

文章编号: 1001-2486(2007)04-0006-06

## 基于扰动大气模型的动力推进高超声速飞行器弹道特性分析\*

李 健, 侯中喜, 刘新建, 周伯昭

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

**摘 要:**在半速度坐标系建立动力推进高超声速飞行器质心动力学方程, 并进行了弹道仿真, 分析了初始点参数和飞行设计参数对标准弹道影响, 完成了标准大气和扰动大气模型中飞行器跳跃弹道高度、过载、热流特性的对比分析。将地球扰动大气模型应用于飞行器跳跃弹道分析, 讨论了不同大气模型对动力推进高超声速飞行器跳跃弹道影响。仿真结果表明, 大气参数变化对高超声速飞行器跳跃弹道最低点、最大过载、最大驻点热流和总吸热量等参数影响明显, 该结论对飞行器总体、结构、动力、热防护、导航、制导与控制系统前期设计工作有一定参考价值。

**关键词:**高超声速; 扰动大气模型; 超燃; 跳跃弹道

**中图分类号:** TP273 **文献标识码:** A

## Trajectories Analyse for Hypersonic Vehicle with Scramjet Based on Perturbation Atmosphere Model

Li Jian, HOU Zhong-xi, LIU Xin-jian, ZHOU Bo-zhao

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

**Abstract:** Hypersonic vehicle with scramjet is a new kind of vehicle with bright future. With a study of its standard trajectories in half-velocity coordinate system, the fly velocity and design parameters were found to be the main factors to influence its skipping trajectories. The trajectory simulations in perturbation and standard atmosphere models showed that change of atmosphere parameters could influence the height, maximal load, maximal heat and total heat of trajectories. These factors should be considered while studying the vehicle design parameters, structure parameters, heat shield system and guide navigate and control (GN&C) system.

**Key words:** hypersonic; perturbation atmosphere model; scramjet; skipping trajectories

动力推进高超声速飞行器通常采用乘波构形和吸气式超燃冲压发动机, 飞行弹道可以采用跳跃弹道, 飞行器爬升到 40km 高度时发动机关机, 滑翔上升到 60km 高度后下降, 大约在 40km 高度时发动机开机、飞行器拉起爬升, 如此循环(图 1)。该类飞行器特点是一定高度的区域内跳跃飞行, 与定高巡航弹道比较, 其优点是节省燃料、对防热系统要求较低, 可用于洲际运输、远程打击和发射卫星等, 具有广阔应用前景<sup>[1-2]</sup>。

国外学者对动力推进高超声速飞行器弹道特性进行了相关研究, O'Brien<sup>[3]</sup>对 RBCC 发动机-机身一体化设计锥导乘波构型飞行器在不同马赫数和攻角条件下弹道进行了分析, 并与未优化的飞行器弹道进行了对比。Starkey<sup>[4]</sup>研究了采用吸气式动力的高超声速乘波飞行器的外形优化设计和弹道设计问题, 针对飞行器前体、机身、进气道、燃烧室和喷嘴进行了优化设计, 同时, 对最少燃料、最少时间到达、最大射程等不同约束分别对标准弹道和周期弹道进行了优化。国内外对于不同大气模型对飞行器弹道/轨道的影响也开展了研究, Barlier<sup>[6]</sup>研究了高层大气模型对卫星运动的阻尼问题, Shum<sup>[7]</sup>讨论了不同大气模型对卫星轨道高精度预报的影响, 本文作者在文献[8]中讨论了不同大气模型对无动力的乘波飞行器弹道特性的影响。而对于动力推进高超声速飞行器, 引入地球扰动大气模型并分析不同大气模型对其跳跃弹道影响的文献未见报道。

\* 收稿日期: 2006-12-19

基金项目: 航天支撑基金资助项目(2007-HT-GFKD-1)

作者简介: 李健(1973—), 男, 讲师, 博士。

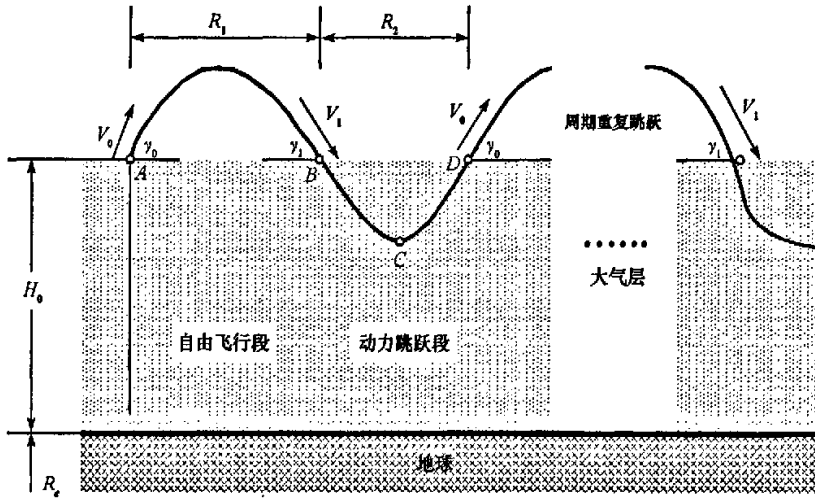


图1 周期跳跃弹道示意图

Fig.1 Skipping trajectories

与一般飞行器不同,采用跳跃弹道的乘波构型飞行器在30-60km的区域飞行时间长、飞行空域跨度大,其飞行特性和吸气式超燃冲压发动机的开机条件受大气条件影响较大。研究一般飞行器飞行特性和飞行器前期系统设计时多采用标准大气模型,在没有飞行弹道实验数据的条件下,如何研究大气数据相对标准大气模型变化对飞行特性的影响、大气变化所引起的飞行参数误差范围、大气因素对飞行器总体、结构、动力、热防护、导航、制导与控制系统设计余度指标要求等问题?为此,本文引入地球扰动大气模型,希望通过研究不同大气模型条件下飞行参数变化,得到对飞行器前期设计工作有指导意义的结论。

## 1 飞行器质心动力学方程

考虑地球扁率和自转,忽略控制力作用,飞行器质心动力学方程的矢量形式为:

$$m \frac{dv}{dt} = P + R + G + F_c + F_i \quad (1)$$

式中, $P$ ——推力; $R$ ——空气动力; $G$ ——地球引力; $F_c$ ——离心惯性力; $F_i$ :哥氏惯性力。

文献[1]介绍了一种吸气式超燃发动机引擎最大推力系数曲线拟合模型:

$$G_{r_{max}}(M, \alpha) = \frac{15 \cdot (\alpha + 5) \cdot 0.25}{M^{1.15}} \exp \left\{ \frac{M^{0.08}}{200} \left[ (\alpha + 5) \frac{35}{M^{0.6}} \right]^2 \right\} \quad (2)$$

则推力表达式为:

$$P = sqC_{r_{max}} A_e \quad (3)$$

式中, $s$ ——发动机风门系数, $0 \leq s \leq 1$ ;  $A_e$ ——引擎进气道面积; $q$ ——动压头。

通常,可以考虑在发射坐标系、返回坐标系或再入坐标系中建立飞行器质心运动方程<sup>[9]</sup>。考虑到扰动大气模型中,研究大气密度变化时,以纬度和高度为自变量,并且吸气式超燃发动机工作性能与飞行高度密切相关,为此,本文在半速度坐标系建立飞行器质心运动方程,结果更为直观,如(4)式:

$$\begin{cases}
 \dot{v} = \frac{P_{sh}}{m} - \frac{C_x \rho v^2 S}{2m} + \frac{F_{ch}}{m} + g_r \sin \theta_T + g_{we} (\cos \sigma_T \cos \theta_T \cos \phi + \sin \theta_T \sin \phi) \\
 \quad - \omega_e^2 r (\cos \phi \sin \phi \cos \sigma_T \cos \theta_T - \cos^2 \phi \sin \theta_T) \\
 \dot{\theta} = \frac{P_{sh}}{mv} + \frac{C_y \rho v S}{2m} \cos \nu - \frac{C_z \rho v S}{2m} \sin \nu + \frac{F_{cyh}}{mv} + g'_r \frac{\cos \theta_T}{v} + \frac{g_{we}}{v} (-\cos \phi \cos \sigma_T \sin \theta_T + \sin \phi \cos \theta_T) \\
 \quad + \frac{\omega_e^2 r}{v} (\cos \phi \sin \phi \cos \sigma_T \sin \theta_T + \cos^2 \phi \cos \theta_T) - 2\omega_e \cos \phi \sin \sigma_T + \frac{v \cos \theta_T}{r} \\
 \dot{\sigma}_T = -\frac{P_{sh}}{mv \cos \theta_T} - \frac{C_x \rho v S}{2m \cos \theta_T} \cos \nu - \frac{C_y \rho v S}{2m \cos \theta_T} \sin \nu - \frac{F_{cyh}}{mv \cos \theta_T} - g_{we} \frac{\cos \phi \sin \sigma_T}{v \cos \theta_T} + \frac{\omega_e^2 r \cos \phi \sin \phi \sin \sigma_T}{v \cos \theta_T} \\
 \quad - \frac{2\omega_e}{\cos \theta_T} (\cos \phi \cos \sigma_T \sin \theta_T - \sin \phi \cos \theta_T) + \frac{v \tan \phi \cos^2 \theta_T \sin \sigma_T}{r \cos \theta_T} \\
 \dot{\phi} = \frac{v \cos \theta_T \cos \sigma_T}{r} \\
 \dot{\lambda} = \frac{-v \cos \theta_T \sin \sigma_T}{r \cos \phi} \\
 \dot{r} = v \sin \theta_T
 \end{cases} \quad (4)$$

式中,  $v$ : 飞行器速度;  $\theta_T$ : 当地速度倾角;  $\sigma_T$ : 地理坐标系与半速度坐标系之间的欧拉角;  $\phi$ : 弹下点地心纬度;  $\lambda$ : 弹下点经度;  $r$ : 飞行器地心距;  $\rho$ : 大气密度;  $C_x, C_y, C_z$ : 气动阻力、升力、侧力系数;  $m$ : 飞行器质量;  $S$ : 飞行器参考面积;  $\omega_e$ : 地球自转角速度;  $g_{we}, g'_r$ : 引力加速度分量;  $\nu$ : 速度倾侧角。

由(4)式易知, 再入方程中  $\dot{v}, \dot{\theta}_T, \dot{\sigma}_T$  等加速度、角速度参数与大气密度  $\rho$  紧密关联, 而大气密度  $\rho$  取值由大气模型决定。

## 2 扰动大气模型

研究飞行器运动状态, 采用完全真实的大气数据/模型是最为准确、客观的, 但是飞行弹道对应的真实大气数据往往只能通过飞行试验获取, 这在设计阶段甚至整个研制阶段都是无法实现的(某些飞行器不允许进行飞行试验)。即使能够获取飞行弹道真实大气数据, 也仅仅是特定时刻和一定区域的大气参数, 不能直接推广应用到任意时段和全球区域。目前在飞行器动力学模型中, 都使用标准大气模型来引入大气参数, 该模型反映了地球大气平均状态, 适用广泛。但在标准大气模型中无法反映大气参数随地理位置、季节时间及随机因素的变化, 其准确度与真实大气有一定差距。为准确地反映大气参数对飞行器运动状态的影响, 需采用更加精确的大气模型。文献[10]根据俄罗斯科学院应用数学所制定的地球扰动大气模型, 对全球大气扰动因素做出分析。该模型在所有已有的实验数据和大气参数间已知的物理关系与某些假设的基础上建立扰动大气最接近真实的模型。模型除了考虑季节-纬度和昼夜分量对大气密度和风场等大气参数系统分量变化外, 还考虑了由于太阳活动的变化和地磁过程变化引起的随机分量。

扰动大气模型主要考虑大气密度和风场的变化规律, 由于本文仅研究飞行器三自由度再入弹道, 故这里只考虑扰动大气模型大气密度变化规律, 忽略大气风场对飞行器弹道的影响。

在扰动大气模型中, 大气密度变化具有以下形式:

$$\delta_\rho = \frac{\rho - \rho_{cr}}{\rho_{cr}} \quad (5)$$

式中,  $\rho$  为大气实际密度,  $\rho_{cr}$  为大气标准密度。

密度总变化:

$$\delta_{\rho\Sigma} = \delta_{\rho\text{sm}} + \delta_{\rho\text{c}} + \delta_{\rho\text{rn}} \quad (6)$$

式中:  $\delta_{\rho\text{sm}}$  为密度季节-纬度变化;  $\delta_{\rho\text{c}}$  为密度昼夜变化;  $\delta_{\rho\text{rn}}$  为密度随机变化。

以密度随季节-纬度变化  $\delta_{\rho\text{sm}}$  为例:

$$\delta_{\rho_{\text{atm}}}(H, \varphi, N) = K_0(H, N) + \sum_{i=1}^6 K_i(H, N) \varphi^i \quad (7)$$

式中:  $K_0(H, N) = \delta_{\rho_{\text{atm}}}(H, N)$ ;  $K_1(H, N) = 0$ ;  $K_2(H, N) = 0.5n_3$ ;  $K_3(H, N) = 0$ ;

$$K_4(H, N) = 8.729n_1 - 1.489n_2 - 1.994n_3; K_5(H, N) = -11.114n_1 + 2.523n_2 + 2.023n_3;$$

$$K_6(H, N) = 3.538n_1 - 0.936n_2 - 0.562n_3; n_1 = \delta_{\rho_{\text{atm}2}}(H, N) - \delta_{\rho_{\text{atm}1}}(H, N);$$

$$n_2 = \delta_{\rho_{\text{atm}3}}(H, N) - \delta_{\rho_{\text{atm}1}}(H, n); n_3 = -2U_{\text{cm}1}(H, N) \left[ 1 + \delta_{\rho_{\text{atm}1}}(H, N) \omega_3 r \frac{\rho_{\text{CT}}}{P_{\text{CT}}} \right].$$

符号说明:  $H$ : 所研究点高度;  $N$ : 当前月份;  $U_{\text{cm}1}(H, N)$ ——当前月份赤道上纬带风;  $\omega_3$ : 地球昼夜旋转的角速度;  $r$ : 所研究点地心距;  $\rho_{\text{CT}}$ : 所研究点大气标准密度;  $P_{\text{CT}}$ : 所研究点大气标准压力。

由(7)式及系数表达式可知,  $\delta_{\rho_{\text{atm}}}$  根据季节、纬度和其他地球物理特性对标准大气密度做出修正。其他密度变化模型参见文献[10]。

### 3 仿真分析

#### 3.1 仿真条件

动力推进高超声速飞行器的远程跳跃弹道由多个滑翔跳跃周期组成,通过控制系统和推进系统组合控制可以假定每个周期起始条件一致,即一个滑翔跳跃周期末端飞行速度和高度与该周期起始点速度和高度相等,在这样的假定条件下,我们仅研究一个滑翔跳跃周期的弹道仿真。

在标准弹道仿真中,采用标准大气模型,通过改变初始速度、速度倾角、推力、升阻比和初始质量等条件,比较不同因素下飞行器弹道变化规律。在研究不同大气模型影响时,仿真初始条件:高度  $H_0$  为 45km,速度  $V_0$  为 10 马赫,速度倾角  $\theta_0$  为  $15^\circ$ 。大攻角飞行时气动参数与推力特性的变化将使问题复杂,由于本文仅研究弹道特性,为简化问题,仿真过程中飞行器保持零攻角飞行——该假设不影响本文结论。

为研究扰动大气模型对飞行器跳跃弹道的极值影响,在以下仿真中的扰动大气模型采用多种因素综合影响下大气密度变化的正极值和负极值。如“扰动大气密度负极值”条件,即综合考虑大气扰动因素(主要是季节-纬度和随机因素),各种因素叠加之后,对大气密度影响的负极值。

#### 3.2 仿真结果

##### 3.2.1 标准弹道仿真

标准弹道仿真采用标准大气模型,以零攻角飞行,改变初始点飞行参数(速度大小和速度倾角)和飞行器设计参数(推力、升阻比和质量),得到一组标准弹道曲线。

由仿真可知,超燃动力高超声速飞行器跳跃弹道基本形态为类正弦曲线弹道(图 2),其中,波峰段高于 45km,大气密度低、无动力飞行,射程占单周期总射程比例大;波谷段低于 45km,大气密度较大,在超燃发动机推力作用下爬升,其射程占单周期总射程比例小。跳跃弹道形状和射程受初始点飞行参数影响明显,速度和速度倾角增大,弹道高度和射程都显著增加。

跳跃弹道对飞行器设计参数(推力、升阻比和质量)的变化不敏感,飞行器设计参数变化主要影响弹道最低点位置和发动机开机时间(表 1)。推力增大,弹道爬升速度快,爬升弹道斜率增大;发动机开机时间缩短;飞行器总质量增大,重力增大,弹道最低点的高度下降明显;发动机开机时间增加;升阻比增大,升力增大,弹道最低点的高度增高;发动机开机时间缩短。

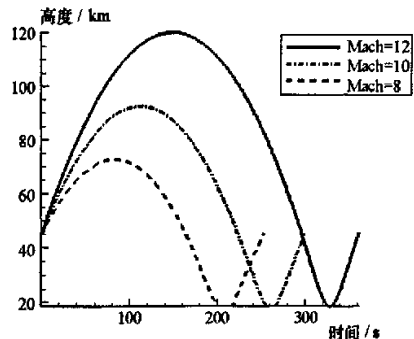


图 2 不同初始速度弹道高度-时间曲线

Fig.2 Height-time curves of different velocity

表1 飞行器参数变化与发动机开机时间对比表  
Tab.1 Change of Vehicle' parameters and Power-on time

参数变化	发动机开机时间(s)		
推力变化	1.2T0	T0	0.8T0
	52.46	62.95	78.69
质量变化	1.2M0	M0	0.8M0
	75.88	62.95	49.97
升阻比变化	1.8LDO	LDO	0.6LDO
	34.18	62.95	106.37

### 3.2.2 扰动与标准大气模型大气密度对比

给定弹道参数,据此计算给定弹道点不同大气模型对应的密度,比较大气密度差异。由图3可知,“扰动大气密度正极值”模型中密度最大,“扰动大气密度负极值”模型中密度最小,标准大气模型密度居中。在飞行器速度和高度较低时,这一趋势更为明显。

### 3.2.3 不同大气模型对弹道高度/开机时间的影响

由仿真可知,“扰动大气密度负极值”由于大气密度小,所以飞行器高度下降快,弹道最低点高度最低;同时,由于其所提供的升力较小,所以开机时间增加。“扰动大气密度正极值”则相反,飞行器高度下降缓,弹道最低点高度最大,开机时间最短。由表2可知,不同大气模型对弹道影响主要体现在低高度区域,此处大气密度数值较大。这一因素对飞行器动力、制导与控制系统设计影响明显。

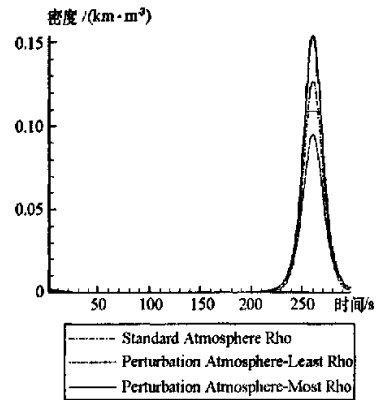


图3 同一弹道不同大气模型密度-时间曲线

Fig.3 Density-time curves of different atmosphere model for the same trajectory

表2 不同大气模型弹道最低点参数及总开机时间对比表

Tab.2 Lowest Points' parameters and all power-on time of different atmosphere model

大气模型	飞行时间(s)	最低点高度(m)	速度(m/s)	总开机时间(s)
标准大气	260.5	18 952.2	3389.4	52.23
扰动大气密度正极值	261.3	19 961.9	3371.9	52.17
扰动大气密度负极值	259.8	17 406.2	3408.8	52.55

### 3.2.4 不同大气模型对弹道过载的影响

由表3可知,在不同大气模型对比中,“扰动大气密度负极值”条件下,大气密度最小,最大过载数值也最小,最大过载处对应的高度最小;不同大气模型下最大过载处对应的高度差异超过2km。如果飞行任务对过载和高度都敏感,则大气因素对飞行器导航、制导与控制系统设计提出了更高要求。

表3 不同大气模型弹道最大过载参数对比表

Tab.3 Max load parameters of different atmosphere model

大气模型	最大过载(g)	最大过载处高度(m)	最大过载处速度(m/s)
标准大气	8.71	18 952.2	3389.4
扰动大气密度正极值	8.84	19 961.9	3371.9
扰动大气密度负极值	8.43	17 406.2	3408.8

### 3.2.5 扰动与标准大气模型再入弹道热流对比

由于最大热流不仅与密度有关,还与速度相关,因此,由表4可知,最大热流点并不出现在弹道最低点,而是在下降弧段靠近弹道最低点附近。“扰动大气密度负极值”由于大气密度小,飞行器下降速度

快,所以,该模型最大热流点所处的高度最小,但最大热流值和总吸热量都最小。仿真结果表明,不同大气模型下最大驻点热流、总吸热量数值以及最大热流处对应高度差异较大,由大气参数差异所引起的最大驻点热流差达 58.7%,总吸热量差达 57.6%,这对飞行器热防护余度设计有影响。

表 4 不同大气模型最大驻点热流和总吸热量对比表

Tab.4  $q_{max}$  and  $Q_{total}$  parameters of different atmosphere model

大气模型	最大驻点热流 $q_{max}$ (MW/m <sup>2</sup> )	总吸热量 $Q_{total}$ (MW)	最大热流处 速度(m/s)	最大热流处 高度(m)
标准大气	15.28	6523.65	3306.4	2291.2
扰动大气密度负极值	11.36	4868.25	3321.8	2152.7
扰动大气密度正极值	18.03	7671.11	3280.6	2438.5

## 4 结论

动力推进高超声速飞行器跳跃弹道基本形态为类正弦曲线弹道,其中,波峰段射程占单周期总射程比例大;波谷段占单周期总射程比例小。跳跃弹道形状和射程受初始点飞行参数(速度大小和速度倾角)影响明显,而受飞行器设计参数(推力大小、升阻比和质量)的变化影响较小,飞行器设计参数变化主要影响弹道周期中最低点位置和发动机开机时间。扰动大气模型对标准大气模型的密度分布做出修正,这对超燃动力高超声速飞行器跳跃弹道产生一定影响。其中,弹道最低点高度、最大过载、最大驻点热流、总吸热量等参数对大气参数变化敏感,这对飞行器动力、热防护、导航、制导与控制系统设计余度等指标影响明显,这一结论对飞行器前期设计工作有一定的指导意义。

## 参考文献:

- [1] Carter P H II, Pines H D, Rudd L. Approximate Performance of Periodic Hypersonic Cruise Trajectories for Global Reach[R]. AIAA 1998 - 1644, 1998.
- [2] Youssef H, Chowdhry R. Hypersonic Global Reach Trajectory Optimization[R]. AIAA 2004 5167, 2004.
- [3] Norris, Joseph D. Mach 8 High Reynolds Number Static Stability Capability Extension Using a Hypersonic Waverider at AEDC Tunnel 9[R]. AIAA 2006 - 2815, 2006.
- [4] Starkey, Ryan P. Coupled Waverider/Trajectory Optimization for Hypersonic Cruise[R]. AIAA 2005 - 530, 2005.
- [5] Thorsten R. Sensitivity-Based Optimization of Two-Stage-To-Orbit Space Planes with Lifting Body and Waverider Lower Stages[R]. AIAA 2003 - 6955, 2003.
- [6] Barlier F, Berger C, Falin J L, et al. A Thermospheric Atmosphere based on Satellite Drag Data[J]. Journal of Atmosphere and Terrestrial Physics, 1978, 34:9 - 24.
- [7] Shum, C. K., et al. Atmosphere Model for Precision Orbit Determination[R]. CSR - 86 - 2 Center for Space Research, the University of Texas at Austin, 1986.
- [8] 李健,等. 基于扰动大气模型的乘波构型飞行器再入弹道仿真[J]. 系统仿真学报, 2007, 14(19).
- [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.
- [10] 季蓉芬. 地球扰动大气模型[J]. 航天返回与遥感, 1995(1).

