

DOI: 10.11918/j.issn.0367-6234.201610067

一种 TAEM 段结合迭代校正的轨迹快速生成算法

韩鹏, 李明涛, 高东

(中国科学院 国家空间科学中心, 北京 100190)

摘要: 重复使用运载器(RLV)到达末端能量管理段(TAEM)接口处时,其位置、航迹倾角等初始状态存在大范围扰动的情况,为了使其在此情况下顺利进入自动着陆窗口,提出了一种结合迭代校正法的轨迹快速生成算法.首先根据高度与速度约束生成参考动压-高度剖面,通过跟踪此剖面实现纵向制导;通过跟踪由3个参数定义的轨迹地面投影实现侧向制导,纵向制导和侧向制导可以保证 RLV 的速度、航迹倾角、航迹偏角、侧向位置满足末端约束.提出的迭代校正算法可以快速确定航向校准柱的位置与最终半径这两个参数用以调整航程,从而保证末端所有状态均满足自动着陆段接口处的边界约束.仿真结果表明:该算法可以根据 RLV 具体的初始状态,自动选择直接或者间接进场策略,并快速生成可行的参考轨迹,轨迹生成时间 4~12 s.该算法使用的数值方法非常成熟与稳定,易于工程实现;与航天飞机的策略相比,该算法不依赖离线计算并存储的若干参考轨迹,可根据当时的状态自主生成新的参考轨迹.仿真结果验证了算法的快速性、鲁棒性与实用性.

关键词: 重复使用运载器;末端能量管理;迭代校正;轨迹生成;航向校准柱

中图分类号: V412.4

文献标志码: A

文章编号: 0367-6234(2017)10-0066-06

A rapid TAEM trajectory planner based on iterative correction algorithm

HAN Peng, LI Mingtao, GAO Dong

(National Space Science Center, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract: When the RLV reaches the TAEM interface, the large-scale perturbation exists in initial position and azimuth angle states. A rapid trajectory planning method based on iterative correction algorithm has been proposed, to ensure that the RLV can get into the approach and landing interface successfully. According to the RLV's specific initial states, the method can select the direct or overhead heading alignment cone (HAC) mode automatically, and can generate a feasible reference profile quickly. First, the reference dynamic pressure-height profile can be generated based on the height and velocity constraints. Tracking the dynamic pressure-height profile is employed as the longitudinal guidance law, whereas tracking the ground track is used as the lateral guidance law. The longitudinal and lateral guidance laws ensure that the speed, flight path angle, azimuth angle, and lateral position of the RLV meet the terminal constraints. The ground track is composed by piecing together several flight segments that are defined by three geometric parameters. Two of the parameters, the position of HAC and its final radius, are determined by the iterative correction algorithm rapidly, until all of the required conditions for approach and landing interface are met. Simulation shows that the algorithm can select the direct or overhead heading alignment cone (HAC) mode automatically, and can generate a feasible reference profile quickly according to the RLV's specific initial states. The profile generation time are 4 to 12 seconds. The numerical methods used by the proposed algorithm are very mature and stable, and very easy to be realized in engineering. Compared with the strategy of the space shuttle, the algorithm does not rely on a number of reference trajectories that are calculated and stored offline, and the algorithm can a new reference trajectory autonomously according to the specific states. Simulation results have demonstrated the rapidity, robustness and practicability of the trajectory planning algorithm.

Keywords: reusable launch vehicle; terminal area energy management; iterative correction; trajectory generation; heading alignment cone

重复使用运载器(reusable launch vehicle, RLV)的整个再入过程可分为3个阶段:大气层再入

段、末端能量管理段(terminal area energy management, TAEM)与自动着陆段.末端能量管理阶段至关重要,因为它将再入段结束时处于随机状态下的 RLV 引导至自动着陆段的接口处(auto landing interface, ALI),并要求满足 ALI 处的状态约束^[1-2].航天飞机 TAEM 段通过将 RLV 与航向校准柱(heading alignment cone, HAC)相切并校准航向,

收稿日期: 2016-10-19

基金项目: 国家高技术研究发展计划 863-703 课题(2013AA7033045)

作者简介: 韩鹏(1985—),男,博士,副研究员;

李明涛(1982—),男,博士,研究员

通信作者: 李明涛, limingtao@nssc.ac.cn

之后沿着跑道中心线平飞直到到达 ALI 处^[2]。尽管航天飞机的 TAEM 制导策略经验证有效,但是它依赖于事先离线计算的并储存好的若干参考轨迹,在初始条件扰动较大时缺乏鲁棒性^[3-4]。

近年来,国内外学者的研究方向致力于在线生成参考轨迹。Kluever 等^[5-7]为 TAEM 段设计了一种轨迹生成算法,利用嵌套迭代循环生成 3 个与航向校准柱相关的轨迹设计参数;Costa^[8]和 Baek 等^[9]将 TAEM 段轨迹生成问题转化为轨迹优化问题,利用非线性规划概念求解出轨迹优化问题的可行解;Hull 等^[10]为 X-37 的 TAEM 段和 A&L 段设计了一种轨迹生成算法,将轨迹生成问题转换为最优控制问题,通过求解最优控制问题得到合适的轨迹参数来修正控制指令;周敏等^[11]以航向调整段进入点飞行器航向角偏差最小为目标函数,求解以动压、过载和速度滚转角限制为约束的非线性规划问题;王鹏等^[12]首先将轨迹规划转化为优化问题,然后给出能量走廊之内的能量剖面跟踪策略。然而在目前众多的方法中,最优控制问题和非线性规划问题的求解非常复杂,必须采用现成的工具箱才有可能求解成功。而在实际工程实现时,将这些工具箱移植到机载计算机中会面临较大的障碍。此外,对最优控制问题和非线性规划问题求解时对初值的选择非常敏感,选择不同的初值会严重影响求解时间,甚至于初值选择不好时,会造成求解失败,而初值的选择往往只能多次试凑。

以易于工程实现为目标,本文提出了一种基于迭代校正技术的轨迹生成方法,可以根据不同的初始状态,快速生成可行的 TAEM 轨迹,成功到达 A&L 段并满足 ALI 处的终端约束。该算法最终仅使用了 Heun 数值积分、两个未知数的非线性方程组的求解、以及迭代校正技术,这些数值计算方法均非常成熟与稳定,而且不依赖于任何工具箱,非常易于机载计算机平台的实现。最后选取大量对 TAEM 段初始位置与航向进行大范围的散布的例子,验证该算法的快速性、有效性与鲁棒性。

1 运动方程的建立

在对 RLV 进行末端能量管理段进行轨迹设计时,将总攻角 α 与倾侧角 ν 作为控制变量,取侧滑角为零。假使地球为平面模型,得到其三自由度质点运动方程为^[13]

$$\begin{cases} \dot{\nu} = -\frac{C_D q S}{m} - g \sin \theta, \\ \dot{\theta} = \frac{C_L q S \cos \nu}{m v} - \frac{g \cos \theta}{v}, \end{cases}$$

$$\begin{cases} \dot{\sigma} = \frac{C_L q S \sin \nu}{m v \cos \theta}, \\ \dot{h} = v \sin \theta, \\ \dot{x} = v \cos \theta \cos \sigma, \\ \dot{y} = v \cos \theta \sin \sigma. \end{cases} \quad (1)$$

式中: m 、 v 分别为 RLV 的质量与速度; θ 、 σ 分别为航迹倾角与航迹方位角; h 为高度; x 、 y 分别为位置; q 为动压,表达式为 $q=1/2\rho v^2$,其中 $\rho=\rho_0 e^{-\beta h}$;重力加速度 g 表示为 $g=g_0 R_e^2/(h+R_e)^2$; C_D 、 C_L 分别表示阻力系数与升力系数,通过对 X-33 的气动数据进行拟合得到^[14]:

$$C_L(\alpha, M) = -0.000\ 522\ 5\alpha^2 + 0.035\ 06\alpha - 0.048\ 57M + 0.157\ 7,$$

$$C_D(\alpha, M) = 0.000\ 143\ 2\alpha^2 + 0.005\ 58\alpha - 0.010\ 48M + 0.220\ 4,$$

式中, $M=v/v_{\text{sound}}$ 为马赫数。

2 轨迹规划算法

本文借鉴航天飞机在 TAEM 阶段的制导策略,将 TAEM 段的地面轨迹分为捕获段、航向校准段、以及进场前飞行段^[15],如图 1 所示。

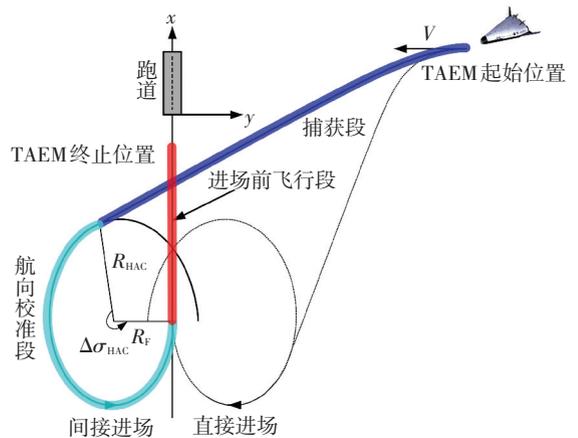


图 1 航天飞机 TAEM 段的地面轨迹

Fig.1 Shuttle TAEM ground track

在航向校准段,RLV 沿着内旋的螺旋线进行航向修正,航向校准柱的半径定义为

$$R_{HAC} = R_F + R_2 \Delta\sigma_{HAC}^2.$$

式中: R_F 为最终的 HAC 半径; R_2 为二次螺旋系数; $\Delta\sigma_{HAC}$ 为剩余的 HAC 螺旋校正角度。图 1 同样展示了两种返回进场方式:直接进场与间接进场。

2.1 侧向制导策略

捕获段位于 TAEM 的起始段,倾侧角指令与航迹偏差角成正比,如

$$\nu = K_v \Delta\sigma_{AT}.$$

式中: $\Delta\sigma_{AT}$ 为当前与 HAC 相切所需的航迹方位角偏差, K_v 为比例系数。

RLV 在沿着 HAC 柱飞行的航向校准段,需满足的关系式为

$$g \tan v = \frac{v^2}{R_{\text{HAC}} / \cos \theta}$$

故参考倾侧角为 $v_{\text{ref}} = \tan^{-1}(v^2 \cos \theta / g R_{\text{HAC}})$. 倾侧角的指令设为参考倾侧角的前馈项与反馈项之和:

$$v = \tan^{-1}\left(\frac{v^2 \cos \theta}{g R_{\text{HAC}}}\right) + K_R \Delta R + K_{\text{RD}} \Delta \dot{R}$$

式中: ΔR 为实际与要求的 HAC 半径 R_{HAC} 之差; K_R 、 K_{RD} 分别为比例系数.

当 RLV 相对于跑道的航迹方位角小于 5° 时, RLV 进入进场前飞行段, 倾侧角指令切换为

$$v = -K_y y - K_{yD} \dot{y}$$

式中 y 表示与跑道中心的横向偏差. 在整个 RLV 的 TAEM 飞行段, 倾侧角指令均需满足:

$$v \leq v_{\text{max}}$$

2.2 纵向制导策略

在 TAEM 飞行阶段, 将飞行高度代替时间作为自变量, 选取跟踪动压-高度剖面. 这里用一个三次多项式来定义需要跟踪的动压-高度剖面:

$$\bar{q}_{\text{ref}}(h) = Q_0 + Q_1 h + Q_2 h^2 + Q_3 h^3$$

式中: Q_0 、 Q_1 、 Q_2 、 Q_3 分别为多项式 4 个的系数, 可由以下 4 个条件确定. TAEM 起始点的高度 h_0 与动压 \bar{q}_0 ; ALI 处的高度 h_{ALI} 与动压 \bar{q}_{ALI} ; TAEM 段中点处的高度 h_{mid} 与此处的动压 \bar{q}_{mid} , 本文选取 $\bar{q}_{\text{mid}} = (\bar{q}_0 + \bar{q}_{\text{ALI}}) / 2$. ALI 处的动压相对高度的变化率为 0, 即

$$\frac{d\bar{q}_{\text{ref}}(h_{\text{ALI}})}{dh} = Q_1 + 2Q_2 h_{\text{ALI}} + 3Q_3 h_{\text{ALI}}^2 = 0$$

由以上 4 个条件可得

$$\begin{cases} \bar{q}_0 = Q_0 + Q_1 h_0 + Q_2 h_0^2 + Q_3 h_0^3, \\ \bar{q}_{\text{ALI}} = Q_0 + Q_1 h_{\text{ALI}} + Q_2 h_{\text{ALI}}^2 + Q_3 h_{\text{ALI}}^3, \\ \bar{q}_{\text{mid}} = Q_0 + Q_1 h_{\text{mid}} + Q_2 h_{\text{mid}}^2 + Q_3 h_{\text{mid}}^3, \\ Q_1 + 2Q_2 h_{\text{ALI}} + 3Q_3 h_{\text{ALI}}^2 = 0. \end{cases}$$

根据上式可求解出 4 个系数. 参考动压-高度剖面确定以后, 需确定跟踪此剖面需要的输入指令 α .

利用链式法则, 计算动压相对于高度的导数为

$$\begin{aligned} \frac{d\bar{q}}{dh} &= \frac{d\bar{q}}{dt} \frac{dt}{dh} = \frac{d}{dt} \left(\frac{1}{2} \rho v^2 \right) \frac{dt}{dh} = \\ &= \left(\frac{1}{2} \frac{d\rho}{dh} \frac{dh}{dt} v^2 + \rho v \frac{dv}{dt} \right) \frac{dt}{dh}, \end{aligned} \quad (2)$$

而

$$\frac{d\rho}{dh} = -\beta \rho_0 e^{-\beta h} = -\beta \rho. \quad (3)$$

将式(3)与式(1)的第 1 式与第 4 式带入到式(2)中可得

$$\frac{d\bar{q}}{dh} = -\bar{q}\beta - \frac{\rho \bar{q} S C_D}{m \sin \theta} - \rho g. \quad (4)$$

由式(1)中的第 4 式可得

$$v = h / \sin \theta, \quad (5)$$

将式(5)代入式(1)中的第 2 式可得到

$$\dot{\theta} = \frac{\rho h}{2 \sin \theta} \left(\frac{C_L S \cos v}{m} - \frac{g \cos \theta}{\bar{q}} \right),$$

将自变量由时间改为高度, 可得

$$\frac{d\theta}{dh} = \frac{\rho}{2 \sin \theta} \left(\frac{C_L S \cos v}{m} - \frac{g \cos \theta}{\bar{q}} \right), \quad (6)$$

将式(6)与式(4)联立, 可得

$$\begin{cases} \frac{d\theta}{dh} = \frac{\rho}{2 \sin \theta} \left(\frac{C_L S \cos v}{m} - \frac{g \cos \theta}{\bar{q}} \right), \\ \frac{d\bar{q}}{dh} = -\bar{q}\beta - \frac{\rho \bar{q} S C_D}{m \sin \theta} - \rho g = Q_1 + 2Q_2 h + 3Q_3 h^2. \end{cases} \quad (7)$$

通过求解非线性方程(7)可以得到跟踪动压-高度剖面所需的控制变量 α 与状态变量 θ .

2.3 轨迹生成策略

RLV 的各状态变量相对于高度的微分方程:

$$\begin{cases} \frac{dv}{dh} = -\frac{C_D q S}{m v \sin \theta} - \frac{g}{v}, \\ \frac{d\theta}{dh} = \frac{C_L q S \cos v}{m v^2 \sin \theta} - \frac{g \cos \theta}{v^2 \sin \theta}, \\ \frac{d\sigma}{dh} = \frac{C_L q S \sin v}{m v^2 \sin \theta \cos \theta}, \\ \frac{dx}{dh} = \frac{\cos \theta \cos \sigma}{\sin \theta}, \\ \frac{dy}{dh} = \frac{\cos \theta \sin \sigma}{\sin \theta}. \end{cases}$$

采用 Heun 法, 积分步长取 $\Delta h = -100$ m, 对微分方程从 h_0 到 h_{ALI} 进行数值积分. 利用横向和纵向的制导策略, 可以保证除了 x 外, 其余 4 个变量均可满足 TAEM 末端的终端约束. 本文采取迭代校正算法的目的就在于通过校正侧向的地面轨迹来调整航程, 使 RLV 到达 TAEM 段的末端时满足 $x = x_{\text{ALI}}$.

2.4 迭代校正算法

TAEM 段轨迹生成策略的详细流程为: 首先确定合适的进场方式. 先测试间接进场方式不可行. 若在最短航程的间接进场模式下, RLV 的最终位置 x_f 超过了 ALI 的起点位置 x_{ALI} , 则确定为间接进场; 若没有超过则测试直接进场方式. 若在最短航程的直接进场模式下, RLV 的最终位置 x_f 超过了 ALI 处的位置 x_{ALI} , 则将进场方式确定为直接进场. 否则, 不存在可行的 TAEM 轨迹.

之后运行迭代校正算法,每次的迭代过程中, HAC 的位置 x_{HAC} 由下式调整:

$$x_{HAC}^{k+1} = x_{HAC}^k + bs_{go}^k. \quad (8)$$

式中:上标 k 为迭代次数; $s_{go}^k = x_{ALI} - x_f$,表示 TAEM 段结束时 RLV 到 ALI 段起始点的距离误差;系数 b 为校正因子,最终的 HAC 半径由以下方法确定:

$$R_F^{k+1} = R_F^k - (1 - b)s_{go}^k \left[\frac{R_F^k - R_F^{k-1}}{s_{go}^k - s_{go}^{k-1}} \right]. \quad (9)$$

根据式(8)、(9)运行迭代校正迭代算法调整 HAC 位置 x_{HAC} 与最终的 HAC 半径 R_F ,直到 s_{go} 的误差收敛于 150 m 的范围之内。

表 1 不同的起始位置与航迹方位角情况下的仿真结果

Tab.1 Simulation results for distribution of initial positions and azimuth angles

算例	$(x_0, y_0)/m$	$\sigma_0/$ ($^\circ$)	$x_f/$ m	$y_f/$ m	$v_f/$ ($m \cdot s^{-1}$)	$\sigma_f/$ ($^\circ$)	进场 模式	最终 R_F/m	最终 x_{HAC}/m	迭代 次数	生成 时间/s
1	-2 000,0	270	-8 037.72	4.85	150.05	2.06	间接	2 654.57	-8 428.80	2	3.57
2	-1 000,2 000	270	-8 131.05	-4.15	150.09	1.15	间接	2 592.64	-8 308.15	2	3.55
3	-2 000,3 000	270	-8 015.47	5.10	149.97	-0.14	间接	2 811.49	-8 477.66	3	5.13
4	-2 000,4 000	260	-8 128.25	4.14	149.73	-0.68	间接	2 850.94	-8 641.20	3	5.36
5	-2 000,6 000	260	-7 896.36	3.27	150.73	2.75	间接	2 496.86	-8 211.57	3	5.32
6	-2 000,8 000	220	-7 979.93	-0.55	149.58	-0.30	直接	2 901.65	-9 343.39	4	7.14
7	0,10 000	220	-7 985.07	-0.10	150.16	0.12	直接	3 105.79	-9 760.04	3	5.32
8	2 000,12 000	200	-8 101.97	-0.32	150.23	0.11	直接	3 209.38	-9 741.90	3	5.39
9	2 000,14 000	200	-7 960.89	-0.44	150.18	-0.02	直接	3 083.36	-9 391.08	4	7.01
10	-2 000,14 000	180	-7 919.37	0.58	149.91	-0.43	直接	3 016.00	-9 037.51	5	9.00
11	-4 000,14 000	180	-7 866.52	-0.14	150.02	-0.31	直接	3 169.75	-9 108.20	5	8.94
12	-6 000,12 000	180	-7 889.46	-0.01	150.56	0	直接	4 796.97	-10 566.89	6	10.33
13	-8 000,16 000	200	-7 896.16	-0.10	150.08	0.09	直接	3 906.68	-9 457.99	6	10.97
14	-8 000,14 000	200	-7 915.49	0	150.60	0	直接	5 750.87	-10 703.65	7	11.98
15	-10 000,14 000	250	-8 049.81	0	150.35	0	直接	4 568.24	-10 905.26	7	11.91
16	-14 000,14 000	320	-8 054.27	-0.23	150.30	0.10	直接	3 728.47	-9 698.11	7	11.89
17	-16 000,14 000	320	-7 941.08	-0.02	150.44	-0.01	直接	4 208.52	-10 225.46	6	10.46
18	-16 000,16 000	320	-7 909.82	0	150.45	-0.02	直接	4 107.49	-10 187.15	4	6.97
19	-18 000,16 000	340	-7 885.30	-0.26	150.31	0.10	直接	3 545.91	-9 486.93	4	7.17
20	-18 000,18 000	340	-7 910.23	-4.69	150.05	1.38	直接	2 817.38	-8 465.59	4	7.13

图 2 为表 1 中 20 个算例的 TAEM 段的地面轨迹.可以看出,本文的迭代校正迭代算法可以根据不同的初始条件自动调整 HAC 位置 x_{HAC} 与最终的 HAC 半径 R_F ,直到最终到达 ALI 处。

图 3、4 表示在算例 18 中由本文算法生成的控

3 数值仿真

本文对 TAEM 段初始位置与航迹偏角同时进行一系列散布,并进行仿真.自动着陆段接口处状态约束分别为 $h_{ALI} = 3\ 000\ m, v_{ALI} = 150\ m/s, x_{ALI} = -8\ 000\ m, y_{ALI} = 0$.TAEM 段初始高度、速度与航迹倾角状态变量分别为 $h_0 = 20\ 000\ m, v_0 = 286\ m/s, \theta_0 = -10^\circ$ 。

仿真结果见表 1.本文的算法由 Matlab 2012a 编程实现,在操作系统为 Windows 7 64 位,CPU 为 Intel i3-2310 的计算机上运行得到.结果显示,轨迹生成时间根据迭代次数在 4~12 s 之内。

制变量剖面图.图 5 为例子 18 中的参考动压-高度曲线与实际动压-高度曲线的对比图,从图中可以看到在整个飞行过程中实际动压曲线在跟踪参考动压曲线时均取得了良好的跟踪效果,从而达到了控制 TAEM 段末端速度的目的。

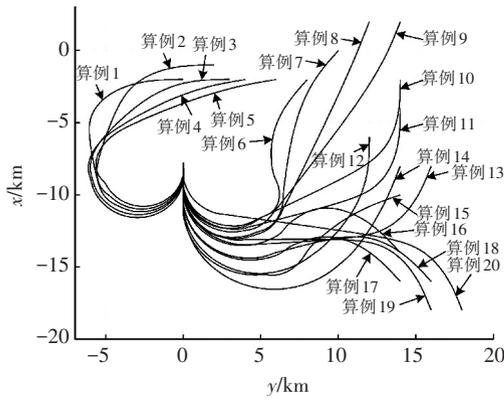


图 2 表 1 中算例的 TAEM 段地面轨迹

Fig.2 TAEM ground track trajectories of the cases in Table 1

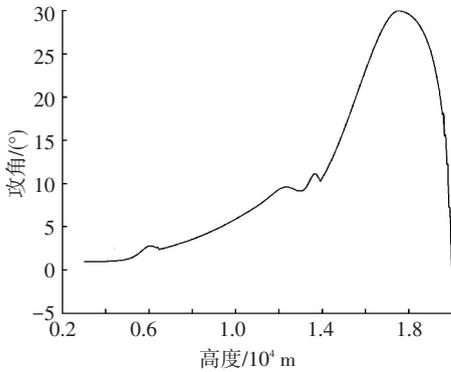


图 3 算例 18 的攻角剖面图

Fig.3 Angle of attack profile for case 18

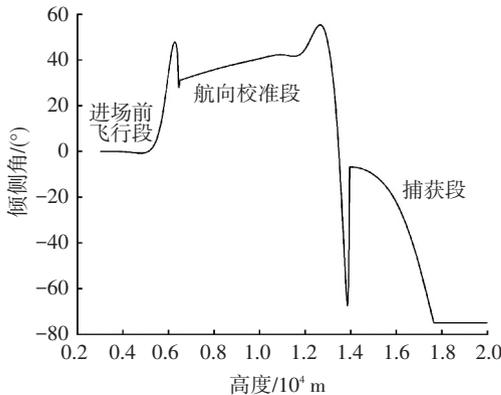


图 4 算例 18 的倾侧角剖面图

Fig.4 Bank angle profile for case 18

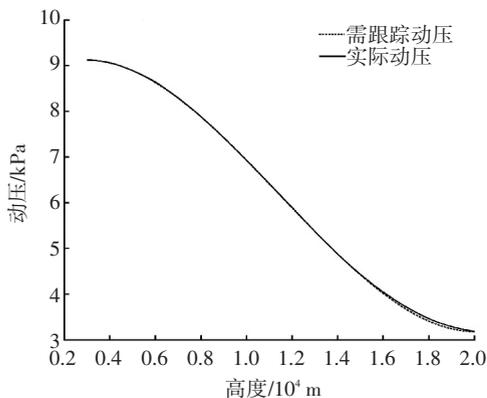


图 5 算例 18 的参考动压-高度剖面与实际动压-高度剖面对比图

Fig.5 Comparison of reference and actual dynamic pressure profile

4 结 论

1) 本文为 RLV 在 TAEM 段提出了一种快速的在线轨迹生成算法. 通过迭代校正迭代算法确定 HAC 的位置与最终半径, 从而调整 RLV 的航程, 使其到达末端时各个状态均满足 ALI 处的边界约束.

2) 仿真表明, 本文给出的算法可根据 RLV 在 TAEM 初始阶段的状态, 自动选择进场策略, 并调整 HAC 的位置与最终半径, 生成可行的 TAEM 可行轨迹. 仿真结果验证了算法的快速性、有效性与鲁棒性.

3) 本文提出的方法并不依赖于事先离线计算好的轨迹, 且使用的数值方法成熟且稳定, 不使用任何工具箱, 便于工程实现.

参 考 文 献

[1] De RIDDER S, MOOIJ E. Terminal area trajectory planning using the energy-tube concept for reusable launch vehicles [J]. Acta Astronautica, 2011, 68 (7/8): 915 - 930. DOI: 10.1016/j.actaastro.2010.08.032.

[2] 句美琪, 何英姿. 基于高度跟踪的末端能量管理段制导[J]. 空间控制技术与应用, 2014, 40(4): 42-46. DOI: 10.3969/j.issn.1674-1579.2014.04.008.

JU Meiqi, HE Yingzi. Guidance terminal area energy management phase based on height profile tracking [J]. Aerospace Control and Application, 2014, 40(4): 42-46. DOI: 10.3969/j.issn.1674-1579.2014.04.008.

[3] LIANG Zixuan, LI Qingdong, REN Zhang. Onboard planning of constrained longitudinal trajectory for reusable launch vehicles in terminal area [J]. Advances in Space Research, 2016, 57(3): 742-753. DOI: 10.1016/j.asr.2015.11.027.

[4] 司马骏, 黄一敏. RLV 末端能量管理段混合制导方案[J]. 航天控制, 2014, 32(1): 30-34, 39. DOI: 10.3969/j.issn.1006-3242.2014.01.006.

SIMA Jun, HUANG Yimin. A mixed guidance method for terminal area energy management of RLV [J]. Aerospace Control, 2014, 32(1): 30-34, 39. DOI: 10.3969/j.issn.1006-3242.2014.01.006.

[5] KLUEVER C A, HORNEMAN K R. Terminal trajectory planning and optimization for an unpowered reusable launch vehicle [C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. San Francisco, California: AIAA, 2005. DOI: 10.2514/6.2005-6058.

[6] KLUEVER C A, NEAL D A. Approach and landing range guidance for an unpowered reusable launch vehicle [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2015, 38(11): 2057-2066. DOI: 10.2514/1.g000909.

[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. Providence, Rhode Island: AIAA, 2004. DOI: 10.2514/6.2004-5183.

[8] COSTA R D. Studies for terminal area gnc of reusable launch vehicles [C]//AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit. Austin, Texas, AIAA, 2003. DOI: 10.2514/6.2003-5438.

[9] BAEK J H, LEE D W, KIM J H, et al. Trajectory optimization and

- the control of a re-entry vehicle in TAEM phase [J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2008, 22(6): 1099-1110. DOI: 10.1007/s12206-008-0501-y.
- [10] HULL J R, GANDHI N, SCHIERMAN J D. In-flight TAEM/final approach trajectory generation for reusable launch vehicles [C]// Infotech@ Aerospace. Arlington, Virginia: AIAA, 2005. DOI: 10.2514/6.2005-7114.
- [11] 周敏,周军,郭建国. RLV 末端能量管理段轨迹在线规划与制导 [J]. 宇航学报, 2015, 36(2): 151-157. DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2015.02.004.
ZHOU Min, ZHOU Jun, GUO Jianguo. On-line trajectory planning and guidance for terminal area energy management of reusable launch vehicle [J]. Journal of Astronautics, 2015, 36(2): 151-157. DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2015.02.004.
- [12] 王鹏,党晓康,马松辉. RLV 末端能量管理段轨迹优化与纵向控制律设计 [J]. 电子设计工程, 2014, 22(20): 42-44. DOI: 10.3969/j.issn.1674-6236.2014.20.012.
WANG Peng, DANG Xiaokang, MA Songhui. Trajectory optimization and longitudinal control for terminal area energy management of reusable launch vehicle [J]. Electronic Design Engineering, 2014, 22(20): 42-44. DOI: 10.3969/j.issn.1674-6236.2014.20.012.
- [13] 潘彦鹏,周军,呼卫军. 一种基于在线能量推演的自适应末端能量管理方法 [J]. 西北工业大学学报, 2012, 30(5): 757-762. DOI: 10.3969/j.issn.1000-2758.2012.05.023.
PAN Yanpeng, ZHOU Jun, HU Weijun. An effective and adaptive method of terminal area energy management (TAEM) based on online energy backstepping [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2012, 30(5): 757-762. DOI: 10.3969/j.issn.1000-2758.2012.05.023.
- [14] BOLLINO K P, ROSS I M, DOMAN D D. Optimal nonlinear feedback guidance for reentry vehicles [C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Keystone, Colorado: AIAA, 2006. DOI: 10.2514/6.2006-6074.
- [15] 陈功,解志军,崔乃刚. 升力式再入飞行器末端能量管理方法 [J]. 哈尔滨工业大学学报, 2012, 44(9): 20-24. DOI: 10.11918/j.issn.0367-6234.2012.09.003.
CHEN Gong, XIE Zhijun, CUI Naigang. The method of terminal area energy management for lifting reentry vehicle [J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2012, 44(9): 20-24. DOI: 10.11918/j.issn.0367-6234.2012.09.003.

(编辑 张 红)

封面图片说明

封面图片来自本期论文“隐身反设计下飞翼布局气动与隐身综合设计”,是西北工业大学航空学院无人机特种技术研究团队研制的大展弦比飞翼布局设计过程及气动与隐身综合特性的示意图。飞翼布局具有显著的高气动效率和高隐身性能,能够提高突防能力并获取空中优势,逐渐成为各国武器装备发展的重点之一。如图中所示,传统的翼型前缘设计时,为了在前缘流动加速缓和,逆压梯度更小,保持在较大迎角范围内都保持附着流动,因而前缘半径一般比较大(钝形前缘),但其在向前会产生较强的镜面反射,不利于无人机前向隐身。基于双发动机布局下飞翼无人机大鼓包式机身,本文采用隐身反设计思路,提出了一种减小翼型前缘半径的机身前缘类“鹰嘴”形飞翼布局设计,且该设计主要应用于机身截面。通过表面极限流线分布及全向 360° RCS对比,综合分析气动与隐身特性,验证了隐身反设计思路的有效性。

(图文提供:张乐,周洲,许晓平. 西北工业大学 航空学院)