mars ascent vehicle development over the last 20 years. In: *Proceedings of the 2016 IEEE Aerospace Conference*. Big Sky, 2016. 1–11
- 9 Lugo R, Litton D, Qu M, et al. A robust method to integrate end-to-end mission architecture optimization tools. In: *Proceedings of the 2016 IEEE Aerospace Conference*. Big Sky, 2016. 1–8
- 10 Lu P. Introducing computational guidance and control. *J Guid Control Dyn*, 2017, 40: 193
- 11 Blackmore L. Autonomous precision landing of space rockets. *BRIDGE*, 2016, 46: 15–20
- 12 Scharf D P, Açikmeşe B, Dueri D, et al. Implementation and experimental demonstration of onboard powered-descent guidance. *J Guid Control Dyn*, 2017, 40: 213–229
- 13 Liu X, Lu P, Pan B. Survey of convex optimization for aerospace applications. *Astrodynamics*, 2017, 1: 23–40
- 14 Sponaugle S J, Fernandes S T. Space shuttle guidance for multiple main engine failures during first stage. *J Guid Control Dyn*, 1989, 12: 880–885
- 15 Lee H, Wei C Z, Cui N G, et al. Integrated guidance and control for reusable launch vehicles with actuator failures. In: *Proceedings of the 21st AIAA International Space Planes and Hypersonics Technologies Conference*. Xiamen, 2017. 1–7
- 16 Wang C, Gong Q H, Song Z Y. Autonomous trajectory replanning for launch vehicles with propulsion subsystem failure. *Adv Astronaut Sci*, 2018, 165: 1379–1392
- 17 Montenbruck O, Gill E, Lutze F H. Satellite orbits: Models, methods, and applications. *Appl Mech Rev*, 2002, 55: B27–B28
- 18 Song Z Y, Wang C, Gong Q H. Autonomous trajectory planning for launch vehicle under thrust drop failure (in Chinese). *Sci Sin Inform*, 2019, 49: 1472–1487 [宋征宇, 王聪, 巩庆海. 运载火箭上升段推力下降故障的自主轨迹规划方法. *中国科学: 信息科学*, 2019, 49: 1472–1487]
- 19 Wang C, Song Z. Powered-coast-powered guidance reconfiguration method of launch vehicle with thrust drop fault. *Guid Navigat Control*, 2022, 2: 2250003
- 20 He X, Tan S J, Wu Z G, et al. Mission reconstruction method with lightweight online computation for launch vehicles under thrust drop fault (in Chinese). *J Astronaut*, 2022, 43: 344–355 [何骁, 谭述君, 吴志刚, 等. 运载火箭推力故障下在线计算轻量化任务重构方法. *宇航学报*, 2022, 43: 344–355]
- 21 Lin Z R, Ye S, Liu X, et al. Orbital capability evaluation and trajectory reconstruction for launch vehicle (in Chinese). *J Jilin Univ (Eng Tech Ed)*, <https://doi.org/10.13229/j.cnki.jdxbgxb20211120> [林子瑞, 叶松, 刘旭, 等. 运载火箭推力下降时入轨能力评估与轨迹重构方法. *吉林大学学报(工学版)*, <https://doi.org/10.13229/j.cnki.jdxbgxb20211120>]
- 22 Zhang R S, Wu Y S, Qin X D. Online trajectory reconstruction of launch vehicle with thrust drop faults (in Chinese). *J Nanjing Univ Aeronaut Astronaut*, 2021, 53(S1): 25–31 [张荣升, 吴燕生, 秦旭东, 等. 运载火箭推力下降故障下的在线弹道重构方法. *南京航空航天大学学报*, 2021, 53(S1): 25–31]
- 23 Chen K J, Liu L H, Meng Y H. *Launch Vehicle Flight Dynamics and Guidance* (in Chinese). Beijing: National Defense Industry Press, 2014 [陈克俊, 刘鲁华, 孟云鹤. 远程火箭飞行动力学与制导. 北京: 国防工业出版社, 2014]

- 24 Battin R H, Ni Y S, Jiang F H, Li J F, translated. An Introduction to the Mathematics and Methods of Astrodynamics (Revised Edition) (in Chinese). Beijing: China Aerospace Press, 2018 [理查德·H·巴廷, 著. 倪彦硕, 蒋方华, 李俊峰, 译. 航天动力学的数学方法(修订版). 北京: 中国宇航出版社, 2018]

Equilibrium flight theory-based orbit entry capability evaluation and guidance method of launch vehicles with thrust faults

MENG YunHe¹, JIN Hua², XU Fan³, SUN Lei⁴ & CHEN QiFeng²

¹ School of Artificial Intelligence, Sun Yat-sen University, Zhuhai 519082, China;

² School of Automation, Central South University, Changsha 410083, China;

³ Beijing Aerospace Automatic Control Institute, Beijing 100070, China;

⁴ School of Systems Science and Engineering, Sun Yat-sen University, Guangzhou 510006, China

Considering the nonfatal engine faults (e.g., abnormal thrust) of a launch vehicle in the outer atmosphere flight phase, a method based on equilibrium flight theory for the evaluation of the vehicle's orbit entry capability and continuous thrust guidance is proposed. First, the mechanism of mission failure caused by abnormal thrust fault is analyzed from the perspective of flight dynamics; on this basis, the simplified model of launch vehicle flight dynamics is established in the LVLH coordinate system, and the approximate analytical theory of equilibrium flight is provided. The conditions of an "equilibrium flight" and a "quasi-equilibrium flight" are further analyzed, and the differences between their guidance laws are compared. Next, the method and process of the online evaluation and decision-making of launch vehicles with an abnormal thrust are listed. Finally, numerical simulation is performed to reveal the relationship between thrust drop and orbit entry capability, as well as to verify the correctness and practicability of the analytical theory of an equilibrium flight comprehensively. This simple and effective method integrates online capability evaluation and optimal orbit guidance, which can provide theoretical and technical support for rapid autonomous fault handling of launch vehicles with thrust faults.

launch vehicle, thrust fault, equilibrium flight, orbit entry capability evaluation, optimal guidance

doi: [10.1360/SST-2022-0246](https://doi.org/10.1360/SST-2022-0246)