

文章编号: 2095-4980(2014)02-0208-06

重复使用运载器无动力自动着陆制导技术

彭腾飞, 孟琳, 叶永强, 黄一敏, 李涛, 薛雅丽

(南京航空航天大学 自动化学院, 江苏 南京 210016)

摘要: 自动着陆段是重复使用运载器整个飞行任务的最后一个阶段,是指从距离地面 3 000 m 高度的自动着陆入口到重复使用运载器在跑道上着陆的这一段无动力飞行过程。利用工作频域内迎角和过载的关系得到迎角指令,并将其作为制导指令进行了相应的制导律设计。考虑到单轨迹线制导范围的局限性,还首次提出了多轨迹线制导的概念。仿真结果表明,该方案可以使得重复使用运载器以更大范围的初始纵向距离偏差实现安全着陆,以提升现有制导方案的制导能力。

关键词: 重复使用运载器; 自动着陆; 基准轨迹; 制导律设计; 多轨迹线制导

中图分类号: TN911.72; V448.2 **文献标识码:** A **doi:** 10.11805/TKYDA201402.0208

Guidance technology for autoland of unpowered reusable launch vehicle

PENG Teng-fei, MENG Lin, YE Yong-qiang, HUANG Yi-ming, LI Tao, XUE Ya-li

(College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing Jiangsu 210016, China)

Abstract: The autoland phase is the last phase of Reusable Launch Vehicle(RLV) flight mission. This unpowered flight phase begins at AutoLanding Interface(ALI) that is typically at a 3 000 m altitude, and ends at touchdown on the runway. A method is introduced to obtain the attack angle command used as one of the guidance commands by utilizing its relationship with overload command in the working frequency domain. Considering the range limitations of single trajectory guidance method, the concept of multi-trajectory guidance is introduced. The simulation results show that it can make Reusable Launch Vehicle realize a safe landing with a wider range of initial longitudinal distance deviation and improve the capacity of the existing guidance scheme.

Key words: Reusable Launch Vehicle; autoland; reference trajectory; design of guidance; multi-trajectory guidance

重复使用运载器(RLV)自动着陆是一个无动力飞行过程,它不像普通的有动力飞行器那样可以相对自由地飞行,只能通过操纵减速板和舵面飞行,它的升阻比特性也比普通的飞机要小得多,着陆时需要按照一定的轨道飞行,以保证其安全着陆。在着陆期间,飞机必须精确跟踪期望的、满足规范要求的着陆轨迹^[1],以使飞机安全、可靠、舒适地降落到期望着陆点。本文首先介绍了 RLV 自动着陆飞行轨迹的结构和轨迹线设计流程;其次,利用工作频域内迎角和过载的关系得到迎角指令,将其与航迹滚转角指令、减速板指令一起作为输入送入模型,使飞机精确跟踪预先设计好的轨迹线;最后还介绍了多轨迹线设计的方法并给出了相应的仿真。通过仿真,表明多轨迹线制导方案可以使得重复使用运载器以更大范围的初始纵向距离偏差飞行,最终满足进场着陆要求。

1 自动着陆的基准轨迹

1.1 轨迹线结构

航天飞机轨道器的基准轨迹包括陡下滑段、圆弧段、指数过渡段过渡到浅下滑段,见图1。图中, γ_1 为陡下滑段轨迹角, γ_2 为浅下滑段轨迹角, $XAIMPT$ 为机场着陆点, $HDECAY$ 为指数函数的比例系数, R 为圆弧半径, $XZERO$ 为陡下滑线与地面的交点, (X_K, H_K) 为圆心坐标, $XEXP$ 为指数段的起始坐标, $HCLOOP$ 为圆弧段的起始高度。其中,陡下滑段具有恒定的飞行轨迹角 γ_1 ,该段用于消除 RLV 在由能量管理段转变到自动着陆段时产

收稿日期: 2013-03-05; 修回日期: 2013-05-08

基金项目: 江苏省自然科学基金资助项目(BK2010507)

生的速度变化。圆弧段的目的是将飞行器的下滑飞行轨迹角迅速拉起。经过圆弧段的过渡作用,飞行器的下滑轨迹角将从陡下滑段较大的轨迹角 γ_1 减小为浅下滑段的较小轨迹角 γ_2 。为了消除在由圆弧段过渡到浅下滑段过程中加速度的不连续性,在这 2 段之间加入了指数过渡段,使 RLV 可以平缓飞行过渡到浅下滑段。有时候为了控制航天飞机末端的下沉率,在浅下滑段后面还可增加一段最终拉平段。

1.2 轨迹线设计流程

在设计轨迹时,首先根据飞机在自动着陆起点的动压和各轨迹段之间的几何关系来确定各段的轨迹参数,然后对轨迹进行仿真,以检验设计的轨迹是否符合着陆动压要求。其中最重要的轨迹参数 $XZERO$,是陡下滑段延长线与地面的交点,它用来限制着陆时的动压。可以通过起始状态与末端条件进行两点值问题计算(通常采用二分法)^[2-5],估算出其大概值。调节 $XZERO$ 的值,可以改变 RLV 最终的触地动压,直到触地动压满足期望值。如图 2 所示,初始动压相同的情形下,若将 $XZERO$ 的值逐渐减小,则飞行距离减小,RLV 越接近跑道,圆弧段在整个过程中所占的比例将会越来越小,RLV 经过圆弧段后所消耗的能量将越来越少,所以将导致触地动压和空速、下沉率越来越大,迎角越来越小。在具体试验中,将根据实际情况选择合适的 $XZERO$ 进行轨迹线设计。

2 制导律设计

RLV 纵向受力情况见图 3,其中 L 和 D 分别为气动升力和气动阻力, mg 为其重量, α 和 θ 分别为迎角和航迹倾斜角, V_a 为空速。

制导策略与轨迹设计相适应,而重复使用运载器的制导律通常将纵向和横侧向分开进行设计。

2.1 纵向高度制导

航天飞机轨道器自动着陆段的制导采用基准轨迹跟踪的方式^[4,6]。纵向制导分为陡下滑模态、圆弧拉起模态与浅下滑模态。在不同的制导模态,高度基准和高度速率基准不同。在各制导模态下,通过开环与闭环控制项的组合,制导系统根据设置的高度基准和高度速率基准得出法向加速度指令,利用迎角增量与法向加速度的关系得出迎角指令,送入模型,使航天飞机跟踪基准轨迹,见图 4。其中,标称轨迹线为预先设计好的适合航天飞机自动着陆的轨迹,主要提供参考轨迹线 H_{ref} 和参考轨迹线变化率 $\dot{H}_{ref}$ 。

高度制导方案采用经典的比例、积分、微分(Proportion,Integration,Differentiation, PID)加上开环过载指令前馈的方式,加上开环指令前馈的作用是可以使得 RLV 在没有高度偏差的情况下对其提供一定的法向加速度指令,当其经过圆弧拉起段时提供足够的向心力,此外它还起到提高系统的响应速度的作用,式(1)给出了相应的高度制导律:

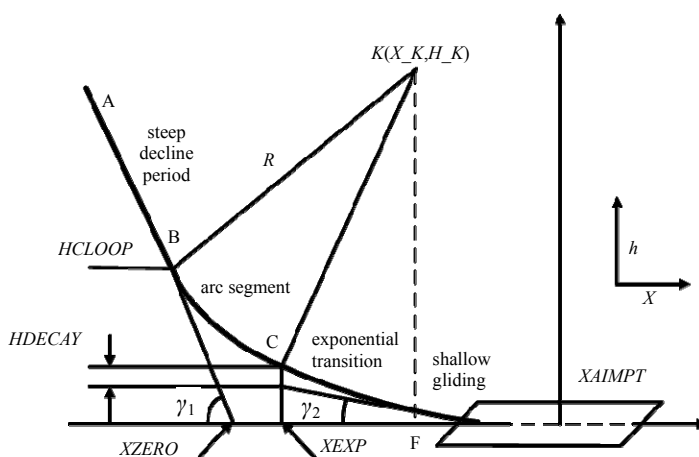


Fig.1 Reference trajectory of RLV
图 1 航天飞机的基准轨迹线

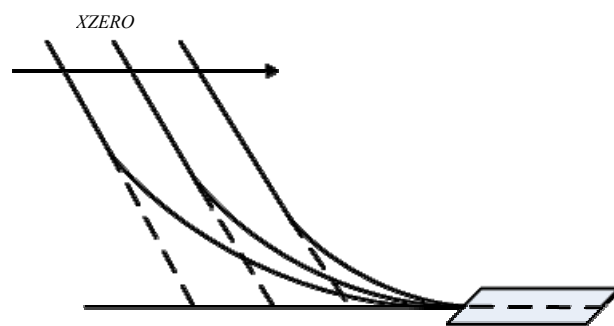


Fig.2 Effect of $XZERO$ on touchdown dynamic pressure
图 2 $XZERO$ 对着陆动压的影响

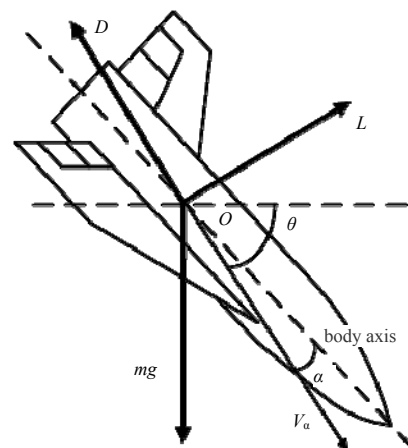


Fig.3 Diagram of vertical forces
图 3 航天飞机纵向受力图

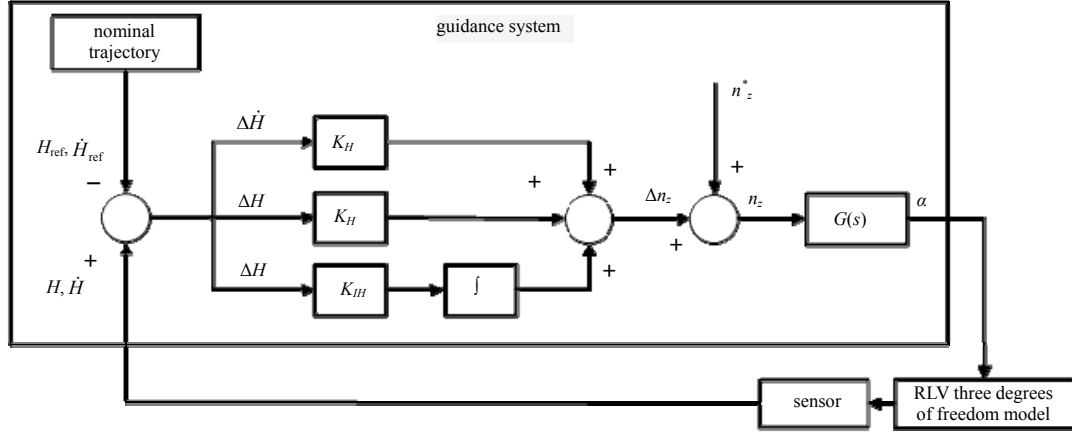


Fig.4 Diagram of height guidance
图 4 高度制导的结构图

$$n_z = n_z^* + \Delta n_z = K_H \Delta H + K_{IH} \int \Delta H dt + K_{\dot{H}} \Delta \dot{H} + n_z^* \quad (1)$$

式中法向加速度 n_z 指令可由 2 部分组成, 分别是开环法向加速度 n_z^* 和闭环法向加速度 Δn_z , 开环法向加速度 n_z^* 可以从标称轨迹线得到, 闭环法向加速度 Δn_z 可以通过一个简单的 PID 方案得出:

$$\Delta n_z = K_H \Delta H + K_{IH} \int \Delta H dt + K_{\dot{H}} \Delta \dot{H} \quad (2)$$

式中 $\Delta H = H_{ref} - H$ 和 $\Delta \dot{H} = \dot{H}_{ref} - \dot{H}$ 分别为高度和高度变化率的实际值与参考值之间的偏差大小。

飞机迎角增量 $\Delta \alpha$ 与飞机法向过载 Δn_z 关系如下^[3]:

$$\Delta n_z = \frac{Q_0 s C_{L_\alpha}}{G} \Delta \alpha = \frac{V_0}{g} Z_\alpha \Delta \alpha \quad (3)$$

式中: Q_0 和 V_0 分别为此时的动压和速度; s 为参考面积; C_{L_α} 为减去零迎角值的升力系数增量; G 为飞机重量; g 为重力加速度。由式(3)可知, 飞机的法向过载与迎角增量呈一定的比例关系。在工作频段内画出传递函数

$G_1 = \frac{\Delta n_z}{\Delta \delta_e}$ 与传递函数 $G_2 = \frac{\Delta \alpha}{\Delta \delta_e}$ 的

波特图, 见图 5, 可以看出在工作频段内, 自然振荡频率(3.06 rad/s)附近, 它们确实成一定的比例。画出 G_2/G_1 的波特图, 见图 6, 得出如下关系式:

$$20 \lg A(\omega) \approx 14.5 \quad (4)$$

$$A(\omega) = \frac{\Delta \alpha}{\Delta n_z} = 5.3 \quad (5)$$

$$\Delta \alpha = 5.3 \Delta n_z \quad (6)$$

得到迎角增量指令之后再加上基准轨迹线中的迎角配平值即可得到所需的迎角指令。将其输入模型, 使飞机跟踪预先设计好的基准轨迹。当飞行器遇到有风的情形下^[6-8], 飞机三自由度模型还必须进行相应的变化。

2.2 横侧向制导

侧向制导可以使轨道器自动着陆过程中对准跟踪跑道中心线, 抑制着陆过程中的侧向偏移。侧向制导采用比例加积分的控制律形式, 具体形式见式(5), 其中 Δz 与 $\Delta \dot{z}$ 分别代表侧向位移(相对于跑道中心线)与侧向位移的变化率, 计算出横滚角指令输入到模型, 进行横侧向的制导^[9]。

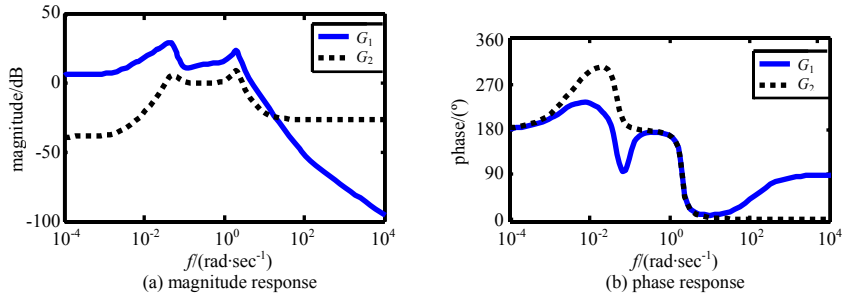


Fig.5 Bode plots of G_1 and G_2

图 5 G_1 和 G_2 的波特图

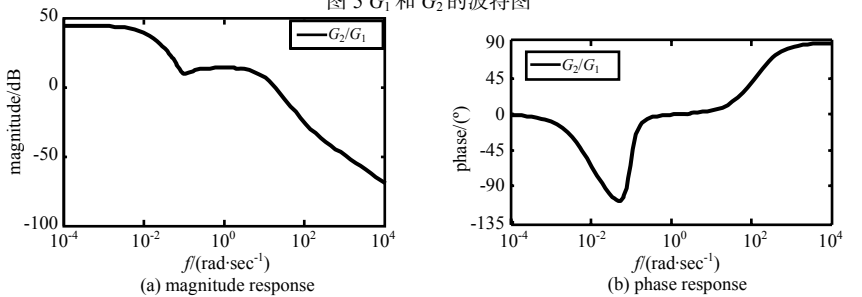


Fig.6 Bode plots of G_2/G_1

图 6 G_2/G_1 的波特图

横侧向制导采取侧偏和侧偏速率控制方案,结构图见图7。其中, y_{ref} 与 $\dot{y}_{\text{ref}}$ 分别为参考侧向偏移和参考侧向偏移变化率,用于和实际侧向偏移 y 以及实际侧向偏移变化率 $\dot{y}$ 相比较以生成横侧向的制导律,具体形式见式(7)。

$$\gamma_s = K_e^z \Delta z + K_e^{\dot{z}} \Delta \dot{z} \quad (7)$$

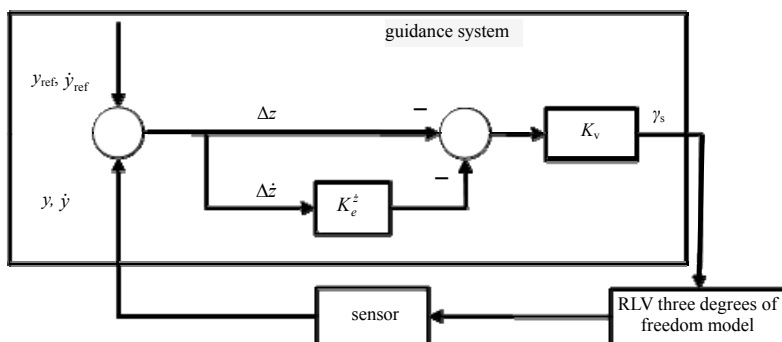


Fig.7 Scheme of lateral guidance
图7 横侧向制导方案

2.3 多轨迹线制导

在制导系统的研究中,轨迹线设计水平在很大程度上决定了制导技术的水平。制导系统如果是基于离线轨迹线设计的,那么它在很大程度上需要严格地限定 RLV 投放区域,因此单条轨迹线设计区域的初始偏差范围较小,可能并不能满足 RLV 在某些特定情形下的着陆要求,那么可以通过多设计几条轨迹线进行整合制导来拓宽 RLV 的初始不确定性范围飞行区域,更好地提升制导系统的整体性能。

多轨迹设计依赖于单一轨迹投放区域的确定,由于一条轨迹线的投放区域越大,对相应制导系统的要求也越高,多轨迹线可以降低对制导系统的要求。每条单一轨迹投放区域较小,将多条轨迹组合便能形成较大的投放区域。所以,多轨迹线的设计对于制导系统的性能提升有很大的促进作用。这里可以采用3条轨迹线进行仿真验证,得出制导范围,见图8。

由于制导回路对初始速度的不确定性容忍范围较大,因此假设 A,B 和 C 这3条轨迹线的初始速度范围均在 $190 \text{ m/s} \pm 80 \text{ m/s}$ 内。在场高 $1\,000 \text{ m}$ 的条件下,初始飞行高度只要在 $3\,900 \text{ m} \sim 4\,100 \text{ m}$ 范围内均可实现安全飞行。横侧向上初始侧偏不确定性只要在 $\pm 100 \text{ m}$ 内均可安全飞行。因此这里只要考虑3条轨迹线的初始纵向位置,便可确定其整体制导范围。设计3条轨迹线,初始纵向位置分别为 $X = -11\,500 \text{ m}, -10\,500 \text{ m}, -9\,500 \text{ m}$,则根据之前的单轨迹线制导,推断这3条轨迹线能容忍的初始纵向位置范围为: $-12\,000 \text{ m} \sim -9\,000 \text{ m}$ 。当 RLV 飞行至着陆窗口,制导回路根据初始状态选择合适的轨迹线进行跟踪飞行,便可安全着陆。

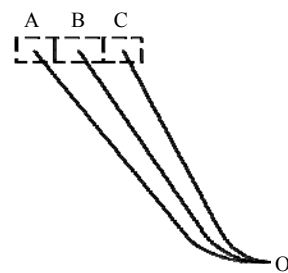


Fig.8 Multi-trajectory guidance diagram
图8 多轨迹线制导示意图

3 实例研究与仿真结果

设计3条轨迹线 A,B 和 C 对多轨迹制导进行仿真验证,其中 A 轨迹线的初始参数选择为: $\gamma_1 = -18^\circ, \gamma_2 = -1^\circ, XZERO = -2\,300 \text{ m}$,圆弧半径以及 $HDECAY$ 均为固定值不改变;在此基础上, B 轨迹线的初始参数选择为: $\gamma_1 = -22^\circ, \gamma_2 = -1.5^\circ, XZERO = -3\,100 \text{ m}$; C 轨迹线的初始参数选择为: $\gamma_1 = -27^\circ, \gamma_2 = -1.6^\circ, XZERO = -3\,600 \text{ m}$,图9~图13分别给出了多轨迹线制导设计的高度剖面、动压剖面、迎角剖面以及过载剖面,可以看出均满足 RLV 安全着陆的要求。因此在制导系统中装载这3条轨迹线,可在制导律不改变的情况下拓宽制导系统的制导范围。

单轨迹线制导中,验证的是轨迹 B 的鲁棒性,现在分别讨论 A 和 C 的初始偏差范围。其中, A,B 和 C 这3条轨迹线的初始速度范围均在 $188 \text{ m/s} \pm 30 \text{ m/s}$ 内。轨迹线 A 的初始纵向位置满足 $-11\,500 \text{ m} \pm 450 \text{ m}$,轨迹线 C 的初始纵向位置满足 $-9\,500 \text{ m} \pm 550 \text{ m}$ 。由于横侧向制导与纵向制导相独立,而由图9可知,制导系统所容忍的初始偏差范围3条轨迹线较为固定,均为偏左或者偏右各 100 m 范围。因此这3条轨迹线的制导范围为:初始速度在 $188 \text{ m/s} \pm 30 \text{ m/s}$ 范围内,初始纵向位置在 $-11\,050 \text{ m} \sim -8\,950 \text{ m}$ 范围内,初始高度在 $4\,000 \text{ m} \pm 1\,000 \text{ m}$ 范围内,初始横侧向偏差为跑道偏左或者偏右各 100 m 的范围。因此在满足速度和高度以及侧偏的情况下,多轨迹线制导可以满足绝大部分初始纵向位置不确定的情况,很好地提升了制导系统的制导能力。

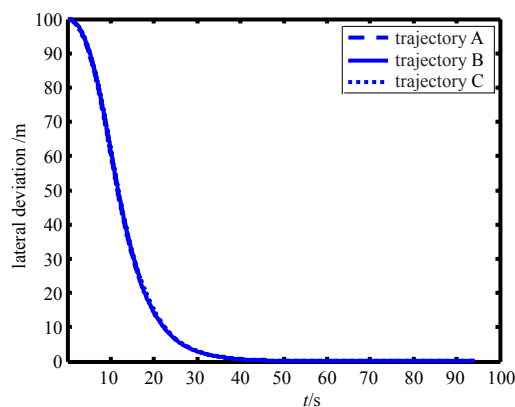


Fig.9 Lateral deviation profile of multi-trajectory

图 9 多轨迹线侧偏剖面

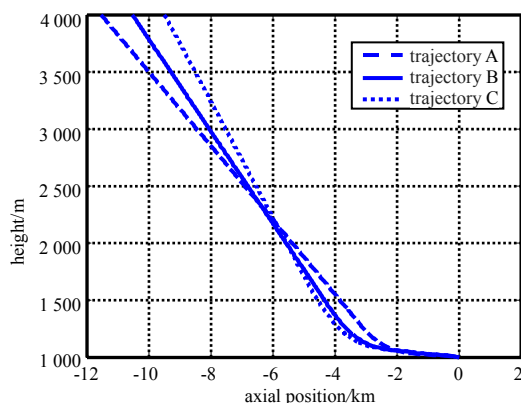


Fig.10 Altitude profile of multi-trajectory

图 10 多轨迹线高度剖面

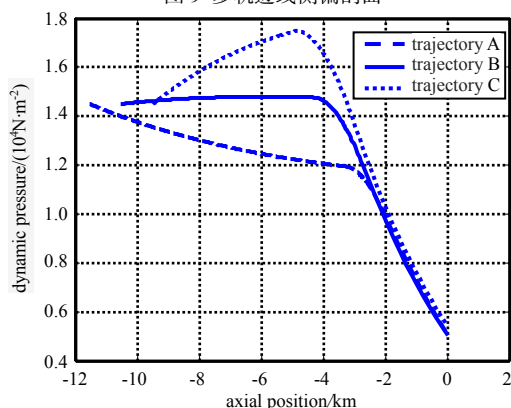


Fig.11 Dynamic pressure profile of multi-trajectory

图 11 多轨迹线动压剖面

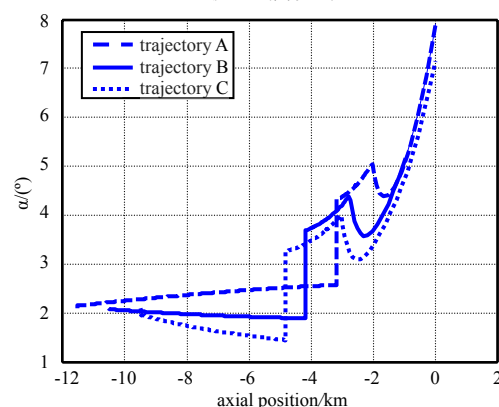


Fig.12 Attack angle profile of multi-trajectory

图 12 多轨迹线迎角剖面

4 结论

利用本文提出的可重复使用飞行器自动着陆段的轨迹设计和制导方法,在已有的气动数据基础上进行了飞行器三自由度质点模型仿真。随后提出了多轨迹线制导的概念,并进行了相应的仿真验证。仿真结果表明,本轨迹设计和制导方法之间相互配合,可以使得飞行器以合适的速度和高度对准跑道中心线,最终实现安全着陆。

参考文献:

- [1] Gregg H Barton, Steven G Tragesser. Autolanding Trajectory Design for the X-34[C]// AIAA Atmospheric Flight Conference and Exhibit. Portland, Oregon: [s.n.], 1999: 15-30.
- [2] 李立早. RLV 无动力自动着陆段轨迹设计与验证[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2005. (LI Li-zao. Autolanding Trajectory Design and Verification for the Reusable Launch Vehicle[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005.)
- [3] Ander R Girerd. Onboard Trajectory Generation for Unpowered Landing of Autonomous Reusable Launch Vehicles[C]// Dept. of Aeronautics and Astronautics. 2001: 167-168.
- [4] 赵汉元. 飞行器再入动力学和制导[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1997. (ZHAO Han-yuan. Flight vehicle reentry dynamics and guidance[M]. Changsha: National University of Defense Technology Press, 1997.)

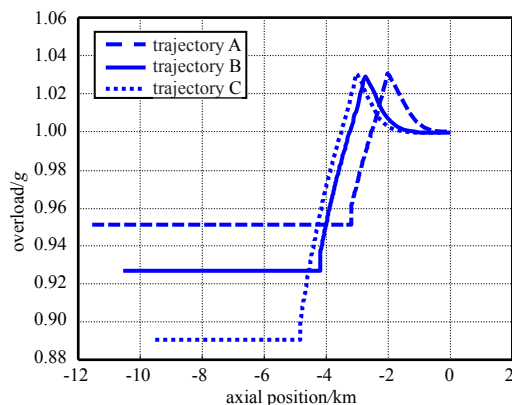


Fig.13 Overload profile of multi-trajectory

图 13 多轨迹线过载剖面