

注：国家自然科学基金项目（NO. 11472058）；国家自然科学基金重点资助项目（NO. 11732005）

摘要：针对高超声速飞行器运行环境中气动参数大范围变化可能导致失稳现象，构建高超声速飞行器姿态的滑模变结构控制器。通过多时间尺度理论将飞行器姿态控制系统分为内外闭环子系统，分别为内外环设计滑模姿态控制律，保证控制系统对气动参数变化不敏感，能稳定准确地跟踪期望姿态角指令。仿真结果表明所提滑模变结构姿态控制算法性能良好，对气动参数变化有一定的鲁棒性。

关键词：高超声速飞行器；气动参数；姿态控制；滑模控制

中图分类号：V 249.122⁺.2 文献标识码：A 文章编号：1006-883X(2019)04-0007-05

收稿日期：2019-03-21

高超声速飞行器姿态的变结构控制

和志伟 管萍

北京信息科技大学自动化学院，北京 100192

一、引言

高超声速飞行器具有飞行速度快、反应迅速、打击范围广等优点，可以作为强有力的军事武器或极具成本效益的太空运输工具，代表一个国家的军事、经济和科技实力^[1]。因为巨大包络线和极快速度，高超声速飞行器的气动参数扰动剧烈，结构有很大的不确定性，建立精确的数学模型很困难^[2]。美国的HTV-2高超声速飞行器两次试飞均以失败告终，就是因为没有充分考虑气动参数的大范围变化造成的不确定影响^[3]。

高超声速飞行器具有巨大的政治、军事和经济价值，各国投入巨大的经济和人力资源进行研究^[4]。在国内外科研工作者的共同努力下，已经有很多控制方法应用到飞行器的控制器中。祝姣^[5]提出了高超声速飞行器的纵向通道的反馈线性化控制算法，减弱了非最小相位带来的负面影响，改善了高超声速飞行器的控制系统稳定性。高海燕^[6]提出了高超声速飞行器纵向模型的离线双模预测控制方法，在线计算时间缩短，缩减了控制系统调节时间，使高超声速飞行器实现实时控制成为可能。齐乃明^[7]提出了一种高超声速飞行

器姿态系统的分数阶PID控制方法，增加了传统PID控制参数的灵活性，在满足控制精度的条件下改善了动态性能。可是上述方法并没有考虑高超声速飞行器飞行环境中气动参数的剧烈变化，没有对气动参数变化的鲁棒性加以验证。

本文考虑了高超声速飞行器飞行时气动参数大范围变化造成的负面影响，使用滑模变结构姿态控制算法构建高超声速飞行器的控制器。滑模变结构控制本身有较强的鲁棒性，对气动系数扰动不灵敏，在满足跟踪精度的同时保证了系统的稳定性。分别构建高超声速飞行器内环和外环滑模控制器进行仿真研究。仿真结果表明，高超声速飞行器的滑模变结构控制算法的性能良好。

二、高超声速飞行器姿态模型

对高超声速飞行器进行受力分析，可推出高超声速飞行器的六自由度姿态模型^[8]。经过进一步推导与整理，可得到面向姿态控制的仿射非线性数学模型，具体包括运动学模型和动力学模型^[9]：

$$\dot{\omega} = g_{\omega} M_c + f_{\omega} \quad (1)$$

$$\dot{\Omega} = g_{\Omega}\omega + f_{\Omega} \quad (2)$$

式中, $\Omega=[\alpha \ \beta \ \mu]^T$, μ, β, α 分别为倾侧角、侧滑角和攻角;

$\omega=[p \ q \ r]^T$, r, q, p 分别为偏航、俯仰和滚转角速度;

$M_c=[l \ m \ n]^T$, n, m, l 分别为偏航、俯仰和滚转力矩。

$$g_{\Omega} = \begin{bmatrix} -\tan \beta \cos \alpha & 1 & -\tan \beta \sin \alpha \\ \sin \alpha & 0 & -\cos \alpha \\ \sec \beta \cos \alpha & 0 & \sec \beta \sin \alpha \end{bmatrix}$$

$$g_{\omega} = \begin{bmatrix} \frac{I_z}{I_x I_z - I_{xz}^2} & 0 & \frac{I_{xz}}{I_x I_z - I_{xz}^2} \\ 0 & \frac{1}{I_y} & 0 \\ \frac{I_{xz}}{I_x I_z - I_{xz}^2} & 0 & \frac{I_x}{I_x I_z - I_{xz}^2} \end{bmatrix}$$

$$f_{\alpha}=[f_{\alpha} \ f_{\beta} \ f_{\mu}]^T$$

$$f_{\omega}=[f_p \ f_q \ f_r]^T$$

其中, $f_{\alpha} = \frac{-\bar{q}SC_{L0} + mg \cos \gamma \cos \mu}{mv \cos \beta}$

$$f_{\beta} = \frac{\bar{q}SC_{Y\beta 0}\beta + mg \cos \gamma \sin \mu}{mv}$$

$$f_{\mu} = \frac{1}{mv}(\bar{q}SC_{Y\beta 0}\beta \tan \gamma \cos \mu + \bar{q}SC_{L0}(\tan \gamma \sin \mu + \tan \beta) - mg \cos \gamma \cos \mu \tan \beta)$$

$$f_p = \frac{1}{I_x I_z - I_{xz}^2}((I_x - I_y + I_z)I_{xz}pq + ((I_y - I_z)I_z - I_{xz}^2)qr + (I_z l_{aero} + I_{xz} n_{aero}))$$

$$f_q = \frac{(I_z - I_x)pr + I_{xz}(r^2 - p^2) + m_{aero}}{I_y}$$

$$f_r = \frac{1}{I_x I_z - I_{xz}^2}(((I_x - I_y)I_x + I_{xz}^2)pq - (I_x - I_y + I_z)I_{xz}qr + (I_{xz} l_{aero} + I_x n_{aero}))$$

$$l_{aero} = \bar{q}Sb(C_{l,\beta 0}\beta + \frac{C_{l,p0}pb + C_{l,r0}rb}{2v})$$

$$m_{aero} = \bar{q}Sc(C_{m,\alpha 0} + \frac{C_{m,q0}qc}{2v})$$

$$n_{aero} = \bar{q}Sb(C_{n,\beta 0}\beta + \frac{C_{n,p0}pb + C_{n,r0}rb}{2v})$$

其中, $I_A(i=x, y, z)$ —x 轴、y 轴和 z 轴转动惯量;

I_{xz} —x 轴和 z 轴惯积;

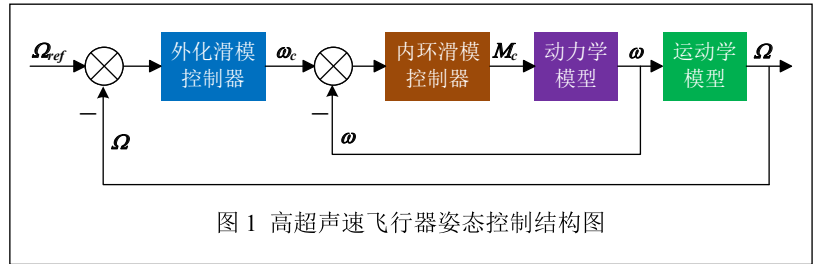


图 1 高超声速飞行器姿态控制结构图

\bar{q} —空气动压;

g —重力加速度;

γ —航迹倾斜角;

m —飞行器瞬时质量;

S —飞行器参考面积;

c —平均气动弦长;

b —翼展长度;

v —飞行器瞬时速度;

$C_{(i)}$ —气动参数, 表达式可见文献 [10-11]。

高超声速飞行器运行时气动系数 $C_{(i)}$ 具有大范围的摄动, 结构具有很大的不确定性。所以, 需要设计具有强鲁棒性的控制器, 构造合适的控制力矩 M_c , 使控制系统在气动参数摄动的情况下仍然能够精准地跟踪期望姿态角指令。

三、高超声速飞行器姿态的滑模变结构控制器设计

通过多个时间尺度理论将高超声速飞行器的控制系统分为内外双闭环, 如图 1 所示。外环是缓慢变化的姿态角反馈, 姿态角误差是外环控制器输入, 输出是内环预期角速率指令 ω_e 。内环为快速变化的角速率反馈, 角速率误差作为内环控制器的输入, 输出为控制力矩 M_c , 作用于高超声速飞行器。内外环都采用滑模变结构控制器。

1、外环滑模控制器设计

姿态角误差为:

$$e_{\Omega} = \Omega_{ref} - \Omega \quad (3)$$

式中, $e_{\Omega}=[e_{\Omega 1}, e_{\Omega 2}, e_{\Omega 3}]^T$ 。

将式 (1) 代入式 (3) 的导数后有:

$$\dot{e}_{\Omega} = \dot{\Omega}_{ref} - g_{\Omega}\omega - f_{\Omega} \quad (4)$$

定义滑模面为:

$$S_{\Omega} = k_1 e_{\Omega} + k_2 \dot{e}_{\Omega} \quad (5)$$

式中, k_1 、 k_2 —正常数。

式(4)代入式(5)的导数得:

$$\dot{S}_{\Omega} = k_1(\dot{\Omega}_{ref} - g_{\Omega}\omega - f_{\Omega}) + k_2\ddot{e}_{\Omega} \quad (6)$$

令 $\dot{S}_{\Omega} = 0$, 可得等效控制律如下:

$$\omega_{ceq} = (k_1 g_{\Omega})^{-1} [k_1(\dot{\Omega}_{ref} - f_{\Omega}) + k_2\ddot{e}_{\Omega}] \quad (7)$$

其中, k_1 、 k_2 —正常数;

Ω_{ref} —预期姿态角;

e_{Ω} —姿态角误差。

为了确保系统状态在滑模面上, 必须引入不连续控制。通常选取符号函数构建不连续控制如下:

$$\omega_{cN} = (k_1 g_{\Omega})^{-1} \cdot \eta_1 \cdot \text{sgn}(S_{\Omega}) \quad (8)$$

式中, η_1 —正常数。

根据式(7)~式(8), 则外环滑模控制律为:

$$\omega_c = \omega_{ceq} + \omega_{cN} = (k_1 g_{\Omega})^{-1} [k_1(\dot{\Omega}_{ref} - f_{\Omega}) + k_2\ddot{e}_{\Omega} + \eta_1 \text{sgn}(S_{\Omega})] \quad (9)$$

将上式代入式(6)得:

$$\dot{S}_{\Omega} = -\eta_1 \text{sgn}(S_{\Omega}) \quad (10)$$

选取 Lyapunov 函数为:

$$V_1 = \frac{1}{2} S_{\Omega}^2 \quad (11)$$

式中, V_1 —李雅普诺夫函数, 是一个正定的标量函数, 作为虚构的广义能量函数。

式(11)两端对时间求导得:

$$\dot{V}_1 = S_{\Omega} \dot{S}_{\Omega} = -\eta_1 |S_{\Omega}| \leq 0 \quad (12)$$

因此, 姿态角误差在外环滑模变结构控制律作用下可以有限时间收敛到零, 外环控制系统稳定。

2、内环滑模控制律设计

姿态角速率误差为:

$$e_{\omega} = \omega_c - \omega \quad (13)$$

式中, $e_{\omega} = [e_{\omega 1}, e_{\omega 2}, e_{\omega 3}]^T$ 。

将式(2)代入式(13)的导数中可得:

$$\dot{e}_{\omega} = \dot{\omega}_c - g_{\omega} M_c - f_{\omega} \quad (14)$$

定义滑模面为:

$$S_{\omega} = k_3 e_{\omega} + k_4 \dot{e}_{\omega} \quad (15)$$

式中, k_3 、 k_4 —正常数。

将式(14)代入式(15)的导数中可得:

$$\dot{S}_{\omega} = k_3(\dot{\omega}_c - g_{\omega} M_c - f_{\omega}) + k_4 \ddot{e}_{\omega} \quad (16)$$

选取趋近律如下:

$$\dot{S}_{\omega} = -\eta_2 \text{sgn}(S_{\omega}) \quad (17)$$

式中, η_2 —正常数。

根据式(16)~式(17), 则内环滑模控制律为:

$$M_c = (k_3 g_{\omega})^{-1} [k_3(\omega_c - f_{\omega}) + k_4 \ddot{e}_{\omega} + \eta_2 \text{sgn}(S_{\omega})] \quad (18)$$

选取 Lyapunov 函数为:

$$V_2 = \frac{1}{2} S_{\omega}^2 \quad (19)$$

式(19)两端对时间求导得:

$$\dot{V}_2 = S_{\omega} \dot{S}_{\omega} = -\eta_2 |S_{\omega}| \leq 0 \quad (20)$$

因此, 角速率可以在有限的时间内收敛到预期的角速率, 并且内环控制系统是稳定的。

四、仿真研究

对高超声速飞行器的滑模变结构控制系统进行仿真分析。高超声速飞行器的仿真参数: 质量 82310kg、飞行速度 8.8Mach、高度 30km、平均气动弦长 $c=12.07\text{m}$ 、翼展长度 $b=23.79\text{m}$ 。

高超声速飞行器的惯性矩阵为:

$$I = \begin{bmatrix} 3930420 & 0 & -683551 \\ 0 & 28563682 & 0 \\ -683551 & 0 & 29636834 \end{bmatrix} \text{kg} \cdot \text{m}^2$$

角速率初始值 $\omega_0 = [0 \ 0 \ 0]^T$, 姿态角预期值 $\Omega_{ref} = [5^\circ \ 0^\circ \ 6^\circ]^T$, 姿态角初始值 $\Omega_0 = [2^\circ \ 0.2^\circ \ 3^\circ]^T$ 。

外环滑模姿态控制器参数为 $k_1=2$ 、 $k_2=0.012$ 、 $\eta_1=0.11$ 。

内环滑模姿态控制器参数为 $k_3=1.5$ 、 $k_4=0.01$ 、 $\eta_2=0.1$ 。

在标称气动参数下, 对高超声速飞行器的滑模变结构控制系统进行仿真。姿态角响应曲线如图2所示, 姿态角速度如图3所示, 控制力矩如图4所示。

由以上仿真结果可知, 高超声速飞行器的滑模变结构控制系统三个姿态角响应时间均不超过 1s, 稳态误差均不超过 0.01°。因此, 在标称气动参数下, 滑模变结构姿态控制算法响应速度快, 跟踪精度高, 能够稳定精准地跟踪预期姿态角, 动静态性能较好, 鲁棒性强。

高超声速飞行器包络线巨大, 速度极快, 气动参

数变化剧烈，结构发生不确定变化。因此需要在气动参数发生较大变化时对控制系统进行仿真研究，验证所提滑模控制方法对气动参数变化的鲁棒性。在气动参数增加和减少标称值的 30% 条件下进行仿真，姿态角的响应曲线如图 5~图 6 所示。

仿真结果显示，与标称气动参数下相比，气动参数增加 30% 时，姿态角调节时间略有增加，但均不超过 1.6s，稳态误差略微增大，都在 0.03° 内；气动参数减少 30% 条件下，姿态角调节时间略微变长，均在 1.5s 左右，稳态误差增大到 0.03° 左右。因此，气动参数大范围摄动时，高超声速飞行器滑模变结构控制系统能够稳定地收敛到期望指令，姿态角的响应时间仍然很短，稳态误差仍然很小，在控制精度的允许范围内。

以上仿真结果验证了滑模变结构姿态控制算法对高超声速飞行器的有效性，显示出滑模变结构控制器对气动参数摄动不灵敏，具有较强的鲁棒性。

五、结论

本文为了缓解高超声速飞行器运行环境中气动参数变化引起的不稳定现象，使用滑模变结构控制算法构造了高超声速飞行器的姿态控制器。将姿态系统分为内外双环，分别设计滑模控制器，将滑模控制方法对参数变化不敏感，固有的强鲁棒性优点引入到飞行器的控制系统中，推导滑模变结构控制律后通过 Lyapunov 函数证明系统是稳定的。仿真结果表明，高超声速飞行器的滑模变结构控制系统能够稳定地收敛到预期的姿态角，控制精度高，调节时间短，而且能削弱气动参数变化造成的不利影响，在保证系统稳定收敛的同时，仍然具有较快地调

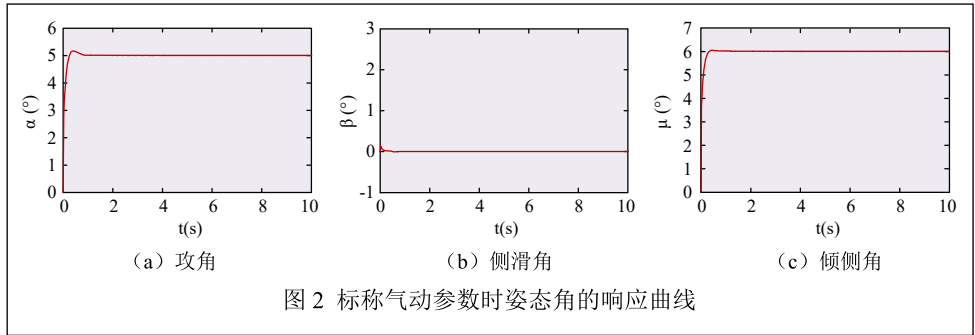


图 2 标称气动参数时姿态角的响应曲线

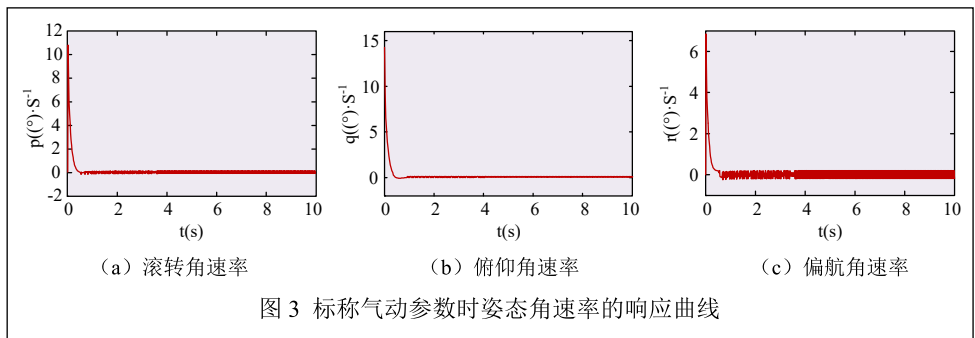


图 3 标称气动参数时姿态角速率的响应曲线

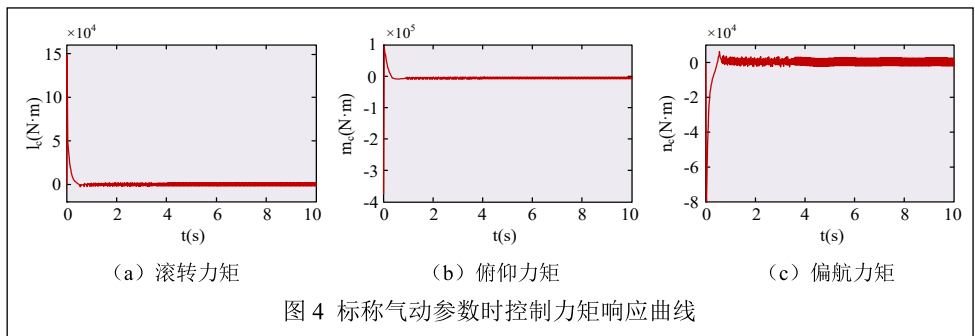


图 4 标称气动参数时控制力矩响应曲线

节速度和较高地控制精度，表现出很强的鲁棒性，结构简单，有一定的工程应用前景。

参考文献

- [1] 孙长银, 穆朝絮, 余瑶. 近空间高超声速飞行器控制的几个科学问题研究 [J]. 自动化学报, 2013, 39(11): 1901-1913.
- [2] 郁嘉, 杨鹏飞, 严德. 高超声速飞行器模型不确定性影响分析 [J]. 航空学报, 2015, 36(1): 192-200.
- [3] 甄华萍, 蒋崇文. 高超声速技术验证飞行器 HTV-2 综述 [J]. 飞航导弹, 2013, 6(6): 7-13.
- [4] 黄琳, 段志生, 杨剑影. 近空间高超声速飞行器对控制科学的挑战 [J]. 控制理论与应用, 2011, 28(10):

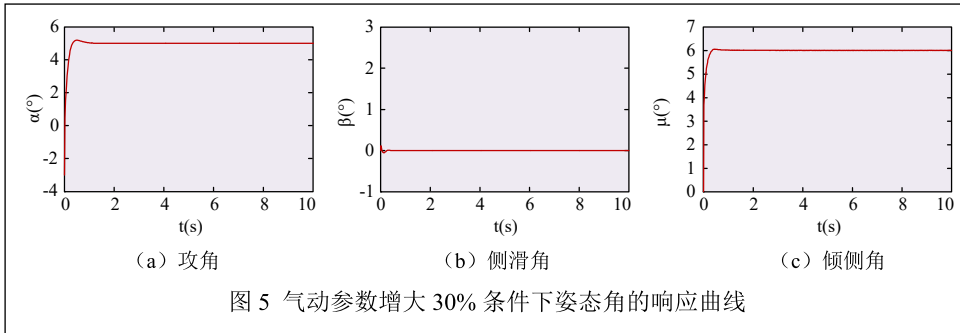


图 5 气动参数增大 30% 条件下姿态角的响应曲线

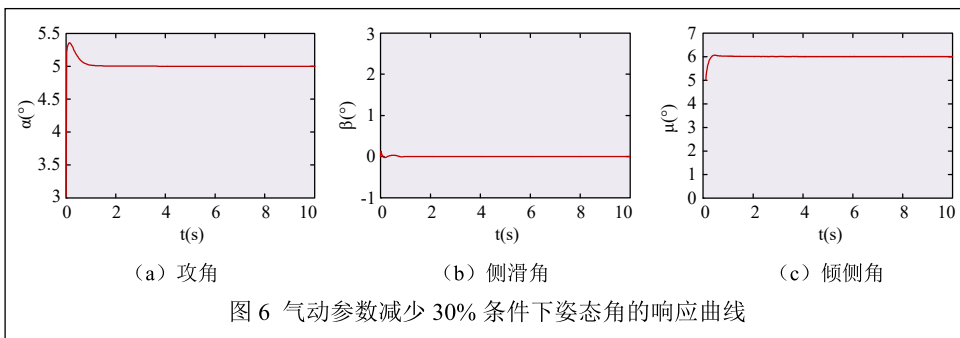


图 6 气动参数减少 30% 条件下姿态角的响应曲线

Conference and Exhibit[C]. Hilton Head, South Carolina: AIAA, 2007: 1-28.

Variable Structure Control of Attitude for Hypersonic Vehicle

HE Zhi-wei, GUAN Ping

(School of Automation, Beijing Information Science and Technology University, Beijing 100192, China)

Abstract: A sliding mode variable structure controller for the attitude of hypersonic vehicle is designed, aiming at the flight instability caused by

the wide range variation of aerodynamic parameters during flight. The attitude control system is divided into internal and external closed-loop subsystems based on the multi-time scale theory, and then the sliding mode attitude control laws are built for them respectively, which makes the control system insensitive to the aerodynamic parameters and track the desired attitude angles stably and accurately. The simulation results show that the proposed sliding mode control method is effective and robust to aerodynamic parameters.

Key words: hypersonic vehicle; aerodynamic parameters; attitude control; sliding mode control

作者简介

和志伟: 北京信息科技大学自动化学院, 硕士研究生, 从事智能非线性控制在飞行器上的研究。

通信地址: 北京市海淀区清河小营东路 12 号北京信息科技大学小营校区

邮编: 100192

邮箱: hzwbistu@126.com

管萍: 北京信息科技大学自动化学院, 副教授, 博士, 从事智能非线性控制及其应用的研究。

1496-1505.

[5] 祝姣, 陈万春, 马洪忠, 等. 带鸭翼的弹性高超声速飞行器非线性控制 [J]. 固体火箭技术, 2017(05): 128-133.

[6] 高海燕, 蔡远利, 马宇. 高超声速飞行器的离线双模预测控制方法 [J]. 固体火箭技术, 2016, 39(1): 120-124.

[7] 齐乃明, 秦昌茂, 宋志国. 分数阶 $PI\lambda D\mu$ 在高超声速飞行器姿态控制中的应用展望 [J]. 航天控制, 2010, 28(5): 93-98.

[8] 李惠峰. 高超声速飞行器制导与控制技术 [M]. 北京: 中国宇航出版社, 2012:54-85.

[9] 赖薇, 孟斌, 孙洪飞. 高超声速飞行器再入姿态鲁棒控制 [J]. 控制理论与应用, 2015, 32(10): 1287-1297.

[10] KESHMIRI S, COLGREN R, MIRMIRANI M. Development of an aerodynamic database for a generic hypersonic air vehicle[A]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit[C]. San Francisco, California: AIAA, 2005: 1-21.

[11] KESHMIRI S, COLGREN R, MIRMIRANI M. Six doF nonlinear equations of motion for a generic hypersonic vehicle[A]. AIAA Atmospheric Flight Mechanics