

CSTAM 2010-0032 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 先进制造工艺力学重点实验室

第三届高超声速科技学术会议 2010年10月26-28日 江苏·无锡

亚轨道飞行器再入通道概念及应用

肖歆昕1,李文皓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,北京邮编;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,提出再入通道概念及描述方法,更好的辅助进行亚轨道飞行器再入轨迹设计和开展再入制导研究工作。定义了再入通道的概念,以满足不同约束条件的极限再入飞行仿真轨迹描述再入通道边界,建立再入通道数学模型。分析和仿真表明,通过再入通道是否存在,可用于直接判断再入任务的可实现性,且决定再入通道的边界极限值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, 轨迹设计, 制导

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球 的过程中,面临着与航天飞机不同特征的空气 力学及热力学问题,其相对较小的再入能量使 返回过程中能量损耗、过程约束、航程实现三 者之间出现矛盾。

航天器是从地球轨道上再入返回,其再入走廊的设计和计算方法已较为成熟,而亚轨道飞行器返回轨迹研究方面鲜见相关的文献^[3]。传统的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。由文献[4,5]可以看出,再入走廊的计算中,总是假设攻角为速度的已知函数,因此走廊的形状与攻角的制导律相对应,并不唯一确定,并且由于对飞行方程及走廊的计算过程在一定程度上进行了简化,使得走廊边界不能作为实际飞行可达到的边界。

作者在直接利用再入走廊分析亚轨道飞行 器返回过程的研究过程中,发现能量、约束、 航程之间的矛盾有可能导致再入走廊过窄,甚 至不存在,给再入轨迹设计带来很大困难。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,针对性的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 为通道的描述方法,使通道具有唯一性与可实 现性,更有效的用于亚轨道返回轨迹设计。

1 计算模型

1.1 一般动力学方程

以地球的中心为原点,地心指向春分点为 X 轴,地心指向北极为 Z 轴,Y 轴符合右手坐标系规则建立坐标系。

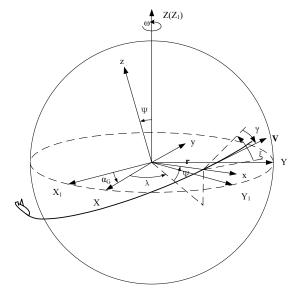


图 1 坐标系与各角度的定义

只考虑纵向平面内的运动,运动方程为

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

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

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

$$+\omega^2 r \cos \psi (\cos \gamma \cos \psi + \sin \gamma \sin \xi \sin \psi)$$
(1)

式中,r为航天器距地球中心的距离; γ 为速度倾角;v为飞行器的质心相对于坐标系的速度; g_r 为地球重力加速度; ξ 为速度偏角; ψ 为地球纬度;D为阻力;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,以上的方程进行了简 化,忽略了地球扁率及其自转的影响,并只考 虑飞行器纵向运动,令倾侧角 σ 恒为零值。简 化后的方程如下:

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

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

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

2. 再入走廊的分析和计算

2.1 再入走廊模型

1) 动压q限制边界,因为 $\alpha(v)$ 已知,且通常在研究中考虑升阻力系数为攻角的函数,则已知速度v时,可以求出 C_p ,阻力加速度与速度的关系如下:

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

$$rel rac{
ho v^2}{2} = q_{\text{max}}$$
,则 $D(q) \sim v$ 曲线可以画出。

2) 法向过载限制的边界,在瞬时平面内, 法向过载为

$$n_{n} = -(L\cos\alpha + D\sin\alpha)/mg \tag{4}$$

$$D = -\frac{n_n g}{\cos \alpha C_L / C_D + \sin \alpha}$$
 (5)

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

3) 平衡滑翔限制边界, 令 $d\gamma_{\tau}/dt = 0$, 故

$$m(\frac{v^2}{r} - g)\cos\gamma_T + L = 0 \tag{6}$$

因航天飞机再入过程中速度倾角 γ_T 较小, $\cos\gamma_T\approx 1$,故(3.6)式变经

$$\frac{v^2}{r} - g = -C_L(\alpha) \frac{\rho v^2}{2m} S \tag{7}$$

相应的边界可以表示为:

$$D = \frac{C_D \rho v^2 S}{2m} = -\frac{(\frac{v^2}{r} - g)}{C_L} C_D = -\frac{(\frac{v^2}{r} - g)}{C_L / C_D}$$
(8)

2.2 亚轨道飞行器再入走廊计算

由于亚轨道飞行器的再入速度远小于航天器,飞行中的气动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, $d\gamma_T/dt=0$ 无法实现,即平衡滑翔边界的前提条件不成立,以(7)式获得的边界是无效的。本文针对这一现象,重新定义了一条适用于亚轨道飞行器再入走廊下边界进行走廊分析。

对攻角函数 $\alpha(v)$ 已知的飞行器,当倾侧角 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。这表明零倾侧角飞行时 飞行器可以获得最大的垂直方向升力。那么在 已知 $\alpha(v)$ 时,保持倾侧角恒等于 0,使飞行器 对称飞行,通过仿真获得的实际阻力加速度线 就可用来描述飞行器最平缓的再入轨迹。这样,就可用零倾侧角边界与热流、过载、动压边界 之间形成包络,来描述亚轨道飞行器的再入走廊。对某型亚轨道飞行器,其再入走廊如图 2 所示。

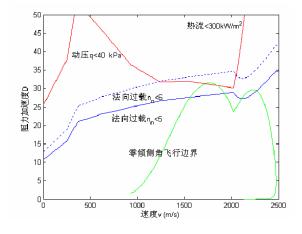


图 2 某型亚轨道飞行器再入走廊

由图 2 可以看出, 法向过载为 5 的约束边界处于动压边界下方, 此时, 只要满足过载约束条件, 则动压约束同时得到满足。若使法向过载约束值增大为 6, 则过载边界与动压边界相交, 在相交阶段, 动压限制成为主要约束条件。总的来说, 热流约束没有过载及动压苛刻,可以不用考虑, 而从今后民用载人航天的商业化进程看, 限制过载又排在更为重要的地位, 因而, 在多个再入过程约束中, 本文把过载限制条件作为亚轨道飞行器面临的主要矛盾。

上文分析了再入走廊上边界。当飞行器按给定攻角 $\alpha(v)$, 进行零倾侧角再入飞行时,获得的零倾侧角飞行边界与动压、过载组成的上边界始终存在相交区域,即再入走廊不存在,无法获得满足所有约束条件的再入轨迹。

2.3 亚轨道飞行器的再入走廊结果分析

- 2.2 节的计算结果表明,再入走廊有可能不存在。然而再入走廊不存在并不能简单用以否定再入任务的可行性,其原因在于:
- 1) 升阻力系数 C_L , C_D 的取值不准确造成的边界误差。

 C_L , C_D 为马赫数 Ma 与攻角 α 函数,在用 D_V 图描述时,由于高度h未知,马赫数无法准确获得,计算 C_L , C_D 时,往往只考虑了其与攻角的相关性,即(3)、(5)、(8)式中, C_L , C_D 一般取 $C_L(\alpha)$, $C_D(\alpha)$ 。由图 3 可知再入约束峰值集中出现的阶段,高度由 100km 以上下降到 30km 左右,速度由 2000m/s 以上降到1000m/s 附近,马赫数 Ma 的变化范围为 10~3,其对升阻力系数的影响不可忽略,导致在仅用 $C_L(\alpha)$, $C_D(\alpha)$ 描述边界时存在误差。

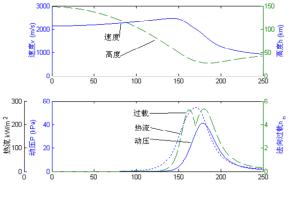


图 3 亚轨道飞行器再入特性曲线

2) 攻角函数 $\alpha(v)$ 对再入走廊的影响较大。

攻角 $\alpha(v)$ 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,常规的线性攻角制导使得再入走廊可能不存在,但是仍有可能通过其他制导方法,获得满足所有约束的可行轨迹。

3. 再入通道

本文提出再入通道这一新概念,希望以此 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时,这个区域的包络 范围不随攻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: 再入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的飞行通道。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。从阻力加速 -速度图上看,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 热约束刚好满足约束限制。

3.2 再入通道描述方法

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,因此,若以法向过 载为限制条件的可行再入区域存在,即可认为 飞行器所有约束条件均得到满足。由此,给定 再入通道边界的描述方法如下。

上边界:再入法向过载最大程度的沿过载约束上限飞行的轨迹。

下边界: 再入法向过载最大程度的沿待定的最小过载值飞行的轨迹, 使动压峰值恰好不超过约束值。

结合法向过载和动压的约束模型,边界的 数学表达示如下。

上边界:

$$\begin{cases}
D = -\frac{mgn_{n_{\text{max}}}}{\left(\cos\alpha \cdot C_L/C_D + \sin\alpha\right)} \\
D < q_{\text{max}} \frac{S}{m} C_D
\end{cases}$$
(4.9)

下边界:

$$\begin{cases}
D = -\frac{mgn_{n_{-}\min}}{\left(\cos\alpha \cdot C_L/C_D + \sin\alpha\right)} \\
D \leq q_{\max} \frac{S}{m} C_D
\end{cases}$$
(4.10)

其中: 攻角为 $\alpha(v)$; $C_{\scriptscriptstyle L}$, $C_{\scriptscriptstyle D}$ 为 $C_{\scriptscriptstyle L}(\alpha,{\rm Ma})$, $C_{\scriptscriptstyle D}(\alpha,{\rm Ma})$ 。

边界中各参数采用了实际仿真飞行中的取值,可以有效避免系数取值不准确带来的边界误差问题;最大程度的沿某一过载约束值飞行,使沿 $n_{n_{-} \max}$, $n_{n_{-} \max}$ 的飞行轨迹唯一,从而保证了通道的准确性与唯一性。

3.3 再入通道计算及分析

对某型亚轨道飞行器,其法向过载限制值为 5 ,最大程度的按照此法向过载限制值飞行的实际阻力加速度如图 4 所示,其中等法向过载飞行段为处于 A、B 两点之间。可见实际阻力加速度线位于动压约束边界下方,即整个再入过程中,过载约束条件刚好满足,是沿过载约束上限飞行的轨迹,符合上边界的定义, $n_{n,\max}=5$ 。

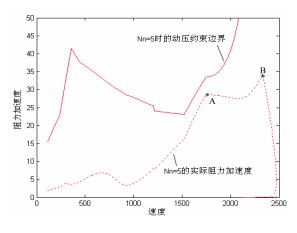


图 4 再入通道上边界

取不同的法向过载约束值 n_n,同样进行再入仿真分析,由图 5 可见,随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,存在一个待定值,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 $n_{n_{-}\min}$,如果法向过载 $n_{n_{-}\min}$,会 使飞行动压超过约束限制值。

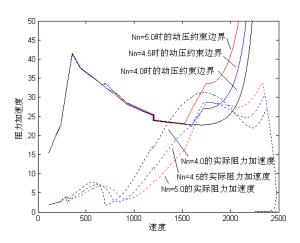


图 5 $N_{n,\text{max}}$ 减小对边界的影响

通过反复数值迭代后,取 $n_{n_{\text{min}}}$ =4.65。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。如图 6 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。

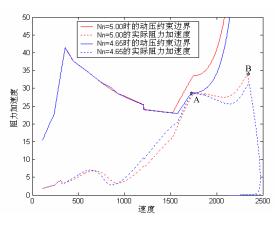


图 6 再入通道

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约束条件。

需要注意考虑的是特殊情况是: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。

以亚轨道飞行器再入中最为苛刻的约束条件——法向过载,作为描述再入通道的指标,以极限飞行确定的再入轨迹用为再入通道的边界,可以得到以下结论:

- 1) 处于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) 由通道边界参数[$n_{n_{\text{min}}}$, $n_{n_{\text{max}}}$]限制的飞行轨迹,其再入过程约束可以全部满足;
- 3) 若再入通道不存在,可认为对该亚轨道飞行器,无法找到一条可行的轨迹使得飞行过程满足所有约束,即再入任务不可行。可见,利用再入通道相对于再入任务的唯一性与确定性,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;如果任务不可行,则需要重新设计任务并进行再入通道重设,多次迭代后总能找到可行的任务方案。

参考文献

- 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. Aerotecnic1 Missili e Spazio Vol. 81-2/2002
- [3] 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
- [4] 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
- [5] Jack A. Wbite and Katberine G. Jobnson. Approximate Solutions for Flight-path Angle of a Reentry Vehicle in The Upper Atmosphere. NASA Technical Note. NASA TN D-2397

Study of Reentry Channel for Sub-orbital Vehicle

Xiao Xinxin¹, Li Wenhao¹, Zhang Heng¹
(1 Key Laboratory of Mechanics in Advanced Manufacturing, Institute of Mechanics, C A S,
No.15 Beisihuanxi Road, Beijing 100190, China)

Abstract Based on the concentration of overload, heat flow, the peak, and overload become a key constraint in the reentry process for sub-orbital vehicle, this paper presents the Reentry channel different form the reentry corridor, to provide better aid for reentry trajectory design and reentry guidance. Defines the concept of reentry channel, uses reentry trajectory meeting different constraints to describe the boundary of Reentry channel, and establishes the channel model. 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 effectively in the research work of trajectory design and reentry guidance.

Key words sub-orbital vehicle, reentry channel, trajectory design, reentry guidance