

亚轨道飞行器初期返回段轨迹设计研究

冯巍,孙春贞,黄金龙

(南京航空航天大学 飞行控制研究所,江苏 南京 210016)

摘要:针对亚轨道飞行器初期返回段不确定性导致末端落点散布范围较大、从而无法满足 TAEM 段窗口的问题,提出一种基于轨迹数据库的轨迹设计方案。给出纵向质点动力学方程,研究不确定性和约束条件对轨迹设计的要求;在充分考虑飞行器飞行能力的前提下,根据 SLV 进入初期返回段时的状态规划速度-迎角剖面,同时分析不确定性对轨迹设计结果的影响;通过将不确定性重新组合进行轨迹数据库设计。综合仿真表明:采用该方法进行轨迹设计不仅可以满足动压和过载等过程约束以及终端约束,并且对不确定性具有良好的适应能力,具备一定的实用价值。

关键词:亚轨道飞行器;初期返回段;不确定性;轨迹数据库

中图分类号:V412.4 **文献标志码:**B **文章编号:**1671-5276(2023)02-0060-04

Research on Trajectory Design of Initial Return Phase of Suborbital Launch Vehicle

FENG Wei, SUN Chunzhen, HUANG Jinlong

(Flight Control Research Institute, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A trajectory design scheme based on trajectory database is proposed to deal with the uncertainty of the initial reentry of suborbital launch vehicle which results in a large dispersion range of end impact points in failure to meet the TAEM segment window. The longitudinal particle dynamic equation is given to study the requirements of uncertainty and constraints on trajectory design. On the premise of full consideration of the aircraft flight capability, the velocity angle of attack profile is planned according to the state when the SLV enters the initial return phase, and meanwhile, the influence of uncertainty on trajectory design results is analyzed. The trajectory database is designed by recombining the uncertainty. Comprehensive simulation shows that the proposed method can not only meet the process constraints such as dynamic pressure and overload, but also has good adaptability to uncertainty provided with certain practical value.

Keywords: suborbital launch vehicle; initial reentry; uncertainty; trajectory database

0 引言

亚轨道飞行器^[1-2](suborbital launch vehicle, SLV)在初期返回段高度、速度跨度范围大,返回过程中存在较大的不确定性,这不仅会导致动压、过载等约束超出限制,影响飞行安全,还会导致 SLV 在初期返回段末端的落点散布范围较大。而 SLV 进入能量管理段(TAEM)的窗口^[3]约束条件十分严苛,因此如何提高轨迹对不确定性的适应能力是 SLV 初期返回段轨迹设计亟需解决的问题。

国内外研究人员针对 SLV 初期返回段轨迹设计做了一定的研究工作。文献[4]根据 SLV 返回过程的特点,将返回轨迹划分为初始返回段和机动转弯段,分段设计轨迹;文献[5]对亚轨道飞行器返场技术展开研究,设计了一种制导参数迭代算法;文献[6]给出了一种基于高斯伪谱法的返回段轨迹设计优化方法;文献[7]设计了一种实时算法,能够在各种终止条件下选择合适的着陆点设计轨迹,此外,该文还参考了可重复使用运载器的一些轨迹设计方法;文献[8]给出了一种预测校正制导中攻角剖面的在线规划方法;LU P 在拟平衡滑翔假设条件下,提出了一

种将再入过程不等式约束转化为对倾侧角幅值约束的在线轨迹生成方法^[9]。采用在线轨迹规划和预测-校正方法设计轨迹虽然在一定程度上考虑了不确定性的影响,但是计算较为复杂,而采用离线轨迹设计方法,虽然对不确定性的适应性不足,但是设计简单,对设备要求较低。

综上所述,本文针对 SLV 在返回过程中不确定性导致末端落点散布范围较大甚至无法满足 TAEM 段窗口条件的问题,设计了基于轨迹数据库的初期返回段轨迹,使得飞行器在不确定性影响下也能满足约束条件,安全进入 TAEM 段窗口。

1 问题描述

亚轨道飞行器初期返回段轨迹规划除了要考虑动压、过载等过程约束和 TAEM 段窗口约束,重点要考虑气动参数和大气密度不确定性对轨迹末端落点散布范围的影响。

1.1 纵向质点动力学方程

飞行器的运动规律可以通过运动方程进行描述,即可

由当前状态和输入量通过积分运算求解出下一时刻的飞行状态。式(1)给出了运动学方程的数学表达式。

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}=f(t, \mathbf{x}, \mathbf{u}) \\ \mathbf{y}=g(t, \mathbf{x}, \mathbf{u}) \end{cases} \quad (1)$$

式中: t 表示时间; \mathbf{x} 表示状态量; \mathbf{u} 表示输入量; \mathbf{y} 表示输出量。且状态量 $\mathbf{x}=[V, \gamma, P_N, H]^T$, V, γ, P_N, H 分别表示空速、轨迹角、纵向位移和高度;输入量 $\mathbf{u}=[\alpha]^T$, α 表示迎角。

为了简化SLV轨迹的设计与分析,只考虑SLV纵向运动,忽略横侧向,假设重力加速度为常数。SLV三自由度质点动力学方程可以描述为

$$\begin{cases} \dot{V}=-\frac{D}{m}-g\sin\gamma \\ \dot{\gamma}=\frac{1}{V}\left(\frac{L}{m}-g\cos\gamma+\frac{V^2\cos\gamma}{H+r}\right) \\ \dot{H}=V\sin\gamma \\ \dot{P}_N=V\cos\gamma \end{cases} \quad (2)$$

式中: m 为SLV的质量; V 是速度; $r=6\,371\,000\text{ m}$,是地球平均半径; g 为重力加速度; D, L 分别为气动阻力与升力,具体计算公式为

$$\begin{cases} D=\frac{1}{2}\rho V^2 \cdot S \cdot C_D \\ L=\frac{1}{2}\rho V^2 \cdot S \cdot C_L \end{cases} \quad (3)$$

式中: S 为参考面积; C_L, C_D 和 ρ 分别为考虑存在不确定性时的升力系数、阻力系数和大气密度,定义为

$$\begin{cases} \rho=k_\rho \cdot \bar{\rho} \\ C_L=k_{C_L} \cdot \bar{C}_L \\ C_D=k_{C_D} \cdot \bar{C}_D \end{cases} \quad (4)$$

式中: $\bar{\rho}$ 为标准大气密度; \bar{C}_L 和 \bar{C}_D 分别为标称状态下的升力系数和阻力系数; k_ρ, k_{C_L} 和 k_{C_D} 分别为大气密度、升力系数和阻力系数不确定性系数,定义如下:

$$k_\rho=\rho(H) \quad (5)$$

$$k_{C_L} \in [k_{C_L, \min}, k_{C_L, \max}] \quad (6)$$

$$k_{C_D} \in [k_{C_D, \min}, k_{C_D, \max}] \quad (7)$$

1.2 再入过程约束和终端约束

亚轨道飞行器初期返回过程中的约束条件主要是指过程约束和终端约束。其中,过程约束包括最大动压和最大过载约束:

$$\begin{cases} n_z \leq n_{z, \max} \\ \bar{q} \leq \bar{q}_{\max} \end{cases} \quad (8)$$

式中: \bar{q} 和 n_z 分别为动压和过载; \bar{q}_{\max} 和 $n_{z, \max}$ 分别为动压和过载允许的最大值。

初期返回段终端约束是指TAEM窗口约束。式(9)给出了具体的约束条件。

$$\begin{cases} V_{\min} \leq V_f \leq V_{\max} \\ H_{\min} \leq H_f \leq H_{\max} \\ R_{\min} \leq R_f \leq R_{\max} \end{cases} \quad (9)$$

式中: V_f, H_f 和 R_f 分别为飞行器再入终端的速度、高度和航程; $V_{\min}, V_{\max}, H_{\min}, H_{\max}, R_{\min}$ 和 R_{\max} 分别为TAEM段窗口初始速度、高度和航程允许的最小值和最大值。

2 SLV 初期返回轨迹设计

2.1 标称轨迹设计

本文将SLV初期返回段轨迹用迎角描述,将初期返回过程分为迎角保持段和迎角过渡段,式(10)给出了初期返回段迎角剖面的数学表达式。

$$\alpha = \begin{cases} \alpha_0, & V_{\text{Tran}} \leq V \\ (\alpha_{\text{end}} - \alpha_0) \frac{V - V_{\text{Tran}}}{V_{\text{TAEM}} - V_{\text{Tran}}}, & V_{\text{TAEM}} \leq V \leq V_{\text{Tran}} \end{cases} \quad (10)$$

式中: α_0 为初始迎角; α_{end} 为末端迎角; V_{Tran} 为迎角转折点处对应的速度值; V_{TAEM} 为进入TAEM段窗口时的速度值。图1给出了标称迎角剖面示意图。

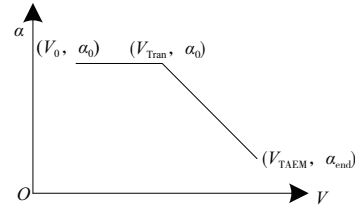


图1 标称迎角剖面示意图

由于SLV进入初期返回段时的高度和速度主要由飞行任务决定,所以迎角剖面的主要参数有初始迎角、迎角转折点处速度值和末端迎角。当不确定性导致轨迹末端落点与标称情况相比出现较大偏差时,可以通过调整上述参数改变轨迹设计结果,从而减小不确定性对轨迹的影响,尽可能减小末端落点的散布偏差范围。

2.2 不确定性对轨迹设计结果的影响

1) 不确定性对动压和过载的影响

SLV在初期返回过程中存在较多的不确定性,本文主要分析升力系数偏差、阻力系数偏差和大气密度偏差对轨迹设计结果的影响。式(11)和式(12)分别给出了动压和过载的表达式。

$$\bar{q} = \frac{1}{2}\rho V^2 \quad (11)$$

$$n_z = \frac{\frac{1}{2}\rho V^2 S (C_L \cos\alpha + C_D \sin\alpha)}{mg} \quad (12)$$

由于SLV是无动力返回,在返回过程中只受重力和气动力作用,而升力系数偏差、阻力系数偏差和大气密度偏差直接影响到飞行器动压和过载的大小,且升力系数、阻力系数和大气密度越大,动压和过载越大,严重时甚至会导致动压和过载超限,从而影响飞行安全。

2) 不确定性对末端高度和航程的影响

由式(2)得:

$$\ddot{H} = \frac{L\cos\gamma - D\sin\gamma}{m} - g + \frac{V^2}{H+r} \cos^2\gamma \quad (13)$$

$$\ddot{P}_N = -\frac{L\sin\gamma + D\cos\gamma}{m} - \frac{V^2}{2(H+r)}\sin 2\gamma \quad (14)$$

由式(13)-式(14)可知,当升力增大时,飞行器在垂向的加速度减小,下沉率减小,末端高度增加,同时在水平方向的加速度增大,航程增加;反之,升力减小时,末端高度降低,航程减少。当阻力增大时,飞行器在垂向的加速度增大,下沉率增加,末端高度降低,同时在水平方向的加速度减小,航程减少;反之,末端高度增加,航程增加。

2.3 轨迹设计方案

轨迹设计首先对不确定性进行分类,在分类的时候尽可能地不确定性组合情况进行简化,然后按照重新组合的不确定性分别设计单一维度内满足不确定性范围的轨迹,最后对全部轨迹进行编码,形成 n 维轨迹数据库。图 2 给出了轨迹设计方案框图。

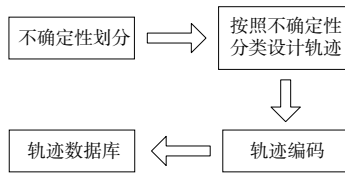


图 2 轨迹设计方案框图

2.4 轨迹数据库设计

轨迹数据库设计方案中最关键的是如何确定轨迹条数。由于单条轨迹对不确定性的适应能力是有限的,所以进行多轨迹设计时需要保证在给定的不确定性范围内,无论是何种不确定性情况都可以找到一条满足条件的轨迹。本小节给出了轨迹数据库的设计方案。

由式(3)和式(4)可知,升力系数、阻力系数和大气密度偏差可以组合为升力偏差和阻力偏差,即在进行轨迹数据库设计时只需考虑升力偏差和阻力偏差对轨迹设计结果的影响。定义 k_L 和 k_D 分别为升力偏差系数和阻力偏差系数,则:

$$k_L = k_\rho \cdot k_{C_L} \quad (15)$$

$$k_D = k_\rho \cdot k_{C_D} \quad (16)$$

由式(5)-式(7)可知, k_L 和 k_D 的取值范围分别为:

$$k_L \in [k_\rho \cdot k_{C_{L,\min}}, k_\rho \cdot k_{C_{L,\max}}] \quad (17)$$

$$k_D \in [k_\rho \cdot k_{C_{D,\min}}, k_\rho \cdot k_{C_{D,\max}}] \quad (18)$$

则式(3)中升力和阻力的计算公式可以替换为

$$\begin{cases} D = k_D \cdot \frac{1}{2} \bar{\rho} V^2 \cdot S \cdot \bar{C}_D \\ L = k_L \cdot \frac{1}{2} \bar{\rho} V^2 \cdot S \cdot \bar{C}_L \end{cases} \quad (19)$$

由式(17)可知,在给定的升力偏差范围内共取 M 个点,令 $i \in [1, M]$, 且 i 为正整数,则

$$k_i \in [k_\rho \cdot k_{C_{L,\min}}, k_\rho \cdot k_{C_{L,\max}}] \quad (20)$$

图 3 给出了末端高度和航程窗口示意图,图中符合末端窗口条件的点构成了一个集合,记该集合为 S 。在点 i 处设计一条轨迹,定义轨迹末端点处的高度和航程分别为 H_i 和 R_i , 则

$$(H_i, R_i) \in S \quad (21)$$

当升力偏差发生变化时,令:

$$k_{i+} = k_i + \Delta_i \quad (22)$$

$$k_{i-} = k_i - \Delta_i \quad (23)$$

定义式(22)和式(23)两种情况下轨迹末端高度和航程分别为 H_{i+} 、 R_{i+} 和 H_{i-} 、 R_{i-} , 若:

$$(H_{i+}, R_{i+}) \in S \quad (24)$$

$$(H_{i-}, R_{i-}) \in S \quad (25)$$

则说明该轨迹能够适应 $[k_i - \Delta_i, k_i + \Delta_i]$ 范围内的升力偏差。即在区间 $[1, M]$ 中任取一点 i , 在该点处设计的轨迹均能适应区间 $[k_i - \Delta_i, k_i + \Delta_i]$ 内的升力偏差情况,且全部 M 个点处轨迹适应的升力偏差区间满足下述条件:

$$[k_1 - \Delta_1, k_1 + \Delta_1] \cup \dots \cup [k_M - \Delta_M, k_M + \Delta_M] = [k_\rho \cdot k_{C_{L,\min}}, k_\rho \cdot k_{C_{L,\max}}] \quad (26)$$

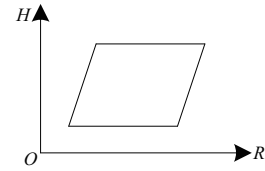


图 3 末端高度和航程窗口示意图

因此,在升力偏差范围内,共需设计 M 条轨迹,使得当升力偏差区间为 $[k_\rho \cdot k_{C_{L,\min}}, k_\rho \cdot k_{C_{L,\max}}]$ 时,总能找到满足窗口条件的轨迹。

同理,在式(18)给定的阻力偏差范围内共取 N 个点,令 $j \in [1, N]$, 且 j 为正整数,则

$$k_j \in [k_\rho \cdot k_{C_{D,\min}}, k_\rho \cdot k_{C_{D,\max}}] \quad (27)$$

在区间 $[1, N]$ 中任取一点 j , 在该点处设计的轨迹均能适应区间 $[k_j - \Delta_j, k_j + \Delta_j]$ 内的阻力偏差情况,且全部 N 个点处轨迹适应的阻力偏差区间满足下述条件:

$$[k_1 - \Delta_1, k_1 + \Delta_1] \cup \dots \cup [k_N - \Delta_N, k_N + \Delta_N] = [k_\rho \cdot k_{C_{D,\min}}, k_\rho \cdot k_{C_{D,\max}}] \quad (28)$$

因此,在阻力偏差范围内,共需设计 N 条轨迹,使得当阻力偏差区间为 $[k_\rho \cdot k_{C_{D,\min}}, k_\rho \cdot k_{C_{D,\max}}]$ 时,总能找到满足窗口条件的轨迹。

综上所述,在给定的升力和阻力偏差范围内,轨迹数据库共需设计 $M \cdot N$ 条轨迹。由于轨迹数据库中的轨迹数量较多,且适应的不确定性范围各不相同,为了便于实际的应用,需要对轨迹进行编号。由前文分析可知,将点 i 和 j 处对应的组合偏差下的轨迹用 $k_{i,j}$ 表示。

图 4 给出了基于轨迹数据库的迎角剖面示意图,其中,剖面 1 表示末端点高度低于标称高度时的调整情况,剖面 2 表示标称迎角剖面,剖面 3 表示末端点高度高于标称高度时的调整情况。

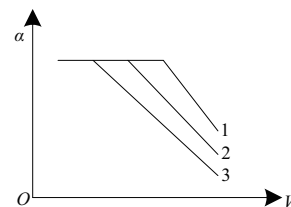


图 4 基于轨迹数据库的迎角剖面示意图

3 综合仿真验证

图5给出了综合仿真曲线,图中,动压、过载均满足约束,且基于标称轨迹下末端落点高度散布范围为24.48 km~30.82 km,基于轨迹数据库下末端落点散布范围为26.6 km~28.5 km。表1给出了不确定性偏差的范围。因此采用基于轨迹数据库的轨迹设计方案明显减小了高度散布误差,大大提高了轨迹对不确定性的适应能力。

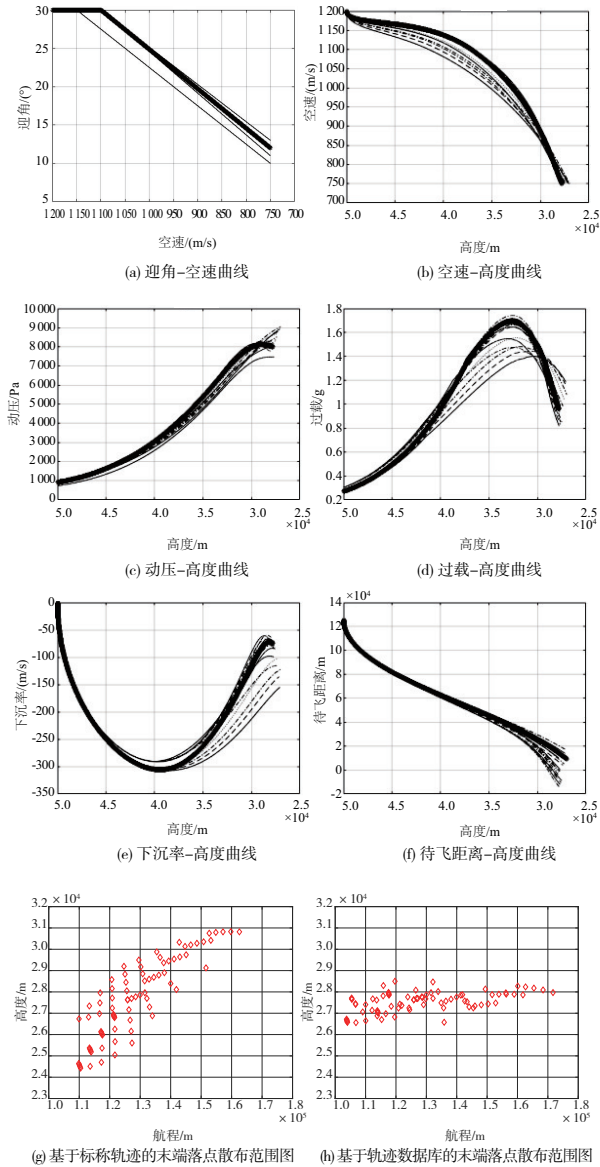


图5 综合仿真曲线

表1 不确定性偏差范围

不确定性类型	不确定性范围
升力系数偏差	-20%~20%
阻力系数偏差	-20%~20%
大气密度偏差	由高度插值决定

4 结语

亚轨道飞行器由于飞行任务的不同,在进入返回段的窗口时高度、速度跨度大,返回过程中存在较大的不确定性干扰。本文针对初期返回段的不确定性提出了一种基于轨迹数据库的轨迹设计方案,根据当前的不确定性情况选择最合适的轨迹,以保证飞行器在满足动压、过载和TAEM段窗口约束的条件下安全返回着陆场,最后通过综合仿真验证了该方案具有一定的实用性和鲁棒性。

参考文献:

[1] 吴了泥. 可重复使用运载器亚轨道再入段制导与控制技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2009.

[2] MARTIN J C, LAW G W. Suborbital reusable launch vehicles and applicable markets[R]. [S.I.]:NASA STI/Recon technical report, 2002.

[3] MOORE T E. Space shuttle entry terminal area energy management [Z]. [S. I.]: NASA Technical Memorandum 104744, 1991.

[4] 韩璐,石宝兰,毕永涛,等. 亚轨道飞行器返回轨迹设计方法[J]. 导弹与航天运载技术,2020(2):7-10.

[5] 汪保旭,孙歌苹. 亚轨道飞行器返场技术研究[J]. 机械制造与自动化,2020,49(6):213-216.

[6] 闫晓东,唐硕. 基于伪谱法的亚轨道飞行器返回轨迹优化设计[J]. 西北工业大学学报,2010,28(5):748-752.

[7] TRAGESERS, BARTONG. Autonomous intact abort system for the X-34 [C]//24th Atmospheric Flight Mechanics Conference. Portland, OR, USA. Reston, Virginia: AIAA, 1999:99-4253.

[8] 刘刚,尤志鹏,郑宏涛. 一种预测校正制导中攻角剖面的在线规划方法[J]. 航天控制,2020,38(4):14-21.

[9] LU P. Predictor - corrector entry guidance for low - lifting vehicles[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2008,31(4):1067-1075.

收稿日期:2021-11-12