亚轨道飞行器再入通道概念及应用

肖歆昕,李文皓,张 珩

(中国科学院 力学研究所, 北京 100190)

摘 要:基于亚轨道飞行器过载、热流、动压峰值集中出现,过载约束成为飞行器返回过程中主要面临的约束这一再入特性,提出再入通道概念,建立再入通道数学模型,以满足不同约束条件下的极限再入飞行仿真轨迹描述再入通道边界。分析和仿真结果表明,可以通过再入通道是否存在来判断再入任务是否可以实现,且再入通道边界参数可作为再入轨迹设计及制导的有效参考值。

关键词: 亚轨道飞行器; 再入通道; 任务可行性; 轨迹设计; 制导

中图分类号: V448.235

文献标识码: A

文章编号: 1002-0853(2011) 03-0060-04

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[1-2]。

亚轨道飞行器在从大气层外再入返回地面的过程中,面临着与航天飞机不同特征的热力学问题,飞行过程中的过载、热流、动压峰值集中在同一时间段出现,尤以过载峰值显著增加。太空船一号的飞行实验数据表明,其再入中法向过载的峰值达到了6.0^[3],远远超过航天飞机的2.5~3.0。过大的法向过载峰值对飞行器机体的结构强度、搭载设备和乘员安全提出了很大的挑战。

航天飞机的轨迹设计、制导方法已较为成熟,研究者通常采用再入走廊来辅助进行制导设计,而在亚轨道飞行器的返回轨迹研究方面鲜见相关的文献^[4]。再入走廊方法通过描述航天器从外层空间返回地球的飞行过程中,受过载、热流、动压和飞行任务决定的飞行轨迹包络线,给出安全返回地球的再入飞行范围。在再入走廊的计算中,假设迎角为速度的已知函数^[5],因此走廊形状与迎角的函数选取相对应,不能唯一确定,且由于飞行方程的简化处理,使再入走廊只能获得近似的边界,因而飞行器沿边界飞行原则上是不可实现的。对于再入走廊较宽的航天飞机而言,可选取靠近走廊中心的轨迹,因此,边界的不确定性不会造成太大的影响。而作者在直接利用再入走廊来研究亚轨道飞行器返回过程时,发现亚轨道飞行器的再入走廊过窄,甚至有可能

不存在,给再入轨迹设计和进一步的制导带来很大 困难。

本文通过分析再入走廊在亚轨道飞行器再入返 回研究中的不足,针对性地提出亚轨道再入通道这 一新概念,用实际可达到的飞行极限边界作为通道 边界,使通道具有唯一性与可实现性,更有效地用于 亚轨道返回轨迹的设计。

1 计算模型

1.1 一般动力学方程

考虑地球为椭球体,在地球旋转坐标系下建立 飞行器动力学及运动学方程^[6],当只考虑纵向平面 内的运动时,方程如下:

$$\frac{\mathrm{d}r}{\mathrm{d}t} = v \sin \gamma$$

$$\frac{\mathrm{d}v}{\mathrm{d}t} = -\frac{1}{m}D - g \sin \gamma + \omega^2 r \cos \psi (\sin \gamma \cos \psi - \cos \gamma \sin \xi \sin \psi)$$

$$v \frac{\mathrm{d}\gamma}{\mathrm{d}t} = \frac{1}{m}L - g \cos \gamma + \frac{v^2}{r} \cos \gamma + 2\omega v \cos \xi \cos \psi + \omega^2 r \cos \psi (\cos \gamma \cos \psi + \sin \gamma \sin \xi \sin \psi)$$

式中,r 为航天器距地球中心的距离; v 为飞行器的质心相对于坐标系的速度; γ 为速度倾角; D 为阻力; ψ 为地球纬度; ξ 为速度偏角; L 为升力; ω 为地球自转角速度。

1.2 简化方程

在计算再入走廊时,需对式(1)进行简化。忽略地球扁率及其自转的影响。简化后的方程如下:

收稿日期: 2010-09-20; 修订日期: 2011-02-13

作者简介: 肖歆昕(1982-),女,四川宜宾人,博士研究生,主要从事航天器再入导航、制导与控制研究。

$$\frac{dr}{dt} = v \sin \gamma$$

$$\frac{dv}{dt} = -\frac{1}{m}D - g \sin \gamma$$

$$v \frac{d\gamma}{dt} = \frac{1}{m}L - g \cos \gamma + \frac{v^2}{r}\cos \gamma$$
(2)

2 再入走廊的分析和计算

利用式(2),以阻力加速度 a_D 为纵坐标,飞行速度 v 为横坐标,建立航天飞机再入走廊模型 $^{[7]}$ 。

2.1 再入走廊模型

(1) 动压 q 限制边界。迎角为速度的函数 $\alpha(v)$,升力、阻力系数为迎角的函数 $C_L(\alpha)$, $C_D(\alpha)$,则阻力加速度与速度的关系如下:

$$a_{D} = \frac{C_{D}\rho v^{2}S}{2m} = \frac{\rho v^{2}}{2} \frac{S}{m} C_{D}$$
 (3)

(2) 法向过载限制边界。在瞬时平面内,法向过载为:

$$n_n = -(L \cos \alpha + a_D \sin \alpha) / mg$$
 (4)

$$a_D = -\frac{n_n g}{\cos \alpha \ C_L / C_D + \sin \alpha} \tag{5}$$

令 $n_n = n_{n \text{ max}}$,则可以画出 $a_D(n_n) \sim v$ 曲线。

(3) 平衡滑翔限制边界。令 $\mathrm{d}\gamma/\mathrm{d}t=0$,由于航天飞机再入中倾角较小,可令 $\cos\gamma\approx1$,则:

$$\frac{v^2}{r} - g = -C_L(\alpha) \frac{\rho v^2}{2m} S \tag{6}$$

相应的边界可以表示为:

$$a_{D} = \frac{C_{D}\rho v^{2}S}{2m} = -\frac{\left(\frac{v^{2}}{r} - g\right)}{C_{L}}C_{D} = -\frac{\left(\frac{v^{2}}{r} - g\right)}{C_{L}/C_{D}}$$
(7)

(4)最大驻点热流限制边界。驻点热流的约束为:

$$\dot{Q} = \frac{C_1}{\sqrt{R_N}} \left(\frac{\rho}{\rho_0}\right)^{0.5} \left(\frac{v}{v_c}\right)^m \leqslant \dot{Q}_{\text{max}} \tag{8}$$

式中, $C_1 = 31500$; R_N 为飞行器头部的曲率半径; ρ_0 = 9.81 × 0.123 kg/m³; $v_c = 7900$ m/s; m = 3。

$$a_D = \frac{1}{2m} C_D S \frac{\rho_0 R_d v_c^{2m} \dot{Q}^2}{31500^2 v^{2m-2}}$$
 (9)

令 $\dot{Q} = \dot{Q}_{\text{max}}$,则可以画出 $a_D(\dot{Q}) \sim v$ 曲线。

2.2 再入走廊计算及分析

由于亚轨道飞行器的再入速度远小于航天飞机,一般 $Ma=3\sim10$,飞行中的离心力不足以使其飞行轨迹平缓下降,再入过程中速度倾角变化迅速, dy/dt=0 条件不成立,即不存在平衡滑翔状态。本文定义了一条零倾侧角飞行边界,以代替平衡滑翔

边界,进行亚轨道飞行器再入走廊分析。

由于倾侧角 σ 不为零时,升力的方向会产生相应变化,使垂直方向的升力减小,因此,零倾侧角飞行时飞行器可以获得最大的垂直方向升力。由此,定义当飞行器在已知 $\alpha(v)$ 条件下,保持 $\sigma=0$,通过仿真获得的实际阻力加速度线 $a_D(\sigma)\sim v$ 为零倾侧角边界,以此表示飞行器在该迎角设计函数下最平缓的再入轨迹,从而描述亚轨道飞行器的再入走廊。

对某型亚轨道飞行器,再入初始条件为: $\{h, v, \gamma\}$ = $\{148 \text{ km}, 2 \text{ 133.5 m/s}, 0^\circ\}$; 再入过程约束条件为: q_{max} = $40 \text{ kPa}, n_{n_{-\text{max}}}$ = 5, \dot{Q}_{max} = 300 kW/m^2 ; 设计再入迎角方案为: 在速度从分离点速度到达最大速度 v_{max} (大约为 2 200 m/s) 之间,一直保持 40° 的大迎角,从 v_{max} 起迎角开始相对于速度线性减小,减小速率为 k_{α} = 25° /(400 m/s),直到速度 $v = (v_{\text{max}} - 400) \text{ m/s}$ (重复迭代选取的较优值)为止,此时迎角为 15° 。

利用式(3)、式(5)和式(9)及零倾角飞行边界共同确定的再入走廊如图1所示。

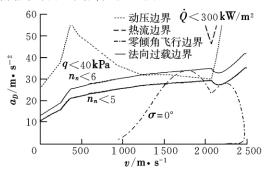


图 1 某型亚轨道飞行器再入走廊

由图 1 可以看出,对于仿真的亚轨道飞行器,由 q_{max} = 40 kPa, $n_{n_{-}\text{max}}$ = 5, \dot{Q}_{max} = 300 kW/m²获得的三条边界之间没有交点,法向过载边界处于最下方,这表明只要满足法向过载约束条件,则动压约束和热流约束可同时满足,即再入走廊的过程约束边界为法向过载边界。但是由于零倾侧角飞行边界与法向过载边界存在交点,即再入走廊不存在。当法向过载约束值增大到 6 时,法向过载边界上移且与动压边界相交,再入走廊中上边界由过载和动压共同决定,此时零倾侧边界与动压边界相交,再入走廊仍然不存在。

对于该亚轨道飞行器,进行不同线性迎角函数 $\alpha(v)$ 下的多次仿真,所获得的再入走廊与图 1 所示的结果类似: 热流边界很容易得到满足,过载和动压边界共同决定上边界,零倾侧角飞行边界与过程约束边界相交,再入走廊不存在。

然而,再入走廊不存在并不能否定再入任务的 可行性,其原因在于:

- (1) C_L , C_D 的取值不准确造成的边界误差。实际情况下, C_L , C_D 应为 Ma 与 α 共同决定的函数, 走廊计算中往往忽略 Ma 的影响, 仅用 C_L (α), C_D (α) 描述边界, 导致误差。
- (2) α(v) 对再人走廊的影响较大。采用 α(v) 不同时,再入走廊的形状也会有所差异。由于亚轨道飞行器的再入约束,特别是过载约束本来就较为苛刻,常规的线性迎角再入使得再入走廊可能不存在,但是仍有可能在其他迎角设计方法下,获得满足约束的可行轨迹。

3 再入通道

本文提出再入通道这一新概念,来描述亚轨道 飞行器的可行再入区域,当再入的初始状态和气动 参数确定时,这个可行区域的包络范围不随迎角取 值的变化而变化,通道的边界轨迹在物理上可实现, 因而使通道具备唯一性与可实现性,可以直接用于 再入任务可行性判断与再入轨迹辅助设计。

3.1 再入通道定义

定义 1: 再人通道是亚轨道飞行器再入过程中满足各约束条件的一条唯一确定的实际飞行通道。这条通道由极限飞行轨迹的包络组成,每条极限飞行轨迹都是理论上可行的再入轨迹。

定义 2: 极限飞行轨迹是飞行器再入过程中其所有约束均得到满足,且至少有一个约束条件刚好达到约束值的飞行轨迹。即从 $a_p \sim v$ 图上看,在沿着这些极限飞行轨迹的再入过程中,总存在一些时刻或某些阶段,气动约束或热约束刚好满足约束限制。

3.2 再入通道数学模型

由 2. 2 节的分析可知,再入中较难满足的约束 条件为法向过载约束及动压约束,本文在这两个约 束中,选取过载约束作为亚轨道飞行器再入中面临 的主要困难,认为在特定的以过载限制为目的的制 导方法下,过载和动压约束可以同时得到满足,由 此,给定再入通道边界的定义及数学模型如下。

上边界: 再入法向过载最大程度地沿过载约束 上限飞行的轨迹。

$$a_{D}(n_{n}) = -\frac{mgn_{n_{-max}}}{\cos \alpha C_{L}/C_{D} + \sin \alpha}$$

$$a_{D}(q) < q_{\max} \frac{S}{m}C_{D}$$
(10)

下边界: 再入法向过载最大程度地沿待定的最

小过载值飞行的轨迹,且动压峰值恰好不超过约束值。

$$a_{D}(n_{n}) = -\frac{mgn_{n_{-\min}}}{\cos \alpha C_{L}/C_{D} + \sin \alpha}$$

$$a_{D}(q) \leq q_{\max} \frac{S}{m}C_{D}$$
(11)

边界中各参数的取值采用实际仿真飞行中值,避免了系数取值不准确带来的边界误差问题。最大程度地沿某一过载约束值飞行,获得沿 $n_{n_{-}\max}$, $n_{n_{-}\min}$ 的唯一的飞行轨迹,保证了通道的唯一性。

3.3 再入通道计算及分析

同样对 2.1 节仿真中的某型亚轨道飞行器进行仿真分析,法向过载约束值 $n_n = \{4.0,4.5,5.0\}$,仿真结果如图 2 所示。

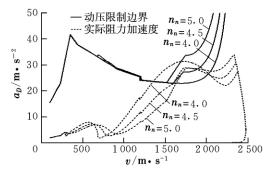


图 2 n_n 减小对边界的影响

由仿真结果可知,当 $n_n = 5.0$ 时,实际阻力加速度线位于相应的动压约束边界下方,过载约束条件刚好满足,符合上边界的定义,因此 $n_{n_{-max}} = 5$ 。随着法向过载约束值的减小,实际的阻力加速度边界与动压边界呈靠近、相交的趋势。可以认为,存在一个特定值,使得实际阻力加速度线与动压约束边界有且仅有一个交点,此值即为确定下边界需要的法向过载值 $n_{n_{-min}}$ 。如果 $n_n < n_{n_{-min}}$,会使飞行动压超过约束限制值。通过反复数值迭代后,取 $n_{n_{-min}} = 4.65$ 。如图 3 所示, $n_n = 4.65$ 时,动压约束边界与实际阻力加速度边界相切,符合下边界定义。

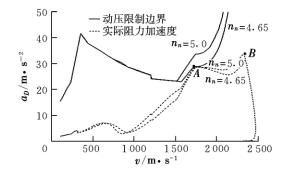


图 3 某型亚轨道飞行器再入通道示意图

该亚轨道飞行器再入返回的再入通道即为由

 $n_{n \text{ max}} = 5$ 和 $n_{n \text{ min}} = 4.65$ 所限制的飞行区域。

由此可以得到的结论为: 当飞行器状态处于 AB 段,若飞行过载值维持在 $[n_{n_{-}\min}, n_{n_{-}\max}]$ 区域之内时,可保证再入飞行满足所有过程的约束条件。

需要注意考虑的特殊情况是:如果沿法向过载 约束上限飞行的轨迹所描述的阻力加速度线与动压 约束边界相交,则可认为即使沿最大法向过载上限 飞行,飞行器的动压仍然会超过约束值,即再入通道 不存在,该再入任务需要重新设计。

4 结论

本文利用再入极限边界描述再入通道,解决了 亚轨道飞行器无法有效利用再入走廊进行辅助制导 的问题。采用法向过载作为描述再入通道的指标 时,可以得到以下结论:

- (1)处于再入通道外的任意一条飞行轨迹,其过程约束至少有一个无法满足限制条件;
- (2) 满足通道边界参数 $[n_{n_{-\min}}, n_{n_{-\max}}]$ 的飞行轨迹,其再入过程约束可以全部满足;
- (3) 若再入通道不存在,则可认为对于该亚轨 道飞行器,无法找到一条可行轨迹使得飞行过程满 足所有约束条件,即再入任务不可行。

由此可见,利用再入任务已知时,再入通道的唯一性与确定性可以直接判断任务是否可行。如果可

行,即在 $[n_{n_{\text{min}}}, n_{n_{\text{max}}}]$ 范围内选取合适参数进行轨迹设计与制导; 如果不可行,则需要重新设计任务并进行再入通道重设,通过多次迭代后寻找可行的任务方案。

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 Missile and Spazio, 2002, 81(2):65-72.
- [3] Dornheim M A. Reaching 100 km: exclusive chart shows how spaceship one left and reentered the atmosphere [J]. Aviation Week and Space Technology, 2004, 161 (6): 45-46.
- [4] 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.
- [5] 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.
- [6] 南英. 航天器再入轨迹与控制 [D]. 西安: 西北工业大学,1993.
- [7] 胡建学. 可重复使用跨大气层飞行器再入制导研究 [D]. 长沙: 国防科学技术大学,2007.

Study of reentry channel for sub-orbital vehicle

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

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

Abstract: Based on the concentration of overload, heat flow, and dynamic pressure peak in the reentry process for a sub-orbital vehicle, and the overload become a key constraint, this paper presents the reentry channel differently formed by the reentry corridor, establishes the channel model, and uses reentry trajectory meeting different constraints to describe the boundary of reentry channel. Analysis and simulation results show that the realized of reentry task can be determined by the existence of reentry channel, and the parameters of reentry channel boundary are effective in the research work of trajectory design and reentry guidance.

Key words: sub-orbital vehicle; reentry channel; task feasibility; trajectory design; guidance

(编辑:姚妙慧)