

# 降低亚轨道飞行器再入法向过载峰值的 攻角设计方法

肖歆昕, 李文皓, 张 珩  
(中国科学院力学研究所, 北京 100190)

**摘 要:** 针对亚轨道飞行器再入中的大过载问题, 提出一种通过保持法向过载动态平衡以大幅降低法向过载峰值的攻角设计方法。该方法基于再入飞行中过载演化特性, 通过自主分段、预测反馈及迭代修正对再入攻角进行设计, 使攻角变化率与法向过载的期望平衡值相适应, 并可经过重复计算及收敛实现法向过载峰值最小化。仿真计算的结果表明, 该方法能够大幅降低亚轨道飞行器再入中的法向过载, 且按照该方法设计所获攻角策略可有效用于亚轨道飞行器再入任务规划、再入轨迹和制导律设计。

**关键词:** 亚轨道; 飞行器; 再入; 攻角设计; 法向过载动态平衡

中图分类号: V448.235 文献标识码: A 文章编号: 1000-1328(2012)01-0040-08

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2012.01.006

## Research on Attack Angle Design Method for Sub-Orbital Vehicle Re-Entry to Reduce the Normal Acceleration Peak Value

XIAO Xin-xin, LI Wen-hao, ZHANG Heng

(Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

**Abstract:** An attack angle design method for solving large overload problem for sub-orbital vehicle re-entry is proposed in this paper. Based on the normal acceleration dynamic equilibrium, this method is designed to reduce the normal acceleration peak value. In order to accommodate the angular rate of attack angle to the desired equilibrium value of normal acceleration, characteristics of the overload are analyzed first. Autonomous segmentations, feedback forecasting and iterative correction are used to design re-entry attack angle with an aim to minimize the normal overload peak. Numerical results demonstrate that the proposed method can reduce the vertical overload peak value effectively. It is found that the attack-angle strategy designed by the method can be used for sub-orbital spacecraft re-entry mission planning, re-entry trajectory and guidance law design.

**Key words:** Sub-orbital; Vehicle; Re-entry; Attack angle design; normal acceleration dynamic equilibrium

### 0 引 言

亚轨道飞行器作为航空与航天有机结合的产物, 具备既能够提供有效地区覆盖、又有利于应急投送和快速反应的应用优势, 其活动区域——近空间已成为空天研究领域的新热点和战略高技术的新增长点<sup>[1-2]</sup>。此外, 亚轨道飞行器的低技术风险和低

发射成本也催生了一系列民用航天计划, 如“太空船一号”、“太空船二号”等<sup>[3]</sup>, 并获得巨大的成果与广泛的商业前景。

亚轨道飞行器再入过程与航天飞机再入有一定相似之处, 都要进行跨大气层飞行, 但具体来说其再入特性并不完全相同。航天飞机再入过程中要先后经历严重的热流、过载、动压阶段, 而亚轨道飞行器

往往发射后直接进入返回过程,不需加速到第一宇宙速度,因此再入初速相对较低(3~10Ma,远小于航天飞机的25Ma),其返回轨迹在高空大气稀薄区接近于抛物线轨迹,速度倾角较大,飞行高度迅速下降,在短时间内进入稠密大气层,表现为过载、动压、热流峰值几乎同时出现。各约束中,以过载峰值增加尤为明显。根据“太空船一号”的飞行实验结果<sup>[3]</sup>(再入前峰点高度100~110km,最大速度3Ma),其再入过程中过载峰值达到6g,几乎是航天飞机再入过载的3倍。在“太空船二号”的设计中,设计者认为需要解决的重大问题之一就是降低过载,但由2010年年初的飞行试验结果看,其最大过载没有得到有效减小,仍然达到6g<sup>[4]</sup>。并且,处于概念研究中的“山猫”号亚轨道飞行器,以不到2Ma的初速,其设计过载峰值也达到了4g。升力式亚轨道飞行器的过载主要集中在法向,过大的法向过载对飞行器机体结构强度、搭载设备和乘员提出了很大的挑战,迫切需要提出有效降低法向过载的方法。

$$\left. \begin{aligned}
 \frac{dr}{dt} &= v \sin \gamma \\
 \frac{d\lambda}{dt} &= \frac{v \cos \gamma \cos \xi}{r \cos \psi} \\
 \frac{d\psi}{dt} &= \frac{v \cos \gamma \sin \xi}{r} \\
 \frac{dv}{dt} &= -\frac{1}{m} D - g_r \sin \gamma + \omega^2 r \cos \psi (\sin \gamma \cos \psi - \cos \gamma \sin \xi \sin \psi) \\
 v \frac{d\gamma}{dt} &= \frac{1}{m} L \cos \sigma - g_r \cos \gamma + \frac{v^2}{r} \cos \gamma + 2\omega v \cos \xi \cos \psi + \omega^2 r \cos \psi (\cos \gamma \cos \psi + \sin \gamma \sin \xi \sin \psi) \\
 v \frac{d\xi}{dt} &= -\frac{1}{m} \cdot \frac{L \sin \sigma}{\cos \gamma} - \frac{v^2}{r} \cos \gamma \cos \xi \tan \psi + 2\omega v (\tan \gamma \sin \xi \cos \psi - \sin \psi) - \\
 &\quad \frac{\omega^2 r}{\cos \gamma} \cos \psi \sin \psi \cos \xi - g_\psi \frac{\sin \xi \cos \xi}{\cos \gamma}
 \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

其中, $r$ 为飞行器与地球中心的距离; $\gamma$ 为速度倾角; $v$ 为飞行器的质心相对于坐标系的速度; $g_r, g_\psi$ 为地球重力加速度; $\xi$ 为速度偏角; $\psi$ 为地球纬度; $D$ 为阻力; $L$ 为升力; $\omega$ 为地球自转角速度,速度倾侧角 $\sigma = 0$ 。

1.2 飞行约束

再入过程中需要满足的过程约束包括:

(1) 过载约束:

$$N_x = \frac{F_x}{G} \leq N_{x\_max} \quad (2)$$

通常进行再入轨迹设计及制导研究时,一般以倾侧角为主要控制量。这隐含了两个前提条件<sup>[5]</sup>: (1) 满足所有约束条件的轨迹是存在的; (2) 满足前一个条件下,攻角对速度的函数是已知的。由于倾侧角不为零时,飞行高度的衰减更为迅速,进而增加限制过载的难度,因此降低亚轨道飞行器的过载,显然不能通过控制倾侧角来实现。本文基于此,提出在倾侧角等于零的条件下,通过设计攻角,使法向过载在长时间内维持动态平衡,通过把尖峰的大过载转变为平峰的小过载,有效的降低过载峰值的方法,此方法确定的攻角调整策略可为以后进一步进行轨迹设计及制导奠定基础。

1 计算模型

1.1 一般动力学方程

考虑地球为椭球体,采用指数大气律及标准大气下的声速值<sup>[6]</sup>,在地球旋转坐标系下建立飞行器动力学及运动学方程<sup>[7]</sup>,见式(1)。

$$N_n = \frac{F_n}{G} \leq N_{n\_max} \quad (3)$$

$F_x, F_n$ 为飞行器受到的纵向力与法向力,

$$F_x = L \sin \alpha - D \cos \alpha$$

$$F_n = -L \cos \alpha - D \sin \alpha \quad (4)$$

其中, $L, D$ 为飞行器受到的气动力。

(2) 动压约束:

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2 < q_{max} \quad (5)$$

(3) 热流约束:按常用的热流密度估算公式,热

流密度约束的表达式为

$$\dot{Q} = k \frac{31500}{\sqrt{R_N}} \left( \frac{\rho_\infty}{\rho_0} \right)^{0.5} \left( \frac{V_\infty}{V_c} \right)^{3.25} \leq \dot{Q}_{\max} \quad (6)$$

其中,  $k$  是与飞行器特性相关的常数;  $R_N$  为飞行器头部曲率半径;  $\rho_\infty$  ( $\text{kg}/\text{m}^3$ ),  $V_\infty$  ( $\text{m}/\text{s}$ ) 分别为来流气体的密度和速度,  $\rho_0 = 9.81 \times 0.123 \text{kg}/\text{m}^3$ ,  $V_c = 7900 \text{m}/\text{s}$ 。

## 2 亚轨道飞行器再入飞行特性

研究飞行器再入时,一般取攻角为速度的线性函数<sup>[8-9]</sup>即  $\alpha = k_\alpha \cdot v + \alpha_0$  其中  $k_\alpha$  为攻角相对速度的变化率,  $\alpha_0$  由  $k_\alpha$  及特征速度(攻角调整起始点与末端点对应的速度)决定。

参考美国空军航天司令部提出的“经济可承受快速响应航天运输系统”(ARES)混和运载器计划的亚轨道飞行器任务<sup>[10-12]</sup>对某型亚轨道飞行器的再入过程进行仿真,其再入点初始参数为:  $\{h \ v \ \gamma\} = \{148 \text{km} \ 2133.5 \text{m}/\text{s} \ 0^\circ\}$ ; 采用的再入攻角方案为:在速度到达最大速度  $v_{\max}$  (大约为  $2200 \text{m}/\text{s}$ ) 之前,  $\alpha$  保持  $40^\circ$  的大攻角,从  $v_{\max}$  起  $\alpha$  相对于速度线性减小,减小速率为  $k_\alpha$ ,直到速度  $v = v_{\max} - \Delta v$  为止,此时攻角为  $15^\circ$ ,对应的攻角变化率为  $k_\alpha = 25/\Delta v$  ( $^\circ/\text{s}/\text{m}$ )。

$k_\alpha$  取不同值,  $\Delta v$  的取值范围为  $250 \sim 1600 \text{m}/\text{s}$ , 对亚轨道飞行器再入轨迹进行仿真及分析,仿真结果如表 1 所示。

表 1 不同  $k_\alpha$  下的再入飞行特征值

Table 1 Flight characteristics values for different  $k_\alpha$

| $k_\alpha$<br>/( $^\circ/\text{s}/\text{m}$ ) | 热流峰值<br>/( $\text{kW}/\text{m}^2$ ) | 法向过载<br>峰值 | 动压峰值<br>/Pa |
|---|-------------------------------------|------------|-------------|
| 25/250  | 357.54                              | 7.12       | 56538       |
| 25/400  | 305.50                              | 5.90       | 46351       |
| 25/550  | 273.51                              | 6.13       | 38249       |
| 25/700  | 261.71                              | 6.72       | 32193       |
| 25/850  | 255.51                              | 7.15       | 28722       |
| 25/1000                                       | 251.68                              | 7.48       | 26822       |
| 25/1150                                       | 249.06                              | 7.74       | 25607       |
| 25/1300                                       | 247.15                              | 7.94       | 24757       |
| 25/1450                                       | 245.71                              | 8.11       | 24129       |
| 25/1600                                       | 244.57                              | 8.25       | 23647       |

可以看出,  $k_\alpha$  变化时, 轨迹特性的演化具有以下特点:

(1) 热流、过载、动压峰值集中出现;

(2) 动压、热流的峰值随  $k_\alpha$  的减小而减小;

(3) 法向过载峰值与  $k_\alpha$  之间不存在单调性关系;

(4) 不同  $k_\alpha$  下, 法向过载出现明显的单峰或双峰特性, 双峰峰值越接近, 法向过载峰值越小。

过载出现单峰或双峰的原因在于,  $k_\alpha$  越小, 攻角减小越慢, 调整前期飞行器所受气动力越大, 则速度衰减集中于前期, 过载在前期有一个较大单峰; 反之  $k_\alpha$  越大, 前期气动减速不够, 速度仍然较高, 飞行器更快地进入稠密大气, 使后期的气动力反而更高, 过载在后期有一处较大的峰值; 当  $k_\alpha$  取值恰当时, 则两个峰值同时出现, 且此消彼长。

选择使得峰值较小的  $\Delta v$  ( $300 \sim 480 \text{m}/\text{s}$ ) 进行仿真分析, 结果如图 1 所示。

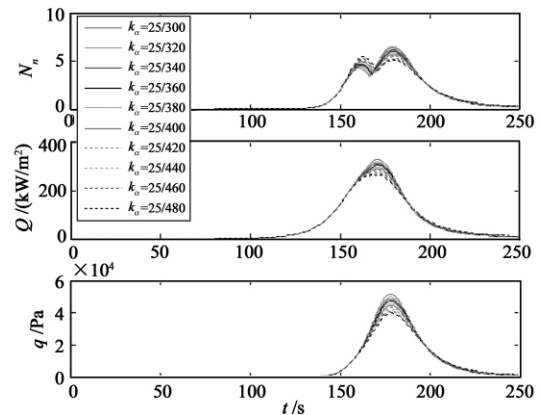


图 1 不同  $k_\alpha$  下的飞行特性曲线

Fig. 1 Flight characteristics curve for different  $k_\alpha$

仿真结果表明, 对该亚轨道飞行器, 取  $k_\alpha = 25/450$  ( $^\circ/\text{s}/\text{m}$ ) 时, 法向过载的双峰峰值最为接近, 此时  $N_{n_{\max}} = 5.35$ , 其再入轨迹及过程约束演化曲线如图 2 所示, 但这个过载值仍然高出航天飞机的约束值二倍以上。为了降低过载, 可参考的方法之一为“宇宙船一号、二号”的变结构方式<sup>[3-4]</sup>, 即通过机体变形(尾部翘起), 增大迎风面积, 增加再入前期的气动减速效应, 降低进入稠密大气的速度。对于本文研究的这类不可变形的飞行器, 只能针对性的对攻角进行设计, 以改变气动受力, 降低再入过载。

把图 2 中过载、热流及动压明显增大并出现峰值的区域定义为过程约束限制段, 本文主要考虑在此阶段内, 通过设计攻角, 实现降低法向过载的目的。

需要说明的是, 本文研究中并没有考虑到降低法向过载的同时, 满足动压、热流约束对攻角设计的

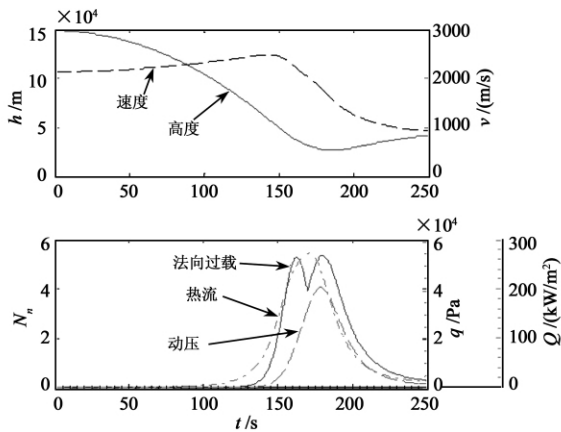


图 2  $k_\alpha = 24/450$  ( $^\circ\text{s/m}$ ) 时亚轨道飞行器再入特性曲线  
Fig.2 Flight characteristics curve for  $k_\alpha = 24/450$  ( $^\circ\text{s/m}$ )

影响,这是出于两个因素:① 由于亚轨道飞行器相对较小的再入初速(10Ma),其飞行中的热流约束条件相对过载和动压来说较为容易满足;② 由式(3)及式(5)可知,动压包含于过载的表达式中,且只有过载才可直接通过设计攻角来改变,而控制过载的同时,由于改变飞行器的高度、速度衰减过程,对动压存在剧烈的影响,即过载与动压限制密不可分。因此,本文认为在过载、热流及动压同时明显增大的约束限制段中,首要的问题是找出降低过载与攻角设计的关系,为以后设计满足所有过程约束的轨迹提供依据。

### 3 法向过载动平衡方法

#### 3.1 法向过载动平衡原理

再入特性分析的结果表明:法向过载以双峰形式出现可以获得较小的峰值,本文由此引申出降低过载的途径:使法向过载维持于一个较小范围内上下波动,将单个较大峰值用多个较小峰值来代替,从而整体上获得较小的峰值,且通过平衡时间的长短,控制飞行器能量的衰减。

以上描述的法向过载小范围波动过程即为法向过载动态平衡过程。通过前文的分析,确立了仅通过改变攻角以控制过载的基本研究途径,由于气动力大小同时受攻角、高度、速度的影响,而图2的曲线表明,亚轨道再入中高度及速度的减小非常迅速,会导致密度的指数倍增加在气动力增加中占据极大的比重。因此,要实现过载的平衡波动,攻角应呈减小趋势,其设计策略为:减小攻角,使由攻角变化引

起的气动力减小量、飞行速度  $v$  衰减引起的气动力减小量、和大气密度  $\rho$  增加引起的气动力增加量在飞行器机体法向上达到平衡,使得法向过载在某一设定值附近小幅度波动,然后通过延长动平衡过程的持续时间,达到稳定减速的效果。由于过载的大小与飞行器所受外力及能量的衰减呈近似正比关系,这种过载动平衡的特点就可归纳为“力平衡、匀减速、长时维持”。

在指数大气律下,对密度在高度上求导,有

$$\frac{\partial \rho}{\partial h} = -\frac{1}{H_s} e^{-\frac{h}{H_s}} \quad (6)$$

则随着飞行器的飞行速度  $v$  降低,其高度  $h$  降低的速度同样趋缓,此时,大气密度  $\rho$  的增加速度也趋缓。故而,要实现飞行器法向过载动平衡,所需攻角下降斜率应越来越小。由以上分析可知,进行法向过载动平衡时的攻角调整规律为:攻角随速度和高度的减小而减小,减小率可调,初期攻角减小较快,随后逐渐放缓,减小率越来越小。

#### 3.2 法向过载动平衡攻角设计方法

本文采用与再入飞行对象一致的同态飞行模型,在再入过程中,根据当前飞行状态,不断进行模型预测、迭代与修正,生成攻角的设计值,算法中采用自主分段,能够自动给出分段的时间区间及分段次数,算法流程如图3所示。

按照图3基于法向过载动平衡的攻角设计流程所示,每一个分段末尾都使预测模型与当前再入飞行模型的参数相匹配,进行下一分段的预测。分段的划分标准是法向过载值,每个分段中的攻角变化率的确定标准是使得该分段中最大过载刚好小于波动最大值,该分段结束的时间的确定标准是法向过载刚好大于波动的最小值,而最后一个分段结束的判断标准为无论攻角减小率如何减小,过载都不能再一次增大到波动最大值处。最终获得的攻角策略由式(7)描述。

$$\alpha_i = \gamma_{\text{init}} - \gamma_i \quad t_{\text{init}} \leq t \leq (t_1 - \Delta t)$$

$$\frac{d\alpha_i}{dt} = \begin{cases} -k_1(t - t_1 + \Delta t) & (t_1 - \Delta t) < t \leq t_2 \\ -k_2(t - t_2) & t_2 < t \leq t_3 \\ \vdots & \vdots \\ -k_{n-1}(t - t_{n-1}) & t_{n-1} < t \leq t_{\text{end}} \end{cases} \quad (7)$$

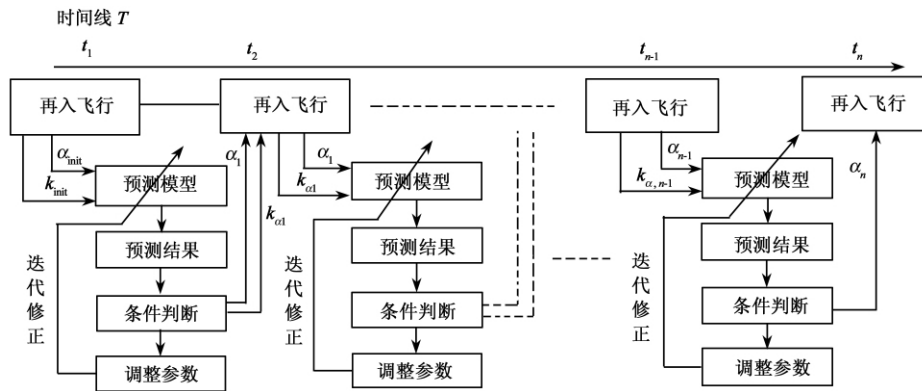


图 3 基于法向过载动平衡的攻角设计流程

Fig. 3 The angle of attack design process based on the balancing method to overload

$k_i$  的具体获取步骤如下:

第 1 步. 选取攻角的初始值  $\alpha_{init}$ 。 $\alpha_{init}$  的取值一般在  $35^\circ$  至  $45^\circ$  间, 采用较大的攻角初始值, 可使飞行器在再入初期得到更多的速度衰减, 以  $\alpha_{init}$  所对应的时刻  $t_{init}$  为飞行器动平衡的初始时刻。

第 2 步. 按式 (1) ~ (5) 建立飞行器同态预测模型, 预测模型的初值状态为飞行器初始时刻所对应的状态。

第 3 步. 设定预期使法向过载到达平衡的平衡中值  $N_{n\_want}$  和波动限制值  $\Delta N_n$ , 则  $[N_{n\_want} \pm \Delta N_n]$  为过载动态平衡的区域。

第 4 步. 在预测模型中, 从  $t_{init}$  时刻开始, 预测以攻角  $\alpha_t = \alpha_{init}$  为飞行制导指令下, 法向过载  $N_n \geq N_{n\_want}$  的时刻  $t_1$ , 同时定义攻角减小率  $k_\alpha$ , 初始  $k_\alpha = k_{init}$  且  $k_{init} \geq 0$  ( $k_{init}$  由经验确定)。设置调整时间提前量  $\Delta t$ , 以留有时间上的调整余地, 则在  $t_{init} \leq t \leq (t_1 - \Delta t)$  时, 攻角设计为  $\alpha_t = \alpha_{init}$ 。

第 5 步. 在  $t_{init} \leq t \leq (t_1 - \Delta t)$  的时间区间内, 不断以当前飞行状态作为预测模型的预测初始状态, 并对  $t_1$  进行预测和更新。

第 6 步. 当再入飞行至  $t_1 - \Delta t$  时刻时, 将当前飞行状态作为预测模型的预测初始状态, 试用  $\alpha_t = \alpha_{init} - k_{init}(t - t_1 + \Delta t)$  方案, 并预测以该攻角方案飞行的首个法向过载峰值  $N_{n\_max}^1$ , 比较  $N_{n\_max}^1$  和期望过载平衡区域  $[N_{n\_want} \pm \Delta N_n]$ , 若  $N_{n\_max}^1 > N_{n\_want} + \Delta N_n$ , 说明法向过载过大, 此时需提高攻角减小速度, 即增大  $k_\alpha$ , 反之若  $N_{n\_max}^1 < N_{n\_want} - \Delta N_n$  需减小  $k_\alpha$ 。 $k_\alpha$  的调整方式为增加或减少一个小量  $\Delta k_\alpha$ , 并将更新后的  $k_\alpha$  带入攻角指令  $\alpha_t = \alpha_{init} - k_\alpha(t - t_1 +$

$\Delta t)$ , 再次预测以此攻角方案飞行的行的法向过载峰值  $N_{n\_max}^1$ , 并对  $N_{n\_max}^1$  进行调整, 不断重复直到  $N_{n\_max}^1$  处于在  $[N_{n\_want} \pm \Delta N_n]$  的范围内。

第 7 步. 将调整好的  $k_\alpha$  定为  $k_{\alpha 1}$ , 预测以攻角  $\alpha_t = \alpha_{init} - k_{\alpha 1}(t - t_1 + \Delta t)$  飞行, 飞行器法向过载经过峰值  $N_{n\_max}^1$  后, 脱离期望平衡区域  $[N_{n\_want} \pm \Delta N_n]$  的时刻  $t_2$ , 则在  $[t_1 - \Delta t, t_2]$  的时间段内, 攻角为:  $\alpha_t = \alpha_{init} - k_{\alpha 1}(t - t_1 + \Delta t)$ , 在再入飞行至  $t_2$  前, 不断通过预测更新  $t_2$ 。

第 8 步. 当再入飞行至  $t_2$  时刻时, 获取当前攻角值  $\alpha_1$ , 将当前飞行状态作为预测模型的预测初始状态, 试用  $\alpha_t = \alpha_1 - k_{\alpha 2}(t - t_2)$  攻角方案,  $k_{\alpha 2}$  一般较  $k_{\alpha 1}$  小(根据前文分析, 动平衡条件下攻角下降率将逐渐减小)。预测以该攻角方案飞行的首个法向过载峰值  $N_{n\_max}^2$ , 采用与第 6 步中同样的方法, 将  $N_{n\_max}^2$  调整至期望平衡区域  $[N_{n\_want} \pm \Delta N_n]$  内, 采用与第 7 步中同样的方法, 定出  $k_{\alpha 2}$  并获取脱离期望平衡区域  $[N_{n\_want} \pm \Delta N_n]$  的时刻  $t_3$ , 则在  $[t_2, t_3]$  时间段内, 攻角为  $\alpha_t = \alpha_1 - k_{\alpha 2}(t - t_2)$ 。

第 9 步. 结合 6 7 8 的步骤, 获得脱离期望平衡区域  $[N_{n\_want} \pm \Delta N_n]$  的时刻  $t_{n+1}$ , 对应于  $t_n$  时刻的  $\alpha_n$ , 以及在  $[t_n, t_{n+1}]$  时间段所对应的攻角下降率  $k_{\alpha n}$ 。

通过以上步骤, 即可获得在过程约束限制段中, 飞行器沿某一给定法向过载值飞行的攻角参数, 结合飞行参数(如速度、高度等)对该攻角设计结果进行处理, 获得的函数即可作为轨迹设计与制导的依据。

另外, 必须注意的是, 该攻角设计方法不能无限降低法向过载的峰值, 随着攻角减小到最小值(大于等于 0 度), 已经不能再对减小飞行器的气动力

有所贡献,若此时飞行器所受法向过载大于设计的平衡值,则表明过载已经不能进一步降低。这也表明,应用本算法,经过有限次迭代收敛后,可以寻找出目标飞行器再入的法向过载峰值的最小值。

#### 4 仿真算例与验证

应用法向动平衡再入制导方法对某型亚轨道飞行器进行再入仿真,仿真参数为:

再入初始参数:  $\{h, v, \gamma\} = \{148\text{km}, 2133.5\text{m/s}, 0^\circ\}$

再入约束条件:  $\{q_{\text{max}} = 40000\text{Pa}, N_{n_{\text{max}}} = 5, \dot{Q}_{\text{max}} = 300\text{kW/m}^2\}$ ;

期望法向过载平衡值:  $N_{n_{\text{want}}} = 4.99$

法向过载波动限值  $\Delta N_n = 0.05$ ;

初始攻角  $\alpha_{\text{init}} = 40^\circ$ ;

仿真结果如图 4、图 5 所示。

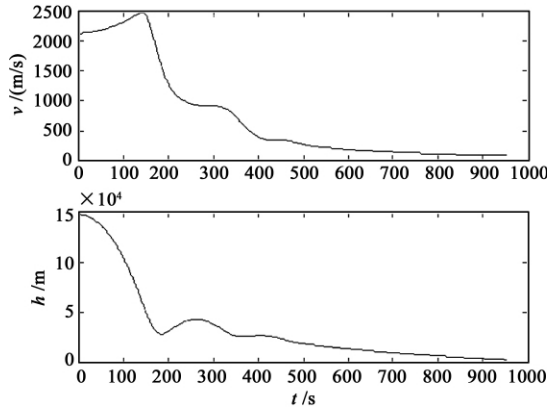


图 4 高度、速度演化图

Fig.4 Height and velocity

图 4 为零倾侧角下,再入全程的速度及高度演化过程,图 5 为热流、动压、峰值的演化过程。

图 6 在三个约束集中出现值的区域——过程约束时段,对攻角、攻角变化率及法向过载动态平衡的演化过程进行细节描述。结果表明,攻角变化率由快到慢,法向过载在 4.99 处动态平衡,其波动的峰值不超过 0.05,极好的验证了本文攻角设计方法的有效性。

同样以该亚轨道飞行器为仿真对象,逐渐降低期望过载平衡值  $N_{n_{\text{want}}}$ ,可以获得法向过载平衡值取不同数值时的仿真结果,当  $N_{n_{\text{want}}} \in [3.7, 5.0]$  时,再入飞行过程中各特征值如表 2 所,取  $N_{n_{\text{want}}} =$

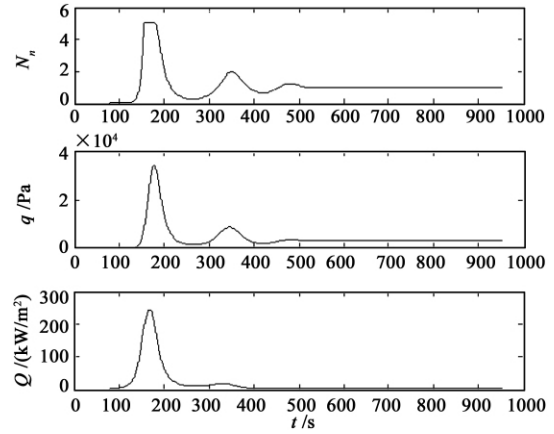


图 5 法向过载、动压、热流演化图

Fig.5 Normal overload, dynamic pressure and heat flow

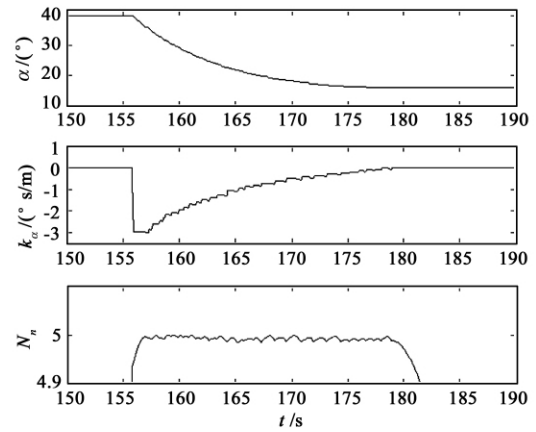


图 6 攻角、攻角变化率及法向过载动态平衡效果

Fig.6 Angle of attack, angular velocity and the effect of normal overload balancing

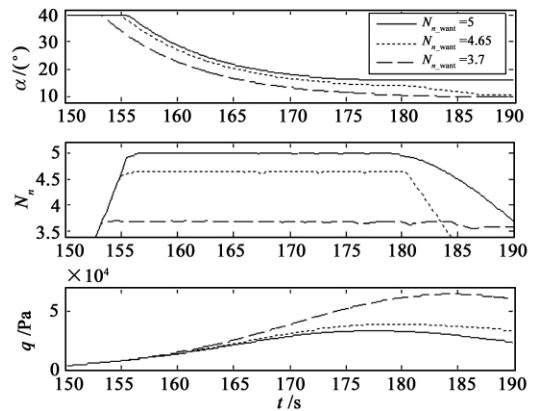


图 7 不同法向过载动态平衡值的攻角设计及动压演化

Fig.7 Angle of attack and dynamic pressure for different  $N_{n_{\text{want}}}$

$\{3.7, 4.65, 5.0\}$ ,其攻角、法向过载、动压的演化图如图 7 所示。随着  $N_{n_{\text{want}}}$  的降低,攻角的开始调整

表 2 不同法向过载平衡值下再入轨迹特征值

Table 2 Flight characteristics for different Normal overload equilibrium value

| 过载平衡值<br>$N_{n\_want}$ | 动压峰值<br>$/(N/m^2)$ | 热流峰值<br>$/(kW/m^2)$ | 平衡时间<br>$/s$ | 平衡后速度<br>$/(m/s)$ | 平衡后高度<br>$/km$ |
|------------------------|--------------------|---------------------|--------------|-------------------|----------------|
| 3.7                    | 64791              | 329.64              | 33.1         | 1618.0            | 23545          |
| 3.8                    | 61319              | 321.29              | 34.8         | 1558.6            | 23627          |
| 3.9                    | 57966              | 313.20              | 33.4         | 1594.9            | 24297          |
| 4.0                    | 54849              | 305.40              | 29.2         | 1711.8            | 25532          |
| 4.1                    | 52027              | 298.14              | 32.3         | 1612.8            | 25289          |
| 4.2                    | 49344              | 290.96              | 29.0         | 1696.3            | 26202          |
| 4.3                    | 46891              | 284.07              | 27.1         | 1736.9            | 26893          |
| 4.4                    | 44556              | 277.49              | 29.0         | 1669.4            | 26822          |
| 4.5                    | 42433              | 271.18              | 27.4         | 1699.2            | 27369          |
| 4.6                    | 40482              | 265.41              | 26.4         | 1713.6            | 27817          |
| 4.7                    | 38667              | 259.79              | 25.5         | 1721.9            | 28215          |
| 4.8                    | 36973              | 254.43              | 24.7         | 1726.9            | 28582          |
| 4.9                    | 35410              | 249.41              | 23.3         | 1747.6            | 29047          |
| 5.0                    | 33991              | 244.88              | 23.8         | 1719.0            | 29160          |

时间提前,动平衡的持续时间增加,这与表 2 的结论是一致的。

由仿真结果,可以得到如下的结论:

(1) 对比第 2 节的分析结果,线性攻角设计方法的法向过载最小峰值为 5.35,而本文提出的法向过载动态平衡的攻角设计方法可控制的过载峰值最小为 3.7,在不考虑动压及热流约束时,极大程度降低了飞行器再入中的过载。当期望过载低于 3.7 时,由于再入前期飞行速度衰减不充分,在再入后期攻角的调整能力已不足以抵消密度带来的过载增量,法向过载值将会增加,超过设计平衡值。

(2) 从表 2 中可以看出,随着过载动平衡值降低,再入动压峰值和热流峰值将升高,说明维持较高的过载动平衡值有利于降低动压和热流峰值。即可拓展此方法应用于设计性能指标为最小动压、热流峰值的再入轨迹。

(3) 若考虑再入中需同时满足所有过程约束条件:  $\{q_{max} = 40kPa, N_{n\_max} = 5, \dot{Q}_{max} = 300kW/m^2\}$ , 则取法向过载平衡值  $N_{n\_want} = 4.65$  时,动压约束条件恰能满足,此时对应的  $q_{max} = 39.7kPa, \dot{Q}_{max} = 263.03kW/m^2$ 。因此,当法向过载动平衡值的取值在  $N_{n\_want} \in [4.65, 5.0]$  范围内时,可满足所有过程约束条件。即可拓展此方法应用于设计满足所有约束条件,且性能指标为最小法向过载的再入轨迹。

(4) 若过程约束条件变化,例:  $\{q_{max} = 40000Pa,$

$N_{n\_max} = 4.5, \dot{Q}_{max} = 300kW/m^2\}$ ,可认为过载约束与动压约束条件不能得到同时满足,即满足所有约束条件的再入轨迹不存在,再入任务需重新设计。则可拓展此方法用于再入任务的可行性判断。

(5) 本文在倾侧角为 0 的条件下,讨论了降低法向过载峰值的攻角设计方法。在需要设计满足所有过程约束及末端约束条件的再入轨迹时,可考虑在过程约束限制段结束后,再行加入倾侧角的设计策略,则本方法的相关结论仍然成立;也可在算法中给定倾侧角策略,但仍以获取法向过载平衡状态下的攻角变化率为目的,即“定倾侧角,变攻角”,则修改后的算法仍然有效。

## 5 结 论

本文在分析了亚轨道飞行器面临的大过载问题以及飞行过程中过载的演化特性后,提出了以降低法向过载为目的的攻角设计新方法。基于法向过载动态平衡原理,给出了攻角设计策略和具体的算法,从仿真验证结果来看,该方法能有效的利用攻角对气动力的调整效果,极大程度的降低再入时的法向过载峰值,对解决亚轨道再入中的大过载问题有较强的针对性。

(1) 利用过载动态平衡的策略,通过“力平衡、匀降速、长时维持”的特点,将过载由“尖峰”型转为“平峰”型,可大幅降低法向过载峰值。

(2) 按照该方法对给定过载平衡值设计出攻角

策略后,结合飞行参数(如速度、高度等)对该攻角设计结果做进一步处理,获得的函数可作为轨迹设计与制导的参考依据。

(3) 该方法具有广阔的应用前景,可以拓展应用于再入任务可行性判断,及辅助设计以最小动压、热流、法向过载为约束指标的再入轨迹等。

(4) 该方法是否能够较好的实现法向过载动平衡目标,重点取决于建立模型的精度另外,方法中迭代与预测修正计算量较大,使得目前主要应用于离线设计攻角,在提高方法的工程性、快速性和鲁棒性还有待进一步深化研究。

### 参 考 文 献

- [ 1 ] Martin J C , Law G W. Suborbital reusable launch vehicles and applicable markets[M]. Washington ,DC: U. S. Department of Commerce Office of Space Commercialization ,2002.
- [ 2 ] Russo G. Next generations space transportation systems [J]. *Aerotecnica Missili & Spazio* ,2002 ,81(2) :65 -72.
- [ 3 ] Dornheim M A. Reaching 100km: exclusive chart shows how spaceship one left and reentered the atmosphere [J]. *Aviation Week & Space Technology* ,2004 ,161: 45 -46.
- [ 4 ] Hancock R. Technology assessment for spaceship two , space tourism , and private spaceflight [ D ]. Pennsylvania: Indiana State University ,2009.
- [ 5 ] She Z J , Lu P. On-board entry trajectory planning expanded to sub-orbital flight [C]. *AIAA Guidance , Navigation , and Control Conference and Exhibit* , Austin , Texas , August 11 - 14 ,2003.
- [ 6 ] 吕学富. 飞行器飞行力学 [M]. 西安: 西北工业大学出版社 , 1995:187 -192.
- [ 7 ] 肖业伦. 航空航天器运动的建模 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社 ,2003:53 -56.
- [ 8 ] 闫晓东,唐硕. 亚轨道飞行器返回轨道设计方法研究 [J]. *宇航学报* 2008 ,29 ( 2) :467 -471. [Yan Xia-dong , Tang Shuo. An alternative method of entry trajectory design for suborbital launch vehicle [J]. *Journal of Astronautics* ,2008 ,29(2) : 467 -471. ]
- [ 9 ] 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 ,1997:452 -460.
- [10] Jeremy N , Raymond E , Edward J. Transforming the national spacelift architecture [ C ]. *AIAA 2nd Responsive Space Conference* , Los Angeles , CA , April 19 - 22 ,2004.
- [11] Patrick F , Paul P. Responsive space operations architecture development for the national security space community [ C ]. *AIAA 2nd Responsive Space Conference* , Los Angeles , CA , April 19 - 22 ,2004.

作者简介:肖歆昕(1982-) ,女,博士研究生,主要从事航天器再入导航、制导与控制研究。

通信地址:北京市北四环西路15号力学所MAM(100190)

电话:(010)62543786

E-mail:xiaoxinxin@imech.ac.cn

(编辑:张宇平)