

空天高速飞行器建模技术研究

张 文, 毛艺帆, 王 睿

(空军工程大学防空反导学院, 陕西西安, 710051)

摘要 通过分析新型空天威胁目标,即空天高速飞行器的运动特性,以X-37B为例进行说明,并分析其建模难点,提出了对目标进行分阶段建模的方法。在目标不同的运动阶段,分别参照普通飞行器、弹道目标、巡航目标以及轨道目标的运动模型进行建模,给出了空天高速飞行器平台飞行段、动力飞行段及无动力飞行段具体的动力学模型,并给出典型阶段(动力飞行段)的运动模型,最后以X-37B为例进行仿真,仿真结果验证了模型的有效性。

关键词 空天高速飞行器;目标特性;分阶段建模

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2013.02.003

中图分类号 V411.4 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2013)02-0009-05

Modeling Research of Hypersonic Aircraft in Aerospace

ZHANG Wen, MAO Yi-fan, WANG Rui

(Air Defense and Anti-missile College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China)

Abstract: In this paper, a new way to model the Hypersonic Aircraft via the analysis of the movement characteristics and modeling difficulties of the targets is put forward. In different moving phases of the aircraft, the idiographic models of each phase consulting the normal aircraft, ballistic targets, cruise targets and orbiting targets are summarized respectively. Furthermore the simulation of reentry phase of X-37B is given, the simulation result verifies the validity of the model.

Key words: hypersonic aircraft in aerospace; target characteristics; modeling in phases

空天高速飞行器通常都具有“高”、“快”、“小”的特点。其运动方式具有多变性,这使得对此类目标的跟踪带来很大的困难^[1-3]。由于目标的状态模型是跟踪及融合处理的基础,因此,为了能够对空天高速飞行器实施有效的跟踪和拦截打击,建立符合目标运动特性的状态模型已成为急需解决的问题。本文首先对空天高速飞行器目标的运动特性及建模难点进行了初步分析,在此基础上,提出了分阶段建模的思想,并对每个阶段的模型进行了仿真,给出模型仿真结果。

1 空天高速飞行器建模思路

1.1 运动特性分析

为了能够对空天高速飞行器实施有效地探测跟踪和拦截打击,就必须对其运动特性进行分析研究。空天高速飞行器具有速度高、飞行跨度大、机动能力强等特点,运动方式因其任务特点和飞行阶段的不同而变化,运动方式的多变性给建立目标运动模型带来了极大的困难。如何建立符合目标运动特点的运动模型是目标连续探测跟踪和拦截的基础,也是

收稿日期:2012-09-12

基金项目:国家自然科学基金资助项目(61102109)

作者简介:张 文(1964—),男,山西大同人,副教授,主要从事飞行器建模、雷达数据处理研究。

E-mail:13509189603@126.com

研究的难点。

以 X-37B 为例进行说明,其运动轨道通常包括:助推段、爬升段、平飞加速度段、在轨等速巡航段、变轨飞行攻击和俯冲攻击段。通常 X-37B 在陆地起飞,这时飞行速度较低,适用涡轮发动机,为助推段;在飞行速度达到 2 400 km/h,转换为冲压发动机,为爬升段;这时以高超音速在大气层内飞行,并加速进入地球轨道;进入大气层外后,在地球低轨环绕飞行,为在轨等速巡航段;在地球轨道飞行时,可使用火箭发动机,以变轨飞行攻击和进入大气层内进行俯冲攻击。

由此可见,空天高速飞行器目标的运动特性非常复杂,某一种目标的运动就有很多不同的形式,综合所有飞行器目标,其运动形式更加多种多样。

1.2 建模难点及建模思路分析

根据目标运动特性分析可知,空天高速飞行器运动方式的多变性和不确定性给其运动特性建模带来极大挑战,完全符合目标特定任务不同阶段实际运动的建模基本是不现实的。

参照已有的通用目标状态模型,目前,在目标跟踪领域,关于机动目标的状态模型大致分为 2 类:

1) 基于随机过程的模型,即将实际上非随机的控制输入近似为一个具有某些特征的随机过程;基于随机过程的模型有:匀速和匀加速模型、时间相关模型(Singer 模型)、半马尔科夫模型、“当前”统计模型、Jerk 模型等;

2) 基于运动学的模型,即用某些有代表性的运动模型辅以适当的设计参数来描述典型的的目标轨迹。基于运动学的模型有常转向率模型和 3D 联合转弯模型等。

由于在实际应用中,上述模型都有各自的缺陷,即如果假设的随机过程与实际目标不符,或者假设

的运动特征与目标运动不符合,都会给目标跟踪带来很大的误差。许多学者已针对现有的模型提出了很多改进模型和算法^[4-6]。但是,通用模型之所以通用,就是因为其不具备针对性。由于空天高速飞行器同时具有多种运动特性,其飞行动力学特性非常复杂,非线性和耦合相对严重,现有的模型并不能符合其真实运动状态。对每种高速飞行器建立一种模型完整地描述其不同运动阶段的运动特性基本是不可能的。

现阶段,比较合理的考虑是分阶段进行建模。考虑根据目标的典型飞行特征,针对目标不同的飞行阶段,建立不同的运动模型,由这些不同的运动模型进行拼接组合,构成不同空天高速飞行器的典型运动模型。其基本的研究思路见图 1。

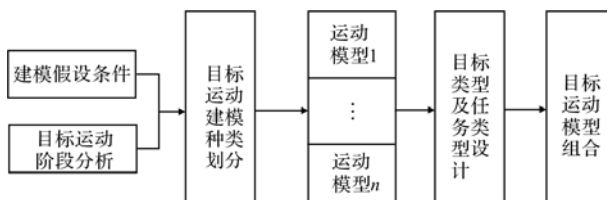


图 1 空天高速飞行器运动建模研究思路

Fig. 1 The modeling process of hypersonic aircraft

因此,在对空天高速飞行器运动特性充分了解的基础上,借鉴空气动力模型和现有的弹道模型、轨道模型等,对其实行建模。考虑目标在不同阶段受到的地球引力、阻力和动力,针对空天高速飞行器特殊运动阶段所具有的特殊飞行特性及机动特性,考虑对其特殊运动方式进行针对性建模,准确地描述其运动模型和统计特性。

2 高速飞行器目标建模分析

2.1 分阶段建模思路

根据已知空天高速飞行器不同类目标运动的特点^[7-12],现总结出各自的飞行阶段,见表 1。

表 1 空天高速飞行器不同飞行阶段

Tab. 1 The different phases of hypersonic aircraft

目标	阶段					
X-51A	平台飞行 (飞机)	助推段		巡航段		俯冲段 (发动机熄火)
HTV-2	平台飞行 (火箭)		无动力滑翔飞行阶段			返航阶段
X-37B	助推段	爬升段	平飞段	等速巡航	变轨攻击	俯冲攻击段

从表 1 可知:空天高速飞行器是一个复杂的动力学系统,飞行阶段多样,在飞行过程中质量是时变的,其结构也是具有弹性形变的,此外,地球是一旋转的球体,存在离心加速度和哥氏加速度。因此,作

用在空天高速飞行器外部的空气动力与几何形状,飞行状态参数等呈现非常复杂的函数关系,其模型建立过程极富挑战性。若在建立高超声速飞行器模型时考虑所有这些因素,会使问题变得极其复杂,甚

至无法描述。为了简化问题又不失一般性,在模型建立的过程中作如下假设:

1)把地球视为惯性系统,即将其看作是平面的和静止的;

2)高超声速飞行器不仅几何外形对称,而且内部质量分布也对称;

3)忽略气流的不对称性及压缩性、阵风等因素的影响;

4)把作用在高超声速飞行器上的外力综合作用在重心上的合力;

5)忽略高超声速飞行器绕流和发动机喷流的相互作用。

结合空天高速飞行器的各个飞行阶段,对不同飞行器各个阶段的目标特性进行研究和分析,建立符合实际的恰当的可以准确反映高超声速飞行器运动特性的运动模型,再通过不同阶段的运动模型组合来对整个飞行段进行建模。

2.2 分阶段建模

2.2.1 分阶段动力学分析

2.2.1.1 平台飞行段

平台飞行段指的是飞行器搭载飞机或火箭的飞行过程,即从飞机或火箭从地面起飞,到飞行器与之脱离的飞行过程。在这段过程里,飞行器本身发动机并不工作,所以飞行特征可以参考飞机和火箭的飞行特征。平台飞行段动力学模型为:

$$\begin{cases} \mathbf{F}^Z = \mathbf{T} + \mathbf{W} + \mathbf{D} \\ \mathbf{T} = -\frac{dm_j}{dt} g \mathbf{I}_s \\ \mathbf{W} = m_j g \\ \mathbf{D} = \frac{\rho V^2 AC_d}{2} \end{cases} \quad (1)$$

假设,飞行器搭载的平台是固体火箭,则式中: \mathbf{F}^Z 为飞行器所受合力; \mathbf{T} 为助推器推力; \mathbf{D} 为空气阻力; \mathbf{W} 为重力; m_j 是助推器质量; dm_j/dt 为助推器的固体火箭发动机燃料秒耗量; ρ 为空气密度; V 为飞行器速度; $C_d(L/D)$ 为升阻比。

2.2.1.2 动力飞行段

动力飞行段指的是飞行器发动机开始工作到结束工作的飞行阶段,在这个阶段里,飞行器的质量、速度等都会发生变化,所建的模型也是时变的。而且飞行器的动力分为涡轮发动机、冲压发动机、超燃发动机,在不同发动机的工作阶段,所使用燃料的秒耗量也是不同的,要区分对待。

$$\frac{d^2 x}{dt^2} = \frac{1}{m} [(\sin Y \sin \phi - \cos \phi \cos Y \sin \theta)(T_y + F_N) + \cos \phi \cos \theta (T_x + F_A)] +$$

在这里,以超燃发动机为例,对动力飞行段进行动力学建模。在形式上,动力飞行段的模型与式(1)相同,但是式中各个分量的含义并不相同。式中, m_j 是超燃冲压发动机质量; dm_j/dt 为超燃冲压发动机燃料秒耗量。动力飞行段初速度为平台飞行段末速度,约为4.5 Ma(该速度因平台及目标不同而实际中并不相同)。 C_d 仍然是升阻比,具体计算如式(2)~(4):

$$I_{sp} = T_{sp} / g f \quad (2)$$

式中: T_{sp} 为流入空气单位质量推力; $g=9.81 \text{ m/s}^2$; f 为燃油空气质量比。

$$T_{sp} = (m_3 W_3 - m_0 W_0) - (p_3 - p_0) A_3 \quad (3)$$

式中: m_0 为发动机入口质量流率; m_3 为发动机尾喷口质量流率; W_0 为入口空气火箭相对速度; W_3 为尾喷口空气火箭相对速度; p_0 为入口空气压强; p_3 为尾喷口空气压强; A_3 为尾喷口有效截面积。

升阻比为:

$$C_d = \frac{S}{VI_{sp}\epsilon_m} \quad (4)$$

式中: S 为目标航程; V 为目标飞行速度; ϵ_m 为燃油结构质量比。在空天飞行器的高速巡航阶段,超燃冲压发动机比冲一般为 $I_{sp} = 1\ 100 \text{ s}$,升阻比取 $C_d = 2.3$ 。

2.2.1.3 无动力再入段

再入段时,飞行器做无动力飞行,所以,只有地球重力和空气阻力的作用,此时,动力学模型为:

$$\begin{cases} \mathbf{F}^Z = \mathbf{T} + \mathbf{W} + \mathbf{D} \\ \mathbf{T} = 0 \\ \mathbf{W} = m_0 g \\ \mathbf{D} = \frac{\rho V^2 AC_d}{2} \end{cases} \quad (5)$$

式中 m_0 为弹体质量,设升阻比 $C_d = 1.25$ 。

以上是空天高速飞行器目标整体划分为3种运动阶段:平台飞行段、动力飞行段和再入段,并给出了各自的动力学模型。对这类目标的研究,最终还是归于精确的探测和跟踪,所以,应进一步研究其运动模型。

2.2.2 典型阶段的运动模型

根据2.2.1的分析,已经明确了空天高速飞行器各个阶段的动力学模型,下文将给出典型运动阶段的运动模型。

以发射坐标系为参考坐标系,目标在发射坐标系中的运动方程可表示为:

$$(\sin Y \sin \theta \cos \psi + \cos Y \sin \psi)(T_z + F_Z) - \frac{g_r}{r}(x + R_x) - g_\omega \frac{\omega_x}{\omega_e} + (\omega_e^2 - \omega_x^2)(x + R_x) - \omega_x \omega_y (y + R_y) - \omega_x \omega_z (z + R_z) + 2\omega_z v_y - 2\omega_y v_z \quad (6)$$

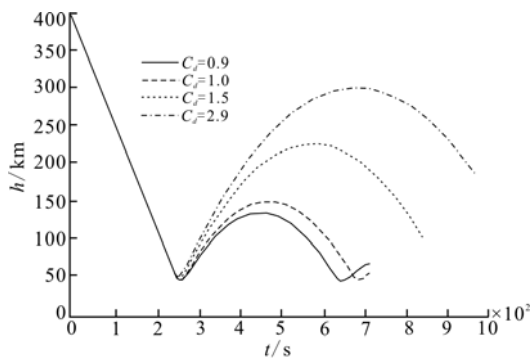
$$\frac{d^2 y}{dt^2} = \frac{1}{m} [\sin \theta (T_x + F_A) + \cos Y \cos \theta (T_y + F_N) - \sin Y \cos \theta (T_z + F_Z)] - \frac{g_r}{r}(y + R_y) - g_\omega \frac{\omega_y}{\omega_e} - \omega_x \omega_y (x + R_x) + (\omega_e^2 - \omega_y^2)(y + R_y) - \omega_y \omega_z (z + R_z) - 2\omega_z v_x + 2\omega_x v_z \quad (7)$$

$$\frac{d^2 z}{dt^2} = \frac{1}{m} [(\cos Y \sin \theta \sin \psi + \sin Y \cos \psi)(T_y + F_N) - \sin \psi \cos \theta (T_x + F_A)] + (\cos Y \cos \psi - \sin Y \sin \theta \sin \psi)(T_z + F_Z) - \frac{g_r}{r}(z + R_z) - g_\omega \frac{\omega_z}{\omega_e} - \omega_x \omega_z (x + R_x) - \omega_y \omega_z (y + R_y) + (\omega_e^2 - \omega_z^2)(z + R_z) + 2\omega_y v_x - 2\omega_x v_y \quad (8)$$

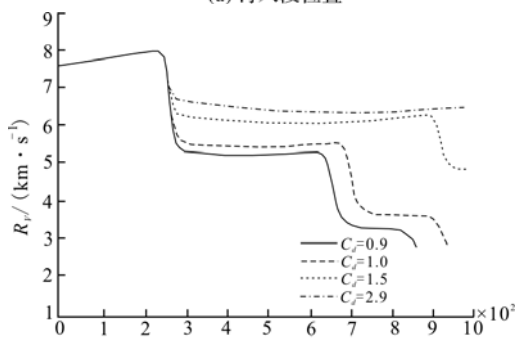
式中: x, y, z 为目标质心在发射坐标系的坐标; T_x, T_y, T_z 为发动机推力在目标坐标系中的分量; m 为目标质量; r 为目标地心距; g_r, g_ω 分别为引力加速度 g 在 r 和地球旋转方向的分量; F_A, F_N, F_Z 分别为目标所受的轴向、法向和横向空气动力; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ 为地球自转角速度矢量 ω_e 在发射坐标系 3 轴的分量; v_x, v_y, v_z 为目标速度矢量 v 在发射坐标系 3 轴的分量; R_x, R_y, R_z 为初始点矢径在发射坐标系 3 轴的分量; Y, θ, ψ 分别为体坐标系相对发射坐标系的 3 个欧拉角, 即滚转角、俯仰角和偏航角。

3 高速飞行器分阶段运动仿真分析

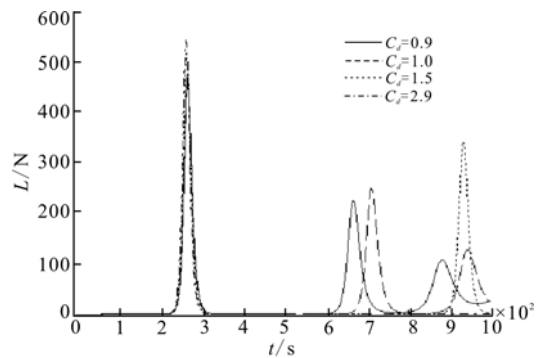
根据前面分阶段建模的思路, 本文以 X-37B 为例, 初步对其再入段进行建模仿真, 其运动仿真结果见图 2。



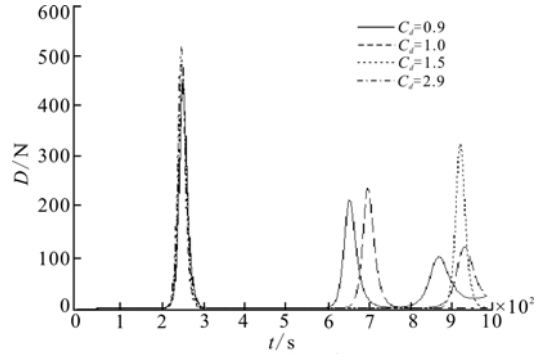
(a) 再入段位置



(b) 再入段速度



(c) 再入段升力



(d) 再入段阻力

图 2 X-37B 仿真示意图

Fig. 2 The simulation results

X-37B 的特殊之处在于, 尽管处于再入段, 也可以是有动力的, 可当作动力飞行段处理。本文仿真基于有动力的情况升力为 L , 阻力为 D , 设置不同值的升阻比 C_d (即升力和阻力之比), 运动状态也有所不同。假设 X-37B 的质量 $m = 4\ 989.5\ \text{kg}$, 重力加速度 $g_0 = 0.009\ 81\ \text{km/s}^2$, 地球轨道半径为 $R_0 = 6\ 378.137\ \text{km}$; X-37B 的初始 (即再入段的起始阶段) 轨道高度 $h = 400\ \text{km}$, 初始航迹角 $\gamma = -10^\circ$, 初始的航向改变角和方位角都为零。

本文设置了不同的升阻比值, 图 2(a)~(d) 分别表示的是再入段 X-37B 的位置、速度、升力和阻力值。由仿真结果可以看出, 尽管本文已经进行了比较简单的仿真假设, 但空天高速飞行器目标某一

阶段的运动还是非常复杂,某一参数的变化会导致结果的非常大的差异。其他阶段的仿真与再入段类似,不再赘述。

4 结语

本文对新型空天威胁目标,即空天高超声速飞行器的目标特性、建模难点及建模思路进行了分析,提出了分阶段建模的思想,并对各个阶段的动力学模型及运动模型的具体形式进行阐述和说明,最后以 X-37B 为例给出再入段仿真结果。在今后的研究中,可将本文中的分阶段模型应用到空天高速飞行器的跟踪问题中去,建立更加详尽的模型库,使用多模型方法进行有效跟踪,体现其可行性和实用性。

参考文献(References):

- [1] 黄伟,罗世彬,王振国. 临近空间高超声速飞行器关键技术及展望[J]. 宇航学报,2010,31(5):1259-1265.
HUANG Wei, LUO Shibin, WANG Zhenguo. Key techniques and prospect of near-space hypersonic vehicle[J]. Journal of astronautics, 2010, 31(5): 1259-1265. (in Chinese)
- [2] 战培国. 美国高超声速巡航飞行器研发进展[J]. 航空工程,2010(1):39-43.
ZHAN Peiguo. The progress of hypersonic cruise vehicle development in america[J]. Aeronautical science and technology, 2010(1): 39-43. (in Chinese)
- [3] 薛永江,李体方. 临近空间飞行器发展及关键技术分析[J]. 飞航导弹,2011(2):32-36.
XUE Yongjiang, LI Tifang. The development and key technology analysis of aerospace aircraft. [J]. Aerodynamic missile journal, 2011(2): 32-36. (in Chinese)
- [4] 罗笑冰,王宏强,黎湘,等. 非线性“当前”统计模型及自适应跟踪算法[J]. 系统工程与电子技术,2008,30(3):397-399(403).
LUO Xiaobing, WANG Hongqiang, LI Xiang, et al. Nonlinear current statistical model and adaptive algorithm[J]. Systems engineering and electronics, 2008, 30(3): 397-399(403). (in Chinese)
- [5] 乔向东,王宝树. 高度机动目标的“当前”统计 Jerk 模型[J]. 系统工程与电子技术,2002,24(6):53-56.
QIAO Xiangdong, WANG Baoshu. A CS-Jerk model for tracking highly maneuvering targets[J]. Systems engineering and electronics, 2002, 24(6): 53-56. (in Chinese)
- [6] 钮俊清,单奇,任清安,等. 跟踪弹道导弹全阶段的可变速模型方法[J]. 雷达科学与技术,2011,9(3):224-231.
NIU Junqing, SHAN Qi, REN Qingan, et al. A new algorithm with variable-structure multiple model for tracking ballistic missile at entire flight stages[J]. Radar science and technology, 2011, 9(3): 224-231. (in Chinese)
- [7] 李菁菁,任章,黎科峰,等. 高超声速飞行器再入段的动力学建模与仿真[J]. 系统仿真学报,2009,21(2):534-537.
LI Jingjing, REN Zhang, LI Kefeng, et al. Flight dynamics modeling and simulation of hypersonic vehicles in reentry phase[J]. Journal of system simulation, 2009, 21(2): 534-537. (in Chinese)
- [8] 蔡亚梅,汪立萍. 美国的高超声速飞行器发展计划及关键技术分析[J]. 航空制造技术,2010,12(6):4-7.
CAI Yamei, WANG Liping. Hypersonic programs in USA and key technologies analysis [J]. Aerospace manufacturing technology, 2010, 12(6): 4-7. (in Chinese)
- [9] 陆宁,于政庆. 未来巡航导弹发展趋势及其防御策略[J]. 导弹与航空运载技术,2011(2):34-37.
LU Ning, YU Zhengqing. Future development trend and defense strategy of the cruise missile[J]. Missiles and space vehicles, 2011(2): 34-37. (in Chinese)
- [10] 张守玉,姜振东. 基于 STK 的卫星轨道机动模型设计与仿真[J]. 计算机仿真,2004,21(10):25-27(72).
ZHANG Shouyu, JIANG Zhendong. Design and simulation of satellite orbital maneuver model on STK[J]. Computer simulation, 2004, 21(10): 25-27(72). (in Chinese)
- [11] 毛艺帆,王睿,张金成. 基于空天信息的异类传感器模糊航迹关联算法[J]. 空军工程大学学报:自然科学版,2012,13(5):35-39.
MAO Yifan, WANG Rui, ZHANG Jincheng. Heterogeneous sensors fuzzy track association algorithm based on aerospace information [J]. Journal of air force engineering university: natural science edition, 2012, 13(5): 35-39. (in Chinese)
- [12] 庞天亮,袁修久,赵学军,等. 基于 OWL 的仿真实想定本体构建方法[J]. 空军工程大学学报:自然科学版,2012,13(6):35-37.
PANG Tianliang, YUAN Xiujiu, ZHAO Xuejun, et al. Approach to simulation scenario ontology development based on OWL[J]. Journal of air force engineering university: natural science edition, 2012, 13(6): 35-37. (in Chinese)

(编辑:田新华)