

2009 BEIJING NEARSPACE VEHICLE'S TECHNOLOGY FORUMS

临近空间飞行器 技术论坛论文集(中)



主办单位：中国运载火箭技术研究院

承办单位：北京临近空间飞行器系统工程研究所

2009 中国 北京



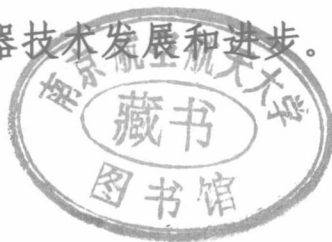
NUAA2010050402

V47-53
1002-B1

前 言

临近空间作为一个新兴的科技领域,体现了航空、航天科技的融合,同时也面临很多新技术问题。为加强临近空间科技领域的技术交流,展望我国临近空间飞行器技术发展趋势,中国运载火箭技术研究院主办、北京临近空间飞行器系统工程研究所承办了首次“临近空间飞行器技术论坛”。

本论文集收录了 136 篇论文,按照“总体技术”、“测控与信息一体化技术”、“控制技术”、“防隔热技术”、“气动技术”五大领域划分,现汇集成册,供各位读者阅读参考。论坛筹办和举办过程中得到了各科研院所、高校的大力支持,在此对各个单位、各位作者表示衷心感谢!希望通过本次论坛搭建交流平台,促进我国临近空间飞行器技术发展和进步。



乞为民

2009 年 12 月 28 日

2010050402

目 录

控制技术

1	基于Theta-D方法的高超声速飞行器制导律设计.....	穆育强 孙晓松 黄兴李	(323)
2	基于参数化几何外形的吸气式高超声速飞行器(AHV)刚体六自由度建模.....	李惠峰 林平 徐大军	(329)
3	RLV大迎角横侧向控制技术研究.....	吴了泥 黄一敏 刘全军	(340)
4	多约束条件下临近空间飞行器制导方法研究.....	王松艳 晁涛 杨明	(347)
5	高超声速飞行器基于特征模型的自适应姿态控制.....	龚宇莲 吴宏鑫	(352)
6	高超声速飞行器再入制导技术综述.....	陈克俊 刘小东 徐明亮	(363)
7	高超声速滑翔飞行器复杂多约束条件影响分析及轨迹优化设计.....	谢愈 郑伟 汤国建	(367)
8	合成孔径雷达/红外复合制导总体设计技术研究.....	苏丙未 陈新民 廖沫	(374)
9	基于5S技术的邻近空间飞行器导航定位技术研究.....	田金文 龚俊斌	(378)
10	基于FCMAC干扰观测器的动态逆再入制导.....	郑总准 王永骥 吴浩 李传锋	(383)
11	基于PSO的BTT高超飞行器鲁棒解耦控制设计.....	邓志翔 王永骥 刘磊 李传锋	(392)
12	基于多目标规划的飞行器智能轨迹优化方法研究.....	杜昌平 宋广华 潘海斌	(398)
13	基于迁徙粒子群算法的高超飞行器再入轨迹优化.....	谢富强 王永骥 郑总准 张达	(402)
14	基于输入耦合特征模型的高超声速飞行器自适应姿态控制.....	王勇	(410)
15	基于压缩感知的SAR图像识别.....	石光明 赵光辉 齐飞 张犁	(420)
16	基于压缩感知理论的稀疏高分辨ISAR成像研究.....	石光明 赵光辉 齐飞 张犁	(424)
17	临近空间飞行器GNC系统关键技术分析.....	穆荣军 韩鹏鑫 许江涛	(429)
18	临近空间飞行器伺服动力传动机构设计理论的研究进展.....	王华坤 范元勋 祖莉 毛彬彬	(433)
19	天文导航在临近空间飞行器中的应用研究.....	杨长才 田金文 马杰	(448)
20	先进控制理论在飞行器控制中的应用.....	段志生 黄琳 杨剑影	(456)
21	一种滑翔末段速度控制方法研究.....	张士峰 杨华波 丁洪波	(464)
22	自由活塞斯特林发动机在临近空间飞行器上的应用.....	林晨 张志国 程远胜 刘均 曾广武 肖翀 黄玉平	(474)

防隔热技术

- 23 高超声速滑翔飞行器空气舵结构方案初步论证.....张宏宇 王家庆 谭志勇 (481)
- 24 先进复合材料的力学性能描述和研究展望.....谭志勇 赵宇红 (486)
- 25 激波边界层干扰对前缘气动加热的影响分析.....黄建栋 袁军娅 (491)
- 26 1800℃下氧扩散系数的分子动力学模拟.....邹义丹 王全胜 范群波 宁先进 (498)
- 27 材料热导率的主要测试技术综述.....杨绪飞 乐恺 于帆 张欣欣 王戈 (503)
- 28 超高温压力传感器技术研究.....张世名 尹玉刚 李小换 刘文亮 (510)
- 29 电致动聚合物材料(EAP)与空间飞行技术: 现状及展望.....朱子才 陈花玲 王永泉 (518)
- 30 SiC 辐射防热涂层的电子束物理气相沉积和抗热震性能研究.....史丽萍 李明伟 赫晓东 (524)
- 31 多维编织复合材料力学性能的理论实验研究.....杨振宇 卢子兴 (529)
- 32 飞行器结构的热噪声环境耦合分析与试验研究.....吴振强 任方 吴建国 刘德军 (539)
- 33 高超声速飞行器疏导式热防护机理研究.....李锋 艾邦成 姜贵庆 (544)
- 34 高温隔热材料隔热机理与热设计的关键基础问题.....夏新林 李东辉 谈和平 (552)
- 35 国外飞行器结构热试验技术进展.....张伟 李海波 孔凡金 (557)
- 36 国外高温热密封的研究进展.....索双富 王志豪 (566)
- 37 基体改性对 C/SiC 复合材料显微结构及抗氧化性能的影响.....
.....王震 董绍明 丁玉生 张翔宇 何平 高乐 (571)
- 38 连续纤维增韧碳陶高温复合材料在先进飞行器中的研究.....崔红 闫联生 张晓虎 刘勇琼 (576)
- 39 临近空间飞行器超高温测量技术研究与探索.....张荣华 郑敏 (582)
- 40 临近空间飞行器气动加热模拟试验测试技术需求分析.....陈连忠 欧东斌 董永晖 (587)
- 41 临近空间飞行器气动加热地面模拟试验技术需求分析.....陈连忠 张友华 涂建强 (594)
- 42 临近空间飞行器热流参数测量技术分析.....刘建华 陈青松 王思峰 (599)
- 43 临近空间飞行器驻点区热流实验模拟方法.....陈兵 李进平 陈宏 (603)
- 44 高速飞行器仪器舱热控特点与研究对策探讨.....夏新林 孙创 (611)
- 45 纳米/超细晶陶瓷复合材料在临近空间飞行器上的应用.....胡丽天 张永胜 毕秦岭 (616)
- 46 难加工材料的热等静压整体近净成形技术.....史玉升 魏青松 王基维 李瑞迪 (619)
- 47 能量有限元方法及其在复杂结构动态响应预示中的应用.....解妙霞 陈花玲 (625)
- 48 叔丁醇基凝胶注模工艺制备氧化钇稳定二氧化锆多孔陶瓷.....汪长安 胡良发 (634)
- 49 新型耐高温多层隔热结构高温稳定性研究.....何飞 李明伟 (639)

50	新型轻质、耐高温、防热高分子材料研究.....	贾叙东 袭锴 顾兆旃	(644)
51	悬臂梁的能量有限元分析.....	赵阳 王坤 马文来	(647)

基于 Theta-D 方法的高超声速飞行器制导律设计

穆育强 孙晓松 黄兴李

(北京临近空间飞行器系统工程研究所 北京 100076)

摘要: 本文讨论了一种新型的非线性控制分析方法——Theta-D 方法, 并采用此方法设计了一种新型制导律。Theta-D 方法通过在代价函数中加入干扰量实现对 Hamilton-Jacobi-Bellman (HJB) 方程的次优求解。然后基于高超声速飞行器模型, 简化了原有的状态方程, 并完善了参数 D 的设计, 得到一种新型制导律。在仿真中通过与 State Dependent Riccati Equation (SDRE) 方法的比较, 说明了此方法不仅减小了计算量, 而且可以降低控制成本。

关键词: 制导律 Theta-D 非线性控制 次优控制 高超声速飞行器

1 引言

对于非线性系统的控制律分析与设计一直是控制系统设计的难点。虽然关于非线性最优控制的研究也很广泛, 但难点在于获得的最优反馈控制律依赖于 HJB 方程的求解, 而求解 HJB 方程却十分困难, 故此出现了多种求解非线性问题的次优控制方法。使用最多的是 State Dependent Riccati Equation (SDRE) 方法^[1]。

此方法通过将非线性方程转化为线性化结构, 然后通过最优控制方法如 H_∞ 或 LQR 方法进行非线性系统的分析与设计, 但是 SDRE 方法需要在线计算出每一采样时刻的代数 Riccati 方程的解, 计算比较复杂^[2-3]。

而 Xin^[4]提出的 Theta-D 方法是一种基于求解 HJB 方程近似解的非线性控制器综合方法, 可以得到具有一定代价约束的非线性最优控制的次优解。此方法通过一个中间变量 θ , 将最优代价展开为 θ 的幂级数序列形式, 然后 HJB 方程可以被转化成一系列递归代数方程进行求解, 最终得到闭环形式控制器的解, 通过在代价函数中加入干扰, 可以确保序列级数的渐进稳定性, 并可克服较大的初始状态得到较大控制量的问题。Xin 为了说明 Theta-D 方法的有效性, 首次将此方法用于制导律设计中, 讨论了二维极坐标系下的导弹制导律设计, 同时与原来所提出的 SDRE 方法进行了比较^[4]。但为了简化仅考虑了固定目标的制导律设计, 同时考虑的状态变量是四个, 在选定参数时考虑不完备。

本文在此基础上研究此方法的鲁棒制导律设计, 同时简化原有的四个状态变量为三个进行设计, 改进了原有的参数 D 的设计, 并以高超声速飞行器模型为基础, 进行了数字仿真验证。通过与 SDRE 方法的比较验证了此方法的可行性, 同时也说明了此方法相比 SDRE 方法在不损失精度的情况下计算量大大减小, 同时控制成本也大大降低。

2 Theta-D 方法

对于形如下式的带有状态反馈的非线性时不变系统:

$$\dot{x} = f(x) + gu \quad (1)$$

其代价函数为

$$J = \frac{1}{2} \int_0^{\infty} [x^T Q x + u^T R u] dt \quad (2)$$

则其最优解需要求解如下 HJB 偏微分方程

$$\frac{\partial V^T}{\partial x} f(x) - \frac{1}{2} \frac{\partial V^T}{\partial x} g R^{-1} g^T \frac{\partial V}{\partial x} + \frac{1}{2} x^T Q x = 0 \quad (3)$$

式中的 $V(0) = 0$ ，得到的最优控制律为

$$u = -R^{-1} g^T \frac{\partial V}{\partial x} \quad (4)$$

其中

$$V(x) = \min_u \frac{1}{2} \int_0^{\infty} (x^T Q x + u^T R u) dt \quad (5)$$

但是 HJB 方程难以求解，限制了其在非线性系统控制中的应用。而 Theta-D 方法是一种次优控制分析方法，可近似求解 HJB 方程。

通常是在性能指标函数中加入扰动项 $\sum_{i=1}^{\infty} D_i \theta^i$ ，即

$$J = \frac{1}{2} \int_0^{\infty} [(x^T (Q + \sum_{i=1}^{\infty} D_i \theta^i) x + u^T R u)] dt \quad (6)$$

式中， θ 是一标量，而 D_i 是一矩阵，并且 θ 和 D_i 需要满足 $Q + \sum_{i=1}^{\infty} D_i \theta^i$ 是半正定的。

故此原状态方程(1)可以改写为：

$$\dot{x} = f(x) + g u = (A_0 + \theta (\frac{A(x)}{\theta})) x + g u \quad (7)$$

其中 A_0 为常数阵且满足 (A_0, g) 为稳定对，而 $[A_0 + A(x), g]$ 是可控的。

在此定义： $\lambda = \frac{\partial V}{\partial x}$ ，代入到式(3)得：

$$\lambda^T f(x) - \frac{1}{2} \lambda^T g R^{-1} g^T \lambda + \frac{1}{2} x^T (Q + \sum_{i=1}^{\infty} D_i \theta^i) x = 0 \quad (8)$$

同时假设 λ 可以按幂级数展开为：

$$\lambda = \sum_{i=0}^{\infty} T_i \theta^i x \quad (9)$$

其中 $Q = D_0$ ，则将式(9)代入到式(8)中，同时令 θ 的幂系数全为零，则可以得到如下方程：

$$T_0 A_0 + A_0^T T_0 - T_0 g R^{-1} g^T T_0 + D_0 = 0 \quad (10)$$

$$\begin{aligned} & T_1(A_0 - g R^{-1} g^T T_0) + (A_0^T - T_0 g R^{-1} g^T) T_1 \\ &= -\frac{T_0 A(x)}{\theta} - \frac{A^T(x) T_0}{\theta} - D_1 \end{aligned} \quad (11)$$

$$\begin{aligned} & T_2(A_0 - g R^{-1} g^T T_0) + (A_0^T - T_0 g R^{-1} g^T) T_2 \\ &= -\frac{T_1 A(x)}{\theta} - \frac{A^T(x) T_1}{\theta} + T_1 g R^{-1} g^T T_1 - D_2 \end{aligned} \quad (12)$$

$$\begin{aligned} & T_n(A_0 - g R^{-1} g^T T_0) + (A_0^T - T_0 g R^{-1} g^T) T_n \\ &= -\frac{T_{n-1} A(x)}{\theta} - \frac{A^T(x) T_{n-1}}{\theta} + \sum_{j=1}^{n-1} T_j g R^{-1} g^T T_{n-j} - D_n \end{aligned} \quad (13)$$

故此得到的控制量为:

$$u = -R^{-1} g^T \frac{\partial V}{\partial x} = -R^{-1} g^T \sum_{i=0}^{\infty} T_i(x, \theta) \theta^i x \quad (14)$$

考虑到原有文献[4]中对于 D 设计的不完善, 在此通过如下方法构建 D 来解决此问题:

$$D_1 = k_1 e^{-l_1 t} \left[-\frac{T_0 A(x)}{\theta} - \frac{A^T(x) T_0}{\theta} \right] \quad (15)$$

$$D_2 = k_2 e^{-l_2 t} \left[-\frac{T_1 A(x)}{\theta} - \frac{A^T(x) T_1}{\theta} + T_1 g R^{-1} g^T T_1 \right] \quad (16)$$

$$D_n = k_n e^{-l_n t} \left[-\frac{T_{n-1} A(x)}{\theta} - \frac{A^T(x) T_{n-1}}{\theta} + \sum_{j=1}^{n-1} T_j g R^{-1} g^T T_{n-j} \right] \quad (17)$$

其中 $k_i > 0$, $l_i > 0$, $i=1, \dots, n$ 为可调整的控制参数。将上式代入式(11)-(13)中, 从而得到:

$$-\frac{T_{i-1} A(x)}{\theta} - \frac{A^T(x) T_{i-1}}{\theta} + \sum_{j=1}^{i-1} T_j g R^{-1} g^T T_{i-j} - D_i = \varepsilon_i(t) \left[-\frac{T_{i-1} A(x)}{\theta} - \frac{A^T(x) T_{i-1}}{\theta} + \sum_{j=1}^{i-1} T_j g R^{-1} g^T T_{i-j} \right] \quad i=1, \dots, n \quad (18)$$

而 $\varepsilon_i(t) = 1 - k_i e^{-l_i t}$, 是 0-1 之间的小量, 从而保证 Theta-D 算法的稳定性和收敛性, 此方面的具体证明可以参见文献[5]。

3 基于 Theta-D 方法的制导律设计

对于高超声速飞行器而言, 考虑对缓慢运动目标的相对运动数学模型, 如下图所示:

根据飞行器命中目标所在平面的几何关系, 在极坐标下建立高超声速飞行器与目标的相对运动方程为:

$$\begin{cases} \ddot{r} = r\dot{q}^2 - u_r \\ r\ddot{q} = -2\dot{r}\dot{q} - u_q \end{cases} \quad (19)$$

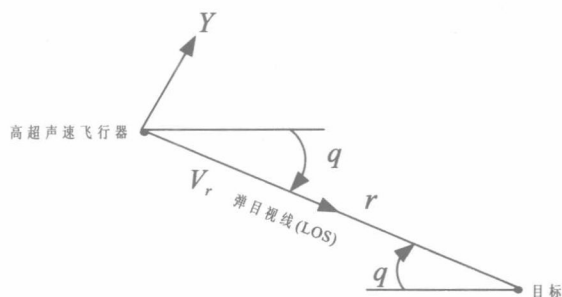


图1 高超声速飞行器与目标的相对运动示意图

其中 r 和 q 表示弹目之间的相对距离和视线角。而 $u = [u_r, u_q]^T$ 表示弹体沿视线方向和垂直视线方向的加速度，即用于控制航弹位置与方向的控制分量。

对于上述的运动方程，定义 $x_1 = r$ ， $x_2 = \dot{r}$ ， $x_3 = r\dot{q}$ ，与文献[4]不同之处在于文献[4]中还考虑了第四个状态 $x_4 = q$ ，但在设计中无用，故在此不考虑。将式(1)可以转化为如下的状态方程：

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \\ \dot{x}_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -x_3/x_1 \\ 0 & 0 & -x_2/x_1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ -1 & 0 \\ 0 & -1 \end{bmatrix} u \begin{bmatrix} x_{10} \\ x_{20} \\ x_{30} \end{bmatrix} \neq 0 \quad (20)$$

故此其中的 A_0 、 $A(x)$ 和 g 分别为：

$$A_0 = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad A(x) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -x_3/x_1 \\ 0 & 0 & -x_2/x_1 \end{bmatrix}, \quad g = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ -1 & 0 \\ 0 & -1 \end{bmatrix}$$

则状态方程(20)可以改写为：

$$\dot{x} = A_0 x + \theta \frac{A(x)}{\theta} x + g u \quad (21)$$

4 仿真实例

在这里选择如下的仿真环境： $r_0 = 10000\text{m}$ ， $\dot{r}_0 = -800\text{m/s}$ ， $\dot{\theta}_0 = 0.01\text{rad/s}$ 。同时考虑目标的噪声干扰

为： $a_\theta = 5g \cos \frac{\pi}{3} t$ 。选 $Q = \text{diag}\{1, 0, 1\}$ ，

$R = \text{diag}\{10, 10\}$ ，取 $\lambda = (T_0 + T_1\theta + T_2\theta^2)x$ ，其中 $\theta = 0.1$ 。而参数 D_1 和 D_2 可以选择为：

$$D_1 = 0.999e^{-5t} \left[-\frac{T_0 A(x)}{\theta} - \frac{A^T(x)T_0}{\theta} \right] \quad (22)$$

$$D_2 = 0.999e^{-5t} \left[-\frac{T_1 A(x)}{\theta} - \frac{A^T(x)T_1}{\theta} + T_1 g R^{-1} g^T T_1 \right] \quad (23)$$

图 2 及图 3 给出了采用 Theta-D 次优方法和 SDRE 方法的弹目距离 r 及视线角速度 $\dot{\theta}$ 的变化曲线。而

图 4 和图 5 给出了采用这两种方法的控制量 u_q 及其总的控制成本的误差 $\Delta J = J_{\theta-D} - J_{SDRE}$ 。

图 2 可以看出, 采用 Theta-D 次优方法可以达到理想的结果, 弹目距离曲线与 SDRE 方法十分接近。而图 3 说明采用这两种方法的视线角速度变化的前 8 秒基本重合, 误差很小, 但在 8 秒之后, SDRE 方法的视线角速度趋于零, 而 Theta-D 方法的视线角速度逐渐增大, 此现象的出现是由于 Theta-D 方法的近似所引起的。对于图 4 所给出的控制量, 在前 6 秒, Theta-D 方法的控制量远远小于 SDRE 方法, 而 6 秒后所引起的增大也是同样原因引起的。同时从图 5 可以看出, Theta-D 方法相比 SDRE 方法, 其控制代价成本随着时间的增加而越来越小。

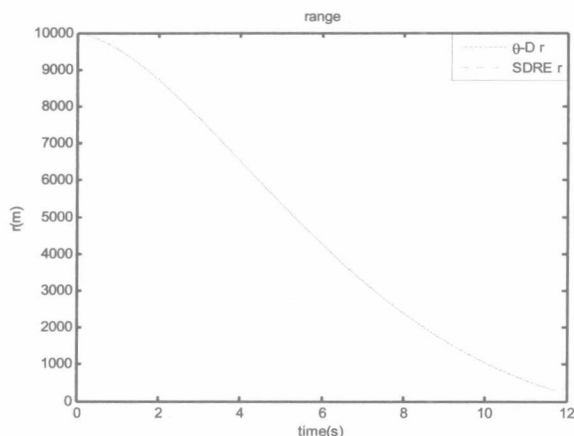


图 2 弹目相对距离的比较

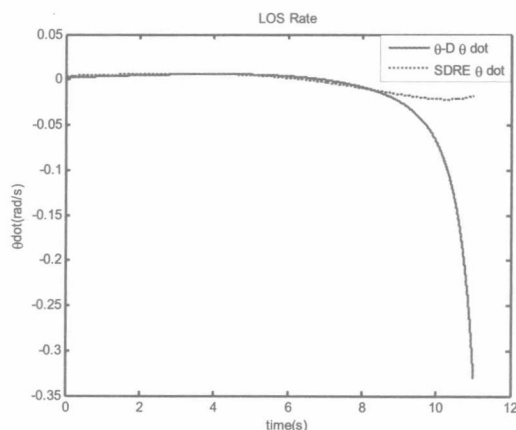


图 3 弹目视线角速度的比较

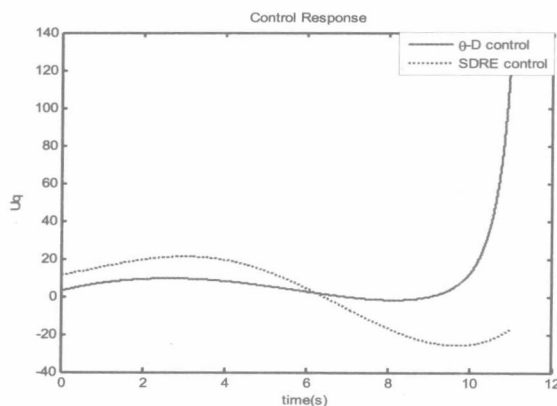


图 4 控制量的比较

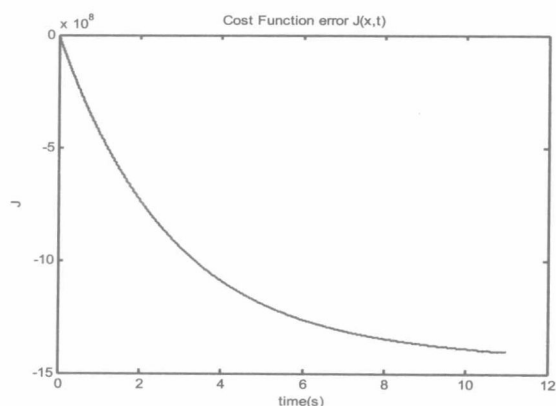


图 5 成本函数的误差曲线

同时在此需要指出的是两者计算量的比较。对于 Theta-D 方法而言, 需要离线求解一次如式(10)所示的 Riccati 方程得到 T_0 , 然后需要求解式(11)-(13)的线性 Lyapunov 方程。而 SDRE 需要在每一时刻实时求解 4×4 的代数 Riccati 方程, 此方法的计算量将随着考虑状态变量的增加而急剧增加。在仿真中我们针对两种方法进行了 100 次仿真然后求取两者的运算平均时间。仿真环境是: Windows XP 操作系统, CPU 主频 2.0G, 内存 2G, Matlab7.1 的仿真软件。可以发现 Theta-D 方法仅需要 3.3936s, 而 SDRE 方法需要 4.8315s, 从而说明 Theta-D 方法在计算量及计算时间方面的优越性。

5 结 论

针对求解 HJB 方程困难的特点, 本文通过在代价函数中加入干扰的方法实现对 HJB 方程的求解, 提出了一种次优的非线性控制分析方法——Theta-D 方法。此方法比起 SDRE 方法在计算量上大大降低。同时基于高超声速飞行器模型, 在参考原有设计的基础上, 通过简化状态方程, 完善参数 D 的设计, 得到一种新型的制导律, 通过仿真验证说明此方法比起 SDRE 方法降低了计算量及控制成本, 同时仍具有较好的性能。

参 考 文 献

- 1 Cloutier J. R., D' Souza CN, Mracek CP. Nonlinear regulation and nonlinear H-infinite control via the state-dependent Riccati equation technique[C]. Proceedings of the 1st International Conference on Nonlinear Problems in Aviation and Aerospace, Daytona Beach, FL, USA, 1996: 117-141.
- 2 Cloutier J. R. State-dependent Riccati equation techniques: an overview[C]. Proceedings of the American Control Conference[C], Albuquerque, NM, USA, 1997: 932-936.
- 3 S. N. Balakrishnan, Ming Xin. Robust state dependent riccati equation based guidance laws[C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Monterey, California, USA, 2002: 1-10.
- 4 Ming Xin, S. N. Balakrishnan. A new optimal nonlinear control method and its application to missile guidance law design[C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Monterey, California, USA, 2002: 1-10.
- 5 Ming Xin, S. N. Balakrishnan. A new method for suboptimal control of a class of non-linear systems [J]. Optimal Control Applications and Methods, 2005, 26(2): 55-83.

基于参数化几何外形的吸气式高超声速飞行器(AHV)刚体六自由度建模

李惠峰 林 平 徐大军

(北京航空航天大学 北京 100191)

摘 要: 结合当前国内外高超声速飞行器控制模型的研究现状, 提出了基于参数化几何外形的吸气式高超声速刚体六自由度飞行器控制建模方法, 包括三方面关键建模技术: 参数化的机体/推进一体化飞行器外形设计方法, 气动力工程计算方法, 以及基于气体动力学及吸气式冲压发动机理论的超燃冲压发动机建模方法。采用该方法建立了起吸气式高超声速飞行器(Air-breathing Hypersonic Vehicle, AHV)刚体六自由度模型, 通过在平衡状态附近的分析知, AHV 具备乘波体飞行器的机体/推进一体化外形特点, 并采用吸气式超燃冲压发动机提供动力, 具备理论研究及潜在工程应用价值。

关键词: 吸气式高超声速飞行器 建模 机体/推进一体化

1 引 言

发展吸气式高超声速技术是实现可持续高超声速飞行(尤其是在大气层以内)的重要途径。吸气式高超声速技术的核心是超燃冲压发动机(scramjet)技术和机体/推进一体化飞行器技术。由于吸气式高超声速飞行器的推力与阻力基本相当, 并不富余, 为了有效地减小阻力, 获得尽可能高的推力(有效比冲), 必须采用机体系统和推进系统的高度一体化设计。经过一体化设计的高超声速飞行器, 其前体作为进气道的预压缩面, 气流经前体初步压缩后由进气道流入发动机; 后体是使气流进一步膨胀的“外喷管”, 经发动机燃烧后的高温燃气流作用在飞行器后体下表面上, 进一步产生推力并对飞行器气动性能产生重大影响。^[1]

目前高超声速研究领域有两个较为常用的高超声速模型, 一个是 NASA 兰利研究中心(Langley Research Center)于 1990 年公开的 Winged-Cone 模型(亦即 Generic Hypersonic Vehicle, GHV 模型, 如图 1), 该模型服务于旨在发展有人操纵、水平起降、采用吸气式推进系统的单级入轨飞行器的国家空天飞机计划(NASP), 其马赫数跨度大且数据完备, 从亚声速至高超声速、兼有风动数据及参考气动预分析系统(Aerodynamic Preliminary Analysis System, APAS)数据, 可用于减小配平阻力、制导控制策略及飞行器性能结果等方面的研究。^[2~3]

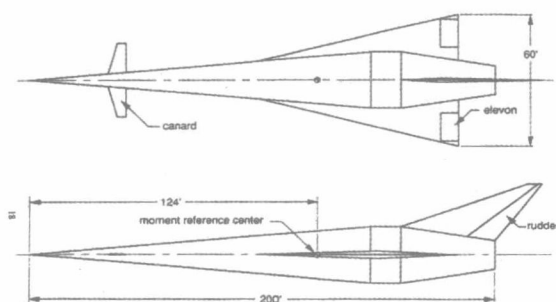


图 1 Winged-Cone 模型

另一个为基于气体动力学及 CFD 方法的 2 维纵向模型——通用吸气式高超声速飞行器 AHFV(airbreathing hypersonic flight vehicle), 该模型由洛杉矶加利福尼亚州立大学(CSULA)的多学科飞行动

力及控制实验室(MFDCLab)开发, 又称为 CSULA-GHV 模型(如图 2), 主要用于研究关于气动/推进耦合的建模及控制技术。^[4~5]

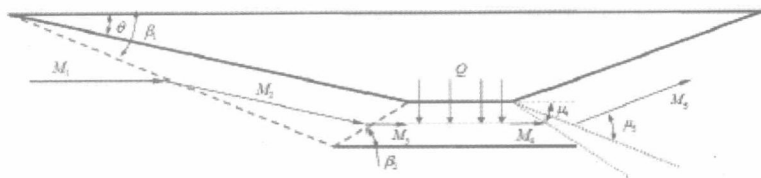


图 2 CSULA-GHV 模型

尽管两者对高超声速建模及控制技术的研究有积极作用, 但也或多或少存在着局限性。首先 Winged-Cone 模型不具备机身/推进一体化的高超声速飞行器一般外形的特征, 只是在动力学方程中体现出高超声速运动的速度效应, 尽管是六自由度仿真模型, 但通常只提取其纵向模型用作各种控制算法的研究。其次 CSULA-GHV 模型虽然采用机身/推进一体化设计, 但研究仅限于纵向平面内, 控制方式也相对简单, 主要用于超燃冲压发动机建模研究, 得到飞行器纵向模型。再次, 现有模型的几何外形是固定的, 无法将高超声速飞行器外形设计与气动性能及推进系统的飞行品质结合起来。最后, 现有模型都不能用以对具有气动/推进一体化特征的吸气式高超声速飞行器进行六自由度仿真飞行研究, 不利于针对该类飞行器的控制、制导技术, 尤其是制导技术的研究。

本文针对现有高超声速飞行器控制模型的研究现状, 提出了基于参数化几何外形的吸气式高超声速刚体六自由度飞行器控制建模方法, 包括三方面关键建模技术: 参数化的机体/推进一体化飞行器外形设计方法, 气动力工程计算方法, 基于气体动力学及吸气式冲压发动机理论的超燃冲压发动机建模方法。通过该方法建立起的 AHV 模型具备乘波体飞行器的机体/推进一体化外形特点, 并采用吸气式超燃冲压发动机提供动力, 具备理论研究及潜在工程应用价值。

相比于现有高超声速飞行器控制模型, AHV 的优越性主要表现在 3 个方面:

(i) 该建模方法的建模过程从外形设计开始, 经过气动计算及超燃冲压发动机建模, 得到 AHV 仿真模型, 因此可以将气动特性、推进系统等的相关飞行器性能指标与采用机体/推进一体化设计的飞行器设计相结合, 形成飞行器多学科优化设计方法;

(ii) 由于建模过程不但注重动力学建模, 也涉及运动学建模, AHV 模型可用以对具有气动/推进一体化特征的吸气式高超声速飞行器进行六自由度仿真飞行研究, 发展针对该类飞行器的控制、制导技术, 尤其是针对高超声速飞行的中制导技术;

(iii) 由于建模方法中飞行器设计的灵活性, 可以将先进控制方法(如矢量控制、直接力控制及变质心控制等)引入到建模过程中, 从而在 AHV 基础上得到扩展的控制模型。

2 几何外形建模

AHV 的外形设计采用参数化几何外形建模方法, 即通过有限个数的参数设定, 确定飞行器的几何外形。确定 AHV 几何外形共用了 27 个参数, 其中部分重要参数的含义及具体数值见表 1。当需要对飞行器外形进行修改时, 基于 CFD 软件的建模方法需要在三维绘图软件中进行, 且飞行器及流场的网格需要重新划分; 而 AHV 采用的参数化几何外形建模方法则只需要在外形生成程序中改变相应的外形参数即可, 这在外形参数需要反复修改的飞行器初步设计阶段是及其方便的。

将设定好的参数带入外形生成程序运行就可得到包含了飞行器外形信息的 plot3D 格式数据文件 outline.dat。该数据文件一方面可被 Tecplot、Fluent 等软件读取, 用以生成外形(如图 3), 并可进一步进行 CFD(Computational Fluid Dynamics)计算; 另一方面, 也可继续利用一般的可读取该数据文件内部数据的命令得到该飞行器外形, 并按理论方法进行计算。笔者采用第二种方法, 利用 matlab 中的 load 命令装载数据文件进行气动力工程计算及超燃冲压发动机建模。

表 1 AHV 部分外形参数

	变量符号	设计值	含义
机身总体	L_body	4.27 m	机身长度
	W_body	0.5842 m	机身宽度
	H_upsurface	0.2 m	机身高度
	W_engine	0.4 m	发动机宽度
	y_engine	-0.4 m	发动机罩底面纵向坐标
机体 & 发动机	delta1_forebody	5 deg	“前体/进气道”第一楔面倾角
	delta2_forebody	10 deg	“前体/进气道”第二楔面倾角
	x1_forebody	0.2	前体楔面 1 与楔面 2 交点的轴向相对坐标
	x2_forebody	0.4	楔面 2、燃烧室交点的轴向相对坐标
	x_combustor	0.6	燃烧室隔离段末端点的轴向相对坐标
	x_nozzle	0.75	燃烧室与“后体/喷管”交点轴向相对坐标
	delta_outernozzle	11 deg	“后体/喷管”外段倾角
	x1_engine	0.35	发动机底面前端点的轴向相对坐标
	x2_engine	0.8	发动机底面后端点的轴向相对坐标
机翼	L_wingroot	0.94 m	翼根宽度
	L_wingtip	0.5589 m	翼梢宽度
	L_wingspan	0.33 m	翼长
	theta_sweepback	60 deg	翼前缘后掠角
	c_wingthickness	0.02	翼相对厚度,最大厚度除以当地弦长

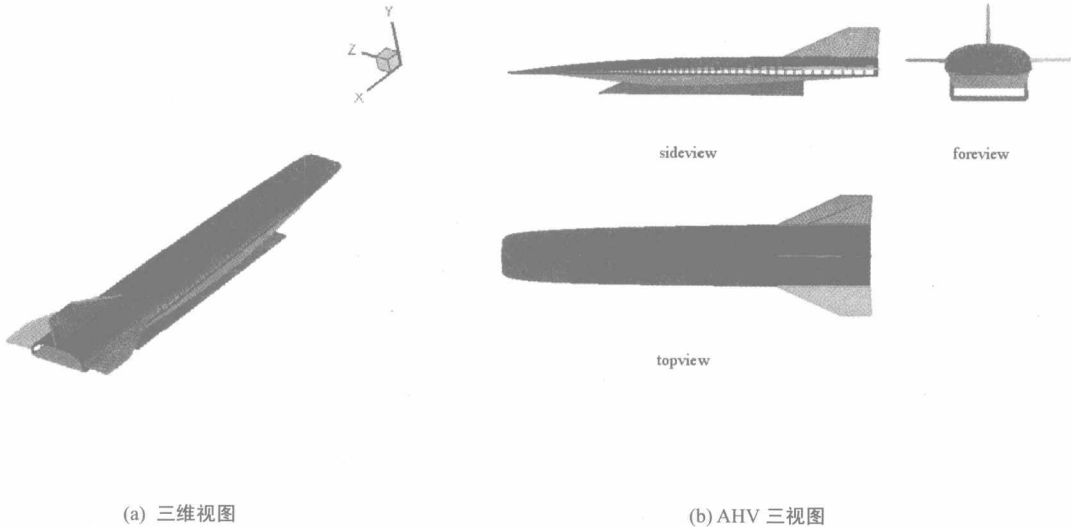


图 3 AHV 效果图

3 总体设计

在进一步进行气动及推力计算从而得到完整的控制模型之前,还有两部分工作需要完成:一是确定 AHV 的总体参数;二是设计飞行条件,以作为气动及推力建模的计算条件。

3.1 AHV 总体参数

飞行器的总体参数除少部分可参考相似飞行器直接获得外,其余需要结合已获得数据及外形设计数据进行估算,结果见表2。

表2 AHV 总体参数

变量符号	变量值	含义
m	671.33 kg	飞行器质量
S	0.2986 m ²	机翼参考面积
C_A	0.3732 m	机翼平均几何弦长
b_A	0.8 m	机翼横向参考长度
I_x	34.13 kg*m ²	绕本体轴 x 的转动惯量
I_y	1040 kg*m ²	绕本体轴 y 的转动惯量
I_z	1034 kg*m ²	绕本体轴 z 的转动惯量
I_{xz}	430.0 kg*m ²	惯性积

3.2 飞行条件设计

设计合理的飞行条件对得到准确的气动模型具有重要意义。AHV 模型主要用于巡航段的制导、控制研究,且高度变化对气动力影响较小,因此将其标称高度选为固定值 35km。另一方面,AHV 采用机身/推进一体化外形,靠超燃冲压发动机提供推力,为保证足够的进气量,需要采用倾斜转弯控制技术(BTT),因此,不能出现侧滑角很大的情况,这里取为-4~4 deg。除此之外,本文也对其他飞行条件进行了合理设计,见表3。

表3 AHV 设计飞行条件

变量符号	变量值	含义
h	35 km	高度
Ma	5~7	马赫数
α	-3~21 deg	攻角
β	-4~4 deg	侧滑角
δ_{e1}, δ_{e2}	-20~20 deg	机翼偏角
δ_r	-10~10 deg	立尾偏角

4 气动/推力计算

4.1 气动/推力划分方法

由于 AHV 采用气动/推进一体化的外形,气动/推进之间将存在较强的耦合,因此需要对飞行器各部分的气动力、推力进行划分。本文采用文献[6]中使用的划分方法,即将一体化飞行器按照机体和推进系统进行部件划分,如图4。其中机体系统包括:前体、进气道外压缩部分、机翼、尾翼、飞行器上表面和侧面、发动机外罩,推进系统包括发动机内流道和尾喷管。

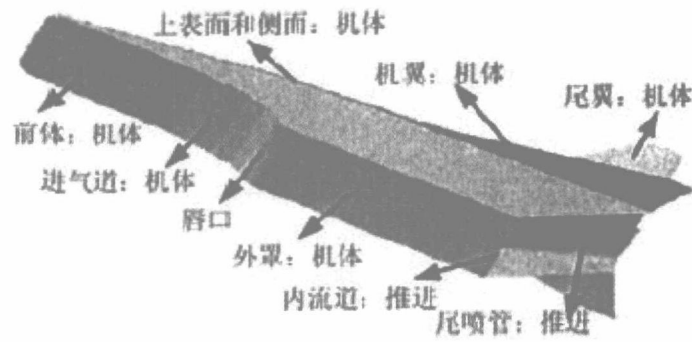


图4 气动力及推力的划分体系

4.2 气动工程计算

在高超声速飞行器的概念研究和初步设计阶段，需要进行大量的气动力特性方面的预测。而基于经济方面的考虑，这个阶段不可能进行大量的风洞试验。况且，目前的风洞试验并不能完全模拟高超声速飞行的真实情况。除了风洞试验，Flent 等计算流体力学软件也可用于高超声速气动力的计算。这种方法需要先利用 CAD、solidworks 等三维绘图软件绘制设计好的飞行器模型，将其导入 Flent，并需要在对飞行器及其边界进行合理的网格划分后才能进行气动计算。这种方法的计算精度较高，但是同样设计周期较长，对计算机性能要求较高，且即使略微改变飞行器外形参数时也需要重新绘制飞行器，不利于对高超声速飞行器的探索性研究设计，所以进一步发展更为简捷有效的快速近似计算十分必要。

无粘高超音速空气动力学提供了飞行器再入过程中所需的主要气动力，无粘气动特性是飞行器运动与稳定性的决定因素，而且实践表明：用无粘流动的分析方法，可以预测大部分的气动特性，特别是预测升力和俯仰力矩可以取得比较满意的结果。因此，无粘流动分析方法不仅是高超音速流动的基础方法，而且有很大的实用价值。^[7-8] 这种方法的另一好处在于其可与 AHV 采用的参数化几何外形建模方法相结合，使得建模周期大大缩短。由于工程设计及学术研究的精度和时间周期等要求不高，气动工程计算方法可以作为有效工具，为本文建立的 AHV 模型提供气动参数。

针对高超声速无粘流气动特性的预估，以高超声速无粘流理论为基础，采用部件分解法，将飞行器分为机身和机翼两大气动部件。对两大部件，根据迎/背风面情况，采用不同的压力系数预估方法。考虑到理论构型飞行器的飞行任务、环境和特征，论文对机身迎风面采用达黑姆-巴克(Dahlem-Buck)法，背风面采用普朗特-迈耶耳(Prandtl-Meyer)法；对机翼迎风面采用切锥法或达黑姆-巴克法，背风面采用膨胀波方法。具体计算结果如下：

$$\begin{aligned} C_{La} &= C_{La}(Ma, \alpha) \\ &= 0.2090 - 0.06585Ma + 0.04190\alpha + 0.005134Ma^2 - 0.002388Ma\alpha \end{aligned} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} C_{Da} &= C_{Da}(Ma, \alpha) \\ &= 0.08185 - 0.02389Ma + 0.01411\alpha + 0.001823Ma^2 - 0.0007938Ma\alpha \end{aligned} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} C_Y &= C_Y(Ma, \beta) \\ &= (-0.001537 + 0.0006809Ma)\beta \end{aligned} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} C_l &= C_l(Ma, \beta, \delta_{e1}, \delta_{e2}, \delta_r) \\ &= -0.0007160\beta + 0.007811(\delta_{e1} - \delta_{e2}) + (0.01076 - 0.0007736Ma)\delta_r \end{aligned} \quad (4)$$

$$C_{ma} = C_{ma}(Ma, \alpha, \delta_{e1}, \delta_{e2})$$

$$= 0.2083 - 0.04968Ma + 0.008171\alpha - 0.0005649\alpha^2 - 0.004657(\delta_{e1} + \delta_{e2}) \quad (5)$$

$$C_n = C_n(Ma, \beta, \delta_r)$$

$$= (0.006504 + 0.001167Ma)\beta + 0.0006393\delta_r \quad (6)$$

其中, 由于 AHV 具备的气动/推进一体化特点, 升力系数、阻力系数及俯仰力矩系数还会受到推力计算的影响。因此, 按照前述气动力、推力划分方法, 将其写成式(7)~(9)的形式, C_{Le} 、 C_{De} 、 C_{me} 为推致升力系数、阻力系数及俯仰力矩系数, 其计算结果见 3.3 节。

$$C_L = C_{La} + C_{Le} \quad (7)$$

$$C_D = C_{Da} + C_{De} \quad (8)$$

$$C_m = C_{ma} + C_{me} \quad (9)$$

4.3 推力产生机制

与飞行器推力有关的部件包括飞行器下表面及发动机两部分, 如图 5 所示。其中下表面又分为前体、隔离段/燃烧室和后体三部分, 各部分包含的部件及其相应功能见表 4。^[9~12]



图 5 飞行器产生推力的部件——下表面及发动机

表 4 飞行器推力产生机制

飞行器分段	包含部件	功能	涉及理论
前体/进气道	下表面前段	预压缩来流 减小来流马赫数, 降低燃烧难度; 增大压力, 提高燃烧效率; 不直接产生推力, 其上作用力采用上一章的气动力工程计算方法进行计算;	激波、膨胀波理论; 气动力工程计算理论
隔离段/燃烧室	下表面中段 发动机罩	超声速燃烧 控制油门操纵量 δ_T , 从而实现对推力大小的控制; 产生未安装推力;	超燃冲压发动机燃烧理论
		膨胀尾流	