

# 滑翔式飞行器高空自适应跟踪制导控制方法

张义捷， 姜云涛， 刘永， 王亮  
(北京航天自动控制研究所,北京 100854)

**摘要：**针对具有较大机动能力的滑翔式高超声速飞行器在复杂高空环境再入的问题,提出了一种基于 LQR(线性二次调节器)的多状态自适应跟踪制导方法。该方法基于飞行器量纲一化的再入运动模型,考虑滑翔式飞行器各特征参数和飞行约束设计出基本安全飞行走廊,用拟合法将标准弹道综合成航程-高度-速度-航迹角函数。然后设计了基于 LQR 的多状态跟踪制导律,并采用多项式拟合法实现全弹道制导律的增益调度函数;形成了一套完整的滑翔式飞行器再入过程基于标准轨道的多状态 LQR 制导方案设计。并通过仿真计算,验证了该制导方法,表明该方法是有效、高精度的飞行器高空自适应跟踪制导方法。

**关键词：**高超声速飞行器；量纲归一化；线性二次调节器（LQR）；拟合法；多状态自适应制导

**中图分类号：**TP391      **文献标志码：**A      **文章编号：**1001-0645(2020)12-1314-07

**DOI：**10.15918/j.tbit.1001-0645.2019.202

## Adaptive Guidance Method of Hypersonic Vehicles in High-Altitude Based on Linear Quadratic Regulator

ZHANG Yi-jie, JIANG Yun-tao, LIU Yong, WANG Liang  
(Beijing Aerospace Automatic Control Institute, Beijing 100854, China)

**Abstract:** For the reentry of glide hypersonic vehicles with large maneuverability flying in complex high altitude environment, a multi-state adaptive guidance method was proposed based on linear quadratic regulator (LQR). On the basis of the dimensionless reentry movement model of the vehicle, taking the flight dynamic characteristics, path constraints and terminate constraints into account, a safe flight corridor was designed, and polynomial fitting method was used to convert the standard trajectory into a function with range, altitude, velocity and flight-path angle. Then, a multi-state adaptive guidance law was designed based on the LQR and polynomial fitting method was used to implement a gain scheduling function for trajectory guidance law. A complete guidance method design process for the reentry of the glide vehicle based on reference trajectory and multi-state LQR was formed. A simulation verified the guidance method and indicated that it is an effective and high-accuracy adaptive guidance method.

**Key words:** hypersonic vehicle; dimensionless; linear quadratic regulator (LQR); fitting method; multi-state adaptive guidance

高超声速滑翔式飞行器具有较大的机动能力,飞行包络大,环境复杂,对飞行控制、结构控制有更高的要求,给制导控制系统的设计带来了极大挑战。本文主要开展滑翔式飞行器制导算法研究。滑翔段

的制导<sup>[1]</sup>分为两大类:一类是标准轨道制导方法,另一类是预测制导方法。第一种方法是根据飞行任务预先设计一条参考轨道,在飞行中把实际值和理论值的偏差信号作为制导的输入,控制飞行器按照参

考弹道飞行。预测制导法着眼于实际飞行弹道的预报落点和目标点的差别来对弹道进行修正。相对地,预测制导处理应急情况的能力以及使轨道保持最小过载和热流的能力较强,但是对计算机的计算速度和存储量要求较高,目前应用最广泛的依然是标准轨道制导法<sup>[2]</sup>。

标准轨道制导在美国航天飞机返回再入段成功应用,成为许多再入飞行器的基准方法,主要包括离线参考阻力加速度剖面规划和在线阻力加速度剖面跟踪。其后产生了一系列改进剖面设计和跟踪方法以及参考轨迹状态空间调节方法<sup>[3]</sup>。制导律设计方法很多,包括利用线性二次调节器(LQR)设计制导律<sup>[4]</sup>;利用比例微分PD设计制导律;将飞行器滚动次数与落点精度的终端误差结合起来作为性能指标,利用反馈控制方法设计制导律<sup>[5]</sup>;基于神经网络的再入标准轨迹制导<sup>[6]</sup>等;除此之外,最优控制、自适应制导、勤让德拟谱方法、增益调度法等也应用于标准轨道的制导律设计中<sup>[7-13]</sup>。

为了深入研究滑翔制导方法,首先对高超声速飞行器在滑翔段的运动特性进行了分析;为了便于数值分析,引入量纲一的运动方程组;建立了飞行器滑翔段满足飞行约束的飞行走廊,并对影响飞行走廊的因素进行分析。其次设计了满足过程约束与终端约束的滑翔段参考弹道,采用线性二次调节器(LQR)进行纵向弹道跟踪。为了满足制导律增益系数实时性要求,以量纲一的速度为自变量,采用拟合的方式得到制导指令关于速度的增益函数,完成全弹道增益调度。

## 1 运动模型与飞行走廊的分析

为研究滑翔飞行器的运动特性,在地理坐标系内建立其运动方程。飞行器沿弹道飞行时,因初始速度大,高度高,携带巨大能量,在飞行过程中经过的飞行环境复杂,承受着巨大的气动加热、过载以及动压,从结构安全、控制稳定以及飞行器机动性等角度考虑,飞行过程必然受到诸多约束。

### 1.1 高超声速滑翔飞行器的运动模型

假设飞行器系统在任一时刻处于瞬时平衡状态,不考虑姿态运动对高度、经纬度、速度的影响。其飞行几何示意图如图1所示。

轨迹优化研究中,为了利于数值求解,分别定义量纲一的地心距 $R$ ,速度 $v$ ,飞行时间 $\tau$ 和地球自转角速度 $\omega$ 为

$$R = r/R_0, v = \frac{v_d}{\sqrt{g_0 R_0}}, \tau = \frac{t}{\sqrt{R_0/g_0}}, \omega = \frac{\omega_e}{\sqrt{g_0/R_0}}.$$

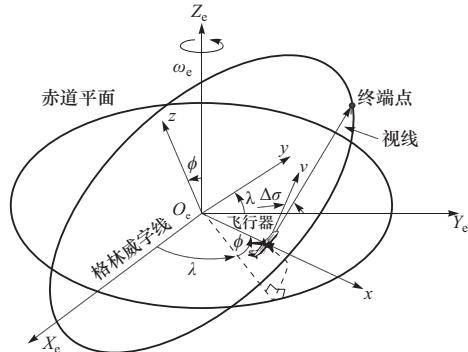


图 1 再入飞行几何示意图  
Fig. 1 Schematic diagram of reentry flight

忽略地球自转的影响,在地理坐标系建立飞行器量纲一的三自由度运动模型。得到量纲一的三自由度运动方程

$$\begin{cases} \frac{dR}{d\tau} = v \sin \gamma \\ \frac{d\theta}{d\tau} = \frac{v \cos \gamma \sin \phi}{R \cos \phi} \\ \frac{d\phi}{d\tau} = \frac{v \cos \gamma \cos \phi}{R} \\ \frac{dV}{d\tau} = -D - \left( \frac{\sin \gamma}{R^2} \right) \\ \frac{d\gamma}{d\tau} = \frac{1}{v} \left[ L \cos \sigma + \left( V^2 - \frac{1}{R} \right) \left( \frac{\cos \gamma}{R} \right) \right] \\ \frac{d\psi}{d\tau} = \frac{1}{v} \left[ \frac{L \sin \sigma}{\cos \gamma} + \frac{v^2 \cos \gamma \sin \phi \tan \phi}{R} \right] \end{cases}. \quad (1)$$

以上微分方程均为对无因次时间的微分,式中: $\theta$ 为经度; $\phi$ 为纬度; $\gamma$ 为弹道倾角; $\psi$ 为速度方位角; $\sigma$ 为倾侧角。无因次阻力加速度 $D = \rho(v)^2 S_{ref} C_D / (2mg_0)$ ;无因次升力加速度 $L = \rho(v)^2 S_{ref} C_L / (2mg_0)$ 。

在平衡滑翔段,飞行器的弹道倾角变化平缓近似为0,其平衡条件为

$$m \left( \frac{v^2}{r} - g \right) + L \cos \sigma = 0, \quad (2)$$

在平衡滑翔条件下,飞行器质量对平衡滑翔高度 $r$ 或 $R$ 有影响,对阻力进行有量纲变换后, $D_u = Dm/R_0$ ,飞行器阻力为

$$D_u = - \frac{m C_D}{R_0 C_L \cos \sigma} \left( v^2 - \frac{1}{R} \right) \frac{1}{R}, \quad (3)$$

显然,升阻比越大,其飞行距离越远.因此采用最大升阻比攻角飞行是其最佳的飞行状态.

## 1.2 飞行走廊设计

飞行过程的过载约束、热流约束、动压约束还有平衡滑翔约束形成飞行轨迹的许可范围,即飞行走廊.走廊的上边界是指飞行器在各种约束下,最平缓的飞行轨迹和最大的总加热;下边界对应着最短的航程及最大的气动加热峰值.

### 1.2.1 走廊下边界约束条件

① 气动加热热流约束.

热流峰值的估算公式为

$$k_{ht} \sqrt{\rho v_g^{3.15}} < Q_{smax}, \quad (4)$$

式中: $k_{ht}$ 为常系数; $\rho$ 和 $v_g$ 为来流气体的密度和速度.结合式(4),可推导出

$$h > h_{Qsmax} = h_s \left[ \ln \rho_0 - 2 \ln \left( \frac{Q_{smax}}{k_{ht} v_g^{3.15}} \right) \right]. \quad (5)$$

② 最大动压约束.

最大动压约束的数值一方面取决于随动压增大而增大的气动控制铰链力矩;另一方面取决于飞行器表面防热材料的抗压强度.动压应满足

$$q = \frac{1}{2} \rho v_g^2 < q_{max}, \quad (6)$$

推导出

$$h > h_{qmax} = -h_s \ln \left( \frac{2q_{max}}{\rho_0 v_g^2} \right). \quad (7)$$

③ 最大过载约束.

飞行器的最大过载约束与飞行器的结构强度与机载设备的过载范围有关.为了对机体进行保护,将总过载限制为 $n = \sqrt{L^2 + D^2}/mg_0 \leq n_{max}$ ,可得

$$h > h_{nmax} = -h_s \ln \left( \frac{2n_{max} mg_0}{\rho_0 v_g^2 \sqrt{C_L^2 + C_D^2 S_m}} \right). \quad (8)$$

### 1.2.2 走廊上边界约束条件

理想的再入轨道无跳跃现象且弹道倾角变化平滑.但在实际再入过程中,飞行器的再入轨道会出现振荡型跳跃现象.为了减少这种跳跃,采用如下约束,

$$m \left( \frac{v_g^2}{r} - g \right) \cos \theta + L \cos \gamma_v = 0, \quad (9)$$

采用指数式的大气密度表示方法,可以得

$$h < h_{up} = -h_s \ln \left( \frac{2m(g - v_g^2/r)}{C_L S_m \rho_0 \cos \gamma_v} \right), \quad (10)$$

从而, $H-V$ 剖面的再入走廊可表示为

$$\begin{aligned} H_{up}(v) &= H_{QEBC}, \\ H_{down}(v) &= \min(H_{Q_{max}}, H_{n_{max}}, H_{q_{max}}). \end{aligned} \quad (11)$$

### 1.2.3 速度-剩余航程的飞行走廊约束

考虑简化的剩余航程表达式

$$ds_{togo}/dt = -v_g \cos \theta, \quad (12)$$

代入式 $\frac{dv_g}{dt} = -\frac{D}{m} - g \sin \theta$ ,可得速度和剩余航程的关系式为

$$\frac{dv_g}{ds_{togo}} = \frac{D/m + g \sin \theta}{v_g \cos \theta}. \quad (13)$$

若考虑在准平衡滑翔时 $\theta \approx 0$ ,上式可简化为

$$\frac{dv_g}{ds_{togo}} \approx \frac{D}{mv_g}. \quad (14)$$

式(14)建立在不同攻角和倾侧角形式下的速度和剩余航程间的映射关系.

## 2 滑翔飞行器再入跟踪制导律设计

### 2.1 标称轨迹的设计

根据飞行走廊计算结果,且考虑到标准轨迹需要为偏差情况留足够的裕量,这里选择最大升阻比攻角下,倾侧角为 $35^\circ$ 的飞行走廊高度曲线作为高度的标称值(制导指令值),同时建立 $35^\circ$ 倾侧角下剩余航程与速度的映射关系,以此作为速度的标称值(制导指令值).

选定标准轨迹后,为了能够实时给出制导指令值,这里将高度-速度和速度-剩余航程的关系进一步简化,通过拟合给出相应的表达式,避免复杂的插值计算,降低计算的复杂度.

① 高度-速度拟合模型.

对速度进行量纲归一化处理 $v = v_g/v_0 = v_g/\sqrt{g_0 R_0}$ ,再采用4次多项式对高度进行拟合,拟合公式为

$$h_{ref} = a_h + b_h v + c_h v^2 + d_h v^3 + e_h v^4, \quad (15)$$

弹道倾角指令为

$$\theta_{ref} = -D(b_h + 2c_h v + 3d_h v^2 + 4e_h v^3)/(mv_g), \quad (16)$$

式中: $a_h, b_h, c_h, d_h, e_h$ 为拟合系数; $h_{ref}$ 为拟合后的高度指令.将飞行器再入过程分为初始下降段和平衡滑翔段进行拟合.

②速度-剩余航程拟合模型。

速度与剩余航程采用以下模型进行拟合,

$$v_{\text{ref}} = a_v s_{\text{togo}} + \frac{b_v}{\sqrt{s_{\text{togo}}} - c_v} + d_v \sqrt{s_{\text{togo}}} + e_v, \quad (17)$$

式中: $a_v, b_v, c_v, d_v, e_v$ 为拟合系数; $v_{\text{ref}}$ 为拟合后的速度指令。

在考虑各种飞行约束情况下得到的再入安全飞行走廊中设计的标准参考弹道如图 2 所示。

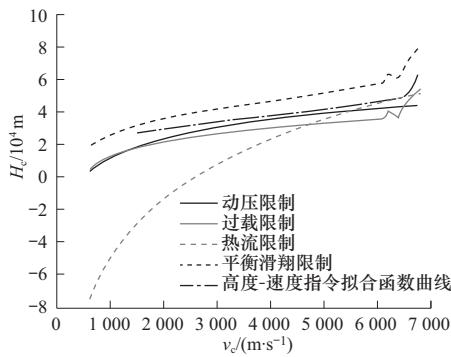


图 2 飞行走廊内设计的标准弹道

Fig. 2 Designed standard trajectory in the flight corridor

## 2.2 基于 LQR 的多状态跟踪制导

### 2.2.1 线性二次最优控制原理

所谓最优控制系统,就是在一定的具体条件下,在完成所要求的具体任务时,使选定的性能指标具有最优点。若系统是线性的,性能指标选为二次型函数,则最优控制问题称为线性二次型问题。

假设线性时不变系统的状态方程模型为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}\mathbf{u}(t) \\ \mathbf{y}(t) = \mathbf{C}\mathbf{x}(t) + \mathbf{D}\mathbf{u}(t) \end{cases}, \quad (18)$$

式中: $\mathbf{x}(t)$ 为 $n$ 维状态向量, $\mathbf{u}(t)$ 为 $m$ 维控制向量; $\mathbf{y}(t)$ 为 $l$ 维输出向量; $\mathbf{A}, \mathbf{B}, \mathbf{C}, \mathbf{D}$ 分别是 $n \times n, n \times m, l \times n, l \times m$ 维矩阵。

在设计输入量 $\mathbf{u}(t)$ 时,通过引入最优控制性能指标

$$J = \frac{1}{2} \mathbf{x}^T(t_f) \mathbf{S} \mathbf{x}(t_f) + \frac{1}{2} \int_{t_0}^{t_f} [\mathbf{x}^T(t) \mathbf{Q} \mathbf{x}(t) + \mathbf{u}^T(t) \mathbf{R} \mathbf{u}(t)] dt, \quad (19)$$

使其最小,式中: $\mathbf{Q}$ 和 $\mathbf{R}$ 分别对应为状态变量和输出变量的加权矩阵; $t_f$ 为控制作用的终止时间; $\mathbf{S}$ 阵为对控制系统终值的某种约束。

根据二次型最优控制方法,若想最小化性能指

标 $J$ 的值,则控制信号应该为

$$\mathbf{u}^*(t) = -\mathbf{R}^{-1} \mathbf{B}^T \mathbf{P}(t) \mathbf{x}(t), \quad (20)$$

式中 $\mathbf{P}(t)$ 为对称矩阵,其终值 $\mathbf{P}(t_f) = \mathbf{S}$ , $\mathbf{P}(t)$ 应满足如下的 Riccati 微分方程

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{P}}(t) = & -\mathbf{P}(t)\mathbf{A} - \mathbf{A}^T \mathbf{P}(t) + \mathbf{P}(t)\mathbf{B}\mathbf{R}^{-1}\mathbf{B}^T \mathbf{P}(t) - \mathbf{Q}, \end{aligned} \quad (21)$$

工程上一般取终止时间 $t_f \rightarrow \infty$ ,进而 Riccati 方程可退化为代数方程:

$$\mathbf{PA} + \mathbf{A}^T \mathbf{P} - \mathbf{PBR}^{-1}\mathbf{B}^T \mathbf{P} + \mathbf{Q} = 0, \quad (22)$$

根据方程(22),最优控制律可简化为

$$\mathbf{u}^*(t) = -\mathbf{R}^{-1} \mathbf{B}^T \mathbf{P} \cdot \mathbf{x}(t) = -\mathbf{K} \mathbf{x}(t). \quad (23)$$

其对应的控制问题称为线性二次型状态调节器问题(LQ regulators, LQR)。

### 2.2.2 基于 LQR 的多状态跟踪制导原理

基于 LQR 的多状态跟踪再入制导方法的原理是:根据特征点的线性化模型,通过设计增益控制系数,不断调节攻角和倾侧角的值来实现对多个状态量的跟踪控制,降低多个状态量跟踪时的相互影响。该方法的优点是通过同时调整攻角和倾侧角指令,实现对设计出的高度指令和速度指令的跟踪,满足滑翔交班点的航程、速度、高度等终端约束项要求,对气动模型偏差具有一定的鲁棒性。

①运动模型的线性化。

因为飞行器的侧向过载大小完全是由纵向运动决定的,方向由侧向走廊决定,因此只要能保证纵向弹道的有效跟踪,侧向运动便由纵向运动和侧向走廊完全决定,对飞行器小偏差运动模型进行降维处理,这样可以大大简化调度增益的设计工作。与纵向制导密切相关的状态量有地心径向距离 $r$ 、速度 $v$ 、弹道倾角 $\theta$ ,因而分离出对应的状态方程模型:

$$\begin{bmatrix} \dot{\delta r} \\ \dot{\delta v} \\ \dot{\delta \theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{13} \\ A_{21} & A_{22} & A_{23} \\ A_{31} & A_{32} & A_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta r \\ \delta v \\ \delta \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} \\ B_{21} & B_{22} \\ B_{31} & B_{32} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta \alpha \\ \delta \gamma_v \end{bmatrix}, \quad (24)$$

式中: $[\delta r, \delta v_g, \delta \theta] = [r - r_{\text{ref}}, v_g - v_{\text{ref}}, \theta - \theta_{\text{ref}}]$ , $\delta u = [\delta \alpha, \delta \gamma_v]$ , $\mathbf{A}$ 和 $\mathbf{B}$ 是由标准轨迹中特征点微分方程组的偏导数项组成的时变矩阵。 $\mathbf{A}$ 阵和 $\mathbf{B}$ 阵的系数表达式为

$$\begin{aligned}
A_{11} &= 0, \quad A_{12} = \sin \theta, \\
A_{13} &= v \cos \theta, \\
A_{21} &= -D_r/m, \quad A_{22} = -D_v/m, \\
A_{23} &= -g \cos \theta, \\
A_{31} &= \frac{L_r \cos \gamma_v}{mv} - \frac{v}{r^2} \cos \theta, \\
A_{32} &= \frac{L_v \cos \gamma_v}{mv} - \frac{L \cos \gamma_v}{mv^2} + \frac{g}{v^2} \cos \theta + \frac{\cos \theta}{r}, \\
A_{33} &= \frac{g}{v} \sin \theta - \frac{v}{r} \sin \theta, \\
B_{11} &= 0, \quad B_{12} = 0, \\
B_{21} &= -D_a/m, \quad B_{22} = 0, \\
B_{31} &= L_a \cos \gamma_v / (mv), \quad B_{32} = -L \sin \gamma_v / (mv).
\end{aligned}$$

## ② 基于 LQR 的跟踪控制器设计.

线性反馈控制律表示为

$$\begin{aligned}
\delta u &= [\delta \alpha \ \delta \gamma_v]^T = -R^{-1} B^T P \delta x(t) = \\
&\quad -K_d \delta x.
\end{aligned} \tag{25}$$

其中  $K_d$  为增益矩阵, 可以离线求解得到. 实际控制量应表示为

$$\begin{cases} \alpha_{cx} = \alpha_{ref} + \delta \alpha = \alpha_{ref} - K_{a1} \delta r - K_{a2} \delta v - K_{a3} \delta \theta \\ \gamma_{vcx} = \gamma_{vref} + \delta \gamma_v = \gamma_{vref} - K_{s1} \delta r - K_{s2} \delta v - K_{s3} \delta \theta \end{cases} \tag{26}$$

式中  $\alpha_{ref}$ ,  $\gamma_{vref}$  为跟踪的标准轨迹所施加的参考攻角和参考倾侧角.

基于 LQR 的跟踪制导结构图如图 3 所示.

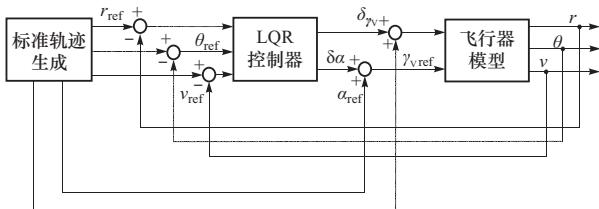


图 3 基于 LQR 的多状态跟踪制导结构图

Fig. 3 Multi-state tracking guidance structure based on LQR

## ③ 控制器设计及简化.

由于在不同的特征点有不同的增益矩阵, 可以选择单调的动压  $q$  或者马赫数  $Ma$  为独立自变量, 根据当前的  $q$  或  $Ma$  对预先设定的增益矩阵组插值得到对应的状态反馈增益系数. 有研究结果表明, 一组合适的增益矩阵组可完成飞行器在不同轨迹或不同任务下的制导任务.

为避免  $\delta \alpha, \delta \gamma_v$  过大, 导致攻角和倾侧角饱和, 同时考虑多状态跟踪要求, 选择  $Q$  和  $R$  阵为

$$Q = \begin{bmatrix} 0.01 & 0 & 0 \\ 0 & 10 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad R = \begin{bmatrix} 500 & 0 & 0 \\ 0 & 100 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}.$$

设计时, 关键状态量与控制量所占比重相当, 状态量地心径向距离  $\delta r$ 、速度  $\delta v_g$  的数量级大, 而控制量  $\delta \alpha, \delta \gamma_v$  的数量级小, 相应的  $Q$  与  $R$  中设计参数数量级差别较大.

线性化模型的  $A$  阵和  $B$  阵在标称高度  $h_{ref}$ 、标称弹道倾角  $\theta_{ref}$  和标称速度  $v_{ref}$  下, 以剩余航程为自变量数值仿真得到, 并每隔 10 km 记录一组对应的  $A$  阵和  $B$  阵值. 在 Matlab 软件下, 以速度作为单调的增益规划量, 采用 lqr 函数求解相应的增益值. 由于该增益表的系数较大, 采用插值方式难以满足实时性的要求, 这里采用拟合的方式得到攻角和倾侧角增量的增益  $K_{a1}, K_{a2}, K_{a3}, K_{s1}, K_{s2}, K_{s3}$ .

以量纲一的速度  $v = v_g / \sqrt{g_0 R_0}$  作为自变量, 采用 4 次多项式拟合  $K_{a1}, K_{a2}, K_{a3}, K_{s1}$ , 以  $K_{a1}$  为例拟合模型为

$$K_{a1} = a_{a1} + b_{a1} v + c_{a1} v^2 + d_{a1} v^3 + e_{a1} v^4. \tag{27}$$

对于系数  $K_{s2}, K_{s3}$  采用 3 次多项式拟合, 以  $K_{s2}$  为例拟合模型的公式为

$$K_{s2} = a_{s2} v + \frac{b_{s2}}{\sqrt{v} - c_{s2}} + d_{s2} \sqrt{v} + e_{s2}. \tag{28}$$

## 3 仿真分析

为了验证前面给出的滑翔段制导算法, 这里给出相应的仿真算例.

利用多项式拟合得到的速度与 LQR 反馈增益系数间的拟合关系.

比较图 4 中拟合函数曲线与 Matlab 求解出的增益系数基本重合, 误差很小. 其增益系数多项式函数的各系数如表 1 所示.

因此, 将拟合得到的 LQR 制导反馈增益系数代入仿真模型, 得到再入段弹道跟踪仿真曲线如图 5 所示.

结合上图所示的各状态变量变化曲线, 以及在终点时刻的绝对误差分析得知, 虽然线性二次型调节器(LQR)的基本原理是基于线性系统的结合给出的目标函数得出的控制律, 但是本文提出的在参考轨迹的有限个离散点处进行线性化, 然后利用线性二次型(LQR)的基本原理得出制导律, 采用多项式函数拟合的方法实现再入全弹道的控制增益调度

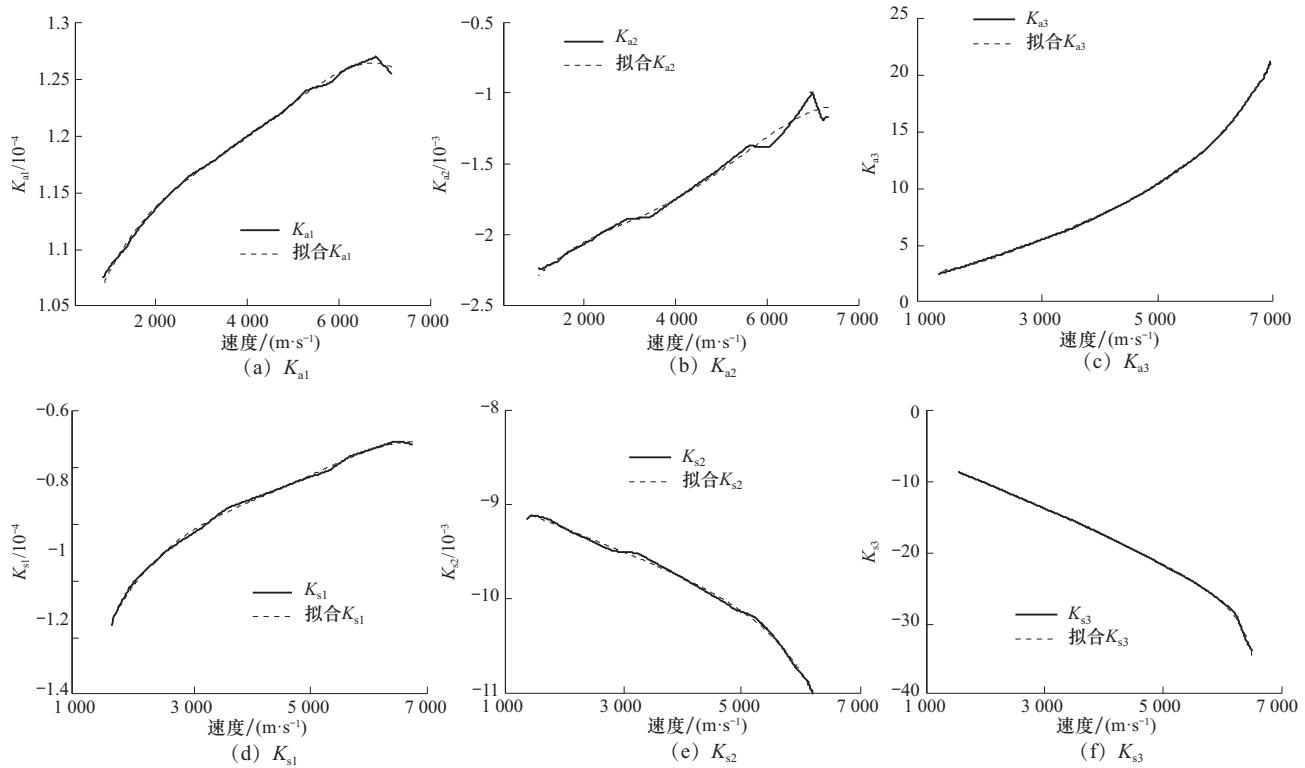


图 4 增益系数与拟合结果的比较

Fig. 4 Comparison between gain coefficient and fitting result

表 1 增益系数表

Tab. 1 The Gain coefficients

拟合系数	\$K_{a1}/10^{-4}\$	\$K_{a2}/10^{-2}\$	\$K_{a3}\$	\$K_{s1}/10^{-3}\$	\$K_{s2}/10^{-3}\$	\$K_{s3}\$
a	0.775 8	-0.348 1	4.877 8	-0.207 5	-0.297 3	-33.498 0
b	2.494 0	1.069 0	-38.032 0	0.704 0	0.139 9	0.180 4
c	-6.476 0	-3.034 0	177.447 0	-1.683 0	1 016.715 0	0.946 4
d	8.244 0	4.171 0	-263.604 0	1.933 0	-1.213 0	5.881 3
e	-3.865 0	-1.992 0	153.541 0	-0.824 0	-8.030 0	-0.906 7

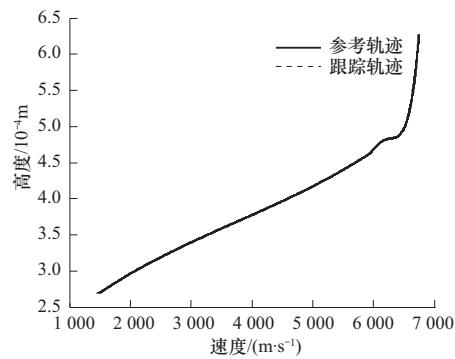


图 5 飞行器再入速度和高速跟踪效果

Fig. 5 Reentry velocity and high speed tracking effect

函数, 控制飞行器的整个再入飞行过程, 最终到达终点时刻的绝对误差较小, 过程跟踪平均误差远小于期望值。这说明了线性二次型调节器(LQR)同样可以应用到非线性系统中, 而且具有良好的控制效果。

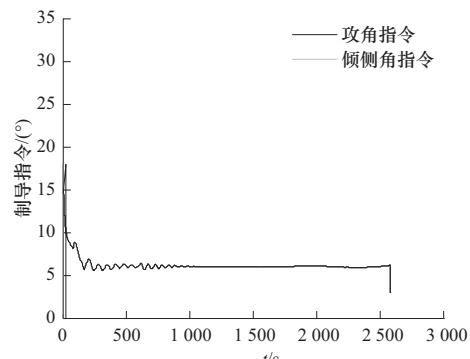


图 6 制导指令变化曲线

Fig. 6 Curve of guidance instruction

## 4 结 论

在传统标准轨道制导方法设计的基础上, 针对高超声速滑翔式飞行器的特点, 建立滑翔式飞行器量纲

一的 3 自由度运动模型;深入研究了飞行器各特征参数对飞行弹道的影响,得到满足各种飞行约束的安全飞行走廊;分析得到了速度-高度,航程-速度的函数变化关系,进而设计出一条标准弹道;然后设计了基于 LQR 的多状态跟踪制导律,并采用多项式拟合法实现全弹道制导律的增益调度函数;形成了一套完整的滑翔式飞行器再入过程基于标准轨道的多状态 LQR 制导方案设计过程,并利用仿真验证了该制导方法的有效性。取得如下研究结论。

① 本文方法是基于高超声速飞行器量纲归一化的数学模型设计的制导律,便于数值计算。

② 本文方法设计标准弹道时充分考虑了飞行器特征参数及再入飞行环境,采用拟合的思想得到包含飞行器特征弹道参数的标准弹道的速度、高速、航程、航迹角之间的函数关系,即得到标称轨迹的解析表达式。

③ 本文方法基于离线设计标称弹道计算反馈增益,在线增益调度,实现高精度制导跟踪的高空自适应跟踪制导方法。

④ 本文方法简洁、有效地实现了高精度的滑翔式飞行器的高空制导跟踪。

#### 参考文献:

- [1] 赵汉元. 航天器再入制导方法综述[J]. 航天控制, 1994, 29(1): 26–33.  
Zhao Hanyuan. A survey of guidance methods for space-craft reentry[J]. National University of Defense Technology, 1994, 29(1): 26–33. (in Chinese)
- [2] 胡建学, 陈克俊, 赵汉元, 等. RLV 再入标准轨道制导与轨道预测制导方法比较分析[J]. 国防科技大学学报, 2007, 29(1): 26–29.  
Hu Jianxue, Chen Kejun, Zhao Hanyuan, et al. Comparisons between reference – trajectory and predictor-correc-tor entry guidances for RLVs[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2007, 29(1): 26–29. (in Chinese)
- [3] 潘亮, 谢愈, 彭双春, 等. 高超声速飞行器滑翔制导方法综述[J]. 国防科技大学学报, 2007, 39(3): 15–22.  
Pan Liang, Xie Yu, Peng Shuangchun, et al. A survey of gliding guidance methods for hypersonic vehicles[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2007, 39(3): 15–22. (in Chinese)
- [4] Dukeman G A. Profile-following entry guidance using linear quadratic regulator theory, AIAA 2002 – 4457[R]. [S. l. ]: AIAA, 2002.
- [5] Bollino K P, Ross I M. Optimal nonlinear feedback guidance for reentry vehicles, AIAA 2006 – 6074[R]. [S. l. ]: AIAA, 2006.
- [6] 吴浩, 郑总准, 吴新显. 基于 CMAC 网络的飞行器再入标准轨道制导[J]. 计算技术与自动化, 2009, 28(1): 50–54.  
Wu Hao, Zheng Zongzhun, Wu Xinlian. Reentry trajectory guidance design for hypersonic vehicles based on CMAC network[J]. Computing Technology and Automation, 2009, 28(1): 50–54. (in Chinese)
- [7] 罗天巡, 胡军. 一种基于标准弹道法的自适应制导律设计[J]. 空间控制技术与应用, 2014, 40(2): 42–46.  
Luo Tianxun, Hu Jun. Adaptive control method based on standard ballistic reentry guidance law[J]. Aerospace Control and Application, 2014, 40(2): 42–46. (in Chinese)
- [8] Schierman J D, Hull J R, Ward D G. Flight test results of an adaptive guidance system for reusable launch vehicles, AIAA 2004 – 4771[R]. [S. l. ]: AIAA, 2004.
- [9] Youssef H, Chowdhry R S, Lee H, et al. Predictor-cor-rector entry guidance for reusable launch vehicles, AIAA 2001 – 4043[R]. [S. l. ]: AIAA, 2001.
- [10] Singh B, Bhattacharya R. Optimal guidance of hyper-sonic vehicles using B-splines and Galerkin projection, AIAA 2008 – 7263[R]. [S. l. ]: AIAA, 2008.
- [11] 雍恩米, 唐国金, 陈磊. 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): 1–7.  
Yong Enmi, Tang Guojin, Chen Lei. Rapid trajectory optimization for hypersonic reentry vehicle via Gauss pseudospectral method [J]. Journal of Astronautics, 2008, 29(6): 1–7. (in Chinese)
- [12] 邱文杰, 孟秀云. 基于 hp 自适应伪谱法的飞行器多阶段轨迹优化[J]. 北京理工大学学报, 2017, 37(4): 412–417.  
Qiu Wenjie, Meng Xiuyun. Multi-phase trajectory optimiza-tion of vehicle based on hp-adaptive pseudospectral method[J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2017, 37(4): 412–417. (in Chinese)
- [13] 李宁波, 雷虎民, 周觐, 等. 基于邻域最优控制的跟踪制导律设计[J]. 北京理工大学学报, 2018, 38(1): 46–51.  
Li Ningbo, Lei Humin, Zhou Jin, et al. Design of track-ing guidance law based on neighboring optimal control [J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2018, 38(1): 46–51. (in Chinese)

(责任编辑:刘雨)