

RLV 末端区域能量管理段轨迹设计研究*

蒋毅 孙春贞 王凯

(南京航空航天大学 自动化学院 南京 210016)

摘要: 针对重复使用运载器(RLV)无动力且升阻比较小、末端区域能量管理段(TAEM)初始不确定性大的特点,给出了一种基于多轨迹设计的在线轨迹选择方法。首先建立重复使用运载器的动力学模型和三自由度模型,其次给出飞行走廊设计方法来描述 TAEM 各类约束的范围,给出基于高度-待飞距离剖面的标称轨迹设计方法,分析单条轨迹的容忍能力生成轨迹数据库,确定轨迹在线选择逻辑,通过对比仿真验证在线重新选择轨迹的必要性和轨迹跟踪效果。

关键词: 末端区域能量管理段;飞行走廊;轨迹设计;轨迹数据库

中图分类号: V249 文献标识码: A 国家标准学科分类代码: 590.35

Research on trajectory design of terminal area energy management for reusable launch vehicle

Jiang Yi Sun Chunzhen Wang Kai

(College of Automation Engineering, NUAA, Nanjing 210016, China)

Abstract: According to the Reusable Launch Vehicle (RLV) is unpowered and with low lift-to-drag ratio during Terminal Area Energy Management phase (TAEM), this paper studies a new trajectory design method based on number of trajectory. At first, this paper establishes 3DOF model of the sample RLV for trajectory design and simulation. Next, considering the flight task of TAEM, this paper design the flight corridor to express the restriction and also design the trajectory based on height-fly distance. Then, the trajectory data-base was built. At last, the nonlinear simulation environment is built in the MATLAB environment. The results show that the trajectory online selection is reasonable and the trajectory is robust.

Keywords: TAEM; flight corridor; trajectory design; trajectory data-base

1 引言

重复使用运载器(RLV)以其发射准备周期更短、可靠性更强和发射成本更廉价等优势备受世界各航天大国关注^[1]。RLV 返回过程分为:初期再入段、末端区域能量管理段(TAEM)和自动着陆段。RLV 在末端区域能量管理段的特点决定了 RLV 必须沿着预先设计好的轨迹飞行,而单条轨迹的容忍能力是有限的,因此从轨迹设计角度出发有着很大的改进空间。

为了使未来 RLV 可以进行更加自主的飞行,以便 RLV 在较大不确定性情况下仍能正常回收,要求 RLV 有轨迹重构的功能。国外学者提出了 RLV 在特殊情况下返回的解决方法^[2],并给出了一种在线轨迹重构的方法:沿最优路径飞行(OPTG)在线轨迹再生成算法。美国 Draper 实验室也提出了一种在线轨迹生成技术,该技术在飞行走廊设计的基础上,充分考虑了 RLV 的飞行能力。国内也针

对 RLV 给出了一系列轨迹设计和在线生成的方法^[3-8]。

为了提高 RLV 制导控制系统的鲁棒性,从轨迹设计角度出发,给出一种多轨迹的设计方法,以此提高可重复使用运载器的可靠性和安全性。

2 轨迹设计思想

为了使无动力飞行的 RLV 能顺利地飞达着陆窗口,必须要求 RLV 合理地管理当前的能量,这就依赖于 RLV 飞行轨迹的合理规划。RLV 在能量管理段受到的各种约束和不确定性是影响 RLV 安全性和可靠性的重要因素,因此,轨迹设计需要充分考虑各类约束及不确定性。

飞行走廊是 RLV 在能量管理段受到的所有约束的集合,为了确保 RLV 的安全需要严格约束 RLV 状态,设计的轨迹处于飞行走廊范围之内才是可靠可飞的轨迹。飞行走廊有上下两个边界,最大升阻比轨迹和最陡下滑轨迹,最陡下滑是指 RLV 沿最大动压飞行的轨迹,最大升阻比轨迹

是指 RLV 沿着最大升阻比飞行的轨迹。

本文提出了一种基于高度-待飞距离剖面的标称轨迹设计方案。RLV 在能量管理段的高度-待飞距离剖面形状可以看成是一条或两条 3 次曲线,通过解算可以找出 3 次曲线方程的系数,这样便能表示出高度和待飞距离的函数关系,轨迹上的其他参数也能利用寻优算法相应地求出。

3 数学模型

轨迹设计和仿真验证需要建立三自由度模型。取状态量 $x = [V, \gamma, \chi, P_N, P_E, H]^T$, 状态量包括速度、轨迹倾角、轨迹方位角、飞行距离、侧偏距离和高度;控制量 $u = [\alpha, \mu]^T$, 分别为迎角和航迹滚转角。

质点动力学方程:

$$\begin{bmatrix} \dot{V} \\ \dot{\gamma} \\ \dot{\chi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{D}{m} \\ \frac{L \cos \mu}{mV} \\ \frac{L \sin \mu}{mV \cos \gamma} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -g \sin \gamma \\ -\frac{g \cos \gamma}{V} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (1)$$

质点运动学方程为:

$$\begin{bmatrix} \dot{H} \\ \dot{P}_N \\ \dot{P}_E \end{bmatrix} = V \begin{bmatrix} \sin \gamma \\ \cos \gamma \cos \chi \\ \cos \gamma \sin \chi \end{bmatrix} \quad (2)$$

4 轨迹设计方法

4.1 飞行走廊设计

飞行走廊是 RLV 在能量管理段受到的所有约束的集合,为了确保 RLV 的安全需要严格约束 RLV 状态。受到的这些约束包括动压、迎角、过载等。

飞行走廊的设计是规划高度-动压剖面,通过设计最大动压剖面确定 RLV 最陡下滑轨迹,通过设计最小动压剖面确定最大升阻比下滑轨迹。实际设计过程中,若保持最大升阻比动压飞行会造成飞行状态的不连续,因此设计最大升阻比下滑动压时将动压分为两段,最大升阻比动压段和过渡段,同时还要考虑末端的动压要求满足着陆初始的动压要求。同样最陡下滑也需要分为过渡段与最大动压段。飞行走廊设计的示意如图 1 所示。

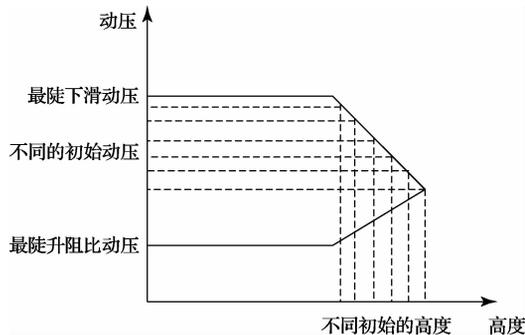


图 1 飞行走廊设计示意

利用式(3)所示的基于动压描述的质点动力学方程^[9],通过规划动压随高度的变化函数(动压-高度剖面),采用寻优算法进一步解算得到 RLV 高度、动压、速度、能量等状态随 TAEM 待飞距离的函数。

$$\begin{cases} \frac{d\bar{q}}{dH} = \left(\frac{1}{\rho} \frac{d\rho}{dH} - \frac{\rho S C_D}{m \sin \gamma} \right) \bar{q} - \rho g \\ \bar{q} = \frac{mg \cos \gamma}{S C_L - 2 \frac{m}{\rho} \frac{dy}{dH} \sin \gamma} \end{cases} \quad (3)$$

根据不同初始高度设计得到的飞行走廊集合如图 2 所示。

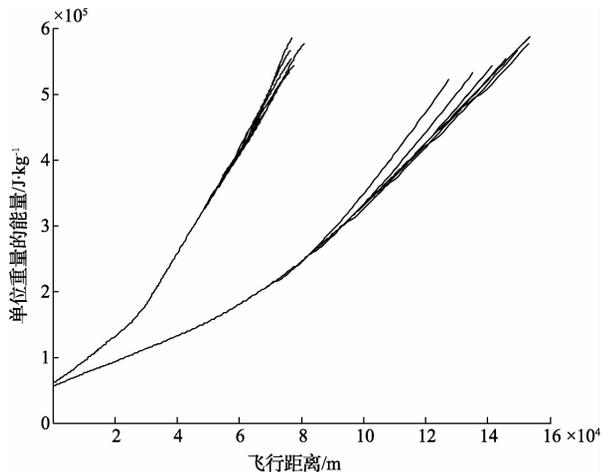


图 2 飞行走廊集合

4.2 标称轨迹设计

标称轨迹是通过规划高度-待飞距离剖面,解算剖面上各个参数得到各个轨迹参数。高度-待飞距离剖面形状直接决定了 RLV 下滑的高度和待飞距离关系,也决定了下滑的轨迹角,间接地决定了飞行过程的轨迹角、迎角、动压等参数,因此规划合理的高度-待飞距离剖面可以得到合理的标称轨迹。

RLV 在能量管理的下滑轨迹可以看作 3 次曲线,如图 3 所示,但是单条 3 次曲线对动压和迎角的设计能力不足,无法调节轨迹上的飞行动压和迎角,因此将末端区域能量管理段的高度-待飞距离剖面看成两条 3 次曲线。其中,A 点为能量管理段初始点,C 点为能量管理末端点即着陆窗口起点,B 点为能量管理中间某点。

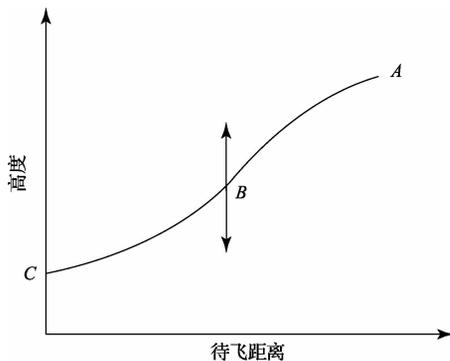


图 3 标称轨迹设计示意

图中, B 点的高度决定下滑的轨迹角变化情况, 也间接决定了下滑动压和迎角的变化。B 点高度越高动压较低且变化缓慢, 迎角较大, B 点越低动压越高变化较快, 迎角较小。而 C 点则需要满足着陆窗口高度和轨迹角的要求。当已知 A 点坐标、B 点坐标及 C 点坐标和斜率时, 便可以拟合出 AB、BC 这两条 3 次曲线系数, 将求得的系数代入式(4)即可求出这条 3 次曲线的高度与待飞距离的函数关系。

$$H = aR^3 + bR^2 + cR + d \quad (4)$$

式中: H 为高度, R 为待飞距离, 而轨迹角计算公式为:

$$\gamma = a \tan\left(\frac{dH}{dR}\right) \quad (5)$$

轨迹角的变化率为:

$$\frac{d\gamma}{dH} = \frac{d}{dH}\left(a \tan\left(\frac{dH}{dR}\right)\right) = \frac{1}{1 + \left(\frac{dH}{dR}\right)^2} \frac{d^2 H}{dR^2} \frac{1}{\frac{dH}{dR}} \quad (6)$$

由规划得到的高度-待飞距离剖面进行一定解算就可以求出标称轨迹剖面上的其他参数。动压与迎角的具体计算过程如下:

首先, 由初始高度和初始动压计算动压变化率 $\frac{d\bar{q}}{dH}$, 然后估算下一高度的迎角值 $\alpha(H + \Delta H)$, 而迎角估算值需要利用动压的约束条件寻优^[10]得到, $\bar{q}(H + \Delta H)$ 可以由式(7)计算得到:

$$\bar{q}_1(H + \Delta H) = \bar{q}(H) + \frac{\Delta H}{2} \left[\frac{d\bar{q}}{dh}(H) + \frac{d\bar{q}}{dh}(H + \Delta H) \right] \quad (7)$$

同时, $\bar{q}(H + \Delta H)$ 还需要满足如下关系:

$$\bar{q}_2(H + \Delta H) = f_2[\alpha(H + \Delta H), H + \Delta H] \quad (8)$$

动压和迎角合理与否的判断标准为:

$$|\bar{q}_1(H + \Delta H) - \bar{q}_2(H + \Delta H)| \leq \epsilon \quad (9)$$

当迎角迭代计算求出后, 相应的动压值可以由式(3)求得。

5 轨迹数据库的生成

能量管理段的初始范围较广, 相对任意, 而标称轨迹对初始条件有一定的容忍能力, 因此单条轨迹无法保证 RLV 安全返回, 需要生成轨迹数据库来应对能量管理段可能遇到的所有初始情况。

5.1 能量管理段初始参数范围

RLV 进入能量管理段的标志是马赫数等于 2.5, 允许的动压位于 4 500~12 000 Pa, 又因为动压、速度、马赫数等存在以下关系:

$$Q = \frac{1}{2} \rho(H) V^2(H) \quad (10)$$

$$V = mach \times sonic(H) \quad (11)$$

式中: V 、 Q 、 ρ 、 $mach$ 、 $sonic$ 、 H 分别表示速度、动压、密度、马赫数、音速和高度, 可以得到能量管理段初始高度范围:

$$25\ 000\ \text{m} \leq H \leq 31\ 000\ \text{m} \quad (12)$$

由设计的飞行走廊分析可知, 不同初始高度对应的初始待飞距离范围如图 4 所示。

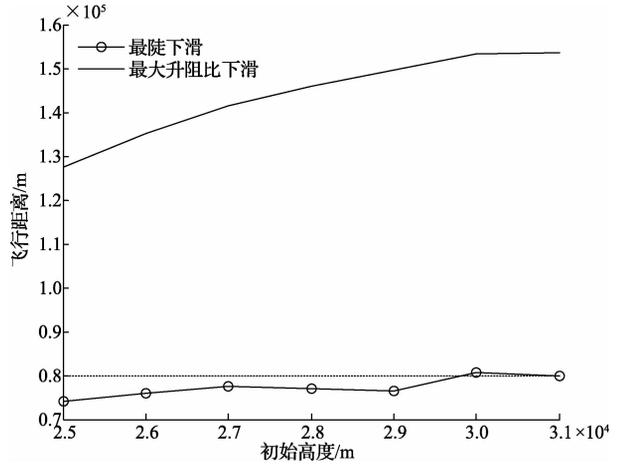


图 4 不同初始高度对应的飞行距离范围

5.2 单条轨迹的容忍能力

要使所设计得轨迹能满足所有要求, 不仅在数量上有要求, 同时还要考虑单条轨迹的容忍能力, 结合两者才能得到准确的离线轨迹数量。

标称轨迹由规划高度-待飞距离剖面得到, 轨迹角和轨迹角变化率在动压计算公式中起着重要的作用, 间接决定着飞行的动压与迎角。而要使 RLV 跟踪轨迹就要保证 RLV 跟踪标称的轨迹角变化率, 而轨迹角变化率又是关于升力系数的函数, 如式(13):

$$\bar{\gamma} = \frac{\rho \bar{H}}{2 \sin \gamma} \left(\frac{SC_L}{m} - \frac{g \cos \gamma}{q} \right) \quad (13)$$

同时, 由 RLV 气动力计算公式可知:

$$\begin{cases} \bar{q} SC_L = mg \cos \gamma \\ \bar{q} SC_D = -mg \sin \gamma \end{cases} \quad (14)$$

推导可知轨迹角和升阻比由以下关系:

$$\tan \gamma = -\frac{C_D}{C_L} \quad (15)$$

综上所述可以得出结论, 升阻的不确定性直接影响轨迹角的大小, 影响下滑轨迹。并且轨迹角与升阻比成反比, 升阻比越小, 下滑轨迹越陡, 升阻比越大, 下滑轨迹越平缓。因此, 需要重点分析升阻不确定性对轨迹的影响, 主要观察在不确定性条件下轨迹的动压、迎角和轨迹角是否超出约束限制。

图 5 和图 6 给出了升阻不确定性和初始位置不确定性情况下动压变化情况, 可以得出不确定性条件下单条轨迹的容忍能力极限。综合考虑, 取高度从 25 km 至 31 km 的 7 个高度值, 每一高度针对待飞距离的容忍能力设计 3 条标称轨迹, 总共 21 条标称轨迹, 这样便可以覆盖可能出现的所有初始高度和初始待飞距离的情况。所有标称轨迹集合如图 7 所示。

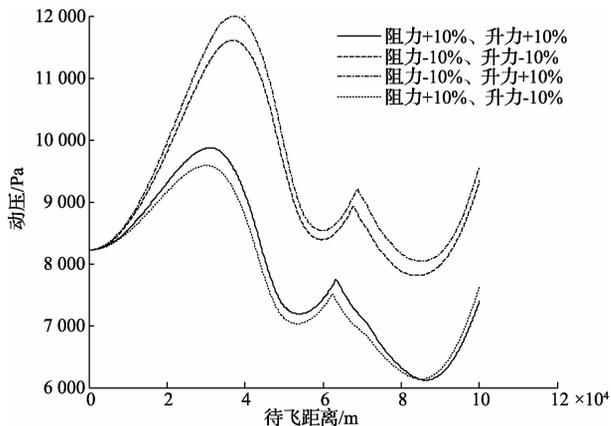


图5 升阻不确定性下的动压曲线

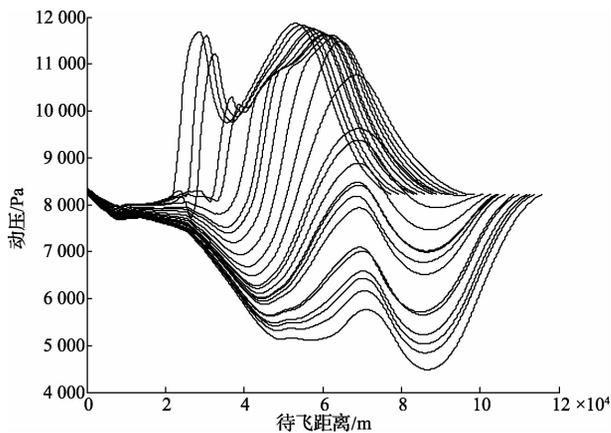


图6 初始位置不确定性下的动压曲线

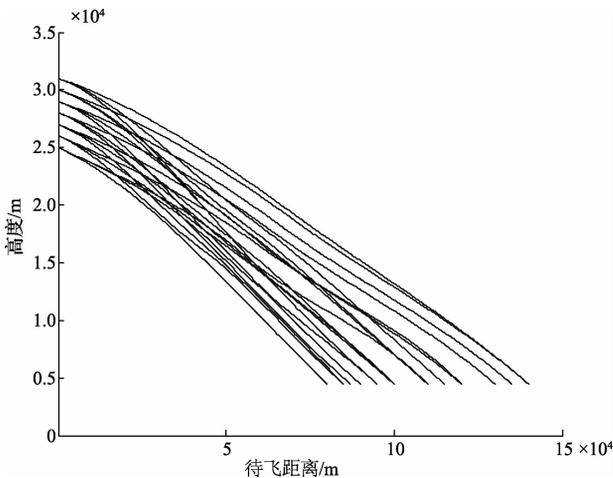


图7 标称轨迹集合

5.3 能量管理段初始参数范围

轨迹在线选择的依据是当前高度、待飞距离。首先判断当前高度 H_0 ，选择离线轨迹中初始高度与当前高度相邻的轨迹，比较 $|H_0 - H_{i0}|$ 和 $|H_0 - H_{j0}|$ 的大小，选择差值较小的轨迹的初始高度。其次判断当前待飞距离 R_0 ，从离线轨迹中选择相邻初始待飞距离的轨迹，比较 $|R_0 - R_{i0}|$ 和 $|R_0 - R_{j0}|$ 的大小，选择差值较小的轨迹的初始待飞距离。

6 仿真验证

轨迹在线选择的必要性和可行性主要通过比较原轨迹的跟踪效果和新轨迹的跟踪效果得出结论。原有的 RLV 制导控制是跟踪一条预先设计得固定待飞距离的标称轨迹飞行，假设该标称轨迹适合的待飞距离为 100 km，设初始高度 27 km，马赫数 2.5，若此时的初始待飞距离为 120 km，分别比较 RLV 沿 120 km 的新轨迹和沿原 100 km 待飞距离的轨迹的飞行效果。

从图 8 和图 9 可以看出，初始待飞距离变大时，按原有轨迹无法达到预定高度，因为飞行轨迹角较大(绝对值较小)，轨迹过于平缓，而迎角较大超过了最大升阻比迎角，并且动压相应较小，导致最终高度没能下降至预定高度且末端速度较小。由图可知，若按新的轨迹飞行，RLV 仍能将迎角和动压控制在合理范围，并且最终高度、轨迹角和速度均处于合理范围。说明轨迹在线选择在这种情况下是必要的可行的。并且轨迹在线选择也间接降低了 RLV 对制导控制的依赖，减轻了制导控制的负担，也从侧面体现了轨迹在线选择的优势。

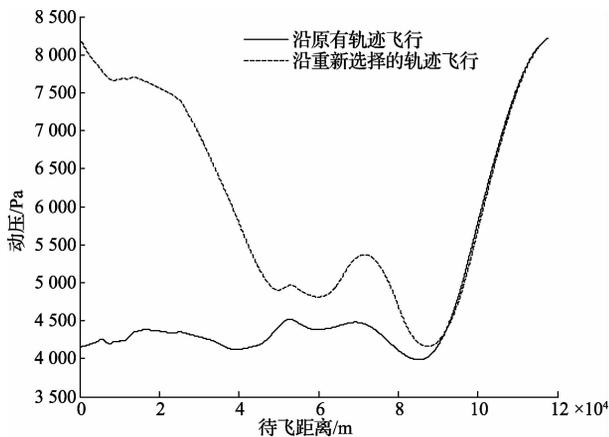


图8 动压仿真验证效果

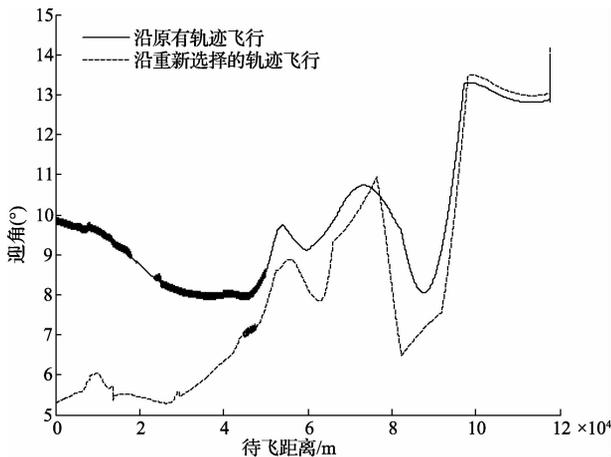


图9 迎角仿真验证效果