# 亚轨道飞行器航程控制的 末端能量管理方法

## 王 耀,李文皓,张 珩

(中国科学院力学研究所,北京 100080)

摘 要:提出一种针对小能量亚轨道飞行器在无动力返回末端区域的多参数耦合、能量航向分离控制、动势能匹 配衰减的精确控制的末端能量管理方法。以动能、势能作为约束条件,以航程作为优化指标,采用能量控制方法实时 生成能量剖面,根据飞行器名义能量 航程在能量剖面中的位置确定迎角,最终生成三个姿态角。仿真结果表明用这 种方法得到了良好的制导结果。

**关 键 词**:亚轨道飞行器;末端能量管理;航程优化;能量剖面

**中图分类号**: V412.4 **文献标识码**: A **文章编号**: 1002-0853 (2009) 05-0059-04

引言

近年来,关于升力体空天高速飞行器的研究已 经取得显著进展,如美国的 X43, X21等亚轨道飞行 器。其中的再入问题已成为这类飞行器研究的挑战 之一。随着研究的深入,针对飞行器无动力返回末 端区域能量管理(Teminal Area Energy Management, TAEM)方法日益引起人们的关注。

对于多数末端能量管理方法来说,主要是针对 航天飞机的大能量再入,如 RLV 末端能量管理段轨 迹实时生成算法<sup>[1]</sup>、基于能量剖面的航天器末端能 量管理方法<sup>[2]</sup>等。通常,对于大能量再入体问题,末 端能量管理的目的主要是通过增大航程、调整迎角、 调节减速板等方法衰减能量<sup>[3]</sup>。这显然不适于小能 量再入过程中的能量管理和优化控制。鉴于此,本 文针对小能量飞行器的特性,以动能、势能作为约束 条件,以航程作为优化指标,提出了一种适用于无 动力亚轨道飞行器基于能量剖面的末端能量管理 方法。

小能量再入与航天飞机再入的本质区别就是小 能量再入体进入大气层的速度比航天飞机小得多。 这是由飞行器的特定任务需求和飞行器的应用飞行 结构决定的,以亚轨道飞行器为例,它与航天飞机在 再入高度和速度以及末端进入点(Teminal Entry Point, TEP)的高度和速度有很大区别<sup>[4]</sup>。但是无论 从能量要求还是航向控制,这一阶段都属于末端能 量管理的范畴。

亚轨道飞行器无论从再入能量还是末端进入点 能量都远远小于航天飞机,而一些新的亚轨道飞行 器希望在近空间区域重返大气层后,能够用自主动 力巡航达到精确覆盖区域的目的,用于执行飞行任 务。因此,如何扩大巡航飞行的航程以及精准控制 能量衰减,将成为末端能量管理研究的重点和难点。

1 轨迹分析

在考虑地扁率地球半径随地理纬度改变,不考 虑地球自转及侧力的影响下,建立飞行器质心运动 方程<sup>(5)</sup>:

$$\frac{dv}{dt} = -\frac{1}{m}D - g \sin \frac{1}{m} + \frac{1}{m}L \cos \frac{1}{m} + \frac{1}{m}L \cos \frac{1}{m} + \frac{1}{m}L \cos \frac{1}{m} + \frac{1}{m}\frac{L \sin \frac{1}{m}}{\cos \frac{1}{m}}$$

$$\frac{dh}{dt} = -\frac{1}{m}\frac{L \sin \frac{1}{m}}{\cos \frac{1}{m}}$$

$$\frac{dh}{dt} = v \sin \frac{1}{m} + \frac{1}{m}\frac{L \sin \frac{1}{m}}{\cos \frac{1}{m}}$$

$$\frac{dt}{dt} = v \cos \frac{1}{m}$$

$$\frac{dy}{dt} = v \cos \frac{1}{m}$$

$$(1)$$

式中,为航迹倾角;为航迹偏角;r为飞行器质心

收稿日期: 2009-01-04;修订日期: 2009-03-25

作者简介:王 耀(1983-),男,山东青岛人,硕士研究生,从事亚轨道飞行器末端能量管理研究; 李文皓(1983-),男,湖南岳阳人,博士研究生,从事亚轨道飞行器控制、编队飞行控制研究; 张 珩(1961-),男,吉林长春人,研究员,博士生导师,主要从事飞行器控制与远程操作技术等研究。 的地心距; 为速度倾侧角。

60

由上述飞行轨迹方程可知:飞行轨迹与升力、阻 力、速度倾侧角、航迹偏角、航迹倾角等有关;因为迎 角和速度倾侧角是可以通过姿态角调整达到,姿态 角控制较轨迹控制为快时变系统,所以上述迎角和 速度倾侧角可视为可控量,而航迹倾角、航迹偏角是 不可控量;末端能量管理段的能量控制和航向调整 主要就是依靠调整迎角和速度倾侧角实现。下面将 着重分析迎角和速度倾侧角对能量和航向的影响。

采用单位重量能<sup>(5)</sup>表示单位重量的飞行器能量 如下:

$$\frac{E}{W} = h + \frac{v^2}{2g} \tag{2}$$

式中, *E*为飞行器的能量 (动能、势能和); *W* 为飞行器的重量; *h*为飞行器高度; *v*为飞行器速度。

将 E/W 称为飞行器的单位重量能,记为 E<sub>w</sub>,在 本文中对飞行器的单位重量能称为能量。用 S表示 飞行器的航程 (飞行器距指定着陆点的水平距离), 则飞行器能量随航程的耗散率表示如下。

$$\frac{\mathrm{d}E_{W}}{\mathrm{d}S} = -\frac{D}{W}\frac{1}{\cos s} \tag{3}$$

可以看出,单位重量的飞行器能量随航程的耗散率 与飞行器的阻力成正比,与航迹倾角的余弦成反比。

航迹偏角变化率表达式如下:

$$\frac{d}{dt} = -\frac{L}{mv\cos}\sin = -\frac{Lg}{DvW\cos}\sin$$

$$= -\frac{g}{v}\frac{L}{D}\frac{dE_w}{dS}\sin$$
(4)

航迹倾角的变化率与速度倾侧角的正弦成正 比,与能量衰减率和升阻比都有关系。其中速度倾 侧角对航迹偏角调整是快时变系统,能量衰减率和 升阻比都与迎角有关,对航向角(飞行方向与飞行器 和返回点连线的夹角)的影响很小。因此,本文采用 速度倾侧角控制飞行器航向的对准,在航向偏差大 的时候采用大的速度倾侧角输出,随着航向偏差的 减小,速度倾侧角也逐渐减小。当航向偏差小于一 定值,就认为航向已经对准,此后保持速度倾侧角 不变。

### 2 轨迹生成算法

本文的研究对象是以能量和航向作为约束条件,以航程作为优化条件。飞行器的能量受到阻力、 升力、航迹偏角、航迹倾角等多个参数的耦合影响, 其中升力、阻力与飞行器的升阻比有关,而升阻比又 是由迎角决定的,同时航迹偏角与航迹倾角也受到 迎角的耦合作用,因此迎角对能量的作用是非线性的,很难找到迎角与能量之间的显著规律。所以,本 文从能量航程比与迎角的关系方向,寻找迎角对能 量的作用。

为了实现迎角对能量的控制,在航程方向上,引 入能量 航程剖面,根据飞行器的实际能量 航程比 与目标能量 航程比的大小关系确定飞行器的迎角 变化趋势。通过能量剖面不但可以预测飞行器是否 具有足够的能量进入动力返回段,而且也可以预测 飞行器是否需要通过增加航程消耗多余能量或者节 约能量增加巡航飞行的航程。

图 1所示为飞行器的能量 航程曲线, R<sub>s</sub> 与 E<sub>s</sub> 表示末端进入点的航程与能量,末端结束点的能量



图 1 能量剖面

飞行器当前的能量衰减方向为名义能量衰减 率,用 dE/dS表示,能量剖面中由下到上依次为最速 下降曲线、标准能量曲线和航程优化曲线。当飞行 器的名义能量衰减率位于最速下降曲线上方时,说 明飞行器的能量衰减太快,需要调整迎角,快速减小 能量衰减率;当飞行器的名义能量衰减率位于最速 下降曲线和标准能量曲线之间时,说明飞行器的能 量衰减率达到了目标要求,但不是优化轨迹,需要对 迎角进行小范围的调整,适当减小能量衰减率;当飞 行器名义能量衰减曲线位于标准能量曲线和航程优 化曲线之间时,说明飞行器的能量衰减率能够达到 对航程的优化,不需要调整迎角;当飞行器的名义能 量衰减率小于优化衰减率时,说明能量衰减太慢,需 要调整迎角,增大能量衰减率。

名义能量衰减率以及航程优化曲线、标准能量 曲线和最速下降曲线的变化率分别表示如下:

$$K = \frac{dE}{dS} = \frac{E(t-1) - E(t)}{S(t-1) - S(t)}$$
(5)

$$K_{Y} = \frac{E(t-1) - E_{1}}{S(t-1) - S_{2}}$$
(6)

$$K_{B} = \frac{E(t-1) - E_{2}}{S(t-1) - S_{2}}$$
(7)

$$K_{S} = \frac{E(t-1) - E_{2}}{S(t-1) - S_{1}}$$
(8)

则迎角与能量的关系表示如下:

$$= k \operatorname{sgn}(k - k_z) + k \operatorname{sgn}(k - k_b) + k \operatorname{sgn}(k - k_c) - k$$
(9)

根据上式可以准确得到飞行器名义能量衰减率 在能量剖面中的位置。通过不断调整迎角,使名义 能量衰减率逼近或者进入优化能量曲线与标准能量 曲线之间的区域,就可以满足目标要求,同时达到增 大航程优化的目的。

由于航向对准主要通过调整速度倾侧角,因此 速度倾侧角将主要依据航向偏差角的大小和减小率 进行制导,以下是能量管理段的速度倾侧角制导律, 5表示末端进入点时间。

$$\mathbf{d}_{t}/\mathbf{d}t = \begin{pmatrix} \cdot \\ \cdot \end{pmatrix} (t - t_0) \tag{10}$$

式中, 为航向偏差角; / 为根据航向偏差角得到 的速度倾侧角变化率。

采用该制导律,航向偏差角逐渐减小,且减小率 逐渐降低;同样,速度倾侧角也逐渐减小,减小率也 逐渐降低。当航向偏差角和航向偏差角减小率趋近 于零时,速度倾侧角及其减小率也趋近于零,从而使 得航向对准与速度倾侧角调整相互同步,平缓且不 会过调。

3 算例及分析

初始条件为:设 t = 0时刻, Ma = 1.702, h = 20047.5m, S = 785km, 迎角可调范围 0°~15° 目标条件为: Ma = 0.8, h = 10km, 航向偏差角小于 2°, S < 750km。约束条件为: 轴向最大过载 4.5, 法 向最大过载 2.5。根据能量控制方法得到的仿真结 果如图 2~图 6所示。



图 2 单位能量随航程变化曲线

图 2为单位能量随航程变化曲线,开始阶段能 量快速衰减,之后能量进入调整阶段,可以看到能量 衰减率在不断变化。经过前期的衰减,能量衰减率 进入能量剖面的标准能量曲线与航程优化曲线之间,此时能量衰减的方向正是目标约束大小,因此能 量衰减率保持不变,最终能量达到了目标要求。



图 3 过载变化曲线

在图 3的过载随时间变化飞行过程中,轴向过 载 n<sub>x</sub>与法向过载 n<sub>y</sub>都远远小于约束条件。在末端 能量管理段初期迎角变化较大,导致过载变化比较 明显,随着迎角以及迎角变化率的减小,飞行器过载 逐渐变小最终衰减为零,并一直保持到结束。





图 4为航向角变化曲线,根据航向偏差角大小 动态改变速度倾侧角使飞行航向快速对准。末端初 期由于航向偏差角大,通过速度倾侧角的调整,航向 偏差的衰减率也很大。随着航向偏差角的逐渐减 小,速度倾侧角也随之减小,航向偏差小于设定值 时,航向调整完毕。由于其它参数对航向影响很小 或者没有影响,航向可以在很短的时间内完成调整。





图 6 高度变化曲线

由图 5速度变化曲线和图 6高度变化曲线可以 看出,在末端能量管理段初期由于阻力作用明显,速 度快速衰减,随着迎角对能量的调整,速度快速衰减 到 *Ma*=0.8,之后经过简单的调整,速度基本维持不 变。而由于初始阶段航迹倾角为抬头方向,飞行器 首先进行短暂爬升,在迎角的作用下航迹倾角变为 低头方向,势能衰减率不断变化。经过调整,总能量 衰减进入优化曲线附近,动能保持不变,势能以恒定 速度下降,满足了动、势能匹配衰减的要求。

将仿真结果与末端能量管理段飞行过程中的约 束条件和目标条件进行比较可知,目标条件和约束 条件都达到了要求。采用本文提出的末端能量管理 方法,使亚轨道飞行器在末端能量调整过程中的各 项性能指标都能够很好地满足约束条件和目标 条件。 4 结束语

本文针对小能量亚轨道飞行器的特点,提出了 多参数耦合、能量航向分离控制、动势能匹配衰减、 航程优化的末端能量管理方法。根据飞行器初始能 量与目标约束建立的能量剖面,使用控制迎角的方 法实时改变飞行器轨迹。仿真结果表明,在给定初 始条件和目标约束的情况下,使用该方法取得了良 好的控制结果,为小能量亚轨道飞行器的末端能量 管理提供了一种可行途径。

#### 参考文献:

- [1] 胡孟权. RLV末端能量管理段轨迹实时生成算法研究
   [J].飞行力学,2007,25(2):20-24.
- [2] 沃云峰,李新国.可重复使用飞行器末端能量管理段轨 迹和制导研究 [J]. 航天控制, 2005, 23 (3): 72-76
- [3] Lu P. Regulation About Time-Varying Trajectories: Precision Entry Guidance Illustrated [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1999, 22 (7): 84-90.
- [4] Thomas E M. Space Shuttle Entry Terminal Area Energy Management [R]. NASA Johnson Space Center, 1991.
- [5] Kenneth R, Honeman C A. Terminal A rea Energy Management Trajectory Planning for an Unpowered Reusable Launch Vehicle [R]. A AA 2001-5183, 2001.

# Term inal Area Energy Management of Suborbital Vehicle Based on Range Control

#### WANG Yao, LIW en-hao, ZHANG Heng

(Institute of Mechanics, Chinese Acadeny of Science, Beijing 100080, China)

Abstract: A new terminal area energy management method is proposed for the suborbital vehicle which adopts many parameters; energy and azimuth for it are controlled separately, kinetic energy and potential energy decrease matched. The energy control method based on energy profile gets angle of attack by position of the energy/range what takes the kinetic energy and potential energy as restriction, and takes the range as optimization. Then it gives three attitude angles. The simulation tests for the TAEM show that this method mentioned above gets good guidance result

Key words suborbital vehicle; term in al area energy management; range op tim ization; energy profile (编辑:崔立峰)