

# 基于高斯伪谱法的高超声速飞行器再入制导研究

仲维昆<sup>1</sup>, 屈泉甬<sup>1</sup>, 原劲鹏<sup>1</sup>, 武文斌<sup>2</sup>

(1. 北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094; 2. 中国兵器工业第 203 研究所, 西安 710065)

**摘要:** 针对高超声速飞行器再入标准轨迹制导方法中存在的制导准备周期长、弹上需存储标准轨迹参数、制导鲁棒性较差等缺点, 提出一种基于高斯伪谱法与滚动时域控制技术相结合的高超声速飞行器再入预测—校正制导方案; 其中, 在线高斯伪谱法采用纵/侧向结合、全程一体化的制导算法思路, 实现了对高超声速飞行器再入弹道的全程预测制导; 同时结合滚动时域控制技术从工程上实现了高超声速飞行器再入制导中对开环制导信息的闭环应用, 完成了飞行器预测—校正制导方案; 通过对高超声速飞行器再入制导过程进行仿真分析, 结果表明应用文章设计的基于高斯伪谱法与滚动时域控制技术相结合的高超声速飞行器再入预测—校正制导方案, 飞行器再入过程中具有良好的制导性能。

**关键词:** 高超声速飞行器; 预测—校正; 高斯伪谱法; 滚动时域控制

## Research on Reentry Integrated Guidance Law of Hypersonic Velocity Aircraft Based on the Gauss Pseudo-spectral Method

Zhong Weikun<sup>1</sup>, Qu Quanyou<sup>1</sup>, Yuan Jinpeng<sup>1</sup>, Wu Wenbin<sup>2</sup>

(1. Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China;

2. No. 203 Research Institute of China Ordnance Industries, Xi'an 710065, China)

**Abstract:** In order to solve the problems of the re-entry process of hypersonic velocity aircraft by using the standard trajectory method. Article gives a Gauss pseudo-spectral method to solve the re-entry problem of hypersonic velocity aircraft. The guidance combines the Gauss Pseudo-spectral Method and the Rolling-time Control Method. For the Gauss Pseudo-spectral Method which based on the integration idea that includes the vertical and the lateral side. And the integration includes All-trajectory integration also. By using the Rolling-time Control method, the guidance could realize the open-loop orders. As the result of the simulation, the data shows that after combine the two methods of Gauss Pseudo-spectral and the Rolling-time Control in hypersonic aircraft guidance control, the aircraft achieve a satisfactory result in re-entry trajectory.

**Keywords:** hypersonic velocity aircraft; prediction-rectification; Gauss pseudo-spectral method; rolling-time control

## 0 引言

高超声速飞行器再入制导方法根据是否存储制导信息可以分为标准轨迹制导方法和预测—校正制导方法两大类。预测—校正制导方法由于具有无需存储标准轨迹参数、制导鲁棒性强以及制导准备周期短等优点, 逐渐成为未来高超声速飞行器再入制导发展的重点方向。文章将结合高斯伪谱法与滚动时域控制方法, 研究高超声速飞行器再入一体化制导方案。这里的一体化是指两方面, 其一是再入飞行器纵/侧向制导的一体化设计; 其二是再入飞行器全程弹道无分段的一体化设计。飞行器再入过程中基于在线预测制导模型, 应用高斯伪谱法快速计算得到的纵/侧向通道制导指令, 结合滚动时域控制技术不断实时更新、输出制导指令, 完成有约束情况下的高超声速飞行器再入制导<sup>[1]</sup>。

## 1 高斯伪谱法

高斯伪谱法是求解最优控制方法中直接法的一种, 又可称为正交配点法。它首先将原系统状态变量以及控制变量在一系列的 Gauss 点上离散化。其次应用 Lagrange 插值多项式对已离散的系统状态变量及控制变量进行拟合逼近。以此将原系统微分方程、约束方程等转化为代数方程约束。而原连续系统状态变量的导数也通过对离散化后的系统状态变量全局插值多项式的求导代替<sup>[2]</sup>。同时对于原连续系统最优控制问题中积分项, 则通过对原系统相应状态量、控制量的插值多项式进行高斯积分求得。

经过上述一系列变换, 高斯伪谱法已将原系统最优控制问题转化为一种非线性规划问题。针对非线性规划问题, 文章利用成熟的非线性规划求解器对原问题进行求解。具体表示基于高斯伪谱法求解最优控制问题的相关步骤可得:

### 1) 时域变换

首先对原连续系统时间进行高斯变换, 将时间区间由  $t \in [t_0, t_f]$  转换到  $\tau \in [-1, 1]$ , 因此引入时域变换:

$$\tau = \frac{2}{t_f - t_0} t - \frac{t_f + t_0}{t_f - t_0} \quad (1)$$

收稿日期: 2017-05-14; 修回日期: 2017-06-08。

作者简介: 仲维昆(1986-), 男, 山东曹县人, 硕士生, 工程师, 主要从事航天器项目管理、星务数据管理、姿轨控制等方向的研究。

则原连续系统经时间归一化后, 性能指标函数即为:

$$J = \Phi[\vec{x}(-1), \vec{x}(1), t_0, t_f] + \frac{t_f - t_0}{2} \int_{-1}^1 G[\vec{x}(t), \vec{u}(t), t] dt \quad (2)$$

则原连续系统经时间归一化后, 系统动力学微分方程即为:

$$\dot{\vec{x}}(\tau) = \frac{t_f - t_0}{2} f[\vec{x}(\tau), \vec{u}(\tau), \tau] \quad (3)$$

则原系统经时间归一化后, 系统边界条件和约束即为:

$$\begin{aligned} \varphi(\vec{x}(-1), t_0, \vec{x}(1), t_f) &= 0 \\ h_L \leq h(\vec{x}(\tau), \vec{u}(\tau), \tau) &\leq h_T \end{aligned} \quad (4)$$

### 2) 状态变量和控制变量的离散化

高斯伪谱法基于  $K$  阶的 Legendre 插值多项式  $P_k(\tau)$  去逼近经时间离散化后的系统状态变量和控制变量, 其中:

$$P_k(\tau) = \frac{1}{2^k K!} \left[ \frac{d^k}{d\tau^k} (\tau^2 - 1)^K \right], K = 0, 1, 2, \dots \quad (5)$$

因为在进行系统状态变量、控制变量离散时, Legendre-Gauss 点仅分布在区间  $(-1, 1)$  上。所以为了近似原系统状态变量、控制变量量的初值, 需在离散时间区间内增加一个点  $\tau_0 = -1$ 。由此构成  $K+1$  阶的 Lagrange 插值多项式  $Lag_i(\tau)$  ( $i = 0, \dots, K$ ) 将作为基函数在时间区间内逼近原系统状态变量和控制变量。综上所述, 可得原系统状态量离散形式为:

$$\vec{x}(\tau) \approx \vec{X}(\tau) = \sum_{i=0}^K Lag_i(\tau) \vec{X}(\tau_i) \quad (6)$$

原系统控制变量离散形式为:

$$\vec{u}(\tau) \vec{U}(\tau) = \sum_{i=0}^K Lag_i(\tau) \vec{U}(\tau_i) \quad (7)$$

其中: Lagrange 插值基函数为:

$$Lag_i(\tau) = \prod_{j=0, j \neq i}^K \frac{\tau - \tau_j}{\tau_i - \tau_j} \quad (8)$$

### 3) 微分方程变换

因为原系统状态变量已经由 Lagrange 插值多项式在时间区间内离散化, 所以原系统状态方程亦可以表示为相应代数方程形式, 即:

$$\dot{\vec{x}}(\tau_k) \approx \dot{\vec{x}}(\tau_k) = \sum_{i=0}^K Lag_i(\tau_k) \dot{\vec{x}}(\tau_i) = \sum_{i=0}^K D_{ki}(\tau_k) \vec{X}(\tau_i) \quad (9)$$

其中:  $D \in R^{K \times (K+1)}$  为系统微分矩阵, 可以通过离线计算得到。则可得原系统微分方程的代数表达式形式为:

$$\sum_{i=0}^K D_{ki}(\tau_k) \vec{X}(\tau_i) - \frac{t_f - t_0}{2} f(\vec{X}(\tau_k), \vec{U}(\tau_k), \tau_k; t_0, t_f) = 0, \quad (k = 1, \dots, K) \quad (10)$$

### 4) 性能指标变换

原系统状态变量、控制变量均已有 Lagrange 插值多项式在时间区间内离散化。则原连续系统最优控制性能指标亦可由相应变量离散形式表示。而性能指标函数中存在的积分可由插值多项式的 Gauss 积分近似。

则原系统性能指标函数可表示为:

$$J = \Phi(\vec{X}_0, t_0, \vec{X}_f, t_f) + \frac{t_f - t_0}{2} \sum_{i=1}^K \omega_k G(\vec{X}_k, \vec{U}_k, \tau_k; t_0, t_f) \quad (11)$$

### 5) 终端状态变换

因为对原系统状态变量离散时是在时间区间  $[-1, 1)$  内进行, 所以当原系统存在终端状态约束时, 需要对离散时间区间进行修正。即增加  $\tau_f = 1$  点对原时间区间进行补充。从而得到在整个时间区间  $[-1, 1]$  上的状态变量、控制变量近似表达式。显然终端状态  $\vec{X}_f$  也满足原系统微分方程约束, 根据原系统微分方程有:

$$\vec{x}(\tau_f) = \vec{x}(\tau_0) + \int_{\tau_0}^{\tau_f} f(\vec{x}(\tau), \vec{u}(\tau), \tau) d\tau \quad (12)$$

由式 (12) 可知, 系统终端状态可由初始状态的 Gauss 积分近似求解。综上可知系统终端状态表达式为:

$$\vec{X}(\tau_f) = \vec{X}(\tau_0) + \frac{t_f - t_0}{2} \sum_{k=1}^K \omega'_k f(\vec{X}(\tau_k), \vec{U}(\tau_k), \tau_k; t_0, t_f) \quad (13)$$

其中:  $\omega'_k = \int_{-1}^1 Lag_i(\tau) d\tau$  为系统的 Gauss 权重函数。

通过上述系统变量离散化、微分方程代数化等步骤, 已把原系统最优控制问题转换为非线性规划问题。而非线性规划问题的求解已经具备足够多的求解方法, 例如可以采用序列二次规划 (SQP) 的方法进行求解。由于非线性规划问题不是文章研究的重点, 所以不做详细论述。仅应用基于 Matlab 软件平台的 GPOPS-2 软件包对最优控制问题、非线性规划问题进行求解<sup>[3-4]</sup>。

## 2 滚动时域控制

考虑高超声速飞行器再入制导动力学微分方程可以通过非线性微分方程加以描述:

$$\dot{\vec{x}} = f(\vec{x}(t), \vec{u}(t), t) \quad (14)$$

其中:  $\vec{u}(t)$  为控制量。

基于高斯伪谱法在线求解高超声速飞行器再入预测制导指令后, 由于求解得到的制导指令为开环形式, 无法直接作用于飞行器制导控制回路。所以需要对其生成的开环制导指令进行处理, 而滚动时域控制恰好解决开环制导指令如何进行闭环制导的问题。

应用滚动时域控制, 则在每个制导指令更新区间  $[t_n, t_m]$  内的基于高斯伪谱法的在线预测制导方法即相当于已知当前制导更细周期初始状态  $\vec{x}_{n0}$  的最优控制问题。通过不断地测量飞行器制导指令更新区间节点  $t_n$  处的初状态  $\vec{x}_{n0}$ , 依据已知终端状态进行在线实时制导指令计算, 并及时更新作用于飞行器的制导指令完成满足终端约束和状态约束的再入制导过程。针对这种控制方式, Ross 已经从数学上证明可以应用一系列开环制导控制信息可以达成飞行器闭环控制的效果<sup>[5]</sup>。

因为滚动时域控制方法需要在线实时获得伪谱法计算所需初始状态并应用其计算所得制导指令, 这就对在线高斯伪谱法的轨迹优化时间以及滚动时域制导更新周期做出了限制。高超声速飞行器再入制导过程中的为了加快在线轨迹优化算法收敛速率, 通常选取第一次轨迹优化结果作为伪谱法轨迹规划中状态变量、控制变量的参考值, 并在再入优化过程中不断迭代更新参考值, 以达到减小在线轨迹规划时间的目的。

而对于滚动时域制导更新周期, Ross 通过合理的假设和严谨的数学推倒, 建立了滚动时域控制中制导信息更新最大时

间间隔和 Lipschitz 常数之间的关系。但是这只是从数学理论上推倒得到的滚动时域控制时间间隔条件。由于在实际应用中相关公式所需参数不易获得，所以滚动时域控制时间间隔将采用仿真试凑与分析的方法加以确定<sup>[6]</sup>。

### 3 预测—校正再入制导方法

结合文章前两小节内容，可知应用基于高斯伪谱法与滚动时域控制相结合的高超声速飞行器再入预测—校正制导方法具体步骤如下：

1) 初始参数装订：建立高超声速飞行器再入预测—校正算法数学模型，确定高超声速飞行器再入点、目标点状态信息。建立高超声速飞行器再入过程约束模型及其计算方法，确定高超声速飞行器再入过程约束、终端状态约束参数值。其中在线轨迹规划算法满足高超声速飞行器再入过程中的过载、热流、动压以及平衡滑翔条件等约束。同时需离线设计满足在线计算时间、制导鲁棒性要求的滚动时域控制指令更新周期；

2) 飞行器在线制导指令计算：高超声速飞行器再入后需实时测量在线轨迹优化算法所需系统状态量和控制量，应用高斯伪谱进行在线轨迹规划，生成制导指令。其中，在线轨迹规划算法规划的弹道为由当前高超声速飞行器所处状态至目标点的弹道参数，制导指令为纵/侧向一体化计算结果；

3) 飞行器制导指令的应用：基于高斯伪谱法在线计算所需高超声速飞行器再入纵/侧向制导指令为由当前状态至终端状态的制导参数。而应用滚动时域控制后，在当前制导指令更新周期内，飞行器再入过程中仅应用伪谱法计算所得制导指令的前  $T$  秒。通过不断的高超声速飞行器不断在线计算、更新，以此达到闭环制导效果。

### 4 仿真验证与分析

高超声速飞行器再入大气层后采用无动力滑翔方式攻击指定目标。而飞行器再入过程中采用倾斜转弯控制方法，因此再入过程中具有较强的侧向机动能力和较大的侧向位移。这就要求在设计高超声速飞行器再入制导方法时，要充分考虑高超声速飞行器再入过程中地球自转以及飞行器倾侧对再入过程制导效果的影响<sup>[7]</sup>。因此，建立高超声速再入轨迹优化模型时将考虑地球自转以及飞行器倾侧的影响，所以再入制导三自由度模型如下所示：

$$\frac{dV}{dt} = -\frac{X}{m} - g\sin\theta + \omega_e^2 r\cos\varphi(\sin\theta\cos\varphi - \cos\theta\cos\sigma\sin\varphi)$$

$$\frac{d\theta}{dt} = \frac{Y\cos\sigma}{mV} + \left(\frac{V}{r} - \frac{g}{V}\right)\cos\theta + \omega_e^2 \frac{r\cos\varphi}{V}(\cos\theta\cos\varphi + \sin\theta\cos\sigma\sin\varphi) + 2\omega_e\cos\varphi\sin\sigma \quad (15)$$

$$\dot{\sigma} = \frac{Y\sin\sigma}{mV\cos\theta} + \frac{V\cos\theta\sin\sigma\tan\varphi}{r} + \omega_e^2 r \frac{\sin\sigma\sin\varphi\cos\varphi}{V\cos\theta} - 2\omega_e(\cos\varphi\tan\theta\cos\sigma - \sin\varphi) \quad (16)$$

$$\dot{\phi} = V \frac{\cos\theta\cos\sigma}{r}$$

$$\dot{\lambda} = V \frac{\cos\theta\sin\sigma}{r\cos\varphi}$$

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

$$\frac{dL}{dt} = R_0 v\cos\theta/r \quad (17)$$

其中： $\omega_e$  为地球旋转角速度； $\sigma$  为速度偏角，即为飞行器速度方向与正北方向的夹角； $\nu$  为飞行器侧倾角，即飞行器升力方向与飞行器所处铅垂面的夹角； $\lambda$  为飞行器所处经度值； $\phi$  为飞行器所处纬度值。

文章在研究高超声速飞行器再入制导中，对飞行器横向机动能力没有特殊的要求，同时再入过程中未考虑飞行器禁飞区等因素对再入飞行器射程的影响。因此在高超声速飞行器再入过程中，其再入下降段和平衡滑翔段的横向射程相较其纵向射程而言是一个小量<sup>[8]</sup>。所以再入飞行器射程可近似按下列公式计算，即：

$$L = \int_{t_0}^{t_f} (R_0 v\cos\theta/r) dt \quad (18)$$

其中： $R_0$  为地球半径。

应用最优控制理论求解高超声速飞行器再入制导问题，就是以飞行器高度、速度等参数信息为状态变量，以  $\alpha, \nu$  为控制变量进行弹道优化，使得某一性能指标达到最小的过程。为了保证飞行器再入弹道相对平缓，在制导指令更新时间节点前后制导指令无明显跳变。在轨迹规划过程中可选取再入轨迹优化控制量为  $\dot{\alpha}, \dot{\nu}$ 。通过在线对的控制量  $\dot{\alpha}, \dot{\nu}$  的求解、积分，得到实际再入轨迹优化控制量  $\alpha, \nu$ ，以此保证实际飞行过程中控制指令的连续性与可实现性<sup>[9]</sup>。由此可得再入轨迹优化控制量约束条件为：

$$\begin{bmatrix} -15^\circ \\ -0.5^\circ \\ -15^\circ \\ -0.5^\circ \end{bmatrix} \leq \begin{bmatrix} \alpha \\ \dot{\alpha} \\ \nu \\ \dot{\nu} \end{bmatrix} \leq \begin{bmatrix} 15^\circ \\ 0.5^\circ \\ 15^\circ \\ 0.5^\circ \end{bmatrix} \quad (19)$$

再入轨迹优化过程约束为：

$$\begin{bmatrix} |n_y| \\ q \\ q_s \end{bmatrix} \leq \begin{bmatrix} 45 \dot{g} \\ 2\,000 \times 10^3 \text{ Pa} \\ 2\,500 \times 10^3 \text{ W/m}^2 \end{bmatrix} \quad (20)$$

再入轨迹优化性能指标为：

$$J = \int \frac{1}{2} \bar{\theta}^2 dt \quad (21)$$

应用高斯伪谱法求解最优控制问题时，选取飞行器初状态参数为：

初始速度： $V_0 = 3\,700 \text{ m/s}$ ；

初始高度： $H_0 = 70 \text{ km}$ ；

初始弹道倾角： $\theta_0 = 0^\circ$ ；

初始弹道偏角： $\psi_{e0} = 90^\circ$ 。

制导仿真要求末状态为：

终端速度： $V_f = 1\,000 \text{ m/s}$ ；

终端高度： $H_f = 0 \text{ km}$ ；

终端速度倾角： $\theta_f = -80^\circ$ ；

终端射程： $L_f = 3\,000 \text{ km}$ 。

高超声速飞行器再入过程中为了保证在线轨迹优化的快速性、实际制导指令的连续性以及对参数不确定的鲁棒性，选取的制导指令更新周期应本着综合考虑再入制导指令计算时间、再入制导误差影响等因素的思路，折中选取具有较高快速性、较小制导误差、较强制导鲁棒性的制导指令更新周期<sup>[10]</sup>。

因此在综合考虑以上因素后, 文章中选取滚动时域控制中制导指令更新周期为 10 s。

应用高超声速飞行器再入初始状态、终端状态、过程约束等参数, 进行高超声速飞行器再入预测-校正制导方法仿真验证。其仿真结果如图 1~5 所示。

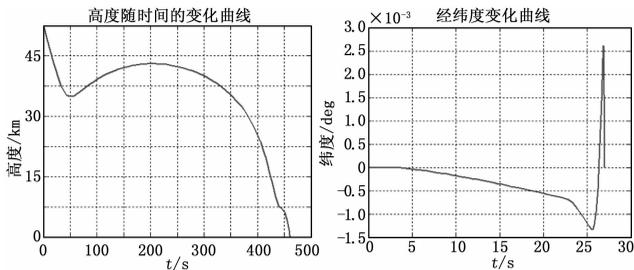


图 1 高度随时间变化、经纬度变化示意图

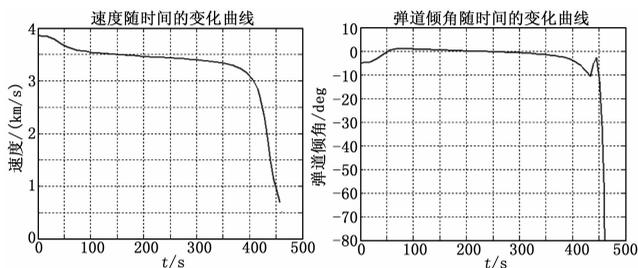


图 2 速度、弹道倾角随时间变化示意图

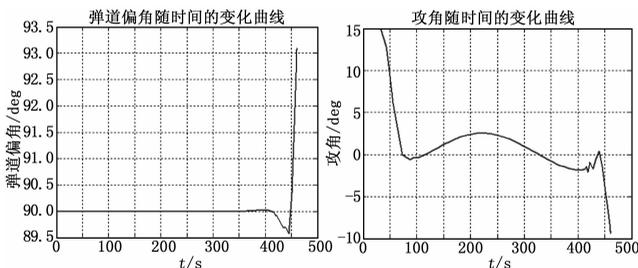


图 3 弹道偏角、攻角随时间变化示意图

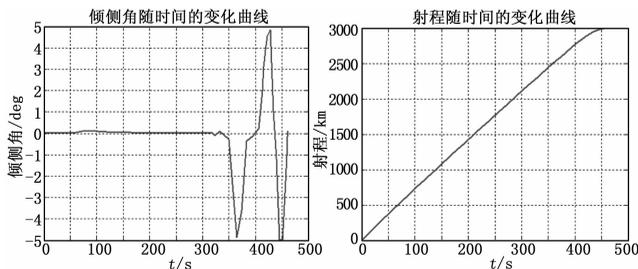


图 4 倾侧角、射程随时间变化示意图

对仿真结果进行分析可知, 应用基于高斯伪谱法与滚动时域控制相结合的高超声速飞行器再入制导方法, 飞行器高度、速度随时间变化平缓, 再入过程中弹道无剧烈抖动情况出现。飞行器高度、速度参数满足再入过程中对动压、热流约束的要求。而高超声速飞行器再入过程中攻角、倾侧角导数指令虽在图中有较大调变, 但是由于在设计时已考虑攻角、倾侧角导数变化率对实际攻角、倾侧角指令的影响, 设计了其变化率最大值约束。所以即使攻角、倾侧角导数变化剧烈, 却不影响实际

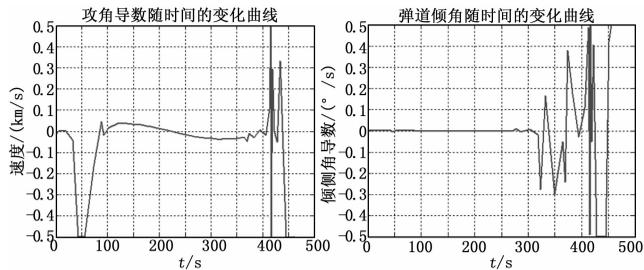


图 5 攻角导数、倾侧角导数随时间变化示意图

再入制导指令攻角、倾侧角的连续以及可实现性。通过对图 1~图 5 弹道仿真结果的分析可知, 高超声速飞行器再入过程中, 其弹道参数满足过载约束要求。

综上所述, 应用高斯伪谱法与滚动时域控制相结合的再入飞行器预测-校正制导方法, 其制导指令具有较高的可实现性, 飞行器弹道平缓, 满足过载、动压、热流以及平衡滑翔约束要求。

高超声速飞行器再入过程终端状态如表 1 所示。

表 1 末端状态情况

各参数末端数值	
终端速度	710 m/s
终端速度倾角	80.5°
终端速度偏角	90.2°
高度	0
射程	2 997.3 km

高超声速飞行器再入预测-校正制导方法满足再入制导过程满足对过载、动压以及热流的约束限制, 制导精度满足高超声速飞行器再入制导要求, 再入过程可是实现对终端速度、速度倾角的控制。其中: 速度控制误差为 10/s; 速度倾角控制误差为 0.5°; 射程控制误差为 2.7 km; 可见应用基于高斯伪谱法与滚动时域控制相结合的飞行器再入预测-校正制导方法, 对飞行器再入终端状态具有良好的控制效果, 其终端参数控制误差满足设计要求, 制导效果良好。

## 5 结论

文章以高超声速飞行器再入制导问题为研究对象, 通过建立高超声速滑翔飞行器再入预测制导模型, 再入飞行器过程约束模型以及飞行器再入终端状态约束模型, 应用高斯伪谱法在线实时规划高超声速飞行器再入剩余弹道, 并生成飞行器开环制导指令。其指令生成算法满足高超声速飞行器纵/侧向、全程再入弹道一体化设计要求, 制导指令具有较高连续性、较强可实现性。同时, 文章结合滚动时域控制技术, 应用基于伪谱法实时解算出的开环制导信息更新高超声速滑翔飞行器再入制导指令, 用分段开环的制导指令的方式达到高超声速飞行器再入整体闭环制导的效果。经弹道仿真验证可知, 这种基于高斯伪谱法与滚动时域控制相结合的高超声速飞行器再入预测-制导方法, 再入弹道平缓满足飞行器再入过程约束要求, 同时此制导方法对飞行器终端状态具有良好的控制效果, 其制导性能满足再入飞行器对落点精度等性能指标的要求。

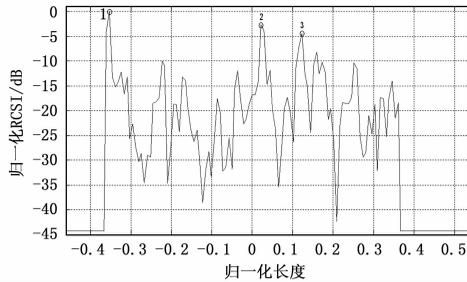


图 5 迎头向一维距离像测量结果  
(横坐标 0 对应导弹参考中心)

统计结果显示, 导弹在 L、X 波段的 RCS 峰值与谷值之差分别达到 23.88 dB 和 28.76 dB。经分析, X 波段下, 入射电磁波波长短, 不仅导弹整体处于散射光学区, 构成导弹的每一个结构或部件, 包括细小部件与不连续表面, 如头锥、进气道腔体、尾翼、接线槽、螺钉孔、螺钉、铆钉、接缝等也都处于光学区, 从而构成一个个独立的散射中心, 对导弹的整体 RCS 构成影响, 随着导弹姿态的变化, 每一个独立散射中心的散射水平发生变化, 导致导弹整体 RCS 产生起伏; 而 L 波段下, 入射波波长相对较长, 尽管导弹整体处于散射区, 但构成导弹的一些较细小的结构或部件, 如进气道腔体、接线槽、螺钉孔、螺钉、铆钉、接缝等由于物理尺寸较小, 并不一定处于光学区, 可能处于瑞利区或振荡区, 此时结构或结构的 RCS 受导弹姿态变化的影响并不敏感, 其散射水平主要与结构体或部件的体积有关, 因此, 使得导弹整体 RCS 随姿态的变化相对趋缓。

2) 导弹在 X 波段的 RCS 比 L 波段的 RCS 低, 平均低 9.55 dB, 说明导弹在 X 波段下的隐身效果比 L 波段效果好。

3) 由图 3 可以看出, L 波段下, 导弹在迎头向一定角度范围内的 RCS 明显大于其他角度下的 RCS。这说明镜面散射构成了导弹 RCS 的主要来源, 而边缘绕射、行波散射、腔体散射、二面角散射等的影响相对较弱; 但同时也发现, RCS 峰值点均不在导弹迎头向 (方位角  $0^\circ$ ), 而是偏离一定角度, 以峰值点为中心, 基本呈左右对称分布。由于导弹的外形结构呈左右对称分布, 因此分析可能是由导弹头锥仓安装的载荷在

不同角度下的散射特性差异所导致。

4) 由图 4 可以看出, X 波段下, 导弹在迎头向一定角度范围内的 RCS 变化趋势总体比较平稳。结合上述第 2) 条可以看出, 相较于 L 波段, X 波段下, 在镜面散射已得到有效抑制的前提下, 边缘绕射、行波散射、腔体散射、二面角散射等的影响凸显出来, 成为影响导弹整体 RCS 的一个重要因素。同时还可以看到, RCS 峰值已远远偏离迎头向 (方位  $0^\circ$ ), 出现在方位  $-20^\circ$  左右。

5) 由导弹一维距离像可以看出, 导弹头锥仓存在较强散射, 如图中标记①所示。值得注意的是, 标记②处出现了较强的散射, 较头锥仓仅相差 2.68 dB, 通过对导弹结构的测量与分析, 未发现有明显对应的强散射结构, 因此, 初步断定系由导弹进气道腔体引起, 经过进一步对进气道腔体内部结构尺寸的测量与分析发现, 散射回波的传输时延与入射波进入腔体后经多次反射后重新到达接收天线经历的空间路程基本一致。另外, 在图中标记③处出现了尖峰, 经对导弹结构进一步分析发现, 导弹进气道由前后两段组成, 两段连接处存在一定缝隙, 由此推测应该是由进气道表面在此连接处的不连续性引起的行波散射和缝隙绕射所产生。

#### 参考文献:

- [1] 黄培康, 殷红成, 许小剑. 雷达目标特性 [M]. 北京: 电子工业出版社, 2005.
- [2] 阮颖铮, 等. 雷达截面与隐身技术 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1998.
- [3] 王国玉, 汪连栋, 王国良, 等. 雷达电子战系统数学仿真与评估 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2004.
- [4] 刘密歌, 赵军仓, 张麟兮, 等. 微波暗室中两种 RCS 测量系统的比较 [J]. 计算机测量与控制, 2007, 15 (3): 300-301.
- [5] 郭静. 微波暗室目标 RCS 测试方法的研究与试验 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008.
- [6] 庄钊文, 莫锦军, 袁乃昌, 等. 军用目标雷达散射截面预估与测量 [M]. 北京: 科学出版社, 2007.
- [7] 孙占久, 聂宏, 昂海松, 等. 含腔复杂军事目标 RCS 综合计算方法 [J]. 南京航空航天大学学报. 2009, 41 (1): 80-84.
- [8] 2011: 1176-1184.
- [7] 陈小庆. 高超声速滑翔飞行器机动技术研究 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2011.
- [8] 雍恩米. 高超声速滑翔式再入飞行器轨迹优化与制导方法研究 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2008.
- [9] 雍恩米, 唐国金, 磊陈. 基于 Gauss 伪谱方法的高超声速飞行器再入轨迹快速优化 [J]. 宇航学报. 2008, 29 (6).
- [10] F F, M R I. On discrete-time optimality conditions for pseudo-spectral methods [A]. AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit [C]. 2006.
- [11] M R I, F F. Pseudospectral knotting methods for solving optimal control problems [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics. 2004, 27 (3): 397-405.
- [12] 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.

(上接第 109 页)

#### 参考文献:

- [1] 李强. 高超声速滑翔飞行器再入制导控制技术研究 [D]. 北京: 北京理工大学, 2015.
- [2] 李铁鹏. 基于高斯伪谱法的滑翔弹道优化算法研究 [J]. 弹箭与制导学报. 2014, 34 (2): 113-116.
- [3] 徐明亮, 陈克俊, 刘鲁华, 等. 高超声速飞行器准平衡滑翔自适应制导方法 [J]. 中国科学: 技术科学. 2014 (4).
- [4] 张洪清. 基于高斯伪谱法的弹道优化设计与实现 [D]. 南京: 南京理工大学, 2014.
- [5] Xie Y, Liu L, Liu J. Rapid Generation of entry Trajectories with Waypoint and No-fly zone Constraints [J]. Acta Astronautica. 2012: 167-181.
- [6] Tian B, Zong Q. Optimal Guidance for Reentry Vehicles Based on Indirect Legendre Pseudospectral Method [J]. Acta Astronautica.