

doi: 10.7690/bgzdh.2014.03.021

# 侧滑角变化率反馈在高超声速飞行器中的应用

肖文, 孙春贞, 尹亮亮

(南京航空航天大学自动化学院, 南京 210016)

**摘要:** 针对高超声速飞行器大马赫数大迎角飞行状态下荷兰滚特性不稳、运动耦合严重的问题, 对侧滑角变化率反馈在高超声速飞行器中的应用进行研究。研究侧滑角变化率反馈控制的机理, 以横侧向线性小扰动方程为基础, 推导侧滑角变化率增稳荷兰滚的机理和侧滑角变化率反馈消除运动耦合的机理, 对侧滑角变化率信号作简单分析, 并进行相关仿真验证。仿真结果表明: 侧滑角变化率反馈能明显改变飞行器荷兰滚阻尼特性, 削弱运动耦合的影响, 抑制侧滑角的变化, 改善侧滑角品质。

**关键词:** 高超声速飞行器; 荷兰滚; 运动耦合; 反馈控制

**中图分类号:** TP203 **文献标志码:** A

## Application of Sideslip Angle Change Rate Feedback in Hypersonic Vehicle

Xiao Wen, Sun Chunzhen, Yin Liangliang

(College of Automation, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** Research on application of sideslip angle change rate feedback in hypersonic vehicle because of unstable Dutch roll and severe kinematic coupling of the hypersonic vehicle at high angle of attack and Mach number. Research the mechanism of sideslip angle change rate change rate feedback control, based on lateral linear small perturbation equation, deduce mechanism of sideslip angle change rate increasing stability of the Dutch roll and the mechanism of sideslip angle change rate feedback eliminating the kinematic coupling, simply analyze sideslip change rate angle. Then carry out related simulation verification. The simulation results show that the sideslip change rate feedback can significantly change vehicle Dutch roll damping feature, restrain influence of kinematic coupling and improve sideslip angle quality.

**Keywords:** hypersonic vehicle; Dutch roll; kinematic coupling; feedback control

### 0 引言

高超声速飞行器飞行包线大, 强耦合、非线性严重, 荷兰滚模态特性差, 在进行滚转机动中, 运动耦合严重, 出现侧滑角与迎角的相互转换现象, 必须研究滚转过程中侧滑角抑制技术。

侧滑角变化率控制技术最早用于 X-15 飞行器仿真阶段, X-15 飞行器在副翼控制时, 侧滑角不稳定, 侧滑角出现剧烈振荡而发散,  $\dot{\beta}$  控制的应用成功解决了此类控制问题, 但并未用于实际飞行中<sup>[1]</sup>。随后在美国航天飞机上由于控制问题,  $\dot{\beta}$  控制被用到航天飞机控制系统的航向通道中, 取得了很好的控制效果<sup>[1-2]</sup>。文献[3]在波音 757/767 中均用到  $\dot{\beta}$  反馈控制, 并对航向通道偏航阻尼器做了相关研究。

针对高超声速飞行器大马赫数大迎角飞行状态下荷兰滚特性不稳, 运动耦合严重的特性, 笔者研究了侧滑角变化率反馈, 并围绕侧滑角变化率控制, 对侧滑角变化率控制的机理进行了专门的研究, 并进行了相关仿真验证。

### 1 数学模型

假设飞行器为刚体, 将飞行器运动方程线性化, 写成如式 (1) 标准的线性状态方程的形式。

$$\dot{X} = AX + BU \tag{1}$$

线性小扰动方程建立在气流坐标系下, 不考虑纵向状态, 仅仅对横侧向进行分析。式 (2) 给出了其状态量  $X$  以及控制横侧向输入  $U$ 。

$$\begin{aligned} X &= [\Delta\beta \ \Delta\phi \ \Delta p_w \ \Delta r_w]^T \\ U &= [\Delta\delta_a \ \Delta\delta_r]^T \end{aligned} \tag{2}$$

其中对应的矩阵  $A, B$  如式 (3) 所示。其中参数定义均定义在气流坐标系<sup>[4]</sup>下, 在此不再赘述。

$$A = \begin{bmatrix} \frac{Y_\beta}{V} & \frac{g \cos \mu_e}{V} & \frac{Y_p}{V} & \frac{Y_r - V}{V} \\ 0 & 0 & \frac{\cos \mu_e}{\cos \theta_e} & \frac{\sin \mu_e}{\cos \theta_e} \\ L'_\beta & 0 & L'_p & L'_r \\ N'_\beta & 0 & N'_p & N'_r \end{bmatrix} \quad B = \begin{bmatrix} \frac{Y_{\delta_a}}{V} & \frac{Y_{\delta_r}}{V} \\ 0 & 0 \\ L'_{\delta_a} & L'_{\delta_r} \\ N'_{\delta_a} & N'_{\delta_r} \end{bmatrix} \tag{3}$$

收稿日期: 2013-10-17; 修回日期: 2013-11-28

基金项目: 基本科研业务费专项研究基金(56XZA12008)江苏高校优势学科建设工程资助项目

作者简介: 肖文(1988—), 男, 浙江人, 硕士, 高级工程师, 从事鱼雷总体、制导技术及产品质量可靠性研究。

## 2 $\dot{\beta}$ 反馈控制机理

侧滑角变化率反馈控制律设计的思想在于反馈  $\dot{\beta}$  信号直接改善高超声速飞行的侧滑运动，改善侧滑角变化动态品质。

高超声速飞行器由于其飞行包线大，强耦合、强非线性，大迎角大马赫数下容易表现出荷兰滚不稳，进行滚转机动时运动耦合极其明显。侧滑角变化率反馈能有效改善荷兰滚以及运动耦合。

### 2.1 $\dot{\beta}$ 反馈增稳荷兰滚

飞行器侧滑角振荡引起横侧向振荡，为了增加此振荡运动的阻尼，可在航向通道中引入  $\dot{\beta}$  反馈，以此来改善横侧向振荡运动。侧滑角变化率控制器

$$A_1 = \begin{bmatrix} \frac{Y_\beta}{V} + k \frac{Y_{\delta_r} Y_\beta}{V^2} & \frac{g \cos \mu_e}{V} + k \frac{Y_{\delta_r} g \cos \mu_e}{V^2} & \frac{Y_p}{V} + k \frac{Y_{\delta_r} Y_p}{V^2} & \frac{Y_r - V}{V} + k \frac{Y_{\delta_r} (Y_r - V)}{V^2} \\ 0 & 0 & \frac{\cos \mu_e}{\cos \theta_e} & \frac{\sin \mu_e}{\cos \theta_e} \\ L'_\beta + kL'_{\delta_r} \frac{Y_\beta}{V} & kL'_{\delta_r} \frac{g \cos \mu_e}{V} & L'_p + kL'_{\delta_r} \frac{Y_p}{V} & L'_r + kL'_{\delta_r} \frac{Y_r - V}{V} \\ N'_\beta + kN'_{\delta_r} \frac{Y_\beta}{V} & kN'_{\delta_r} \frac{g \cos \mu_e}{V} & N'_p + kN'_{\delta_r} \frac{Y_p}{V} & N'_r + kN'_{\delta_r} \frac{Y_r - V}{V} \end{bmatrix} \quad (5)$$

在推导  $A_1$  阵特征根时，忽略重力项， $Y_p$  通常为零，且  $Y_r \ll V$ ，所有  $Y_p/V$  和  $Y_r/V$  可以忽略，此外由滚转角速度所引起的交叉导数  $N'_p$  也通常可忽略<sup>[4]</sup>。高超声速飞行器在大迎角下大马赫数下，方向舵效率较低，速度较大，考虑忽略  $Y_{\delta_r}/V$  主要考虑力矩因素，化简后得

$$A_{LD} = s(s - L'_p) \left[ \left( s - \frac{Y_\beta}{V} \right) \left( s - (N'_r - kN'_{\delta_r}) \right) + (N'_\beta + kN'_{\delta_r} \frac{Y_\beta}{V}) \right] \quad (6)$$

进一步得荷兰滚特性如下：

$$\omega_{nd}^2 = \frac{Y_\beta}{V} N'_r + N'_\beta \quad (7)$$

$$\xi_d = - \frac{(N'_r - kN'_{\delta_r} + \frac{Y_\beta}{V})}{2\omega_{nd}}$$

从式 (7) 可以得到， $\dot{\beta}$  反馈主要改变荷兰滚阻尼特性。由此可以得出反馈  $\dot{\beta}$  有助于改变飞行器荷兰滚特性。同理可以推导  $\dot{\beta}$  反馈至副翼荷兰滚特性如式 (8)。

为侧滑角阻尼项，能够改善侧滑角变化动态特性，抑制侧滑角变化趋势。荷兰滚反映了侧滑角振荡趋势，荷兰滚特性正是对应  $\dot{\beta}$  二次方程的阻尼频率性能参数<sup>[5]</sup>，可以考虑反馈侧滑角变化率来改善荷兰滚特性。

式 (3) 给出了横侧向小扰动方程，侧滑角变化率反馈至方向舵控制律为  $\delta_r = k\dot{\beta}$ ，将  $\dot{\beta}$  用式 (1) 中其小扰动化信号代替可以得到

$$\delta_r = k \frac{Y_\beta}{V} \Delta\beta + k \frac{g \cos \mu_e}{V} \Delta\varphi + k \frac{Y_p}{V} \Delta p + k \frac{Y_r - V}{V} \Delta r + k \frac{Y_{\delta_a}}{V} \Delta\delta_a + k \frac{Y_{\delta_r}}{V} \Delta\delta_r \quad (4)$$

反馈后的方向舵带入线性状态方程，则侧滑角变化率反馈后包含反馈增益  $A$  阵为

$$\omega_{nd}^2 = \frac{Y_\beta}{V} N'_r + N'_\beta \quad (8)$$

$$\xi_d = - \frac{(N'_r - kN'_{\delta_a} + \frac{Y_\beta}{V})}{2\omega_{nd}}$$

由此可见， $\dot{\beta}$  无论反馈至副翼通道还是方向舵通道，均能有效改善飞行器的荷兰滚特性。

选取某飞行器状态点，高度 30 km，马赫数 6，迎角 35°。表 1 给出  $\dot{\beta}$  反馈方向舵的荷兰滚特性，表 2 给出了  $\dot{\beta}$  反馈至副翼荷兰滚特性。

表 1  $\dot{\beta}$  至方向舵通道荷兰滚特性

$k_{\dot{\beta}}$	特征值	阻尼	频率/Hz
0	5.11e-002 ± 6.71e+000i	-7.61e-003	6.71e+000
-1	-1.32e+000 ± 6.66e+000i	1.95e-001	6.79e+000
-2	-2.77e+000 ± 6.29e+000i	4.04e-001	6.87e+000
-3	-4.32e+000 ± 5.46e+000i	6.20e-001	6.97e+000
-4	-5.99e+000 ± 3.77e+000i	8.46e-001	7.07e+000

表 2  $\dot{\beta}$  至副翼通道荷兰滚特性

$k_{\dot{\beta}}$	特征值	阻尼	频率/Hz
0	5.11e-002 ± 6.71e+000i	-7.61e-003	6.71e+000
0.2	-1.43e+000 ± 6.66e+000i	2.10e-001	6.81e+000
0.5	-3.84e+000 ± 5.83e+000i	5.51e-001	6.98e+000
0.8	-6.57e+000 ± 2.93e+000i	9.13e-001	7.19e+000

对比二者结果可以看出,  $\dot{\beta}$  反馈至方向舵和副翼均能有效改善飞行器荷兰滚阻尼, 而频率变化不是很明显。

### 2.2 $\dot{\beta}$ 反馈消除运动耦合

运动耦合发生在飞行器滚转时, 随着滚转, 侧滑角和迎角相互转化, 是一种最为典型的耦合现象。

高超声速飞行器的气动布局使得飞行器的横侧向转动惯量很小, 其纵向静稳定性和航向静稳定性较差。副翼偏转时, 容易在很短的时间达到很大的滚转角速度, 而纵向、航向恢复力矩的作用有一个过渡过程, 使得纵向稳定性力矩和航向稳定性力矩来不及使滚转轴明显的偏斜, 飞行器的实际滚转轴与机体纵轴重合, 飞行器就会发生严重的运动耦合现象。

非线性方程中运动耦合导致迎角与侧滑角相互转化的数学表达式如下

$$\begin{cases} \dot{\alpha} = -p \cos \alpha \tan \beta - r \sin \alpha \tan \beta \\ \dot{\beta} = p \sin \alpha - r \cos \alpha \end{cases} \quad (9)$$

从式 (9) 可以看出, 飞行器的运动耦合程度主要取决于迎角和滚转角速率的大小, 当迎角和滚转角速率较大时, 运动耦合严重, 当迎角和滚转角速率较小时, 运动耦合就表现得相对不明显。

在实际滚转时, 飞行器自身的纵向和航向静稳定性力矩会阻碍迎角和侧滑角的变化, 使得飞行器实际滚转轴偏离机体轴。当飞行器迎角和滚转角速率较小, 而静稳定性较好时, 纵向和航向静稳定性力矩就会阻碍迎角和侧滑角的变化, 其滚转轴最终绕速度轴滚转, 迎角和侧滑角不变, 运动耦合就完全消除。

滚转过程中要消除运动耦合现象, 本质在于绕速度轴滚转, 而实现绕速度轴滚转的关键在于抑制滚转过程中侧滑角的变化。

从式 (9) 可以看出, 通过反馈运动耦合中侧滑角的变化可以抑制滚转过程中的运动耦合现象。考虑侧滑角变化率的完整信号如下

$$\dot{\beta} = p \sin \alpha - r \cos \alpha + Y/(mV) + G_{ya}/(mV) \quad (10)$$

侧滑角变化率信号由 3 部分组成: 运动耦合项  $p \sin \alpha - r \cos \alpha$ 、侧力项  $Y/mV$  和重力项  $G_{ya}/mV$ 。

在高超声速飞行器中, 由于速度较大, 而  $\dot{\beta}$  主要用在滚转运动中, 运动耦合项起主导作用, 重力项与侧力项相对较小, 忽略重力项以及侧力项。 $\dot{\beta}$  信号可以简化为

$$\dot{\beta} \approx p \sin \alpha - r \cos \alpha \quad (11)$$

式 (11) 为运动耦合项, 为稳定轴系下的偏航角速率, 当稳定轴下的偏航角速率为零时, 即滚转角速率和偏航角速率满足  $r = p \tan \alpha$  时, 飞行器绕速度轴滚转, 此时消除了运动耦合影响<sup>[6]</sup>。 $\dot{\beta}$  反馈能有效改善飞行器的滚转性能。

### 2.3 $\dot{\beta}$ 信号分析

由于实际工程应用中并没有传感器能直接获取  $\dot{\beta}$  信号。可以考虑侧滑角高通滤波器信号、侧滑角变化率表达式信号实现, 如式 (12):

$$\begin{aligned} \dot{\beta} &= \frac{s}{\tau s + 1} \beta \\ \dot{\beta} &= p \sin \alpha - r \cos \alpha + \frac{Y}{mV} + \frac{G_{ya}}{mV} \end{aligned} \quad (12)$$

侧滑角变化率反馈主要用来改善侧滑角性能。式 (12) 高通滤波器中  $\tau = 0.02$ , 图 1 给出了侧滑角微分信号、侧滑角高通滤波器信号和侧滑角运动耦合项即侧滑角变化率简化信号三者侧滑角  $1^\circ$  小扰动信号对比图。

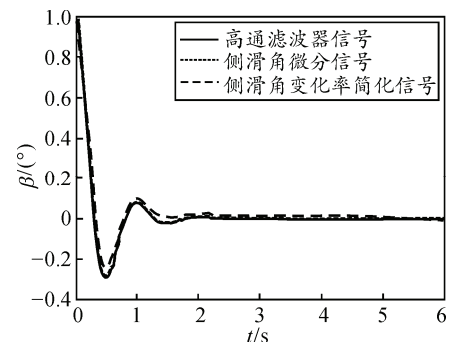


图 1 不同侧滑角变化率实现信号侧滑角扰动响应

从图 1 可以看出, 3 种不同侧滑角变化率实现侧滑角响应基本一致。其中侧滑角微分信号是  $\dot{\beta}$  准确信号, 高通滤波信号最接近, 但高通滤波信号在实际运动中对噪声比较敏感, 并不推荐使用。侧滑角变化率简化信号有一定差别, 但差别不大, 主要是忽略了重力项以及侧力项导致而成。

但在滚转机动中, 由于要保证侧滑角较小, 侧力项很小, 可以忽略, 但重力项随滚转角的增加影响效果加大, 如果考虑保留重力项, 此时  $\dot{\beta}$  信号化简为

$$\dot{\beta} = p \sin \alpha - r \cos \alpha + g \sin \phi \cos \theta / V \quad (13)$$

如果侧滑角过大, 侧力项所占比例加大, 可以通过侧向过载来进行转换。但由于高超声速飞行器速度较大, 重力项和侧力项更多的所占分量在  $\dot{\beta}$  信

号远远小于运动耦合项,所以更多地考虑采取式 (11) 的简化形式。

从上节推导  $\dot{\beta}$  与荷兰滚关系可以看出,  $\dot{\beta}$  反馈至方向舵和副翼通道均可。当反馈至副翼通道时,副翼产生的滚转角速率协调偏航角速度实现绕速度轴滚转;当反馈至方向舵通道,方向舵产生的偏航角速率协调滚转角速率实现绕速度轴滚转,从而削弱滚转过程中运动耦合的影响作用。

图 2 给出了  $\dot{\beta}$  简化信号反馈结构图。

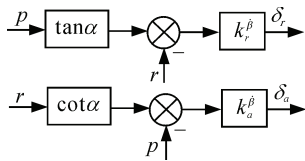


图 2 反馈通道结构

以上分析表明:  $\dot{\beta}$  反馈能改善飞行器的荷兰滚性能,同时实现飞行器近似绕速度轴滚转,抑制滚转过程中侧滑角的变化。

从图 2 可以得出:  $\dot{\beta}$  反馈主要跟迎角大小、角速率大小、反馈通道三者有关系,同时跟侧滑角关系密切。

1) 迎角。

迎角直接调节了滚转角速率与偏航角速率在  $\dot{\beta}$  信号中所占分量的大小,当滚转角速率分量在  $\dot{\beta}$  信号中有所削弱时,偏航角速率信号就有所增加。当在大马赫数小迎角下,  $\dot{\beta}$  信号可以近似为  $\dot{\beta} = p\alpha - r$ 。当在大马赫数大迎角下  $\dot{\beta}$  信号直接采用式 (11) 的形式。

迎角越大,  $\dot{\beta}$  反馈控制越有效,这主要是由于随迎角增大,  $r$  反馈效果受到削弱,而  $p$  反馈效果更加明显的原因。这正好符合  $\dot{\beta}$  信号随迎角变化规律。

2) 角速率。

角速率的变化也直接影响了  $\dot{\beta}$  信号。大机动时,急滚运动中,滚转角速率所占分量加大,而在小扰动过程中,偏航角速率分量有所增强。

高超声速飞行器所处状态迎角较大,一般在 30° 左右,所处状态更多在大迎角大机动和大迎角小机动 2 类。 $\dot{\beta}$  信号更多采用近似值式 (11) 或者式 (13)。在大机动时,  $\dot{\beta}$  信号越强,效果越明显。

3) 反馈通道。

以上分析得出,  $\dot{\beta}$  反馈可以反馈至方向舵也可以反馈至副翼。二者都有改善飞行器荷兰滚特性和

协调角速率削弱运动耦合的作用,对飞行器侧滑角动态特性均能有效进行改善。

如何选择合适的反馈通道跟飞行器特性密切相关,取决于飞行器舵面操纵效率和控制结构。当方向舵产生  $\dot{\beta}$  效率较高,直接反馈至方向舵通道即可。而高超声速飞行器要经历大迎角、高马赫数、低动压区域,由于此时机身对方向舵的遮蔽作用,方向舵效率很低,反馈至方向舵通道效果极其微弱,方向舵满偏也不足以满足控制需求。此时更多考虑反馈至副翼通道。另外,控制结构也会影响反馈通道,当采取航向通道控滚转时,更多反馈至副翼通道,而采取横向通道控滚转时,更多采取航向通道。

4) 与侧滑关系。

从相位上看,侧滑角变化率相位超前侧滑角 90°,当侧滑角过零时,侧滑角变化率最大,抑制侧滑能力最强,而侧滑在某个值抑制其减小趋势能力较小,这也正是控制所期望的。

$\dot{\beta}$  反馈属于主动抑制侧滑的变化,是侧滑角的阻尼项,能有效抑制侧滑的变化趋势,在滚转过程中由于运动耦合以及副翼对航向耦合导致侧滑增大,侧滑角变化率反馈能抑制其增大的趋势。侧滑角变化率反馈属于主动抑制侧滑角变化的过程,属于一个超前环节。

$\dot{\beta}$  反馈至方向舵或副翼通道主要改善侧滑角动态特性以及飞行器荷兰滚阻尼特性,同时削弱滚转过程中运动耦合的作用,  $\beta$  反馈可以改善其静稳定性<sup>[8]</sup>,同时改善荷兰滚频率。 $\dot{\beta}$  反馈一般跟  $\beta$  反馈共同使用,共同改善侧滑角品质。

3 仿真实验

为验证侧滑角变化率反馈控制策略的有效性。在 Matlab/Simulink 仿真环境下搭建某样例飞行器非线性平台。非线性仿真初始条件为:高度 30 km,马赫数 6,迎角 35°,滚转角及侧滑角均为 0°,控制目标建立 150°滚转角。采用副翼控滚转,侧滑角变化率反馈至方向舵通道策略。分别考虑常规控制与侧滑角变化率控制 2 种方案对比。其中侧滑角变化率采用的是其简化信号  $p\sin\alpha - r\cos\alpha$ ,主要是由于高超声速飞行器速度大,重力项和侧力项相对很小。

侧滑角变化率控制方案如下:

$$\begin{cases} \delta_r = k_{ARI}\delta_a + k_r^{\dot{\beta}}\dot{\beta} + k_r^{\beta}\beta \\ \delta_a = k_a^p p + k_a^{\phi}(\phi - \phi_c) \end{cases} \quad (14)$$

常规控制方案为：

$$\begin{cases} \delta_r = k_{ARI} \delta_a + k_r^r r + k_r^\beta \beta \\ \delta_a = k_a^p p + k_a^\phi (\phi - \phi_c) \end{cases} \quad (15)$$

控制方案副翼和方向舵交联系数  $k_{ARI}$  主要用来改善高超声速飞行器 LCDP<sup>[9]</sup>，避免副翼反操纵，削弱副翼对航向的操纵耦合。图 3 和图 4 分别给出了滚转角速率 20 (°)/s 和 30 (°)/s 时响应曲线对比图。其中控制一为侧滑角变化率控制，控制二为常规控制方案。

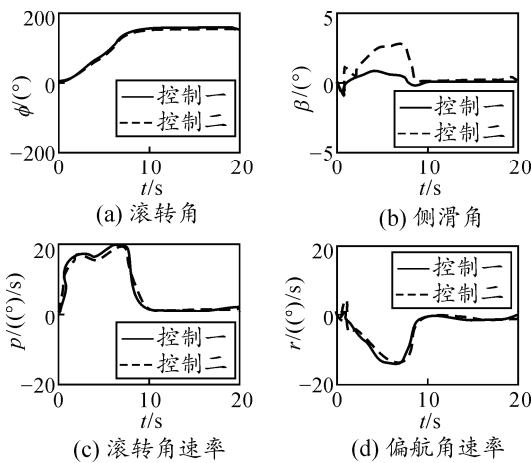


图 3 20 (°)/s 滚转角速率响应曲线

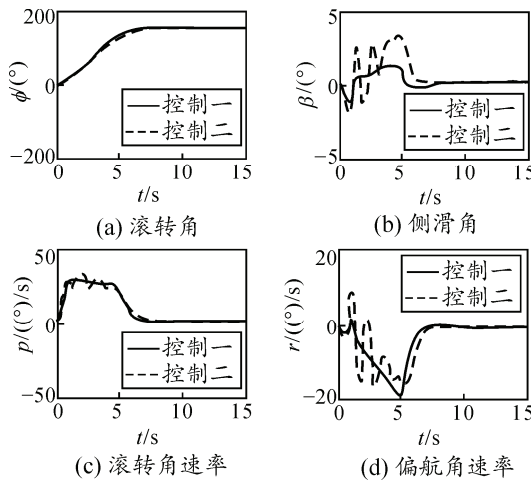


图 4 30 (°)/s 滚转角速率响应曲线

从图 3 可以看出：20 (°)/s 滚转角速率时， $\beta$  反馈可以削弱侧滑角，常规控制也能实现效果，侧滑

角也在允许的范围之内，但  $\beta$  反馈侧滑效果更好。从图 4 可以看出：30 (°)/s 滚转角速率时，侧滑角变化率控制依然能保持控制的有效性，而常规控制出现了侧滑角振荡，角速率也同时出现振荡，必然导致舵面的剧烈振荡，这种振荡主要是由 2 方面引起的，一方面是由于急滚过程中荷兰滚特性变差，另一方面急滚运动耦合导致。由此可见： $\beta$  控制对急滚拥有更好的控制效果，能更有效地改善侧滑角变化的动态品质，对削弱侧滑角也有一定的效果。

### 4 结论

侧滑角变化率反馈抑制侧滑主要有 2 个方面：一是直接阻碍了侧滑角变化，改变其动态特性，荷兰滚阻尼特性得到改善；二是削弱了滚转过程中运动耦合的影响因素。笔者针对侧滑角变化率反馈，分析了其控制应用，仿真结果证明了侧滑角变化率反馈能明显改善飞行器荷兰滚阻尼特性，有助于抑制滚转过程中的侧滑角变化削弱运动耦合作用，尤其在急滚运动中具有明显的效果。

### 参考文献：

- [1] Richard E. day. Coupling dynamics in aircraft: A Historical Perspective[R]. USA:NASA Special Publication 532, 1997.
- [2] Richard W. Powell, Howard W. stone. Effects of modifications to the space shuttle entry guidance and control systems[R]. USA: NASA, 1977.
- [3] Abhijit Chakravary. Inflight Evaluation of a Modal Suppression Yaw Damper[R]. AIAA, 1987.
- [4] Brian L. Stevens, Frank L. Lewis. Aircraft Control And Simulation[M]. 1992: 101-102, 214-216.
- [5] Ananthkrishnan N, Suraj Unnikrishnan. Literal Approximations to Aircraft Dynamic Modes[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2001, 24(6): 1196-1203.
- [6] 吴向东, 方振平. 飞机滚转机动飞行时的控制和增稳的探讨[J]. 北京航空学院学报, 1988(2): 75-85.
- [7] 王锡泉. 远程空空导弹 BTT 精确控制问题[J]. 航空兵器, 2003(5): 1-4.
- [8] 柳玉甜, 陈欣. 无人机航向的静稳定性补偿[J]. 兵工自动化, 2004, 23(1): 25-29.
- [9] 祝立国, 王永丰, 庄逢甘, 等. 高速高机动飞行器的横航向偏离预测判据分析[J]. 宇航学报, 2007, 28(6): 1550-1553.