

升力式再入飞行器末端能量管理方法

陈 功^{1,2}, 解志军², 崔乃刚¹

(1. 哈尔滨工业大学 航天工程系, 150001 哈尔滨; 2. 空气动力学 国家重点实验室, 621000 绵阳)

摘 要: 以第二代升力式再入飞行器为应用背景, 对飞行器再入飞行后的末端能量管理方法进行了深入的研究和分析. 在参考航天飞机末端能量管理方法的基础上, 分析了 TAEM 段轨迹参数, 优化设计了 TAEM 段地面轨迹和高度剖面, 并进行了纵向和侧向制导律设计. 仿真结果表明本文设计的 TAEM 飞行轨迹满足飞行约束条件, 制导方法具有较高的精度和适应性, 能满足第二代升力式再入飞行器末端能量管理要求.

关键词: 末端能量管理; 再入飞行器; 轨迹优化

中图分类号: V448.2

文献标志码: A

文章编号: 0367-6234(2012)09-0020-05

The method of terminal area energy management for lifting reentry vehicle

CHEN Gong^{1,2}, XIE Zhi-jun², CUI Nai-gang¹

(1. Dept. of Space Engineering, Harbin Institute of Technology, 150001 Harbin, China;

2. State Key Laboratory of Aerodynamics, 621000 Mianyang, China)

Abstract: According to the application of the 2nd generation lifting reentry vehicle, a further research and analysis was performed for the TAEM. Based on the space shuttle's trajectory and guidance of TAEM, several parameters of TAEM trajectory are analyzed, and the ground trajectory and altitude profiles of TAEM are designed by optimization. Also, the longitudinal and lateral guidance laws are given in order to make simulation verification for the reference trajectory. Simulation results satisfy all of the trajectory constraints, and the guidance algorithm has been proved effective and accurate. The guidance method validates that the guidance is feasibility and validity for TAEM of the 2nd generation lifting reentry vehicle.

Key words: terminal area energy management; reentry vehicle; trajectory optimization

末端能量管理(TAEM)是升力式再入飞行器返回过程中的一项关键技术^[1], 此段的目的是将无动力滑翔飞行器由再入段终点(TEP)(通常飞行器速度约 $3Ma$ 、高度约28 km)引导到预备着陆点(ALI)(通常速度约 $0.5Ma$ 、高度约为3 km). 在此飞行段, 飞行环境复杂, 既要让不同初始能量状态的飞行器满足最终降落的能量要求, 又要让飞行器精确对准飞行跑道实现安全降落, 这些都对末端能量管理段的轨迹设计提出了很高的要求^[2]. 早在上世纪80年代, 美国的航天飞机首先

采用了“混合基准(Hybrid Baseline)”的末端能量管理方案^[3], 并取得了巨大的成功, 但是这种方案依赖于离线确定的几种标准轨迹, 适应性较差. 为满足第二代可重复使用飞行器(RLV)的要求, 国内外很多学者如 Kluever^[4-5]、Schierman^[6]、Horneman^[7]、Lu P^[8-9]等在航天飞机末端能量管理方案的基础上提出了多种在线轨迹规划算法和制导方法, 部分学者也结合优化算法求解出满足多种约束要求的末端能量管理段优化轨迹^[10]. 本文在一种新的轨迹规划算法的基础上实现了末端能量管理段轨迹的优化设计, 并采用制导方法进行了仿真验证.

1 末端能量管理段飞行模型

因为 TAEM 段航程较小, 可将地球表面近似

收稿日期: 2011-05-03.

作者简介: 陈 功(1985—), 男, 助理工程师;

崔乃刚(1964—), 男, 教授, 博士生导师.

通信作者: 陈 功, success850012@163.com.

看成是平面,忽略地球自转并将再入飞行器看成是1个质点,可以建立如下动力学和运动学模型:

$$\begin{cases} \dot{V} = -\frac{D}{m} - g \sin \gamma, \\ \dot{\gamma} = \frac{L \cos v}{mV} - \frac{g}{V} \cos \gamma, \\ \dot{\psi} = \frac{L \sin v}{mV \cos \gamma}, \\ \dot{h} = V \sin \gamma, \\ \dot{x} = V \cos \gamma \cos \psi, \\ \dot{y} = V \cos \gamma \sin \psi. \end{cases} \quad (1)$$

其中: m 、 V 、 γ 、 ψ 、 x 、 y 、 h 、 D 、 L 分别为飞行器的质量、飞行速度、弹道倾角、航向角、空间的位置坐标、气动阻力和升力. 其中升力和阻力又可表示为

$$\begin{aligned} L &= qSC_L, \\ D &= qSC_D. \end{aligned}$$

式中: q 、 S 、 C_L 、 C_D 分别为飞行器的动压、特征面积、升力系数和阻力系数. X-33 的气动模型已经在美国的 AG&C 项目中得到多次应用,因此本文也继续应用 X-33 的基本参数对本文方法进行仿真验证. 为了对气动模型进行简化,X-33 阻力系数可由如下的1个曲线函数^[7]来表示:

$$C_D = C_{D0} + KC_L^N. \quad (2)$$

表1给出 X-33 的零升阻力系数 C_{D0} 、系数 K 和 N .

表1 X-33 阻力系数

Ma	C_{D0}	K	N
0.5	0.097 0	0.212 3	2.3
1.0	0.234 3	0.350 1	2.4
1.5	0.234 8	0.437 7	2.1
2.0	0.204 0	0.562 4	2.0
2.5	0.182 8	0.678 2	2.0
3.0	0.169 5	0.716 5	1.9

2 参考轨迹设计

如图1所示,参考航天飞机 TAEM 段参考轨迹划分方法,将 TAEM 段地面航程分为3个部分:捕获段(acquisition phase)、航向调整段(heading alignment cone, HAC)和预备着陆段(pre-final phase).

在捕获段开始,飞行器通常进行1个圆弧飞行(通常 $\Delta\psi_{AT} < 10^\circ$),然后沿与 HAC 段相切的直线飞行到 WP1 点.在航向调整段,飞行器的飞行轨迹为下降的螺旋线至 NEP 点(当 $\Delta\psi_{HAC} < 180^\circ$ 时为直接式进入方式,当 $\Delta\psi_{HAC} > 180^\circ$ 时为间接式进入方式).到达预备着陆段后,飞行器对

航向进行调整以对准机场跑道.当飞行器到达 ALI 点时,应当满足最终水平降落的各种约束条件.

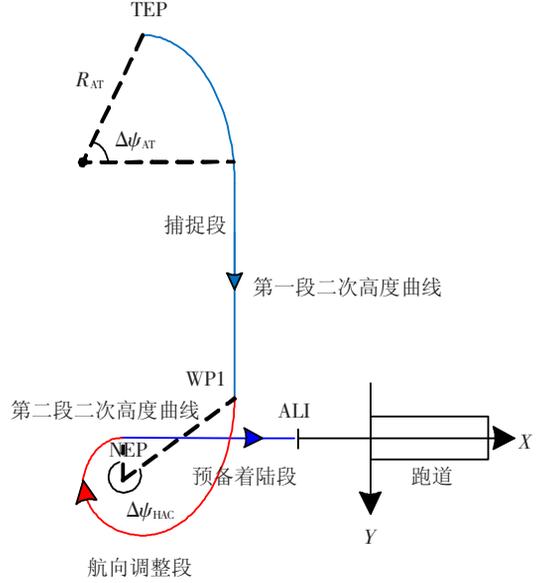


图1 TAEM 段地面轨迹

2.1 地面航程预测

由以上分析可知,TAEM 段轨迹地面总航程为

$$S_{all} = S_{AC} + S_{HAC} + S_{PF}.$$

式中 S_{AC} 、 S_{HAC} 、 S_{PF} 分别为捕获段、航向调整段、预备着陆段地面航程. 捕获段由圆弧飞行段和直线飞行段组成. 而在圆弧飞行段,由于飞行器的速度较大、弹道倾角较小,可将其视为半径不变的圆弧飞行,因此捕获段地面航程预测公式可表示为

$$S_{AC} = R_{AT} \Delta\psi_{AT} + S_{TC}.$$

式中 S_{TC} 为捕获端的直线地面飞行距离,转弯半径 R_{AT} 可近似表示为

$$\begin{cases} R_{AT} = \frac{V_H^2}{g \cos \gamma \tan \nu_{AT}}, \\ V_H = V \cos \gamma. \end{cases} \quad (3)$$

航向调整段螺旋半径公式为

$$R_{HAC} = R_f + R_2 \Delta\psi_{HAC}^2. \quad (4)$$

因此 HAC 地面航程为

$$S_{HAC} = \int R_{HAC} d\psi = R_f \Delta\psi_{HAC} + \frac{1}{3} R_2 \Delta\psi_{HAC}^3.$$

因为预备着陆段是沿机场跑道中线飞行,因此预备着陆段地面航程为

$$S_{PF} = x_{ALI} - x_{NEP}.$$

分析几何关系可知,由飞行器的飞行状态信息可以求出 $\Delta\psi_{AT}$ 和 $\Delta\psi_{HAC}$. 因此 TAEM 段地面航程主要由 ν_{AT} 、 R_f 、 R_2 、 x_{NEP} 这4个量决定.

2.2 高度剖面设计

参考航天飞机最终采用的高度剖面形式,可以以地面剩余航程 s 为独立变量规划高度剖面

(由两条连续的高度曲线组成,并让其在 WP1 点处连续). 高度剖面的形式可为

$$h_{\text{ref}} = a_0 + a_1 s + a_2 s^2. \quad (5)$$

式中 s 为剩余地面航程, a_0 、 a_1 、 a_2 为 3 个待定系数. 当 $s = 0$ 时, $h_{\text{ref}} = a_0$, 因此可以确定第一条高度曲线中 $a_0 = h_0$, 第二条高度曲线中 $a_0 = h_{\text{HAC}}$. 对式(5) 进行求导可得

$$\frac{dh_{\text{ref}}}{ds} = \tan \gamma_{\text{ref}} = a_1 + 2a_2 s. \quad (6)$$

同样, 考虑到 $s = 0$ 时, 第一条高度曲线中 $a_1 = \tan \gamma_0$, 第二条高度曲线中 $a_1 = \tan \gamma_{\text{HAC}}$. 因为两段地面航程已知, 因此两条高度曲线中对应的系数 a_2 为

$$\begin{cases} a_2 = \frac{\tan \gamma_{\text{HAC}} - \tan \gamma_0}{2S_{\text{AC}}}, \\ a_2 = \frac{\tan \gamma_{\text{ALI}} - \tan \gamma_{\text{HAC}}}{2(S_{\text{HAC}} + S_{\text{PF}})}. \end{cases} \quad (7)$$

与航天飞机所采用的固定高度剖面相比, 本文采用的高度剖面更好的满足了 TAEM 段的高度、弹道倾角等初始条件. 但是从式(5) ~ (7) 可知 γ_{HAC} 和 h_{HAC} 仍是未知量, 但是由两条高度曲线在相切点 WP1 的连续性可知, h_{HAC} 就等于第一条高度曲线的末端高度, 因此实际的未知量只有 γ_{HAC} 一个.

2.3 参考控制变量

由捕捉段转弯半径公式(3) 可求得

$$\tan \nu^* = \frac{V_{\text{H}}^2}{R_{\text{AT}} g \cos \gamma_{\text{ref}}}. \quad (8)$$

类似上式, 可求得 HAC 段飞行器参考倾侧角公式

$$\tan \nu^* = \frac{V_{\text{H}}^2 - V_{\text{R}}^2}{R_{\text{HAC}} g \cos \gamma_{\text{ref}}}. \quad (9)$$

上式中 V_{R} 是螺旋半径的变化率, 由式(4) 可得

$$V_{\text{R}} = 2R_2 \Delta\psi \Delta\dot{\psi} = -2V_{\text{H}} R_2 \Delta\psi / R_{\text{HAC}}.$$

对 $\tan \gamma_{\text{ref}}$ 进行求导可得

$$\frac{d}{dt} \tan \gamma_{\text{ref}} = (1 + \tan^2 \gamma_{\text{ref}}) \frac{d\gamma}{dt}. \quad (10)$$

又因为 $\tan \gamma_{\text{ref}} = a_1 + 2a_2 s$, 所以

$$\frac{d}{dt} \tan \gamma_{\text{ref}} = \frac{d}{ds} (\tan \gamma_{\text{ref}}) \frac{ds}{dt} = 2a_2 \frac{ds}{dt}. \quad (11)$$

综合式(1) 中的第二式、式(10) 和(11), 再考虑到剩余航程变化率 $ds/dt = V \cos \gamma$, 可得到参考升力系数的表达式如下:

$$C_L^* = \frac{\cos \gamma_{\text{ref}}}{q S \cos \nu^*} [2V^2 a_2 \cos^2 \gamma_{\text{ref}} + g]. \quad (12)$$

如果由上式求出参考升力系数, 并将其代入

式(2) 可以求得参考阻力系数 C_D^* . 如此, 在已知飞行器攻角的情况下可以得到飞行器纵向参考过载指令 n_z^* ,

$$n_z^* = \frac{L^* \cos \alpha + D^* \sin \alpha}{mg}. \quad (13)$$

3 轨迹规划算法

由以上分析可知, 实际确定地面航程和高度剖面的只有 ν_{AT} 、 R_{f} 、 R_2 、 x_{NEP} 和 γ_{HAC} 5 个参数. 因为在捕捉段, 圆弧飞行段航程占总航程的比例很小, 即 ν_{AT} 对飞行器总航程的影响很小, 在轨迹设计过程中可以忽略. 所以实际 TAEM 段地面航程和高度剖面由 R_{f} 、 R_2 、 x_{NEP} 、 γ_{HAC} 4 个量确定.

3.1 第一段轨迹生成

定义高度能量如下:

$$E = \frac{V^2}{2g} + h. \quad (14)$$

上式对时间进行求导可得

$$E = VV/g + \dot{h}.$$

再考虑到式(1) 以及 $ds/dt = V \cos \gamma$, 在飞行过程弹道倾角 γ 较小, 忽略小量, 上式可变为

$$\frac{dE}{ds} = \frac{-D}{mg \cos \gamma_{\text{ref}}}. \quad (15)$$

因此从 TEP 点到 WP1 点的高度能量可以通过欧拉积分得到

$$E_{k+1} = E_k + \frac{dE}{ds} \Big|_k \Delta s.$$

式中 $\Delta s = S_{\text{AC}}/N$, N 为积分次数, 实际中可取为满足一定精度的常值. 如果求出速度、阻力系数、大气密度和参考弹道倾角等 4 个未知量, 就可对式(15) 进行积分求解. 通过式(5) 和(6) 可以分别求得参考高度和参考弹道倾角(实时地面航程 $S_{k+1} = S_k + \Delta s$). 当 $S_k < S_{\text{AT}}$ 时, 倾侧角由式(8) 求得, 否则弹道倾角为零. 参考升力系数由式(12) 求得, 而飞行速度可通过式(14) 求得.

3.2 第二段轨迹生成

此段的轨迹计划方法与第一段类似, 不同的是将高度能量作为规划的独立变量, 以满足飞行器最终的能量要求(即满足飞行器在 ALI 点的高度和速度要求). 因此第二飞行段的欧拉积分公式为

$$s_{k+1} = s_k + \frac{ds}{dE} \Big|_k \Delta E.$$

这里的 $\Delta E = (E_{\text{ALI}} - E_{\text{HAC}})/N$. 由 HAC 段的半径公式(4), 在 HAC 段轨迹生成时剩余航向调整角用以下公式进行更新:

$$\Delta\psi_{\text{HAC}_{k+1}} = \Delta\psi_{\text{HAC}_k} - \frac{(ds/dE)|_k \Delta E}{R_{\text{HAC}_k}}$$

通过规划两段航程最终使终端高度 h_{end} 满足 $|h_{\text{ALI}} - h_{\text{end}}| < \varepsilon$.

4 制导指令生成

4.1 侧向制导指令生成

参考航天飞机制导指令,倾侧角指令对不同飞行段有不同的形式. 捕获段倾侧角指令为

$$v_c = G_v \Delta\psi_{\text{AT}}$$

航向调整段倾侧角指令为

$$v_c = v^* + \Delta v.$$

式中 v^* 为由式(9)得到的参考倾侧角指令. 而闭环倾侧角指令 Δv 则由以下形式得到:

$$\Delta v = G_R \Delta R + G_{\text{DR}} \Delta \dot{R}.$$

对于预备着陆段倾侧角指令为

$$v_c = -G_y y - G_{Dy} \dot{y}.$$

4.2 纵向制导指令生成

纵向法向过载指令 n_z 由开环指令和闭环指令组成,

$$n_{zc} = n_z^* + \Delta n_z.$$

开环的参考过载指令 n_z^* 由公式(13)求得. 闭环法向过载指令 Δn_z 由以下形式给出:

$$\Delta n_z = K_h \Delta h + K_{Dh} \Delta \dot{h}.$$

这里 $\Delta h = h_{\text{ref}} - h, \Delta \dot{h} = \dot{h}_{\text{ref}} - \dot{h}$. 由法向过载,可对式(13)进行反插值计算得到相应的攻角指令.

5 仿真分析

取典型的飞行器末端能量管理段参数进行仿真验证, X-33 特征面积 $S = 149.388 \text{ m}^2$ 、质量 $m = 37362.9 \text{ kg}$, TAEM 段开始时刻飞行器高度为 28 km, 速度为 914 m/s, 弹道倾角为 -6.7° , 航向角为 94.6° , X 向和 Y 向位置分别 52 450 m、-54 087 m. ALI 点的参考高度为 3 km, 参考速度为 158 m/s, 弹道倾角 -25° , X 向位置 $x_{\text{ALI}} = -8021 \text{ m}$. 以 $R_f, R_2, x_{\text{NEP}}, \gamma_{\text{HAC}}$ 作为优化变量, 对 TAEM 段轨迹进行优化设计. 考虑到升力式飞行器返回特性, 给定 TAEM 段飞行过程中的动压、法向过载、倾侧角和 HAC 段开始马赫数的约束如下:

$$\begin{aligned} q_L &\leq q \leq q_H, \\ n_z &\leq 2, \\ v &\leq 80^\circ, \\ Ma_{\text{WPI}} &\leq 0.95. \end{aligned}$$

取如下性能指标:

$$\max J = [q_L - \max(q)] + [q_H - \min(q)].$$

式中 $q_L = 3800 \text{ Pa}$, $q_H = 20000 \text{ Pa}$.

本文采用直接打靶法 + SQP 算法进行优化, 得到 $R_f = 3657.6 \text{ m}$ 、 $R_2 = 262.3 \text{ m}$ 、 $x_{\text{NEP}} = -9000 \text{ m}$ 、 $\gamma_{\text{HAC}} = -18.9^\circ$. 仿真中, 各制导参数设置如下:

$$G_v = 0.04 \text{ rad/rad},$$

$$G_R = 2.8631 \times 10^{-4} \text{ rad/m},$$

$$G_{\text{DR}} = 1.1 \times 10^{-3} (\text{rad} \cdot \text{s})/\text{m},$$

$$G_y = 5.7 \times 10^{-3} \text{ rad/m},$$

$$G_{Dy} = 0.0229 (\text{rad} \cdot \text{s})/\text{m},$$

$$K_h = 2.9528 \times 10^{-4} \text{ g/m},$$

$$K_{Dh} = 9.8 \times 10^{-3} (\text{g} \cdot \text{s})/\text{m}.$$

仿真结果如图 2~8 所示.

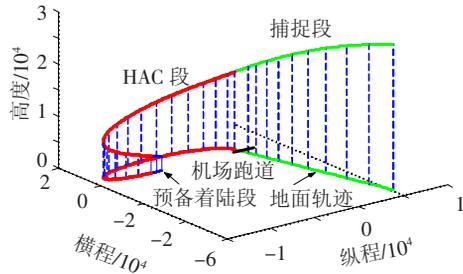


图2 飞行器三维轨迹

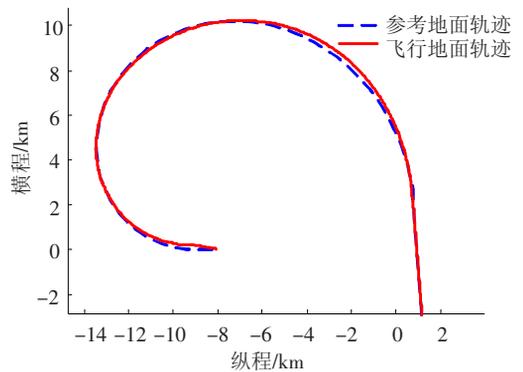


图3 地面轨迹

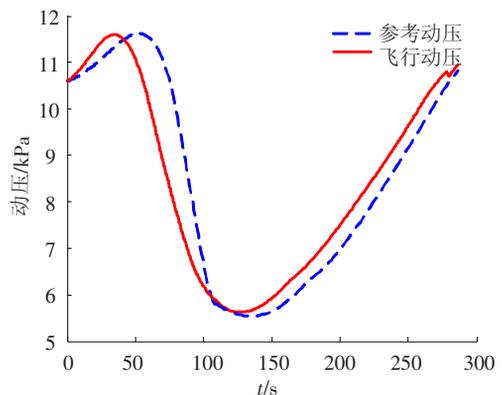


图4 动压变化曲线

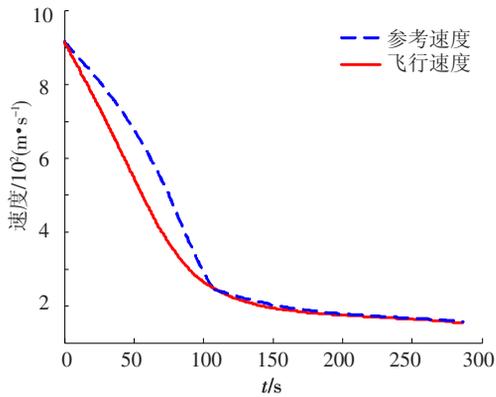


图5 速度变化曲线

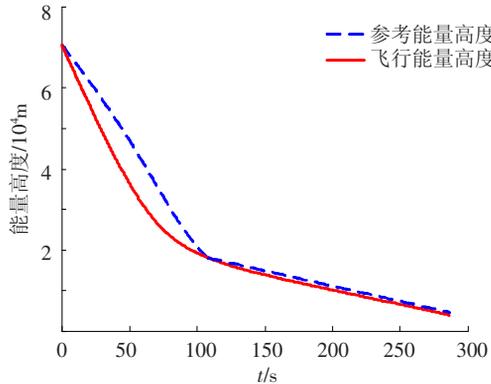


图6 能量高度变化曲线

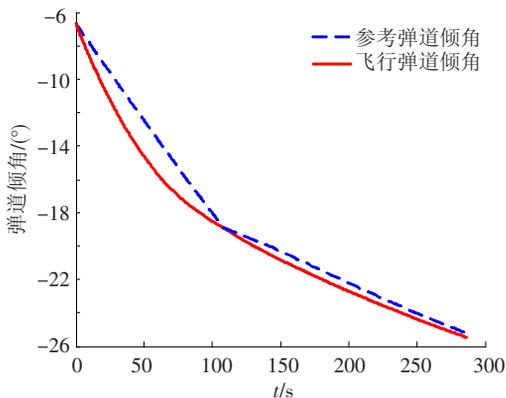


图7 弹道倾角变化曲线

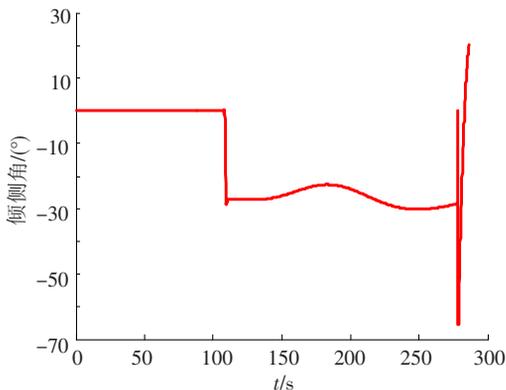


图8 倾侧角变化曲线

以上仿真结果表明,飞行器在预备着陆点(ALLI点)的速度偏差为 -4.5 m/s ,高度方向偏差为 -234.5 m , X 和 Y 方向的位置偏差分别为 50 m 和 30 m .通过优化设计的 TAEM 段轨迹,满足要求的各

项约束要求,制导方法也具有良好的制导精度.

6 结 论

以第二代升力式再入飞行器为应用背景,对飞行器再入飞行后的末端能量管理方法进行了深入的研究和分析.在参考航天飞机 TAEM 段能量管理方法的基础上,进行 TAEM 段轨迹组成分析,优化设计了飞行器 TAEM 段轨迹,并进行了纵向和侧向制导律设计.仿真结果表明本文优化设计的 TAEM 段轨迹满足升力式再入飞行器的末端能量管理段飞行约束条件,制导方法具有较高的精度和适应性,能够满足第二代升力式再入飞行器末端能量管理要求.

参考文献:

- [1] 赵汉元. 飞行器再入动力学与制导[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1997:16.
- [2] 沃云峰. 可重复使用飞行器末端能量管理段轨迹与制导[D]. 西安: 西北工业大学, 2005:13-44.
- [3] MOORE T E. Space shuttle entry terminal area energy management[R]. NASA Lyndon B. Johnson Space Center, 1991:1-30.
- [4] KLUEVER C A. Rapid terminal-trajectory planner for an unpowered reusable launch vehicle[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Chicago, Illinois, 2009, AIAA 2009-5766:1-13.
- [5] KLUEVER C A. Terminal guidance for an unpowered reusable launch vehicle with bank constraints[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2007, 30(1):1-15.
- [6] SCHIERMAN J D, HULL J R, WARD D G. Adaptive guidance with trajectory reshaping for reusable launch vehicles[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Chicago: AIAA, 2002:1-9.
- [7] HORNEMAN K R, KLUEVER C A. Terminal area energy management trajectory planning for an unpowered reusable launch vehicle[C]//AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit. Rhode Island: [sn.], 2004, AIAA 2004-5183:1-18.
- [8] LU P. Predictor-corrector entry guidance for low-lifting vehicles[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2008, 31(4):1067-1075.
- [9] LU P, XUE S. Rapid generation of accurate entry landing footprints[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2010m 33(3):756-767.
- [10] De RIDDER S, MOOIJ E. Optimal terminal-area strategies and energy-tube concept for a winged re-entry vehicle[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit 2009. Chicago: AIAA, 2009:1688-1708.

(编辑 张宏)