

高超声速飞行器周期跳跃巡航轨迹设计与仿真

叶泽浩, 毕红葵, 段 敏, 曲智国, 李 凡, 董宇辉

(空军预警学院, 武汉, 430019)

摘要 针对临近空间有动力高超声速飞行器(NSPHV)周期跳跃巡航轨迹的设计规划问题,提出了一种基于飞行动力模型与多约束条件下的轨迹简单规划方法。首先,建立 NSPHV 动力学模型;其次,根据 NSPHV 周期性跳跃巡航飞行特点设计了以高度为节点约束、攻角为控制量的制导飞行方案,把攻角设成关于高度的简单分段周期函数,段与段之间以一定的攻角变化率连接,并利用直接法对攻角进行求解。最后仿真得到速度、航迹倾角、高度均具有一定周期性的 NSPHV 跳跃巡航飞行轨迹,同时分析了初始高度、初始速度以及初始航迹倾角对飞行轨迹的影响。结果表明:该方法是一种简单有效的周期巡航轨迹规划方法,而且生成的轨迹具有一定的稳定性,不易受初值影响。

关键词 有动力高超声速飞行器;周期跳跃巡航;轨迹设计;多约束

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2019.01.011

中图分类号 V448.2 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2019)01-0067-06

Design and Simulation of Periodic Jumping Cruise Trajectory of Hypersonic Vehicle

YE Zehao, BI Hongkui, DUAN Min, QU Zhiguo, LI Fan, DONG Yuhui

(Air Force Early Warning Academy, Wuhan 430019, China)

Abstract: To solve the problem of design and planning of the periodic jumping cruise trajectory for a near space powered hypersonic vehicle(NSPHV), a trajectory simple planning method based on the flight dynamics model and multiple constraints is proposed. Firstly, a dynamic model of NSPHV is established. Secondly, According to the periodic jumping cruise flight characteristics of NSPHV, a guidance flight scheme with altitude as the node constraint and the angle of attack as the control variable is designed. The angle of attack is set as a simple segmented periodic function with respect to the height, and the connection between segment and segment uses a certain angle of attack change rate. We calculate the attack angle by using the direct method. Finally, the simulation gets the result that the jumping cruise trajectory of the NSPHV has a certain periodicity in terms of velocity, flight path angle and altitude. And, the influence of the initial height, the initial velocity and the initial flight path angle are also analyzed. The results show that this is a simple and effective periodic cruise trajectory planning method. Moreover the generated trajectory has a certain degree of stability and is not easily affected by the initial values.

Key words: powered hypersonic vehicle; periodic jumping cruise; trajectory design; multiple constraints

收稿日期: 2018-01-16

基金项目: 国家自然科学基金(61401504)

作者简介: 叶泽浩(1991—),男,浙江慈溪人,硕士生,主要从事预警装备实现技术研究。E-mail:1538894828@qq.com

引用格式: 叶泽浩,毕红葵,段敏,等.高超声速飞行器周期跳跃巡航轨迹设计与仿真[J].空军工程大学学报(自然科学版),2019,20(1):67-72. YE Zehao, BI Hongkui, DUAN Min, et al. Design and Simulation of Periodic Jumping Cruise Trajectory of Hypersonic Vehicle[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2019, 20(1): 67-72.

临近空间高超声速飞行器(Near Space Hypersonic Vehicle, NSHV)相继发射与试飞成功,引起世界各国的广泛关注^[1]。NSHV目标高、快、小的特点给预警探测和拦截防御带来前所未有的挑战^[2-3]。因此,建立逼真度高的高超声速飞行器仿真轨迹并研究其运动特性,是临近空间预警探测体系建立和效能评估亟待解决的问题之一。高超声速飞行器在巡航段飞行可概括为无动力方案(包括传统的弹道式轨迹和再入飞行器)和有动力方案(包括高超声速周期跳跃巡航轨迹和高超声速稳态巡航轨迹)^[4]。本文将对有动力方案中的高超声速周期跳跃巡航轨迹进行仿真研究。

高超声速跳跃巡航飞行具有热管理要求低、节省飞行器燃料、有效提升飞行器的机动突防能力等优点。其中,以X-51A为典型的代表。X-51A巡航高度在20~30 km的扁平空域,地面观测受地球阻挡,雷达俯仰角变化快,大气折射误差严重,地基雷达很难早期发现^[2,5]。再加上其具有5Ma的高速度和跳跃巡航运动,很难估测其运动轨迹和攻击对象,因此给预警探测和拦截防御带来前所未有的挑战。对于高超声速飞行器的飞行轨迹研究,国内外专家学者提出了不同的运动控制方法与优化模型。文献^[6]考虑多约束条件,利用遗传算法对一个飞行周期的跳跃飞行轨迹进行优化。文献^[7~8]利用直接法将周期轨迹优化问题转化为非线性规划问题,并获得最优周期巡航方案。文献^[9]采用高斯伪谱法解决周期性轨迹优化问题,对一个周期实现了最优轨迹求解。但是这些研究大多着眼于飞行器单周期设计与控制的最优化,模型的算法和所得的控制律攻角都比较复杂。文献^[10]则在建立针对X-51A的飞行轨迹数学模型的基础上,仿真和比较了常值稳态、非周期跳跃和周期跳跃这3种适用于NSPHV的飞行轨迹,涵盖面广,轨迹控制方案设计新颖,可以为这类飞行器的轨迹设计提供良好的思路。

由于X-51A为NSPHV的典型代表,故本文也以X-51A为仿真模拟对象,通过建立类X-51A飞行器动力学模型以及设计周期跳跃飞行方案和算法,最后仿真得到了速度、航迹倾角、高度均具有一定周期性的跳跃巡航轨迹,并分析不同初始状态参数对目标运动特性的影响,为预警仿真系统提供基础。

1 类X-51A飞行器建模

1.1 基本假设

对于临近空间高超声速飞行器一般可作如下假设^[11-12]:①地球是一个均匀球体,不考虑地球自转、

公转和非球形摄动的影响;②大气相对地球是静止的,且同一高度上均匀,忽略大气参数的摄动;③飞行器视为质量集中于质心的可控质点。

1.2 大气密度模型

大气模型参考文献^[13],此模型按不同高度层来给出大气密度公式,公式计算值与原表的相对误差小于0.0003。由于本文研究的飞行器的空域高度在20~30 km,在此高度范围的大气密度具体表达式为:

$$\begin{cases} H=h/(1+h/R) \\ W=1+(H-24.9021)/221.552 \\ \rho=3.2722 \times 10^{-2} W^{-35.1629} \rho_0 \end{cases} \quad (1)$$

式中: H 为重力位势高度; h 为飞行高度; R 为地球半径; ρ 为大气密度; ρ_0 为海平面大气密度,取为 $\rho_0=1.225 \text{ kg/m}^3$ 。

1.3 动力学模型

根据飞行器受力情况的不同,可将周期跳跃式巡航轨迹分为动力段和滑翔段^[14],针对各个阶段不同的受力特性可建立动力学模型^[15]:

$$\begin{cases} \frac{dV}{dt} = \frac{1}{m}(P \cos \alpha - D) - g \sin \theta \\ \frac{d\theta}{dt} = \frac{\cos \sigma}{mV}(p \sin \alpha + L) - \left(\frac{g}{V} - \frac{V}{R+h}\right) \cos \theta \\ \frac{dh}{dt} = V \sin \theta \\ \frac{d\varphi}{dt} = \frac{V \cos \theta \cos \psi}{R+h} + \frac{(L+P \sin \alpha) \sin \sigma}{mV \cos \theta} \\ \frac{d\lambda}{dt} = \frac{V \cos \theta \sin \psi}{(R+h) \cos \varphi} \\ \frac{d\psi}{dt} = \frac{V \cos \theta \sin \psi \tan \varphi}{R+h} \\ \frac{dm}{dt} = -\frac{P}{g I_{sp}} \end{cases} \quad (2)$$

式(2)表示飞行器动力段动力学模型,令推力 $P=0$,即表示为飞行器无动力滑翔段动力学模型。式中: V 为飞行器速度; θ 为航迹倾角; D 为阻力; L 为升力; P 为发动机推力; α 为攻角; φ 为纬度; λ 为经度; ψ 为航迹方位角; σ 为滚转角; g 为重力加速度; m 为飞行器质量; I_{sp} 为比冲。

1.4 气动力模型

飞行器飞行过程中受到阻力 D 和升力 L 的计算公式如下:

$$\begin{cases} D = \frac{1}{2} \rho V^2 s C_D \\ L = \frac{1}{2} \rho V^2 s C_L \end{cases} \quad (3)$$

式中: ρ 为大气密度; s 为飞行器空气动力参考面积; C_D 为阻力系数; C_L 为升力系数。通用乘波体的阻力系数与升力系数只随攻角变化,计算公式

如下^[16]：

$$\begin{cases} C_L = \text{sign}(\alpha + 5^\circ) 0.007\ 641\ 5 |\alpha + 5^\circ|^{1.25} \\ C_D = 0.008\ 28 + 1.1 C_L^2 \end{cases} \quad (4)$$

攻角的适用范围为： $-10^\circ \leq \alpha \leq 25^\circ$ 。

1.5 发动机模型

类 X-51A 在巡航段采用超燃冲压发动机提供推力,其燃料比冲的计算公式如下^[17-19]：

$$I_{sp} = -245 \times Ma + 5\ 480 - 10 \times \left(\frac{h}{1\ 000} - 20 \right), Ma \geq 4 \quad (5)$$

式中： Ma 为飞行器马赫数。

本文假设发动机燃料消耗率不变,即飞行器的质量变化率不变,所以有：

$$\frac{dm}{dt} = -G_m \quad (6)$$

式中： G_m 为常量,则推力可以表示为：

$$P = G_m g I_{sp} \quad (7)$$

2 周期跳跃巡航轨迹设计

2.1 飞行方案

飞行器的弹道由控制量攻角和滚转角决定。横向的机动由滚转角控制,在纵向平面内,由攻角来控制跳跃机动,而且 α 直接影响飞行器速度、航迹倾斜角等轨迹参数,同时气动参数 C_L 、 C_D 也与攻角 α 密切相关。由于类 X-51A 推力与机体纵轴完全重合,飞行轨迹控制主要依靠气动力来完成,如图 1 所示,通过控制攻角 α ,可以直接控制类 X-51A 飞行状态数据的生成。本文设置滚转角为 0° ,仅考虑以攻角为控制量,使类 X-51A 按照规划的攻角变化规律飞行。

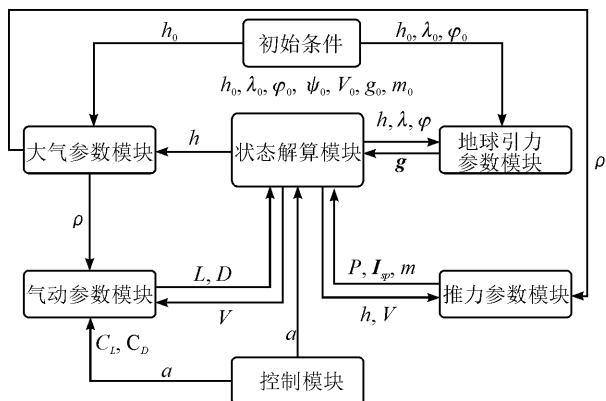


图 1 攻角控制状态数据生成原理

综上,对于周期性跳跃巡航轨迹,设计如下的飞行方案:①飞行器以高度 h_0 (h_a)、速度 v_0 、弹道倾角 θ_0 ,并以攻角 α_0 进入周期跳跃巡航通道。此时,超燃冲压发动机点火,保持攻角为 α_a ,将飞行器推进到高度 h_b 时关机,随后进入无动力滑翔阶段;②慢

慢调整减少攻角(攻角变化率为 $\frac{\Delta\alpha}{\Delta t}$)直至 α_b ,之后保持攻角 α_b ,飞行器在重力、阻力、气动力的作用下滑翔至高度 h_c ;③慢慢调整增加攻角(攻角变化率为 $\frac{\Delta\alpha}{\Delta t}$)直至 α_a ;④保持攻角 α_a ,在重力、阻力、气动力的作用下滑翔至高度 h_a 。这样飞行器就完成了—个周期的跳跃。在 h_a 高度上,发动机再次点火,保持攻角为 α_a ,将飞行器再次向上推进至 h_b 的高度,发动机关闭,再度开始无动力滑翔,重复上述飞行过程,直至到达目的地上空,见图 2。

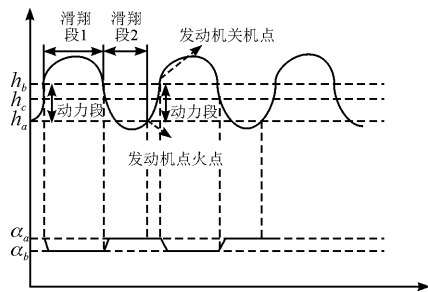


图 2 周期跳跃巡航轨迹及控制律示意图

2.2 约束条件

1) 过载约束

临近空间高超声速飞行器在高速机动时,因本身材料、结构限制对空气阻力以及超燃冲压推进产生的加速度有一定界限,过载太大可能导致机体损坏。

其总过载 n 约束为：

$$n = \sqrt{L^2 + D^2} / G \leq n_{\max} \quad (8)$$

2) 动压约束

气动力是临近空间高超声速飞行器升力与控制力矩的重要部分,直接影响飞行姿态和轨迹形状,动压过大将导致飞行姿态难以有效调整。

其动压 p 约束为：

$$p = \rho V^2 / 2 \leq p_{\max} \quad (9)$$

3) 热流率约束

与普通低速巡航的飞行器相比,临近空间高超声速飞行器跳跃巡航阶段的气动加热影响是不能忽略的^[20]。

其热流率 Q_d 约束为：

$$Q_d = \frac{C}{\sqrt{R_d}} \rho^{0.5} V^{3.15} < Q_{d\max} \quad (10)$$

式中： C 为与飞行器特性相关的常数; R_d 为飞行器头部的曲率半径。

4) 节点状态量和控制量约束

飞行器要在 $20 \sim 30$ km 的高度上实现跳跃巡航轨迹,还要满足一定的节点状态量和控制量约束。因此建立如下约束条件：

$$\begin{cases} h_{\min} \leq h \leq h_{\max} \\ \Delta\alpha \leq \Delta\alpha_{\max} \\ h_{a \min} \leq h_a \leq h_{a \max}, \alpha_{a \min} \leq \alpha_a \leq \alpha_{a \max} \\ h_{b \min} \leq h_b \leq h_{b \max}, \alpha_{b \min} \leq \alpha_b \leq \alpha_{b \max} \\ h_{c \min} \leq h_c \leq h_{c \max} \\ |v_0 - v_1| \leq v_s, |v_0 - v_2| \leq v_s, \dots, |v_0 - v_n| \leq v_s \\ |\theta_0 - \theta_1| \leq \theta_s, |\theta_0 - \theta_2| \leq \theta_s, \dots, |\theta_0 - \theta_n| \leq \theta_s \end{cases} \quad (11)$$

式中: h 为飞行器巡航高度, v_0, v_1, \dots, v_n 为发动机点火点飞行器速度; $\theta_0, \theta_1, \dots, \theta_n$ 为发动机点火点飞行器航迹倾角; v_s, θ_s 分别为速度与航迹倾角的精度。

2.3 算法步骤

为简化计算量, 加快计算速度, 可以事先设定 h_a 、 h_b 、 $\Delta\alpha$ (在仿真中 Δt 为时间单步长, $\Delta\alpha$ 则为单步长的攻角变化量) 的值, 其中 $h_a = h_0$, 则设计算法步骤如下:

步骤 1 设定 $h_a, h_b, \Delta\alpha$ 的值, α_a, α_b, h_c 搜索范围和更新步长, 以及跳跃周期个数 N 。

步骤 2 依次遍历 α_a, α_b, h_c , 并根据方程(1)~(7)生成轨迹。

步骤 3 判断是否完成 1 个周期, 即是否到达下一个点火点。是, 则进入下一步; 否则继续生成轨迹。

步骤 4 判断轨迹是否满足式(8)~(11)的约束条件。是, 则进入下一步; 否则转到步骤 2。

步骤 5 判断仿真周期数是否达到上界: $i \geq N$ 。是, 则输出攻角值 α_a, α_b, h_c , 算法终止; 否则转到步骤 2 继续搜索直至满足要求。

3 仿真及分析

3.1 仿真场景 1

进入巡航通道的初始状态设置:

$$\begin{cases} h_0(h_a) = 21 \text{ km} \\ Ma = 4.8 \\ \theta_0 = 0.5 \text{ rad} \\ N = 6 \end{cases}$$

过程约束条件:

$$\begin{cases} n_{\max} = 6 \\ P_{\max} = 200 \text{ kPa} \\ Q_{d \max} = 2 \times 10^6 \text{ W/m}^2 \\ h = 20 \sim 30 \text{ km} \\ \Delta\alpha = 0.1^\circ \\ \Delta t = 0.01 \text{ s} \\ \alpha_a = 0^\circ \sim 5^\circ \\ h_b = 23.3 \text{ km} \\ \alpha_b = -10^\circ \sim -3^\circ \\ h_c = 23 \sim 24 \text{ km} \\ v_s = 10 \text{ m/s} \\ \theta_s = 0.005 \text{ rad} \end{cases}$$

当搜索得到 α_a, α_b, h_c 这 3 个变量值时仿真结束, 输出变量值并绘制出轨迹。得到的 3 个变量值分别为: $\alpha_a = 3.2^\circ, \alpha_b = -6.9^\circ, h_c = 23 \ 890 \text{ m}$; 得到的巡航段飞行高度、速度、速度倾角的变化曲线见图 4。

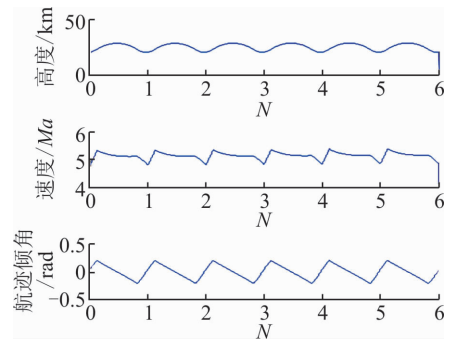


图 4 飞行高度、速度、航迹倾角曲线(场景 1)

可以看出, 巡航高度通道符合飞行方案中高度设定, 同时其飞行高度、飞行速度、航迹倾角均具有一定的周期性。

3.2 仿真场景 2

为了进一步验证场景 1 所得控制方式的可行性, 把仿真时间延长设置为 1 200 s, 把场景 1 得到的变量值代入方程(1)~(5)中, 其他初始条件设置同场景 1。仿真得到巡航段飞行过程见图 5~7。

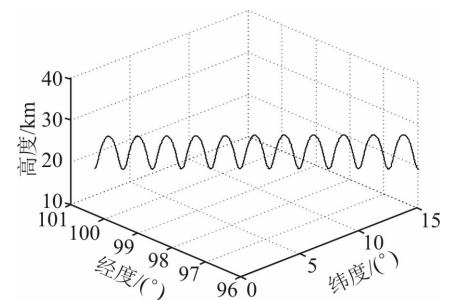


图 5 巡航段三维轨迹

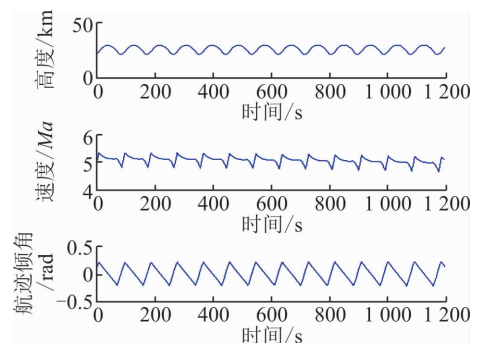


图 6 飞行高度、速度、航迹倾角曲线(场景 2)

结果表明, 飞行器弹道呈跳跃式巡航样式, 其巡航高度、飞行速度、航迹倾角均呈周期性变化。飞行航程约为 2 040 km, 共跨越约 13.5 个跳跃周期, 纵向跳跃跨度约为 20.79~29.33 km, 横向单周期约为 89.55 s, 横向跳跃跨度约为 151.67~153.38 km。

而且,整个飞行过程满足动压、过载以及热流率约束条件,而且动压、过载以及热流率也都呈周期性变化。仿真验证了飞行器轨迹模型、巡航方案设计的合理性和可行性。

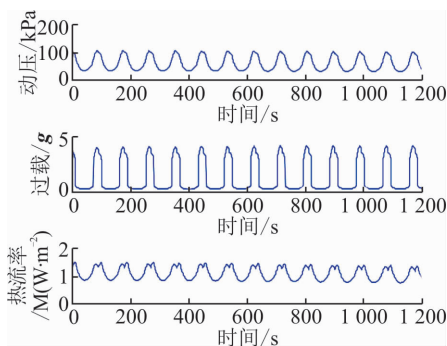


图 7 飞行过程动压、过载、热流率曲线

3.3 仿真场景 3

为了研究初始状态对于该控制方式下的轨迹的影响,在场景 2 的仿真设置基础上,通过分别改变飞行器进入跳跃巡航通道的初始高度 h_0 、初始速度 v_0 、初始航迹倾角 θ_0 ,分析不同参数对巡航段轨迹的影响及影响程度。

1) 改变飞行器初始高度,仿真得飞行器巡航段飞行弹道和航程见图 8~9。

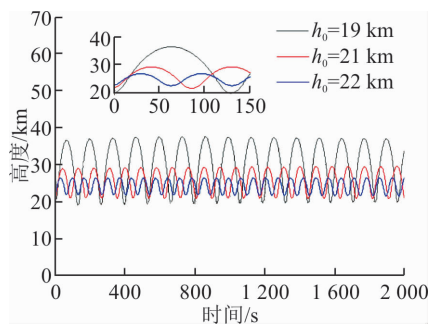


图 8 不同初始高度对轨迹的影响

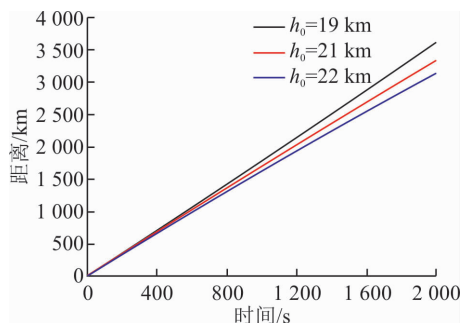


图 9 不同初始高度对航程的影响

结果表明,初始高度对于轨迹的影响较大,在允许范围内,随着初始高度的增加,飞行器的航程在减少,平均单周期时间在减少,纵向跳跃范围也在减少。虽然初始高度为 19 km 的轨迹的纵向跳跃跨度范围约为 18.99 km~37.53 km,跳跃最大高度超

过 30 km,但是这 3 个轨迹基本都呈现周期性跳跃。

2) 改变飞行器初始速度,仿真的飞行器飞行弹道和航程见图 10~11。

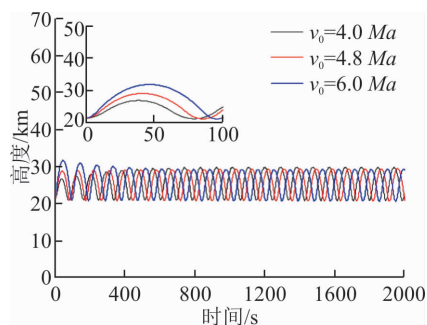


图 10 不同初始速度对轨迹的影响

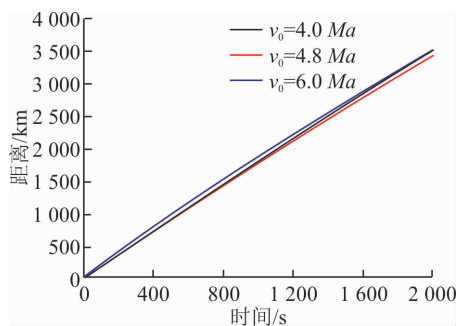


图 11 不同初始速度对航程的影响

结果表明,在允许范围内,初始速度增加,平均单周期时间增加。虽然,初始速度为 6.0 Ma 的轨迹在前 3 个周期跳跃高度超过 30 km,但是在第 4 个周期后趋于稳定。总的来说,初始速度对于纵向跳跃跨度以及飞行器航程的影响比较小,而且稳定后的 3 个轨迹纵向跳跃跨度都位于 20~30 km 之间。

3) 改变飞行器初始航迹倾角,仿真得飞行器飞行弹道和航程见图 12~13。

结果表明,在允许范围内,初始航迹倾角增加,飞行器航程 L 随之减少,平均单周期时间增加。虽然,初始航迹倾角为 0.15 rad 的轨迹在前 2 个周期跳跃高度超过 30 km,但是在第 3 个周期后趋于稳定。总的来说,初始航迹倾角对于纵向跳跃跨度的影响较小,而且稳定后的 3 个轨迹纵向跳跃跨度都位于 20~30 km 之间。

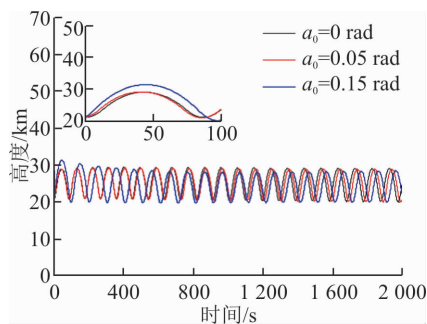


图 12 不同初始航迹倾角对轨迹的影响

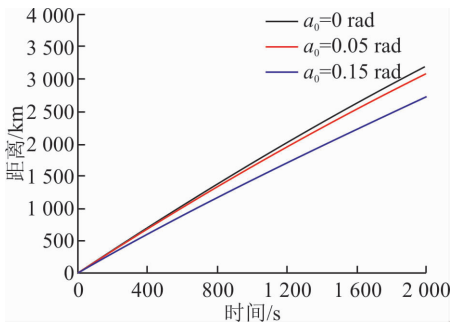


图 13 不同初始航迹倾角对航程的影响

4 结语

本文以 X-51A 为原型,建立类 X-51A 飞行器模型,重点对飞行器跳跃巡航轨迹进行建模和规划,并就模型中部分参数对巡航轨迹的影响进行仿真分析,得出以下结论:

1) 此飞行方案和算法能简单有效地设计出一条速度、航迹倾角、高度均具有一定周期性的跳跃巡航轨迹,验证了所建模型以及方案设计的有效性。

2) 在横向上,随着初始高度和初始航迹倾角的增加,飞行器航程均减少,而初始速度对于航程影响较小;随着初始速度和初始航迹倾角的增加,轨迹的平均周期时间均增加,而初始高度的增加使平均周期时间减少。

3) 在纵向上,生成的轨迹对于初始速度和航迹倾角的敏感度较低,轨迹的纵向跨度基本能稳定在 20~30 km 之间;而由于以高度为过程节点约束,初始高度对于轨迹纵向跨度影响较大,但轨迹还是具有一定的周期性,因此生成的轨迹仍然具有一定的稳定性。

参考文献(References):

[1] OZEDEMIR M C. Conceptual Changes by Use of Near Space [C]//Digital Avionics Systems Conference (DASC), IEEE/AIAA 32nd. IEEE, 2014. DOI: 10.1109/DASC.2013.6712573.

[2] 肖松,谭贤四,王红,等.地基雷达部署对探测临近空间高超声速目标影响研究[J].电子与信息学报,2015,37(7):1723-1728.

XIAO S, TAN X S, WANG H, et al. Detection Performance Assessment of Near-Space Hypersonic Target Based on Ground-Based Radar[J]. Journal of Electronics & Information Technology, 2015, 37(7): 1723-1728. (in Chinese)

[3] ZHAO J, JIANG B, SHI P, et al. Adaptive Dynamic Sliding Mode Control for Near Space Vehicle Under Actuator Faults[J]. Circuits Systems and Signal Processing, 2013,32(5): 2281-2296.

[4] CARTER P H, PINES D J, RUDD L V. Approximate Performance of Periodic Hypersonic Cruise Trajectories for Global Reach [C]//AIAA 8th International Space Planes and Hypersonic and Technologies Conference. 1998:1-12.

[5] BRINK C. X-51A Flight Test Status Update [C]//Proceedings of 2012 43rd IEEE Annual International Symposium of the Society Flight Test Engineers. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012:406-423.

[6] 孙勇,段广仁,张卯瑞,等.基于拟能量的高超声速飞行器再入轨迹优化[J].上海交通大学学报,2011,45(2): 262-266.

SUN Y, DUAN G R, ZHANG M R, et al. Reentry Trajectory Optimization of Hypersonic Vehicle Based on Quasi-Energy[J]. Journal of Shanghai Jiaotong University, 2011, 45(2):262-266. (in Chinese)

[7] CHEN R H, WILLIAMSON W R. Optimization and Implementation of Periodic Cruise for a Hypersonic Vehicle [J]. Journal of Guidance Control & Dynamics, 2006, 29(5):1032-1040.

[8] NGO A D. A Fuel-Optimal Trajectory for a Constrained Hypersonic Vehicle Using a Direct Transcription Method [C]//IEEE Aerospace Conference Proceedings. Bigsky, MT: IEEE, 2004:2704-2709.

[9] 徐文君,陆宇平,刘燕斌,等.高超声速飞行器周期巡航轨迹设计与优化[J].飞行力学,2016,34(4):33-36.

XU W J, LU Y P, LIU Y B, et al. Design and Optimization of Periodic Cruise Trajectory for Hypersonic Vehicle [J]. Flight Dynamics, 2016,34(4):33-36. (in Chinese)

[10] 聂晓华,徐一鸣.面向 NSHV 目标跟踪的飞行轨迹建模与仿真比较[J].计算机仿真,2016,33(3): 41-46.

NIE X H, XU Y M. Flight Trajectory Modelling and Simulation for Target Tracking on NSHV [J]. Computer Simulation, 2016, 33(3): 41-46. (in Chinese)

[11] 张远,吴昊.临近空间目标运动建模与跟踪方法研究[J].火控雷达技术,2013,42(4):22-27.

ZHANG Y, WU H. Study on Modeling of Near-Space Moving Targets and Its Tracking Algorithm [J]. Fire Control Radar Technology, 2013,42(4):22-27. (in Chinese)

[12] 范文峰,许波,郝响.助推-滑翔飞行器弹道最优控制研究[J].现代防御技术,2014,42(3):31-36.

FAN W F, XU B, HAO Y. Trajectory Optimal Control for Boost-Glide Vehicle [J]. Modern Defence Technology, 2014,42(3):31-36. (in Chinese)

[13] 杨炳尉.标准大气参数的公式表示[J].宇航学报,1983,4(1):83-86.

YANG B W. Formulization of Standard Atmospheric Parameters [J]. Journal of Astronautics, 1983,4(1): 83-86. (in Chinese)

- Transformer for Two Arbitrary Complex Frequency-Dependent Impedances [J]. *IEEE Microwave Wireless Components Letters*, 2009, 19:792-794.
- [12] CHOI H, LIM J. A New Design of Doherty Amplifiers Using Defected Ground Structure [J]. *IEEE Microwave and Wireless Components Letters*, 2006, 16: 687-689.
- [13] NGUYEN H, ANG K. Design of Coupled Three-Line Impedance Transformers [J]. *IEEE Microwave and Wireless Components Letters*, 2014, 24:84-86.
- [14] AHN H, ITOH T. Impedance-Transforming Symmetric and Asymmetric DC Blocks [J]. *IEEE Transactions Microwave Theory Technology*, 2010, 58: 2463-2474.
- [15] KIM P, CHAUDHARY G. Wideband Impedance Transformer with Out-of-Band Suppression Characteristics [J]. *Microwave Optical Technology Letters*, 2014, 56:2612-2616.
- [16] CRISTAL E G, FRANKEL S. Hairpin-Line and Hybrid Hairpin-Lin/Half Wave Parallel-Coupled-Line Filters [J]. *IEEE Transactions Microwave Theory Technology*, 1972, 20:719-728.
- [17] CHUANG M L. Analytical Design of Dual-band Impedance Transformer with Additional Transmission Zero [J]. *IET Microwaves Antennas Propagation*, 2014, 8:1120-1126.
- [18] RAWAT K, GHANNOUCHI F M. Dual-Band Matching Technique Based on Dual-Characteristic Impedance Transformers for Dual-band Power Amplifiers Design [J]. *IET Microwaves Antennas Propagation*, 2011, 5:1720-1729.
- [19] CASTALDI G, FIUMARA V. A Dual-Band Chebyshev Impedance Transformer [J]. *Microwave Optical Technology*, 2003, 39:1620-1627.
- [20] BAH A O. An Extremely Wideband Tapered Balun for Application in Tightly Coupled Arrays [J]. *IEEE Transactions on Antennas and Propagation*, 2016, 5: 12-17.
- [21] 范寿康,李进,胡容. 微波技术、微波电路及天线 [M]. 北京:机械工业出版社, 2008.
- FAN S K, LI J, HU R. *Microwave Technology, Microwave Circuits and Antenna* [M]. Beijing: China Machine Press, 2008. (in Chinese)
- [22] 闫润卿. 微波技术基本教程 [M]. 北京:电子工业出版社, 2011.
- YAN R Q. *Basic Tutorial of Microwave Technology* [M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2011. (in Chinese)

(编辑:徐楠楠)

(上接第 72 页)

- [14] 王博,贺正洪,张晶,等. 空天飞行器跳跃巡航目标特性仿真分析[J]. *现代防御技术*, 2016, 44 (1):5-9.
- WANG B, HE Z H, ZHANG J, et al. Simulation Analysis of Aerospace Vehicle's Jumping Cruise Target Characteristics [J]. *Modern Defence Technology*, 2016, 44(1):5-9. (in Chinese)
- [15] 王国宏,李俊杰,张翔宇,等. 临近空间高超声速滑跃式机动目标的跟踪模型[J]. *航空学报*, 2015, 36(7): 2400-2410.
- WANG G H, LI J J, ZHANG X Y, et al. A Tracking Model for Near Space Hypersonic Slippage Leap Maneuvering Target[J]. *Acta Aerospace et Astronautica Sinica*, 2015, 36(7): 2400-2410. (in Chinese)
- [16] 李慧峰. 高超声速飞行器制导与控制技术[M]. 北京:中国宇航出版社, 2012.
- LI H F. *Hypersonic Vehicles Guidance and Control Technology* [M]. Beijing: China Aerospace Press, 2012. (in Chinese)
- [17] CHUANG C H, MORIMOTO H. Sub-Optimal and Optimal Periodic Solutions for Hypersonic Transport [C]//*Proceedings of the American Control Conference*. IEEE, 2000:1186-1190.
- [18] CHUANG C H, MORIMOTO H. Optimal Periodic Cruise for a Hypersonic Vehicle with Constraints[z]. *AIAA* 96-3876.
- [19] 张忠峰,高云峰,宝音贺西. 高超声速飞行器周期巡航与总体参数关系研究[J]. *导弹与航天运载技术*, 2009(4):4-7.
- ZHANG Z F, GAO Y F, BAOYIN H X. Study on Relationship between Periodic Cruise and Configuration Parameters of Hypersonic Vehicle[J]. *Missile and Space Vehicle*, 2009(4): 4-7. (in Chinese)
- [20] LE J L, GANIMEDOV V L, MUCHNAJA M L, et al. The Calculation of Aerodynamic Heating and Viscous Friction Forces on the Surface of Hypersonic Flight Vehicle[J]. *Experiments and Measurements in Fluid Mechanics*, 2002, 16(1):8-20.

(编辑:徐敏)