

CSTAM 2010-0051

亚轨道飞行器再入攻角设计的法向过载动平衡方法

李文皓，肖歆昕，张珩

中国科学院力学研究所
先进制造工艺力学重点实验室

第三屆高超声速科技学术会议
2010 年 10 月 26-28 日 江苏·无锡

亚轨道飞行器再入攻角设计的 法向过载动态平衡方法

李文皓¹, 肖歆昕¹, 张珩¹

(1 中国科学院力学研究所先进制造工艺力学重点实验室, 北京海淀区 100190)

摘要: 对亚轨道飞行器再入飞行轨迹及热流、动压及过载等指标的演化过程展开研究, 总结了亚轨道飞行器再入过程中法向过载较高的特点, 分析了其形成原因。针对该问题, 提出了一种基于法向过载动态平衡的亚轨道飞行器再入攻角设计方法, 设计了其实现算法。通过对某型亚轨道飞行器再入攻角设计的仿真验证, 其结果表明, 基于法向过载动态平衡的攻角设计方法可有效降低再入法向过载峰值。文章的最后, 对该方法的应用前景进行了展望。

关键词: 亚轨道飞行器, 再入飞行, 法向过载动态平衡, 攻角设计

引言

亚轨道飞行器作为与航空与航天有机结合的产物, 具备既能够提供地区覆盖、又有利于应急投送和快速反应的应用优势, 其活动区域--近空间处于既可威胁航天器, 又可制约航空活动的敏感区域, 已成为空天研究领域的新热点和战略高技术的增长点^{[1][2]}, 此外, 亚轨道飞行器的低技术风险和低发射成本的优势也催生了一系列民用航天计划, 如“太空船一号”等。

亚轨道飞行器由近空间再入大气层的过程与航天飞机的再入既有相似之处又有不同特性, 相似处在于: 都进行跨大气层的再入飞行, 飞行器再入的飞行动力学描述也基本一致, 不同之处在于其再入大气过程的特性不同。亚轨道飞行器的飞行动能(速度 3~10Ma)远小于航天飞机再入初期的动能(速度 25Ma), 使得亚轨道飞行器不能像航天飞机那样在较高的大气边缘获得足够的离心力而实现平衡滑翔, 导致其再入飞行高度迅速下降, 由于大气密度急剧上升, 造成亚轨道飞行器的过载、热流、动压峰值同时出现(与航天飞机先热流、再过载、最后动压的三段式峰值特性完全不同), 其中, 过载特别是法向过载增加的尤为明显, 根据“太空船一号”的飞行

结果, (再入前峰点高度 100~110km, 最大速度 3Ma), 其再入过程中的法向过载峰值将达到 6G, 这是航天飞机再入法向过载峰值的近 3 倍, “山猫”亚轨道飞行器的设计中(最高高度仅 61km, 最高速度不到 2Ma), 其过载峰值也达到 4G。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, 迫切需要对亚轨道飞行器再入特性的制导与控制方法。本文将针对亚轨道飞行器再入法向过载过高的问题, 提出一种基于法向过载动态平衡的攻角设计策略。

1 亚轨道飞行器再入法向过载演化特点

1.1 亚轨道飞行器再入飞行模型

考虑地球为椭球体, 采用指数大气率及标准大气下的声速值, 在地球旋转坐标系下建立飞行器飞行轨迹动力学及运动学方程:

$$\frac{dr}{dt} = v \sin \gamma \quad (1)$$

$$\frac{d\lambda}{dt} = \frac{v \cos \gamma \cos \xi}{r \cos \psi} \quad (2)$$

$$\frac{d\psi}{dt} = \frac{v \cos \gamma \sin \xi}{r} \quad (3)$$

$$\frac{dv}{dt} = -\frac{1}{m} D - g_r \sin \gamma + \omega^2 r \cos \psi (\sin \gamma \cos \psi - \cos \gamma \sin \xi \sin \psi) \quad (4)$$

$$v \frac{d\gamma}{dt} = \frac{1}{m} L \cos \sigma - g_r \cos \gamma + \frac{v^2}{r} \cos \gamma + 2\omega v \cos \xi \cos \psi + \omega^2 r \cos \psi (\cos \gamma \cos \psi + \sin \gamma \sin \xi \sin \psi) \quad (5)$$

$$v \frac{d\xi}{dt} = -\frac{1}{m} \cdot \frac{L \sin \sigma}{\cos \gamma} - \frac{v^2}{r} \cos \gamma \cos \xi \tan \psi + 2\omega v (\tan \gamma \sin \xi \cos \psi - \sin \psi) - \frac{\omega^2 r}{\cos \gamma} \cos \psi \sin \psi \cos \xi - g_\psi \frac{\sin \xi \cos \xi}{\cos \gamma} \quad (6)$$

γ, ξ :迹倾角, 航迹偏角。

ψ, λ, ρ :度, 经度, 大气密度。

α, β, σ :角, 侧滑角, 速度倾侧角。

升阻力表示:

$$D = \frac{1}{2} \rho v^2 C_d S$$

$$L = \frac{1}{2} \rho v^2 C_l S \quad (7)$$

大气密度采用指数大气律:

$$\rho = \begin{cases} \rho_0 e^{-\frac{r-r_0}{H_s}} & 0 \leq h \leq 120km \\ 0 & h > 120km \end{cases} \quad (8)$$

热流密度约束:

$$\dot{Q} = k \frac{31500}{\sqrt{R_N}} \left(\frac{\rho_\infty}{\rho_0} \right)^{0.5} \left(\frac{V_\infty}{V_c} \right)^{3.25} \leq \dot{Q}_{\max} \quad (9)$$

其中: 常数 k 与飞行器特性相关; 头部曲率半径为 R_N , 大气密度 $\rho_0 = 9.81 \times 10^{-12} \text{kg/m}^3$, $V_c = 7900 \text{m/s}$ 。

飞行器所受到的过载约束:

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

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

$$N_x = \frac{F_x}{G} \leq N_{x_{\max}} \quad N_n = \frac{F_n}{G} \leq N_{n_{\max}} \quad (10)$$

1.2 亚轨道飞行器再入法向过载演化特点

目前对亚轨道飞行器再入的攻角设计方案多沿用航天飞机再入返回时的设计方法, 将攻角设计为速度或时间的一次函数, 通过分析在该攻角方案下 D-V 图 (阻力加速度-速度图) 中的再入走廊确定设计攻角^{[3]~[8]}角-速度关系为例, 其一般表达为:

$$\alpha = \begin{cases} \alpha_0 & V \geq V_1 \\ \alpha_0 - \frac{\alpha_0 - \alpha_{\text{end}}}{V_1 - V_2} (V_1 - V) & V_1 \geq V \geq V_2 \\ \alpha_{\text{end}} & V \leq V_2 \end{cases} \quad (11)$$

式 (11) 中 α_0 为再入初始攻角 (一般此时攻角较大), α_{end} 为设计目标攻角, V_1 为攻角开始调整的初始速度, V_2 为设计攻角调整至 α_{end} 所对应的速度。

参考 2005 年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, 对某型亚轨道飞行器的过载、热流、动压进行仿真: 峰点高度 $H=148 \text{km}$, 对应速度 $V=2133.5 \text{m/s}$, 取 V_1 为再入过程中的峰值速度 (与航天飞机再入不同, 由于高度急剧下降, 亚轨道飞行器再入初期速度是增加的), 再入初始攻角 $\alpha_0=40^\circ$, 设计目标攻角 $\alpha_{\text{end}}=15^\circ$, 通过选取不同的 V_1-V_2 的值, 获得不同的攻角下降率:

$(\alpha_0 - \alpha_{\text{end}}) / (V_1 - V_2)$ 。对应结果如图 1 和表 1。

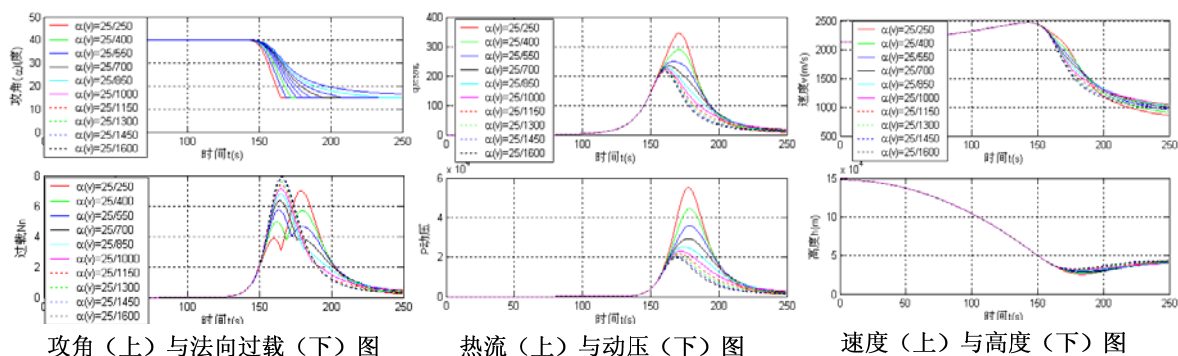


图 1 不同攻角设计下的亚轨道飞行器再入过载、热流、动压、高度、速度演化图

表 1 不同攻角设计下的亚轨道飞行器再入峰值法向过载、峰值热流和峰值动压表

$V_2 - V_1$	热流 q_{\max}	法向过载 $N_{n_{\max}}$	动压 P_{\max}	谷底高度 h	谷底速度 v
250	357.54	7.12	56538	25623	1621.2
400	305.5	5.90	46351	26883	1613.1
550	273.51	6.13	38249	28133	1607.6
700	261.71	6.72	32193	29304	1608.1
850	255.51	7.15	28722	30249	1614.9
1000	251.68	7.48	26822	30828	1619.6
1150	249.06	7.74	25607	31190	1614.8
1300	247.15	7.94	24757	31441	1606.4
1450	245.71	8.11	24129	31627	1598.7
1600	244.57	8.25	23647	31771	1592.6

从图 1 和表 1 可以看出：

1. 过载、动压、热流峰值出现时刻集中；（与航天飞机再入的先热流、再过载，后动压的分时峰值不同）；
2. 动压、热流的峰值一直随 k_α 的减小而减小；
3. 不同的 k_α 使得法向过载出现明显的单峰或双峰的形状，当双峰的峰值接近时，对应的法向过载峰值最小。

造成以上结论的原因在高度和速度的衰减过程：对于高度而言，由于飞行器快速的进入稠密大气，使得各过程约束峰值同时出现；对于速度而言， k_α 越小，攻角减小越慢，调整前期对应的气动力越大，速度衰减集中于再入飞行前期；反之 k_α 越大，前期速度衰减较小，后期由于高度减小过多，密度上升过快，即使速度有所减小，其气动力反而升高，且由于未得到有效减速，导致在稠密大气中的热流、动压将更大。

除了上述特点之外，还可以发现，虽然亚轨道飞行器的再入速度低，其再入过程热流小

于航天飞机再入热流，但过载尤其时法向过载峰值却高出航天飞机一倍以上。“宇宙船一号”通过机体变形（尾部翘起，增大迎风面积）降低进入稠密大气的速度，对于不可变形的飞行器，其法向过载的可控因素仅攻角和速度倾角，由于速度倾侧角对升力方向的改变，加入速度倾侧角反而会增加法向过载，很明显，解决过载问题是亚轨道再入飞行攻角设计中的重中之重。

2 基于法向过载动态平衡的再入攻角设计

2.1 法向过载动平衡攻角设计策略

前文讨论了将攻角设计为速度的一次函数下的法向过载演化特点，亚轨道飞行器再入的法向过载曲线形状呈现“单峰”或“双峰”的特点，当攻角下降率较小时，较大的气动参数使得速度迅速降低，法向过载呈现“单峰”，当攻角下降率较大时，迅速减小的气动参数补偿了增大的大气密度，可由于再入飞行前期未得到足够的速度衰减，进入稠密大气后，法向过载再次快速增加，呈现“双峰”。可以相信：如果

能使飞行器的速度衰减趋于均匀，使得法向过载维持于一个区域内上下波动，可有效的减小再入法向过载峰值。这种法向过载小范围波动的过程即法向过载动态平衡过程，显然，目前线性攻角的设计方法不能达到此目的。

再入中法向过载的一般表达为：

$$\begin{aligned} N_n &= \frac{F_n}{G} = \frac{L \cos \alpha + D \sin \alpha}{G} = \frac{\rho V^2 (C_l \cos \alpha + C_d \sin \alpha)}{2G} \\ &= \frac{1}{2G} \rho(h) V^2 (C_l(\alpha, h, V) \cos \alpha + C_d(\alpha, h, V) \sin \alpha) \\ &= \frac{1}{2G} \rho(H_0 + \int_{t_0}^t H'(V, \gamma) dt) \\ &\quad * (V_0 + \int_{t_0}^t V'(\gamma, D) dt)^2 (C_l(\alpha, h, V) \cos \alpha \\ &\quad + C_d(\alpha, h, V) \sin \alpha) \\ \gamma &= \gamma_0 + \int_{t_0}^t \gamma'(L, \sigma, v, h) dt, \quad V' = V'(\gamma, D) \end{aligned}$$

可见，影响某一时刻（t 时刻）法向过载的取值的参数（高度、速度、升阻力系数）不仅与 t 时刻攻角取值相关，还与 t_0 至 t 时刻间的攻角 α 变化相关。无法利用解析的方式找到攻角设计的解析关系式。

本文所提出的动平衡攻角设计的策略是：通过调整攻角，使得由攻角减小引起的气动力 F 减小、飞行速度 V 衰减引起的气动力 F 减

小、和大气密度 ρ 增加引起的气动力 F 增加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，使得法向过载由单 / 双峰变为平峰，实现法向过载动平衡过程。然后通过延长动平衡过程的持续时间，达到降低飞行器再入过程中的法向过载峰值的目的。在 120km 内，通过对大气密度在高度上求导：

$$\frac{\partial \rho}{\partial h} = -\frac{1}{H_s} e^{-\frac{h}{H_s}} \quad (12)$$

可知，飞行器的飞行速度 V 降低，飞行高度 h 降低的速度趋缓。大气密度 ρ 的增加速度也趋缓。故而，要实现飞行器法向过载动平衡，所需的攻角的下降斜率将越来越小。由此可以看出，进行法向过载动平衡时的攻角调整规律为：初始攻角减小较快，随后逐渐放缓。

2.2 法向过载动平衡攻角设计实现算法

考虑到攻角设计值无法用解析手段获得，本文采取模型预测结合迭代修正的攻角设计值训练过程，生成设计攻角值（如图 2）。具体步骤如下：

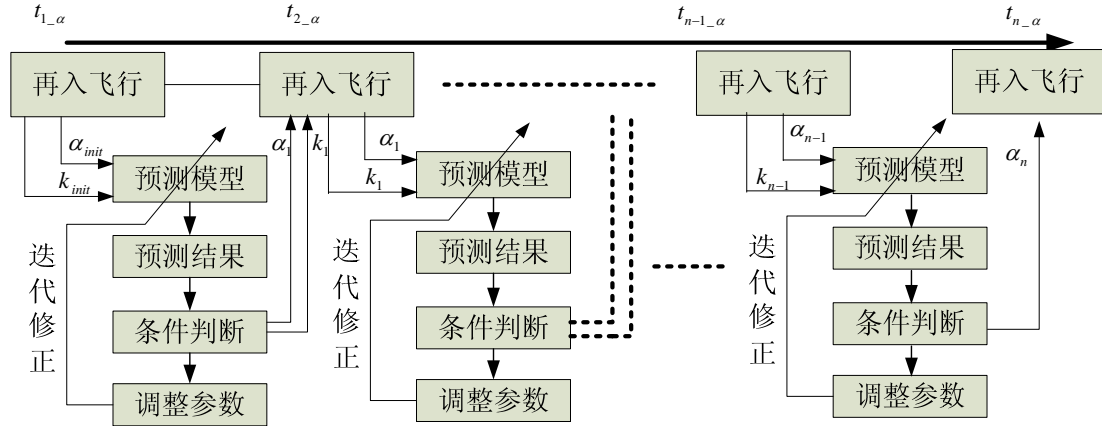


图 2 基于法向过载动态平衡的攻角设计步骤

第一步：选取攻角的初始值 α_{init} ， α_{init} 值可由经验预先设置。 α_{init} 的取值一般在 35° 至 45° 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 α_{init} 所对应的时刻 t_{init} 为飞行器动平衡制导初始时刻。

第二步：按式（1）~（10），并结合飞行器本体参数建立亚轨道飞行器再入飞行的同态

预测模型，预测模型的初值状态为再入飞行初始时刻所对应的状态。

第三步：设定预期希望使法向过载到达平衡的平衡中值 N_{n_want} 和波动限制值 ΔN_n ，则 $[N_{n_want} \pm \Delta N_n]$ 为期望过载动态平衡的区域。

第四步：在预测模型中，从 t_{init} 时刻开始，预测以攻角 $\alpha_i = \alpha_{init}$ 为飞行制导指令下，法向

过载 $N_n \geq N_{n_want}$ 的时刻 t_{1_a} ，同时定义攻角减小率 k_{-a} ，初始 $k_{-a} = k_{init}$ 且 $k_{init} \geq 0$ （ k_{init} 由经验确定）。设置调整时间提前量 Δt_a ，以留有时间上的调整余地，则在 $t_{init} \leq t \leq (t_{1_a} - \Delta t_a)$ 时，攻角的制导律为 $\alpha_t = \alpha_{init}$ 。

第五步：在 $t_{init} \leq t \leq (t_{1_a} - \Delta t_a)$ 的时间区间内，将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_a} 进行预测和更新。

第六步，当再入飞行至 $t_{1_a} - \Delta t_a$ 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 $\alpha_t = \alpha_{init} - k_{init}(t - t_{1_a} + \Delta t_a)$ ，并预测以该攻角设计飞行的首个法向过载峰值 $N_{n_max}^{1-a}$ ，比较 $N_{n_max}^{1-a}$ 和期望过载平衡区域 $[N_{n_want} \pm \Delta N_n]$ ，若 $N_{n_max}^{1-a} > N_{n_want} + \Delta N_n$ ，说明法向过载过大，此时需提高攻角减小速率，即增大 k_{-a} ，若 $N_{n_max}^{1-a} < N_{n_want} - \Delta N_n$ 需减小 k_{-a} 。 k_{-a} 的调整方式为增加或减少一个小量 Δk_{-a} ，并将更新后的 k_{-a} 带入攻角制导指令 $\alpha_t = \alpha_{init} - k_{-a}(t - t_{1_a} + \Delta t_a)$ ，再次预测以此攻角方案飞行的行的法向过载峰值 $N_{n_max}^{1-a}$ ，并对 $N_{n_max}^{1-a}$ 进行调整，通过多次反馈-预测的迭代，直到 $N_{n_max}^{1-a}$ 处于在 $[N_{n_want} \pm \Delta N_n]$ 的范围内。

第七步，将调整好的 k_{-a} 定为 k_{-a_1} ，预测以攻角 $\alpha_t = \alpha_{init} - k_{-a_1}(t - t_{1_a} + \Delta t_a)$ 设计下的飞行器法向过载经过峰值 $N_{n_max}^{1-a}$ 后，脱离期望平衡区域 $[N_{n_want} \pm \Delta N_n]$ 的时刻 t_{2_a} ，则在 $[t_{1_a} - \Delta t_a, t_{2_a}]$ 的时间段内，攻角设计为： $\alpha_t = \alpha_{init} - k_{-a_1}(t - t_{1_a} + \Delta t_a)$ ，在再入飞行至 t_{2_a} 前，不断通过预测更新 t_{2_a} 。

第八步，当再入飞行至 t_{2_a} 时刻时，获取当前攻角值 α_1 ，将当前飞行状态作为预测模型的预测初始状态，试用 $\alpha_t = \alpha_1 - k_{-a_2}(t - t_{2_a})$ 攻角设计值， k_{-a_2} 一般较 k_{-a_1} 小（根据前文分析，动平衡条件下攻角下降率将逐渐减小）。预测以该攻角设计飞行的首个法向过载峰值 $N_{n_max}^{2-a}$ ，采用与第 6 步中同样的方法，将 $N_{n_max}^{2-a}$ 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_{-a_2} 并获取脱离期望平衡区域 $[N_{n_want} \pm \Delta N_n]$ 的时刻 t_{3_a} ，则在 $[t_{2_a}, t_{3_a}]$ 时间段内，攻角设计为 $\alpha_t = \alpha_1 - k_{-a_2}(t - t_{2_a})$ 。

第九步，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_a} ，对应于 t_{n_a} 时刻的 α_n ，以及在 $[t_{n_a}, t_{n+1_a}]$ 时间段所对应的攻角下降率 k_{-a_n} ，则从 t_{init} 开始到动平衡结束 t_{end} ，法向过载攻角制导指令为：

$$\alpha = \begin{cases} \alpha_{init} & t_{init} \leq t \leq (t_{1_a} - \Delta t_a) \\ \alpha_{init} - k_{-a_1}(t - t_{1_a} + \Delta t_a) & (t_{1_a} - \Delta t_a) < t \leq t_{2_a} \\ \alpha_1 - k_{-a_2}(t - t_{2_a}) & t_{2_a} < t \leq t_{3_a} \\ \vdots & \vdots \\ \alpha_{N-1} - k_{-a_N}(t - t_{N_a}) & t_{N-1_a} < t \leq t_{end} \end{cases}$$

当不需要考虑速度倾侧角时，只需设定步骤 2 中所述飞行器同态预测模型中对应的飞行器速度倾侧角 $\sigma = 0$ ；当需要同时考虑速度倾侧角和攻角时，需要预先制定各时刻的速度倾侧角的设计值，使步骤 2 中所述飞行器同态预测模型中的速度倾侧角为各对应时刻的速度倾侧角设计值即可。

3 仿真算例与验证

某亚轨道飞行器，飞行器的再入初始高度（即为峰点高度） $H=148\text{km}$ ，飞行器在再入初始高度时对应的速度 $V=2133.5\text{m/s}$ 。飞行器再入飞行过程中的速度峰值为 2415m/s ，该速度峰值对应的飞行高度为 47.691km 。

从飞行器达到所述速度峰值开始，以法向过载动态平衡为目的，对攻角进行设计，设定所述法向过载动平衡的期望中值 $N_{n_want}=4.99$ ，法向过载波动限制值 $\Delta N_n=0.005$ ，设计攻角 α 的初始值 $\alpha_{init}=40^\circ$ ，速度倾侧角初始为零，在飞行速度衰减足够后加入。

则其动平衡段的攻角设计值与法向过载演化如图 3 和 4：

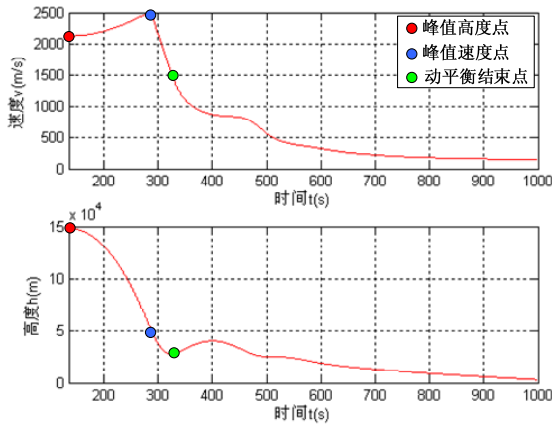


图 3 动平衡飞行高度和速度演化图

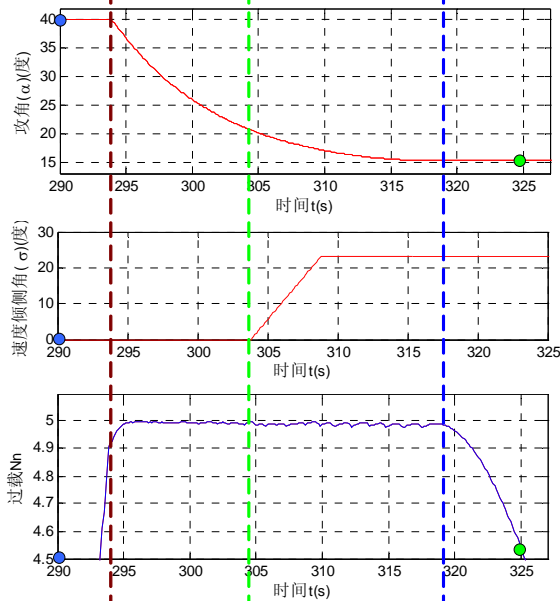


图 4 动平衡段的攻角、速度倾侧角与法向过载

图 3 为飞行器高度和速度演化图，红点时刻表示飞行器在峰点高度的时刻，也是再入初始时刻，蓝点时刻为飞行器再入达到最大速度的时刻，绿点时刻为动平衡结束时刻，蓝绿点间的时间段即法向过载动态平衡段，期间对应的攻角、速度倾侧角和法向过载如图 4。可见，在维持攻角 α_{init} 一段时间后，法向过载急剧增加（红虚线前）。在留有一定调整提前量时，攻角开始调整，法向过载在预定区域 $[4.99 \pm 0.005]$ 内达到平衡（红虚线至绿虚线间）。当速度得到足够衰减后，倾侧角加入，并继续调整攻角使法向过载在 $[4.99 \pm 0.005]$ 范围内平衡（绿虚线至蓝虚线间），可以看出，前文描述的攻角设计方法可以较理想实现法向过载动态平衡。

如果将期望过载平衡值 N_{n_want} 逐渐调低，经过多次仿真分析，可将法向过载峰值压

至 3.7~3.8 左右，对于不同的法向过载平衡值，其再入过程的轨迹特征如表 2：

过载平衡值	动压峰值 (N/m^2)	热流峰值 (kW/m^2)	平衡时间 (s)	平衡后速度 (m/s)	平衡后高度 (km)
N_n					
3.7	64791	329.64	33.1	1618	23545
3.8	61319	321.29	34.8	1558.6	23627
3.9	57966	313.2	33.4	1594.9	24297
4.0	54849	305.4	29.2	1711.8	25532
4.1	52027	298.14	32.3	1612.8	25289
4.2	49344	290.96	29	1696.3	26202
4.3	46891	284.07	27.1	1736.9	26893
4.4	44556	277.49	29	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	29160

从表 2 中可以看出，随着过载动平衡值的降低，动平衡时间延长。对应的动压峰值和热流峰值升高，而总的动能和势能的衰减也呈现逐步增加的趋势，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，同时可节余更多能量。对比表 2 可压到的最小法向过载峰值和在现有攻角设计方法下的法向过载峰值，可看出，本文提出的基于法向过载动态平衡的方法可大幅度的压低再入过程中的法向过载峰值（该方法能压低至 3.7，而目前现有攻角设计方法最低法向过载峰值也在 5.4 以上）。

3 结论与展望

本文在分析亚轨道飞行器再入过载演化特性后提出了基于法向过载动态平衡的攻角设计策略和设计算法，从仿真验证结果来看，该方法能实现法向过载动态平衡的特征，同时也证明了通过该方法可大幅降低再入时的法向过载峰值，对解决亚轨道再入中的过载问题有较强的针对性。

需要注意的是，该方法是否能够较好的实现法向过载动态平衡目标，重点取决于建立模型的精度，本文的方法是基于模型建立与实际飞行理想匹配条件下得出的结果，而在工程设计中，建立的模型必然与实物有误差，则该方法实现的动平衡效果将降低。除此之外，通过迭代式的预测修正计算量较大，而且计算中需遥攻角参量反馈（以目前的航天工程技术，精确的测量攻角仍是一个较难的课题）。这些问题使得该方法还不能用于亚轨道飞行器再入的实

时攻角设计或攻角制导,需加强基于法向过载动态平衡攻角设计与制导的工程性、快速性和鲁棒性研究。

尽管该方法还存有一些问题,但通过对该方法的研究和设计,至少提供了以下几点启示:

首先,亚轨道飞行器再入与航天飞机再入虽然相近,但再入过程中的各参量演化过程有明显差异,其中过载过大是其基本特点,而目前用于航天飞机再入的系列方法在面对该问题时需要针对性的改进。

其次,证明了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。

最后,该方法虽在工程性、快速性和鲁棒性方面有一定缺陷,但仍可用该方法的设计结果对任务设计提供基本参考。值得一提的是,提供参考的方式并不局限于过载峰值能降低多少:由于当飞行器沿方法设计的某一过载动态平衡值再入飞行时,即沿着在以该平衡值为过载约束条件下的极限边界飞行,所以可由此判断任务的可实现性,或对飞行器再入点状态和飞

行器本体参数提出范围约束,这些参考反馈对缩短亚轨道飞行研究周期,节约研究经费有重要作用。

参考文献

- 1 J. C. Martin and G. W. Law. Suborbital Reusable Launch Vehicles and Applicable Market s. U. S. Department of commerce. 2002
- 2 Next Generations Space Transportation Systems[J]. Aerotecnica Missilistica Spazio Vol. 81-2/2002.
- 3 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.
- 4 Jack A. White and Katherine G. Johnson. Approximate Solutions for Flight-path Angle of a Reentry Vehicle in The Upper Atmosphere. NASA Technical Note. NASA TN D-2397
- 5 潘乐飞, 李新国. 衍化的加速度再入制导律方案研究. 计算机仿真, 2007.
- 6 李海城, 唐硕. 亚轨道飞行器返回轨道设计研究. 计算机仿真, 2008.
- 7 U. Tancredi, D. Accardo and M. Grassi. Longitudinal Dynamics and Navigation Performance Analysis for an Unmanned Space Vehicle. 6th international Conference on Dynamics and Control of Systems and Structures in Space 2004.
- 8 Palol Vaiocco, Sylvain Guedron, Patrice Plotard, The Pre-X atmospheric re-entry experimental lifting body: Program status and system synthesis. Acta Astronautica. 2007

RESEARCH ON ATTACK-ANGLE DESIGN METHOD FOR SUB-ORBITAL AIRCRAFT REENTRY BASED ON VERTICAL ACCELERATION DYNAMICAL EQUILIBRIUM

LI Wenhao¹ XIAO XinXin¹ ZHANG Heng¹

(1 Key Laboratory of Mechanics in Advanced Manufacturing, Institute of Mechanics, C A S,
No.15 Beisihuanxi Road, Beijing 100190, China)

Abstract Heat flow、dynamic pressure and overload evolutionary processes during sub-orbital aircraft reentry were researched, high vertical acceleration characteristic and form causes during the reentry processes were summarized. In view of this problem, an attack-angle design method based on vertical acceleration dynamical equilibrium for sub-orbital aircraft reentry flight was proposed, the realize algorithm for the method was designed. The attack-angle design method for a sub-orbital aircraft reentry was simulated, the simulation result indicated that the attack-angle design method of vertical acceleration dynamical equilibrium can effectively reduces the re-entry vertical acceleration peak value. Finally, the methods of guidance and control sub-orbital aircraft reentry were reviewed and the future in this field was prospected.

Key words sub-orbital aircraft, reentry flight, vertical acceleration dynamical equilibrium, attack-angle design