

doi: 10.7690/bgzdh.2013.06.022

末端区域能量管理段约束控制技术

步召杰¹, 孙春贞²

(1. 中国航天空气动力技术研究院第 11 总体设计部, 北京 100074;

2. 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 (reusable launch vehicle, RLV) 在末端区域能量管理 (terminal area energy management, TAEM) 段中存在的多约束问题, 提出了一种 TAEM 段约束控制策略。通过俯仰角速率控制 TAEM 内回路, 提高了控制系统的稳定性; 设计了迎角和过载约束控制回路, 在此基础上, 采用动态约束的思想, 实时进行约束控制回路的切换, 保证了飞行的安全; 并分别在常规控制策略和约束控制策略 2 种情况下进行了仿真验证。仿真结果证明: 采用约束控制策略可以保证 RLV 迎角和过载不超出限制, 可以保证最终的安全着陆。

关键词: 重复使用运载器; 末端区域能量管理段; 约束控制; 动态约束

中图分类号: TJ02 **文献标志码:** A

Constrained Control Technology of Terminal Area Energy Management

Bu Zhaojie¹, Sun Chunzhen²

(1. Eleventh General Design Department, China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China;

2. College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: For multi-constrained problem of reusable launch vehicle (RLV) in terminal area energy management (TAEM), this paper presents a TAEM constrained control strategy. In order to improve the stability of the control system, pitch rate control is used in the TAEM inner loop. Then, design the angle of attack and overload constrained control loop. On this basis, the control system including dynamic constrain make the system safety by switching the control command. Finally, simulations are processed using normal and constrained control strategy. The simulation results show that: the angle of attack and overload does not exceed the limit using the constrained control strategy, and ensure the safe landing.

Key words: reusable launch vehicle; terminal area energy management; constrained control; dynamic constrain

0 引言

重复使用运载器^[1-2] (reusable launch vehicle, RLV) 是指可以往返天地之间、重复发射使用的空间飞行器, 它在有效完成太空载荷运送任务的同时, 又可以长时间在飞行轨道停留和机动, 并且完成飞行任务后能够返回机场着陆。以航天飞机为例, RLV 完整的飞行过程^[3-4]可以分为上升段、入轨段、在轨段、离轨段和再入返回段。其中再入返回段又包括初期再入段、末端区域能量管理 (terminal area energy management, TAEM) 段和自动着陆段。整个再入返回段, RLV 都保持无动力飞行。

TAEM 段位于自动着陆段之前, 是 RLV 再入返回过程中的一个关键阶段, 为 RLV 的成功着陆提前做好准备。制导与控制系统是 TAEM 飞行控制系统的核心, 决定了 RLV 能否以合适的能量状态到达自动着陆窗口。TAEM 过程中, 由于飞行器本身结构的限制、飞行力学的限制以及飞行任务的限制, 需要严格约束某些飞行状态, 以保证飞行的安全。但是 TAEM 过程中约束条件较多, 很难同时保证对所

有状态的约束和控制; 因此, 需要研究约束条件下的 TAEM 控制问题^[5]。

基于 TAEM 纵向控制策略, 笔者采用动态约束的思想, 设计了 2 种约束控制回路, 并根据飞行状态实时进行控制回路指令的切换, 实现了对各个飞行状态的约束, 保证了 RLV 飞行的安全。

1 常规纵向控制策略

TAEM 段的主要任务是控制 RLV 的能量, 使 RLV 到达自动着陆初始窗口时的速度、高度和位置满足要求, 并且航向对准机场跑道中心线; 因此, TAEM 纵向外回路控制通常采用高度跟踪控制, 而 TAEM 纵向内回路控制有多种控制策略, 包括迎角控制、过载控制和俯仰角速率控制等。由于俯仰角速率控制能够很好地实现高度跟踪, 并且属于超增稳系统^[6], 可以提高制导与控制系统的稳定性; 因此, TAEM 内回路通常采用俯仰角速率控制。正常情况下, 俯仰角速率指令是通过高度控制形成的法向加速度指令经过转化后得到。

收稿日期: 2012-12-08; 修回日期: 2013-01-22

作者简介: 步召杰 (1987—), 男, 山东人, 硕士, 助理工程师, 从事无人机飞行控制技术、高超声速飞行器制导与控制技术研究。

1.1 俯仰角速率控制回路

由于样例 RLV 纵向静稳定; 因此, 俯仰角速率反馈到升降舵的传递函数形式为:

$$\frac{\Delta q}{\Delta \delta e} = \frac{A_\theta s \left(s + \frac{1}{T_{\theta 1}} \right) \left(s + \frac{1}{T_{\theta 2}} \right)}{(s^2 + 2\xi_{sp} \omega_{sp} s + \omega_{sp}^2)(s^2 + 2\xi_{ph} \omega_{ph} s + \omega_{ph}^2)} \quad (1)$$

式中: A_θ 为传递函数增益; $\frac{1}{T_{\theta 1}}$ 、 $\frac{1}{T_{\theta 2}}$ 分别为分子时间常数; ξ_{sp} 、 ω_{sp} 分别为短周期阻尼比和频率; ξ_{ph} 、 ω_{ph} 分别为长周期阻尼比和频率。

俯仰角速率的传递函数中存在一个自由项 s , 形成 $s=0$ 处的零点。从控制系统的稳定性和指令响应特性的角度出发, 俯仰角速率指令控制系统设计时需考虑 3 个方面: 改善短周期阻尼和频率, 使长周期运动的特征根变为闭环系统的主导极点; 对消传递函数分子中的自由 s 项; 减小指令通道的延迟和滞后。考虑到上述因素, 图 1 给出了俯仰角速率反馈控制回路结构图, 俯仰角速率的反馈增加内回路的阻尼比, 俯仰角速率偏差的比例积分实现内回路的增稳控制。控制律形式为:

$$\delta_e = K_e^q q + K_e^{pq} (q_c - q) + K_e^{iq} \int (q_c - q) dt \quad (2)$$

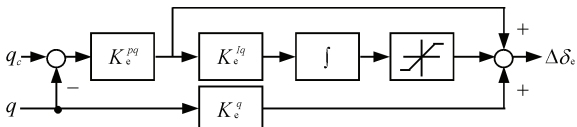


图 1 俯仰角速率控制结构

1.2 高度控制回路

图 2 给出了 RLV 下滑过程中的受力情况, 从图中可以看出, 垂直加速度 \ddot{H} 和法向加速度 N_z 密切相关。

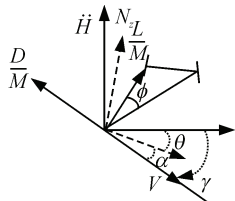


图 2 RLV 受力分析

RLV 垂直加速度 \ddot{H} 和法向加速度 N_z 的数学描述如下:

$$\ddot{H} = \frac{L}{m} \cos \phi \cos \gamma - \frac{D}{m} \sin \gamma - g \quad (3)$$

$$g \cdot N_z = \frac{L}{m} \cos \alpha + \frac{D}{m} \sin \alpha - g \cos \theta \cos \phi \quad (4)$$

式中: m 为飞行器质量; γ 为下滑轨迹角; ϕ 为滚转角; α 为迎角; θ 为俯仰角; D 和 L 分别表示作用在飞行器上的气动阻力和升力; g 为重力加速度。

由式 (3) 和 (4) 可以看出, 当 $\alpha = -\gamma$, $\phi = 0$ 时, 二者正好相等, 即 $\ddot{H} = g \cdot N_z$, 故可以通过控制 N_z 来控制高度。图 3 给出了高度控制结构, 这种高度控制器中加入了高度偏差的积分信号, 能够保证高度控制的精度, 消除高度静差。并且, 控制结构中加入了过载的前馈信号 $N_{z,open}$, 用于对轨迹线过载状态进行补偿, 同样提高了高度跟踪控制的精度。高度跟踪制导律的形式为:

$$N_{zc} = K^H (H_c - H) + K^{IH} \int (H_c - H) + K^{dH} (\dot{H} - \dot{H}_c) + N_{z,open} \quad (5)$$

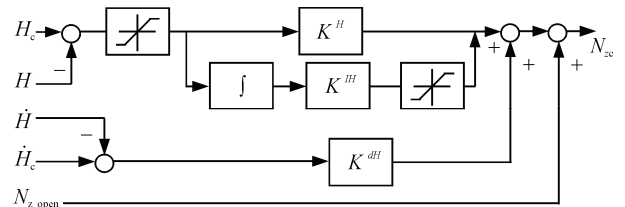


图 3 高度控制结构

由于法向加速度 N_z 与轨迹角变化率满足:

$$\Delta N_z = \frac{V}{g} \Delta \dot{\gamma} \quad (6)$$

$$\Delta \dot{\gamma} = \Delta \dot{\theta} - \Delta \dot{\alpha} \quad (7)$$

当不考虑横侧向和长周期的影响时, 迎角、俯仰角的传递函数可以描述为:

$$\frac{\Delta \alpha}{\Delta \delta_e} = \frac{-A_\alpha}{s^2 + 2\xi_{sp} \omega_{sp} s + \omega_{sp}^2} \quad (8)$$

$$\frac{\Delta \theta}{\Delta \delta_e} = \frac{-A_\theta \left(s + \frac{1}{T_\theta} \right)}{s(s^2 + 2\xi_{sp} \omega_{sp} s + \omega_{sp}^2)} \quad (9)$$

所以,

$$\frac{\Delta \dot{\gamma}}{\Delta \delta_e} = \frac{\Delta \dot{\theta}}{\Delta \delta_e} - \frac{\Delta \dot{\alpha}}{\Delta \delta_e} = \frac{-A_\theta \cdot \frac{1}{T_\theta}}{s(s^2 + 2\xi_{sp} \omega_{sp} s + \omega_{sp}^2)} \quad (10)$$

$$\frac{\Delta \dot{\gamma}}{\Delta \delta_e} = \frac{\Delta \dot{\theta}}{\Delta \delta_e} - \frac{\Delta \dot{\alpha}}{\Delta \delta_e} = \frac{-A_\theta \cdot \frac{1}{T_\theta}}{(s^2 + 2\xi_{sp} \omega_{sp} s + \omega_{sp}^2)} \quad (11)$$

即,

$$\Delta \dot{\gamma} = \frac{1}{T_\theta s + 1} \Delta \dot{\theta} \quad (12)$$

稳态后,

$$\Delta \dot{\gamma} = \Delta \dot{\theta} \quad (13)$$

通过俯仰角速率控制可以实现对轨迹倾斜角变化率的控制，间接控制了法向加速度。法向加速度控制指令可以转化为俯仰角速率指令：

$$q_c = \frac{57.3gN_{zc}}{V} \quad (14)$$

2 约束控制策略

迎角和过载是 TAEM 飞行控制系统中 2 个非常重要的飞行状态，关系到 RLV 的飞行安全问题。当迎角大于最大升阻比迎角时，会使 RLV 工作在最大升阻比曲线后端，不能保证对轨迹的跟踪。当过载超过其最大值时，会违背飞行器本身的结构强度限制，可能会导致飞行器的解体。

TAEM 过程中，一方面由于风洞数据的误差和飞行环境的不确定性，很难预先规划标称的轨迹剖面，使 RLV 沿标称轨迹剖面飞行时将迎角和过载都控制在安全范围内；另一方面，俯仰角速率控制必须与其他的外回路、中回路配合使用，当俯仰角速率控制配合制导回路实现高度跟踪控制时，若存在较大的高度偏差，会产生较大的俯仰角速率指令，进而会产生较大的迎角和过载。因此，需要对迎角和过载进行约束控制。

笔者主要考虑迎角和过载的约束控制。TAEM 整个约束控制回路中，内回路采用统一构型的俯仰角速率控制回路，外回路根据不同的状态选用不同的约束控制回路，图 4 给出了整个约束控制回路的架构。

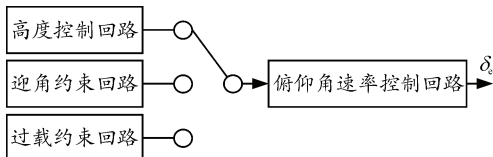


图 4 状态约束控制回路架构

2.1 动态约束的思想

动态约束是指在 RLV 飞行过程中，按照约束状态优先级实时对飞行约束状态进行监测，当约束状态超出限制后，控制回路自主地切换到该状态约束控制回路，从而保证整个过程中对 RLV 飞行状态的约束。

如图 5 所示，动态约束的基本原理是：首先，对确定的 n 个约束状态进行优先级排列。然后，根据 RLV 的实际飞行状态进行控制回路的自主切换。如果某一约束状态超出限制，控制回路将会切换到该状态约束控制回路，对该状态进行控制，直到该状态降到状态限制之内后，控制回路切换为原来的

控制回路。如果有几个约束状态同时超出限制，则按照优先级先后对约束状态进行控制，直到最后所有约束状态都在限制之内，控制回路切换为原控制回路。

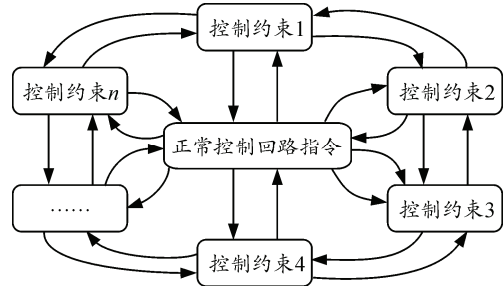


图 5 约束控制回路的切换

2.2 约束控制回路

2.2.1 迎角约束控制回路

从 TAEM 制导的角度来看，RLV 最大升阻比前端区域具有良好的轨迹控制能力，如果 RLV 飞行在最大升阻比后端，将无法保证轨迹的跟踪与控制。这是由于最大升阻比前端区域内，升力系数变化很大，而阻力系数变化较小；最大升阻比后端区域中，升力系数变化很大，阻力系数变化也较大。当 RLV 飞行在最大升阻比后端时，如果迎角增加，由于阻力的增大而需要增大迎角以增加升力来保持轨迹，这样又导致阻力更大增加，使 RLV 不能保持在轨迹线上；因此，TAEM 过程中必须保证迎角飞行在最大升阻比迎角之前。

迎角的动态约束通过迎角的边界控制实现，迎角的边界控制又通过俯仰角速率控制实现。图 6 给出了迎角约束控制回路，迎角约束控制采用比例控制，即通过迎角的偏差形成内回路的俯仰角速率指令，式 (15) 给出了迎角控制律形式。

$$q_c = K_c^\alpha (\alpha - \alpha_c) \quad (15)$$

其中： α_c 为迎角约束指令； α_{max} 为最大升阻比迎角。TAEM 过程中，必须保证迎角满足： $\alpha \leq \alpha_{max}$ 。当 RLV 迎角超出 α_{max} 时，给定 $\alpha_c = \alpha_{max} - 1$ 。

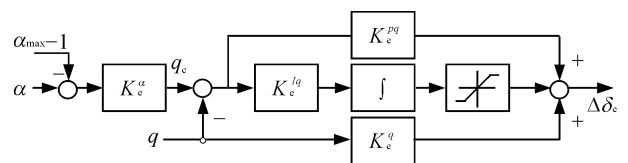


图 6 迎角约束控制回路结构

2.2.2 过载约束控制回路

过载 N_z 与俯仰角速率之间存在一定的关系：

$$q_c = 57.3gnz_c / V \quad (16)$$

其中 N_{zc} 为最大过载约束指令; 因此, 通过一个线性环节, 过载指令可以直接转化为内回路的俯仰角速率指令。图 7 给出了过载约束控制回路。

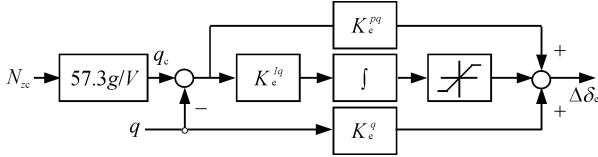


图 7 过载约束控制回路结构

过载约束是 RLV 的物理结构限制, 与机体材料和机械结构有关。过载如果超过一定限度, 会对机体安全造成影响; 因此, 必须对 RLV 的过载进行限制。当过载超出最大过载 N_{zmax} 时, 给定 $N_{zc} = N_{zmax} - 1$ 。

2.3 控制回路切换的实现

TAEM 过程中主要对迎角和过载进行约束限制, 图 8 给出了控制约束优先级的排列。过载的优先级高于迎角。控制约束状态的判断是从优先级最低的状态, 即迎角约束判断开始, 然后逐次判断。

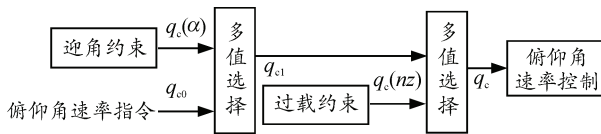


图 8 控制约束优先级

控制回路切换的过程中需要注意的一个问题是控制指令的跳变。当 RLV 由一种控制回路切换到另一种控制回路时, 由于控制指令的突变, 很容易使内回路状态发散。因此, 需要对控制切换过程进行平滑过渡处理。采用增量法^[7]对控制切换过程进行处理, 即在 ΔT 时间内缓慢的对控制回路指令进行切换, 图 9 给出了控制切换的示意图。

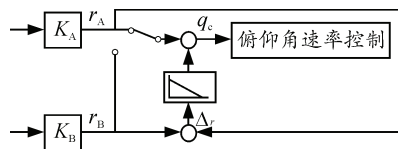


图 9 控制切换的实现

RLV 当前运行在 K_A 控制回路, 输出为 r_A 。 t_1 时刻, 需要由当前回路切换到 K_B 控制回路。这时, 应采用下式的一个过渡:

$$q_c(t) = r_B + \Delta r(1 - (t - t_0) / \Delta T) \quad (16)$$

其中, $\Delta r = r_A - r_B$ 。当 $t_1 - t_0 = \Delta T$ 时, $q_c(t_1) = r_B$, 即经过 ΔT 时间切换完成。

3 仿真验证

针对样例 RLV, TAEM 段的最大升阻比迎角为 9° , 最大过载限制为 $1.5g$ 。给定不同的初始高度偏差^[8-10], 分别在常规控制和约束控制策略下仿真。

图 10 和图 11 分别给出了常规控制策略和约束控制策略下的迎角变化曲线, 图 12 和图 13 分别给出了常规控制策略和约束控制策略下的过载变化曲线。可以看出, 当高度偏差较小时, 迎角和过载状态不会超出限制, 2 种控制策略效果相同; 当高度偏差较大时, 迎角和过载状态会超出限制, 采用常规控制策略不能保证 RLV 到自动着陆末端的状态要求, 而采用约束控制策略可以保证 RLV 迎角和过载不超出限制。

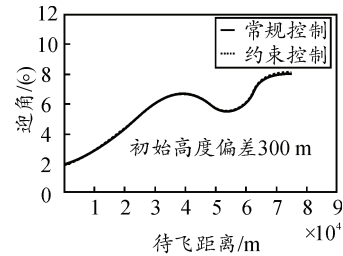


图 10 迎角变化曲线

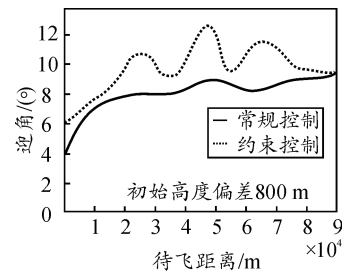


图 11 迎角变化曲线

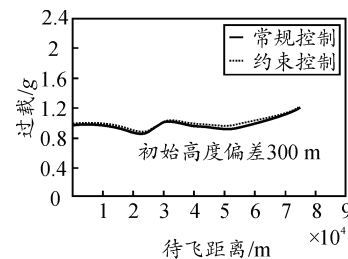


图 12 过载变化曲线

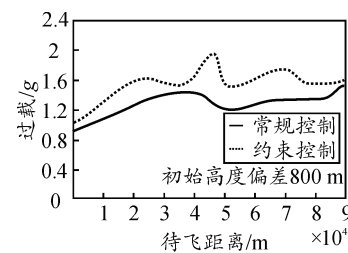


图 13 过载变化曲线