

“八六三”计划
航天技术领域课题报告

航天飞机再入大气层 轨道优化研究

课题负责人 陈 实

主要成员 郑本武 严重中
周东林 宋淑萍

南京航空学院航空航天
轨道研究中心

一九九一年七月

附表 1: 本项目完成著作目录

项目号	论 著 名 称	作者姓名	完成日期	发表时间	发表刊物名称、卷、期 或会议名称和地点	国内外反映和被引用转载情况
1	航天飞机再入大气层轨道 优化研究报告	陈 实	90. 12	91. 1	南航科技报告 NHJB-91-6466	
2	航天飞机返回轨道	郑本武 陈 实	88. 6	88. 10 89. 10	中国宇航学会、航空学会第四届天地往返运输系统学术 研讨会论文集, 《飞行力学》杂志 89 年第 3 期	
3	航天飞机再入大气层轨道 分析	严 重 中	88. 5	88. 12	《飞行力学》88 年第 4 期	
4	航天飞机再入大气层最大 距离飞行	严 重 中	89. 10	89. 11 90. 3	全国飞行力学第十届年会宣读, 《飞行力学》杂志, 90 年第 1 期	
5	航天飞机离轨过渡段的优 化及其星下点轨迹	陈 实 郑本武	89. 7	89. 11	同上会宣读, 南航科技报告 NHJB-89-5371	
6	航天飞机再入段三维机动 飞行轨道及星下点轨迹	郑本武 陈 实	89. 7	89. 11	同上会宣读, 南航科技报告 NHJB-89-5372	
7	航天器再入大气层热流峰 值的一种解析解法	陈 实	87. 11 88. 3修订	87. 12	宇航学会返回再入学术年会宣读, 南航科技报告 NHJB-87-4736	
8	航天器再入大气层三维机 动飞行的最大过载和热流 有翼轨道器再入三维机动 飞行的最优升力控制	陈 实 陈 实	90. 5	90. 6	中苏载人航天器联合会文集, 受到苏联专家好评 《南航学报》将发表	
9	航天飞机返回着陆的可达 域	陈 实 郑本武	90. 4	90. 6 90. 11	宇航学会第五届天地往返运输系统学术研讨会, 宇航 学会飞行力学年会, 载入航空航天部二院论文集	
10	航天飞机返回着陆的可达 域	宋淑萍 陈 实	90. 12	90. 12	南航科技报告 NHJB-90-6428	
11	航天飞机最小气动热再入 轨道及返场着陆的研究	郑本武	90. 10	91. 1	中亦宇航科学与技术研讨会, NHJB-90-6271	
12	航天飞机最优再入轨道程 序说明	郑本武	90. 12	91. 1	南航科技报告 NHJB-91-6430	
13	航天飞机气动辅助变面 轨道变换	陈 实 周 东 林	88. 4	89. 11 88. 10	《南航学报》89 年第 4 期, 中国宇航、航空学会第四 届天地往返运输系统学术研讨会论文集	

V42-4

1017-1

目 录

1. 航天飞机再入大气层轨道优化研究综合报告..... 陈 实 (1)
2. 航天飞机返回轨道..... 郑本武 陈 实 (4)
3. 航天飞机再入大气层轨道分析 严 重 中 (12)
4. 航天飞机再入大气层最大距离飞行 严 重 中 (21)
5. 航天飞机高轨过渡段的优化及其层下点轨迹 陈 实 郑本武 (29)
6. 航天飞机再入段三维机动飞行轨道及层下点轨迹 郑本武 陈 实 (36)
7. 航天器再入大气层热流峰值的一种解析解法 陈 实 (47)
8. 航天器再入大气层三维机动飞行的最大过载和热流 陈 实 陈 爽 (53)
9. 有翼轨道器再入三维机动飞行的最优升力控制 陈 实 郑本武 (59)
10. 航天飞机返回着陆的可达域 宋淑萍 陈 实 (66)
11. 航天飞机最小气动热再入轨道及返场着陆的研究 郑本武 (77)
12. 航天飞机最优再入轨道程序说明 郑本武 (88)
13. 航天飞机气动力辅助导面轨道变换 陈 实 周东林 (96)



航天飞机再入大气层轨道优化研究综合报告

陈 实

一、本项目采用多种优化方法研究了航天飞机返回、再入的全过程，包含了离轨过渡段、再入段、末端能量管理段及进场着陆段。在计及过载、动压和热流等约束条件下，分别以最小燃料消耗、最大纵向、横向航程和最小总加热量为优化性能指标，运用极大值原理、非线性规划等多种方法，分别对离轨过渡段和二维、三维再入轨道进行优化研究。通过数字仿真获得最优控制律和有关轨道参数以及星下点轨迹，并编制了有关软件。此外还提出了再入轨道最大过载和热流峰值的解析解法，研究了以气动力为辅助动力的共面和异面轨道变换。有关成果可应用于航天飞机的轨道优化设计（其中大部分方法亦可应用于飞船），部分成果已应用于前阶段航天飞机的方案论证，并可为总体、结构、热防护、制导、导航及控制等系统的实现提供必要的依据。同时，也为进一步深化此项研究奠定了基础。

二、本项目研究工作的成就，学术水平及意义

本项目在原定计划时间内，在计及过载、热流等约束条件下，选用不同的优化性能指标，采用多种优化方法，从11个方面对再入、返回轨道进行了探讨，完成了轨道优化的有关软件。同时，还超出预定计划内容，对与再入轨道相关联的离轨过渡段、航天飞机星下点轨迹以及气动力辅助变轨等方面也开展了研究。现将各项成果分述于下

1. 航天飞机返回离轨过渡段的优化设计。根据再入初始条件，采用优化方法确定最佳离轨点（最多可节省能量50%左右）及离轨段的轨道参数。〔2〕*

2. 在等升阻比条件下，求得再入平面轨道的精确数值解，论证了升阻比、再入角对轨道特性的影响。〔3〕在变升阻比条件下，获得了最大纵向距离的最优升力控制律，并将结果与常值升力控制和最优常值升力控制作了对比。此外，还分析了在三种控制规律下，总过载和最大热流的变化规律。〔4〕

3. 结合“长城一号”航天飞机的方案论证，分别在不计和计及地球自转的影响下，设计了再入大气层三维机动轨道，并根据给定的气动热、过载约束条件确定了再入“走廊”和控制规律，分析了有关参数对轨道特性的影响。〔2〕〔6〕

4. 在计及地球自转的影响下，分别给出了离轨过渡段和再入段的星下点轨迹。〔5，6〕

*注：〔〕内的号码系附表1中论著的编号

5. 在一阶近似及层流条件下, 提出了再入平面轨道热流峰值的一种解析解法〔7〕; 进而导出了再入三维机动轨道的最大过载和热流峰值的解析式, 并分析了再入条件和升阻比比对最大过载和热流峰值的影响。〔8〕

6. 研究了再入三维机动轨道的最优升力控制, 在满足过载、热流约束条件下, 采用“解析—数值”组合解法求得最大横向距离, 以提高其机动性及返回着陆的范围〔9〕

7. 在满足过载、热流等约束条件下, 确定了采用最优升力控制的返回着陆可达域。〔10〕

8. 研究了以气动加热量最小为性能指标的最优三维再入轨道〔11〕, 采用Powell优化算法, 成功地将非线性两点边值问题转化为非线性规划问题, 且便于采用标准程序求解。

9. 研究了再入轨道的末端能量管理段和进场着陆段的控制规律, 计算结果表明, 可通过对航天飞机滚转角的修正来实现。〔11〕

10. 探讨了通过穿越大气层机动飞行, 实现以气动力作辅助动力的轨道变换问题, 求得了最优控制律, 结果表明, 较之纯推力变轨所需能量有显著的降低(可达50%左右) 此项研究为进一步向应用发展奠定了基础。

11. 根据上述研究内容进行数字仿真, 编制了有关的轨道设计及优化的仿真软件(参阅〔12〕、〔15〕及有关附件)。

上式工作的特色及水平,

1. 较全面地研究了离轨、再入、返回段的全过程, 并计及了主要约束条件(气动加热、过载等), 选用了多种优化性能指标, 其中, 如离轨段的优化系在国内率先进行研究者, 而且我们同时计及了再入速度和再入角两项条件, 也是国外文献尚未见到的。

2. 分别按地心惯性系(不计地球自转)和地心非惯性系(计及地球自转)建立数学模型, 后者远较前者复杂, 增加了优化求解的难度, 但也提高了精度, 超出了一般文献的水平。

3. 采用多种优化方法同时并举、异途同归。如再入段的优化先后采用了解析解法, “解析—数值”组合解法和非线性规划法等方法, 以供设计部门根据不同的设计要求加以选用。

4. 在国内率先研究了以“再入机动飞行”为手段的“气动力辅助轨道变换”的问题, 填补了国内在此领域内的一项空白, 这也是极有发展前途的一项研究。

从国际上已发表的文献来衡量，以上工作已达到或接近国际水平。近几年来已有12篇论文先后在中国宇航学会、航空学会、国防科工委航天高技术软件系统首届研讨会、“7210”飞行力学会议等全国性学术会议以及“中苏载人航天器学术研讨会”等国际会议上宣读。在中苏学术讨论会上宣读的论文得到苏联同行专家的好评，并对我院在“再入轨道”研究中取得的进展表示祝贺。有关论文还先后在《飞行力学》、《南航学报》等刊物上发表。

上述成果可直接应用于航天飞机（部分内容亦可用于飞船）的高轨、再入、返回轨道的优化设计，其中部分成果已用于前阶段航天飞机方案论证工作；它亦可为总体、结构、防热系统以及制导、导航和控制系统的实现提供必要的依据。同时，也为进一步深化此项研究奠定了基础。

三、本项目超计划的研究内容

本项目除按时完成原订计划的全部内容外，随着工作的逐步深入以及国外发展的新动态，还超计划地研究了三项内容（前述内容的“1”、“4”和“10”）。

其中“高轨段的优化”和“气动力辅助变轨”由于能使能量消耗显著降低，从而带来地面发射重量的降低、太空有效载荷的提高等一系列效益。尤其是后者系国际上引人注目的一项研究，并已开展了大量工作。为了填补国内的此项空白，并尽快缩短与国外的差距，我们及时地在国内率先开展了此项研究，为今后的工作打下了基础。

此外，鉴于航天飞机“星下点轨迹”对于地面（及水上）测控网的布置，测控、导航系统的设计均为不可缺少的依据，为此亦进行了研究。

四、参照国外在此领域的进展情况，拟从以下几方面深化此项研究：

1. 在建立模型方面进一步考虑有关物理因素（如地球偏率、大气模型等），以提高结果的精度。
2. 从系统的观点，选择综合性的优化性能指标。
3. 研究能用于实时、在线控制的优化方法。
4. 末端能量管理段的控制规律也有待进一步深入研究。
5. 深化气动力辅助变轨的研究，并加强其实用性。
6. 现有研究成果除应用于航天飞机外，部分亦能用于飞船；今后还拟针对飞船的再入返回开展研究。

航天飞机返回轨道

郑本武 陈 实

(南京航空学院)

摘 要

本文研究了航天飞机返回轨道的有关问题, 分别对离轨段的优化, 再入段的飞行“走廊”及控制规律等作了分析与计算, 并就有关参数对再入段轨道的影响进行了讨论。

一 引 言

当航天飞机(或各种航天器)从外层空间返回地面时, 其飞行范围、大气条件以及飞行速度等均有极大的变化。因而, 从各个方面对返回轨道的设计均带来严格的要求(如气动热、过载、安全等等)。

本文首先讨论了离轨段的优化问题。在现有参考文献中, 除高度外均仅考虑一项再入条件(如再入点的 V_0 或 θ_0)。本文提出一种能同时计及两项再入条件(V_0 和 θ_0)的优化方法, 并给出了解析关系式, 此种方法不仅理论上严格, 而且也更符合实际应用。

文中进一步探讨了再入大气层轨道问题, 根据给定的最大热流、最大过载等约束条件确定了再入“走廊”, 此“走廊”具有一定的宽度, 它使航天飞机着陆时具有一定的机动性。文中还给出了再入轨道的控制规律, 确定了一条符合“走廊”要求的再入轨道。最后分析了翼载荷 G/S 、再入角 θ_0 、再入速度 V_0 及侧滑角 β 等对再入轨道特性的影响, 所得有关结果及数据可供航天飞机方案论证及总体设计参考。

二、离轨段的优化

当航天飞机欲返回大气层并着陆时, 需开动机动发动机进行冲量变轨。离开运行的原轨道(e_1), 经过渡轨道(e_2)开始进入大气层。离轨段(DE段)及有关参数如图1所示。现给定再入点E的条件(V_0 , θ_0), 按离轨所需能量(或冲量变轨的特征速度 ΔV)最小进行优化。

由变轨所需

$$\Delta V = \sqrt{V_1^2 + V_2^2 - 2V_1V_2 \cos(\theta_2 - \theta_1)} \quad (1)$$

本文于1988年11月11日收到。

又由Kepler轨道的基本关系式, 有

$$\left. \begin{aligned} V_1^2 &= E_1 + \frac{2\mu}{r_D} \\ V_2^2 &= E_2 + \frac{2\mu}{r_D} \end{aligned} \right\} (2)$$

$$\left. \begin{aligned} \cos \theta_1 &= \frac{h_1}{V_1 r_D} \\ &= h_1 (E_1 r_D^2 + 2\mu r_D)^{-\frac{1}{2}} \\ \cos \theta_2 &= \frac{h_2}{V_2 r_D} \\ &= h_2 (E_2 r_D^2 + 2\mu r_D)^{-\frac{1}{2}} \end{aligned} \right\} (3)$$

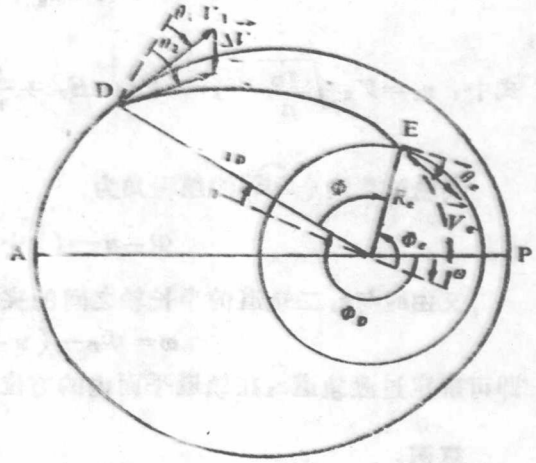


图 1 高轨道的有关参数关系

式中: $\mu = 398603.2 \text{ km}^3/\text{s}^2$ 为地球引力常量; E_1, E_2 分别为沿轨道 e_1, e_2 的二倍“比能”(即单位质量机械能的二倍); h_1, h_2 分别为沿轨道 e_1, e_2 单位质量的动量矩 r_D 为离轨点距地心 O 的距离。

将式(2)、式(3)代入式(1)即得

$$\begin{aligned} \Delta V &= \{F(r_D)\}^{\frac{1}{2}} \\ &= \left\{ E_1 + E_2 + \frac{4\mu}{r_D} - 2 \left[(E_1 + \frac{2\mu}{r_D})(E_2 + \frac{2\mu}{r_D}) \right]^{\frac{1}{2}} \right. \\ &\quad \times \left[\frac{h_1 h_2}{\sqrt{(E_1 r_D^2 + 2\mu r_D)(E_2 r_D^2 + 2\mu r_D)}} \right. \\ &\quad \left. \left. + \left(1 - \frac{h_1^2}{E_1 r_D^2 + 2\mu r_D}\right)^{\frac{1}{2}} \left(1 - \frac{h_2^2}{E_2 r_D^2 + 2\mu r_D}\right)^{\frac{1}{2}} \right] \right\}^{\frac{1}{2}} \end{aligned} \quad (4)$$

对上式进行一维寻优, 即可求得 ΔV_{\min} 及最佳离轨点 D 的矢径 r_D^* 和过轨轨道 e_2 的有关参数 [1]。

D 点的真近点角为

$$\Phi_D = \arccos \left[\left(\frac{h_1^2}{\mu r_D} - 1 \right) / e_1 \right] \quad (5)$$

式中: e_1 为原轨道 e_1 的偏心率,

r_D 与 e_2 轨道半长轴的夹角为

$$\eta = \arctg \left(\frac{u_2^2 \operatorname{tg} \theta_2}{1 - u_2^2 + \operatorname{tg}^2 \theta_2} \right) \quad (6)$$

$$\text{式中: } u_2 = V_2 \sqrt{\frac{r_D}{\mu}}, \quad V_2^2 = E_2 + \frac{2\mu}{r_D}$$

离轨过渡段 (DE) 的航程角为

$$\Phi - \pi - (\eta + \Phi_e) \quad (7)$$

又由 e_2 与 e_1 二轨道的半长轴之间的夹角

$$\omega = \Phi_D - (\pi + \eta) \quad (8)$$

即可确定过渡轨道 e_2 在轨道平面内的方位。

算例:

原轨道 e_1 的近地点 $r_p = 6671 \text{ km}$,

远地点 $r_A = 6871 \text{ km}$;

再入点 E : $R_e = 6491 \text{ km}$, $V_e = 7.9 \text{ km/s}$

$\theta_e = 2^\circ$ 。

所得 $\Delta V(r_D)$ 曲线如图2所示:

$$\Delta V_{\min} = 100.6 \text{ m/s}, \quad r_D^* = 6842.2 \text{ km}$$

$$\Phi_D = 215.4^\circ, \quad \Phi = 97^\circ, \quad \omega = 19.4^\circ$$

由图2可见, 最佳离轨点D与远地点A接近; 而当D点离近地点P愈近, 所需 ΔV 值愈大, 甚至比之 $(\Delta V)_{\min}$ 可高达两倍以上。

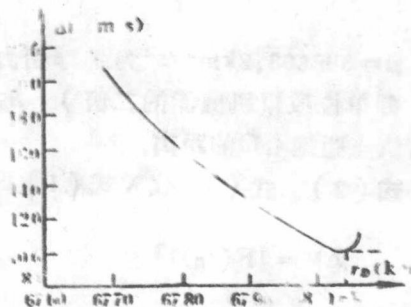


图2 离轨点矢径与 ΔV 之间的关系

三、再入段运动方程

在地心惯性计算系中, 球面速度坐标系运动方程为

$$\frac{dr}{dt} = V \sin \theta \quad \checkmark$$

$$\frac{dV}{dt} = -\frac{C_x q S}{m} - g \sin \theta \quad \checkmark$$

$$V \frac{d\theta}{dt} = \frac{C_y q S}{m} \cos \gamma_s - \left(g - \frac{V^2}{r}\right) \cos \theta - \frac{C_x q S}{m} \sin \gamma_s$$

$$\frac{d\lambda}{dt} = \frac{V \cos \theta \cos \psi_s}{r \cos \phi}$$

$$\frac{d\phi}{dt} = \frac{V \cos \theta \sin \psi_s}{r}$$

$$V \frac{d\psi_s}{dt} = \frac{1}{m \cos \theta} (C_y q S \sin \gamma_s + C_x q S \cos \gamma_s)$$

$$- \frac{V^2}{r} \cos^2 \theta \cos \psi_s \tan \phi$$

$$H_1 = r - r_0$$

$$g = g_0 \frac{r_0^2}{r^2}$$

式中: r 为飞行器质心距地心的距离;

$r_0 = 6371.2$ km, 地球半径;

$g_0 = 9.807$ m/s²;

θ 为当地航迹倾角;

γ_s 为绕速度轴的滚转角;

ψ_s 为航迹偏角;

λ 为经度;

ϕ 为纬度;

C_y , C_x , C_z 为航天飞机的升力、阻力、侧力系数, 取自参考文献(2); 大气参数取自参考文献(4)。

四、飞行“走廊”的确定

1. 最大动压的限制

$$q_{\max} = \left(\frac{1}{2} \rho V^2 \right)_{\max} = 1560 \text{ kg/m}^2$$

2. 最大热流的限制

$$Q_{\max} = 99 \text{ kcal}/(\text{m}^2 \cdot \text{s})$$

热流计算方法取自参考文献(7)、(8)

$$Q = \frac{7.352}{\sqrt{R}} \times 10^{-4} (\rho)^{\frac{1}{2}} V^{3.08} \text{ kcal}/(\text{m}^2 \cdot \text{s})$$

式中: R 为航天飞机头部半径, m;

ρ 为大气密度, kg/(km)³;

V 为飞行速度, km/s。

3. 最大法向过载的限制

$$N_{f\max} = 25.$$

4. 平衡滑翔边界

由 $\gamma_s=0$ 计算获得。

经计算所得飞行走廊见图3。

图中曲线①为最大热流 $99\text{kcal}/(\text{m}^2\cdot\text{s})$ 的限制边界线；曲线②为 $\gamma_s=0$ 的平衡滑翔边界线；曲线③为法向过载 $n_y=2.5$ 的限制边界线；曲线④为最大速压 $q_{\max}=1560\text{kg}/\text{m}^2$ 的限制边界线；虚线⑤为基准轨道曲线。从图中可见，在大速度范围，该“走廊”显得很狭窄。

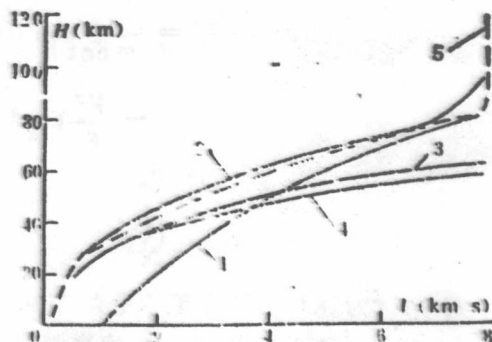


图3 飞行约束限制线与飞行走廊

五、控制规律与飞行轨迹参数

1. $\alpha\sim V$ 曲线的确定

计算中所采用的迎角 α 随飞行速度 V 变化的规律如图4所示。

由图可见该变化规律由三部分组成：

(1) V 大于 3400m/s 时， α 取 40° ；(2) V 在 770m/s 与 3400m/s 之间， α 由 16° 线性增加到 40° ；(3) V 小于 770m/s 时， α 取对应于 K_{\max} 的 α 值。

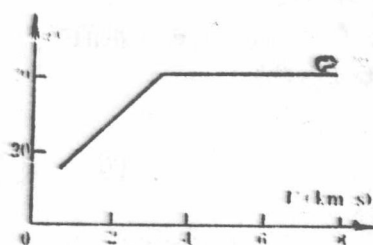


图4 迎角 α 随飞行速度 V 变化曲线

2. γ_s 随时间 t 变化曲线的确定

把速度滚转角 $\gamma_s(t)$ 作为控制变量，将飞行轨迹控制在“走廊”内。同时还作为能量管理的手段用以调整再入航程和横向距离，使航天飞机能在预定的机场着陆。本文采用“试探法”通过逐步调整 $\gamma_s(t)$ 的变化规律以获得满意的结果。

3. 飞行轨道的分析

航天飞机在高度为 120km 以迎角 40° ，在当地航迹倾角为 -0.9° 进入大气层，开始由于升力不足，航迹角 θ^0 继续下降，到高度为 95km 开始进入飞行“走廊”。由于升力的增加，使航迹角逐渐增大，到高度为 78.8km 时，航迹角为零，此时航天飞机才能进入预定的飞行“走廊”，此时的驻点热流量达到了最大值，为 $94.3\text{kcal}/(\text{m}^2\cdot\text{s})$ 。此后，采用控制滚转角 γ_s ，使航天飞机进行空间机动，以保证它沿“走廊”中某一预定的轨道飞行。空间机动的目的，除了能更快地吸收航天飞机的动能和势能外，还能使航天飞机的飞行轨迹具有一定的弹性，使其具有克服偏差保证准确到达着陆点的能力。本计算所确定的飞行轨迹基本上处于约束边界的中间，满足了飞行约束条件的要求，虽然不是最优的，但却是合理的。也证明了该航天飞机的总体方案能实现返回大气层的飞行。

4. 轨迹参数曲线

图5和图6给出了轨迹参数随时间变化曲线。

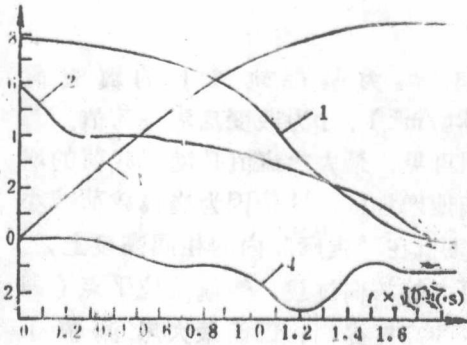


图5 轨迹参数, V, H, S_D, Z_D 随时间 t 的变化曲线

图5中 曲线①为飞行速度 $V, \text{km/s}$;
曲线②为飞行高度 $H, 20\text{km}$;
曲线③为纵向航程 $S_D, 10^3\text{km}$;
曲线④为横向距离 $Z_D, 0.1\text{km}$

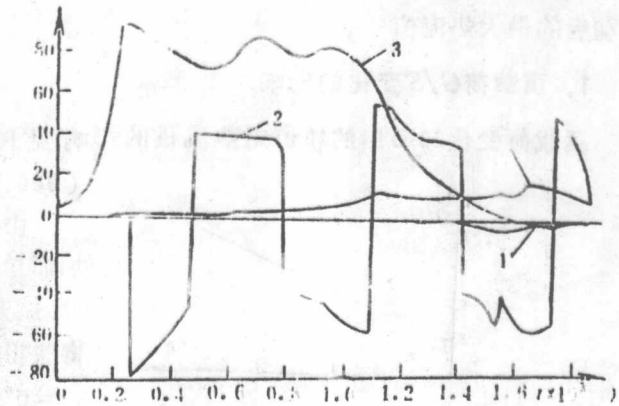


图6 轨迹参数, θ, γ, Q, N_f 随时间 t 的变化曲线

图6中, 曲线①为当地航迹角 $\theta, (^{\circ})$;
曲线②为速度滚转角 $\gamma, (^{\circ})$;
曲线③为热流 $Q, \text{kcal}/(\text{m}^2 \cdot \text{s})$;
曲线④为法向过载 $N_f, N_f \times 10^{-1}$ 。

5. 着陆点覆盖域的初步估计

改变 $\gamma_s(t)$ 的变化规律使着陆点位置变动, 经初步计算, 其覆盖域如图7所示。其中纵轴表示以起始速度和地心所决定的垂直平面, 横轴表示着陆点相对于垂直平面的侧向偏离, 均以 10^3km (千公里) 计。不难看出, 如果使基准轨道往“走廊”的下边界靠近, 将使着陆点覆盖域的“马蹄”形下边界下移, 能使着陆点的覆盖域扩大, 但这样做也会带来不利的情况。即一旦飞行出现偏差, 会使实际飞行轨迹越出飞行“走廊”的下边界, 给航天飞机带来危险。到底移到何处才最合适, 还得从导航、控制等方面的技术进行综合考虑。从目前看, 该着陆点的覆盖域是足够大的。

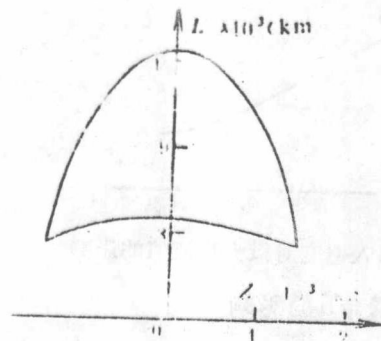


图7 着陆点覆盖域

六、几个主要参数的变化对飞行轨迹的影响

这一部分的计算是在基准轨道基础上，单独改变不同的参数计算得到的，主要比较其对热流量的影响，图中 Q_0 为基准轨道上的最大热流值（ $94.3\text{kcal}/(\text{m}^2 \cdot \text{s})$ ）， Q 为参数变动后的最大热流值

1. 翼载荷 G/S 变化的影响

翼载荷变化20%后的轨道对热流量的影响见图8， p_0 为基准轨道上的翼载荷（ $340.7\text{kg}/\text{m}^2$ ）， p 为改变后翼载荷。

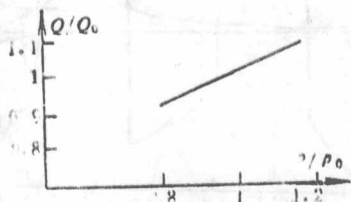


图8 最大热流值随翼载荷变化曲线

由图可见，最大热流值是随翼载荷的增加而单调地增加的。这是因为当翼载荷减小时，航天飞机在“走廊”内的相同高度上，将获得更大的法向过载，使航迹拉平点（即 $\theta^\circ=0^\circ$ ）的高度提高，因而最大热流值下降，反之最大热流值将上升

2. 再入角 θ_0 变化的影响

再入角在 $-0.2^\circ \sim -1.4^\circ$ 之间变化对最大热流值的影响。由图9可见，当再入角增大时，航迹角拉平的高度降低，造成热流量的增加，而再入角的减小，使最大热流值有一定的下降。

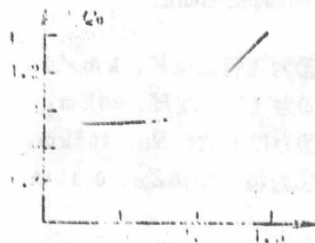


图9 最大热流值随再入角变化曲线

3. 再入速度 V_0 的影响

本文计算了再入速度在 $7600\text{m}/\text{s}$ 至 $7900\text{m}/\text{s}$ 之间的变化对最大热流值的影响。由图10可见，再入速度提高，可减小最大热流值，这是因为较大的气动力等能使航迹拉平（ $\theta^\circ=0^\circ$ ）的高度提高。另外，由于再入速度大，减速的过程加长，加热时间增长的结果使气动加热的总热量增加，这是不利的。

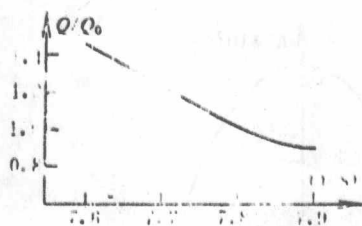


图10 再入速度对最大热流值的影响

4. 侧滑角 β 的影响

本文还计算了侧滑角 β 在 $\pm 5^\circ$ 范围内交替变化对飞行轨迹的影响。计算结果表明，不利偏航使横向偏离减小，而有利偏航使横向偏离加大。从而说明恰当调整 β 的变化规律对横向机动也有一定的好处，见图11，但更主要的好处是通过 β 的正负号交替改变，

使驻点位置产生交替变化,对降低局部温度有一定好处。而其缺点在于飞行员受到侧力的作用,会感到不适,同时也增加了控制的复杂性。

从以上分析可见,合理选择再入点的参数对返回轨道的设计是有好处的。当然再入点参数的选择还要综合考虑其它的有关因素才能确定。

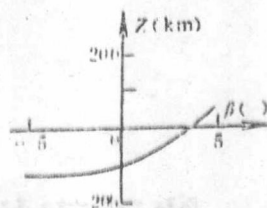


图 11 侧滑角对横向偏离的影响

参 考 文 献

- (1) 陈实, 轨道力学基础, 南京航空学院, 1985年1月
- (2) 王良益, 陈明岩, 航天飞机气动计算报告, 南京航空学院六系, 1988年4月
- (3) VINH NX, OPTIMAL TRAJECTORIES IN ATMOSPHERIC FLIGHT, 1981
- (4) Остославский И.В., Стражева И.В., Динамика Полета, Оборонгиз, Москва, 1963
- (5) J.C. Haspold and C.A. Graves, Shuttle Entry Guidance, 1979
- (6) M. H. 卡普兰著, 凌福根译, 《空间飞行器动力学和控制》, 科学出版社, 1981年
- (7) 陈实, 航天器再入大气层热流峰值的一种解析解法, 1987年11月
- (8) VINH, N. X., Hypersonic and Planetary Entry Flight Mechanics, 1980
- (9) 陈实, 周东林, 航天飞机再入大气层轨道, 航空工业部《航空航天飞机研讨会论文集》, 1986年

RETURN TRAJECTORY OF SPACE SHUTTLE

Zheng Benwu, Chen Shi

(Nanjing Aeronautical Institute)

ABSTRACT

In this paper, the problems for the return trajectory of space shuttle are investigated. The optimization for the deorbit trajectories, the flight corridor and the control laws for the reentry trajectory are analyzed and calculated. In addition, the influences of the related parameters on the reentry trajectory are discussed.

航天飞机再入大气轨道分析

严 重 中

(南京航空学院)

摘 要

本文根据航天飞机再入大气轨道的运动方程,求出了升阻比为常值条件下的数值解,着重研究了改变升阻比和再入角对再入轨道的影响,并将精确数值解与近似解进行比较。此外,文中还估算了作用于航天飞机的最大热流。

符 号 表

- A——参考面积,米²;
C_D——阻力系数;
C_L——升力系数;
D——阻力,牛顿;
F_N——在升阻平面内空气动力和推力垂直于速度向量的分量,牛顿;
F_T——空气动力和推力沿速度向量的分量,牛顿;
g——重力加速度,米/秒²;
L——升力,牛顿;
L/D——升阻比;
m——航天飞机质量,公斤;
n_x——切向过载;
 \bar{q}_{max} ——驻点最大热流;
R₀——地球半径,米;
T——发动机推力,牛顿;
V——飞行速度,米/秒;
V₁——再入起始点的飞行速度,即初始再入速度,米/秒;
y——飞行高度,米;
y₁——再入起始点的飞行高度,米;
ρ——大气密度,公斤/米³;
ρ₀——地球海平面大气密度,1.226公斤/米³;
ρ₁——再入起始点的大气密度,公斤/米³;

本文于1988年10月14日收到。

β ——大气密度递减系数, 1/米

($\beta=1/7200$ 1/米, $\beta R_0 \approx 900$)

θ ——航迹倾斜角。定义为飞行速度方向与当地水平方向之间的夹角, 向下为正, 弧度或度;

θ_1 ——再入角。开始再入时的速度方向与当地水平方向之间的夹角, 向下为正, 弧度或度;

ϵ ——速度向量和推力向量之间的夹角, 弧度或度。

一、引言

航天飞机或其他宇宙飞行器在地球大气中降落是星际飞行的最终阶段。任何宇宙飞行器从星际返回地球, 必然要高速穿过稠密的地球大气层, 最后在地球表面着陆。航天飞机的这一再入大气层的过程, 一般以接近第一宇宙速度的飞行速度开始进入大气层的上“边界”的。

在再入减速过程中, 航天飞机一方面要承受过载, 另一方面还要承受由于气动力加热所形成的高热。过载的允许值是由宇航员、仪器设备或飞行器结构所能承受的极限值来确定的。而在结构防热上须采取强有力的措施, 使传到飞行器表面的热流或总热量结构可以承受。

按照宇宙飞行器的不同气动外形, 通常有以下四种再入轨道: (1) 沿陡峭再入的弹道式轨道; (2) 沿平坦再入的弹道式轨道; (3) 滑翔式再入轨道; (4) 起伏式再入轨道。前两种弹道式再入轨道主要用于无升力飞行器。后两种再入轨道用于有升力的飞行器, 见图1中1、2、3、4所示的四种情况。

再入轨道的特性很大程度上取决于再入大气层边界时的初始运动参数, 尤其是再入角 θ_1 。如果再入角太大, 可能导致航天飞机破坏; 反之, 再入角太小, 则可能不能完成一次再入轨道。由上述两个条件构成了再入时的上、下边界, 如图2中所示的“再入走廊”。航天飞机只有进入“再入走廊”, 才有可能安全返回地面。1981年4月14日, 美国“哥伦比亚号”航天飞机以不到 1° 的再入角, 开始进入大气层。

航天飞机的再入轨道特性, 还与升阻比密切相关。

本文根据航天飞机再入大气轨道的基本运动方程, 首先进行无量纲化。然后, 采用龙格-库塔

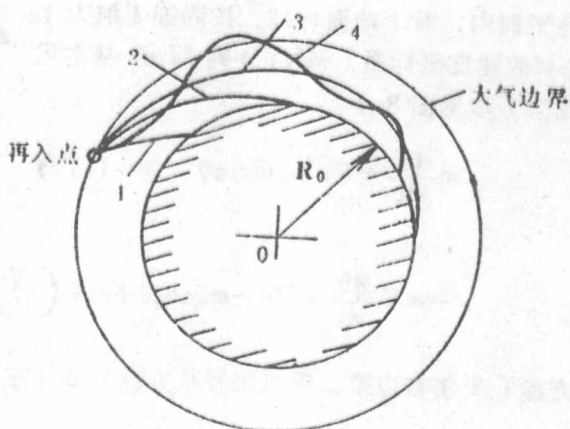


图1

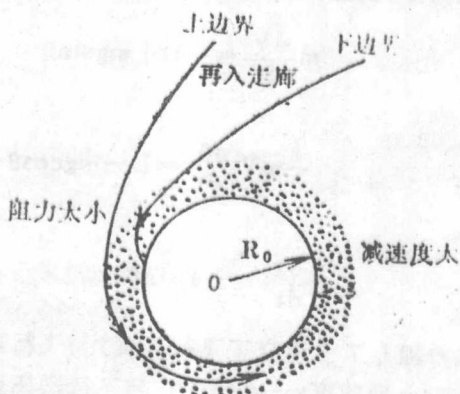


图2

法, 求出了在不同升阻比和不同再入角下的精确数值解。着重研究了升阻比和再入角对再入轨道的影响。最后, 将精确数值解与一级近似解进行比较。并估算了航天飞机驻点的最大热流。

二、再入轨道运动方程

当主要是关心再入时飞行器的速度、高度等变化时, 由于地球自转角速度引起的哥氏加速度可以忽略, 因而可以不计哥氏力的作用。这样, 在铅垂平面内, 对于球面地球, 按固连于航天飞机质心M的速度坐标系(MXY)列写的基本运动方程为(参见图3):

$$m \frac{dV}{dt} = F_T + mg \sin \theta \quad (1)$$

$$-mV \frac{d\theta}{dt} = F_N - mg \cos \theta + mV \left(\frac{V \cos \theta}{R_0} \right) \quad (2)$$

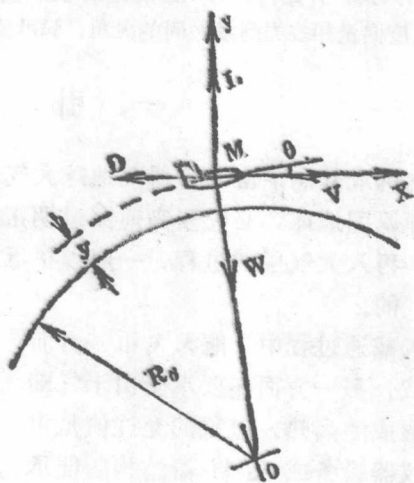


图3

方程(1)右边第二项取正号及方程(2)左边加负号, 均因定义 θ 向下为正。上式中,

$$F_T = T \cos \epsilon - D \quad (3)$$

$$F_N = T \sin \epsilon + L \quad (4)$$

对于有动力飞行情况, 由于燃料消耗, 飞行器重量随时间变化。但在高速进入地球大气的再入轨道段, 通常为无动力飞行, 此时, m 保持不变, 且 $T=0$ 。因此, 运动方程为

$$m \frac{dV}{dt} = -D + mg \sin \theta \quad (5)$$

$$-mV \frac{d\theta}{dt} = L - mg \cos \theta + mV \left(\frac{V \cos \theta}{R_0} \right) \quad (6)$$

$$\frac{dy}{dt} = -V \sin \theta \quad (7)$$

补充方程(7)建立了飞行高度 y 与飞行速度及航迹倾斜角之间的关系。

重力加速度 $g=g(r)$, 它与飞行器离地心的径向距离 r 的平方成反比。作为近似, 一般取 g 等于地球海平面处的值, $g=9.81\text{m/s}^2$ 。

考虑到地球大气随高度变化的指数关系式: