

文章编号: 2095-4980(2014)01-0057-05

小型高速无人机控制耦合分析及补偿控制

付 伟, 孙春贞

(南京航空航天大学 自动化学院, 江苏 南京 210016)

摘 要: 小型高速无人机横侧向转动惯量很小, 在控制方向舵时, 会在滚转通道产生较大的滚转角加速度, 从而产生剧烈的滚转运动, 表现出明显的控制耦合作用, 影响小型高速无人机横侧向控制。本文从系统数学模型出发, 了解其产生机理, 以及其对无人机控制过程的影响。针对其中不可忽视的控制耦合力矩作用, 采用 PID 控制方法, 设计相应的耦合补偿控制律。仿真验证表明, 该耦合补偿控制律能对控制耦合力矩项进行补偿, 效果良好。

关键词: 小型高速无人机; 转动惯量; 控制耦合; 补偿控制

中图分类号: TN958.2

文献标识码: A

doi: 10.11805/TKYDA201401.0057

Control coupling analysis and compensation control of small high speed UAV

FU Wei, SUN Chun-zhen

(The Institute of Automation, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing Jangsu 210016, China)

Abstract: As the lateral inertia of small high speed Unmanned Aerial Vehicle(UAV) is very small, larger roll angle acceleration will be produced in the control of rudder roll channel, which results in dramatic rolling movement, shows obvious control coupling effect and then affects the lateral control of small high speed UAV. The forming mechanism is introduced according to the system mathematical model, as well as the UAV control process. Considering the control coupling torque that cannot be ignored, a corresponding coupling compensation control law is proposed by using Proportion Integral Derivative(PID) control method. Simulation results show that the method proposed can effectively compensate the control coupling torque.

Key words: small high speed Unmanned Aerial Vehicle; lateral inertia; control coupling; compensation control

未来信息战的需求使无人机(UAV)系统成为当今世界各国武器装备的发展重点^[1],随着近几年国内航空航天事业的蓬勃发展,无人机飞行过程中的耦合现象及失控模式研究成为了一个热点。小展弦比无人机横侧向转动惯量很小,其方向舵偏转时,由于滚转控制耦合的作用,会在滚转通道产生很大的滚转角加速度,形成剧烈的滚转运动,从而给无人机横侧向稳定控制带来很大困难。

许多学者都曾对飞行器中存在的控制耦合现象进行研究,并取得了不少成果。Richard^[2]回顾了X系列、世纪系列和航天飞机中存在的耦合问题,包括控制耦合,介绍了飞行器飞行过程中耦合产生的原因,不同耦合导致的不稳定现象,以及相应的解决办法;Johnston等^[3]通过对X-38有效性控制舵的设计和翼伞舱口的配置,着重研究了控制方向舵时产生的滚转控制耦合效应对飞机静稳定性的影响;Nandan等^[4]采用副翼-方向舵交联方法,消除了副翼偏转在偏航通道产生侧滑角影响,实现了航向通道的零侧滑约束,保证控制副翼偏转时能达到飞行器稳定飞行时的最大滚转角速率。

本文研究的对象是一款小展弦比小型高速无人机,由于其横侧向转动惯量 I_x 很小,副翼(ail/ δ_x)效率极高,滚转运动频率高,并且难以控制,而控制方向舵(rud/ δ_y)偏转时会在滚转通道产生严重的滚转控制耦合作用,对滚转运动起加剧或减弱作用,对滚转运动的控制产生影响,从而影响小型高速无人机横侧向稳定性。本文采用经典PID控制算法^[5],设计了相应的耦合补偿控制律。仿真验证表明,该耦合补偿控制效果良好,能较大地削弱控制耦合对滚转通道的影响。

1 问题提出

1.1 数学模型

首先建立起小型高速无人机的控制系统数学模型^[6]。因无人机的飞行迎角 α 和初始侧滑角 β 很小, 因此设定 $\alpha = \beta \approx 0$ 。因小型高速无人机的俯仰和偏航通道转动惯量 I_z 和 I_y 基本相等, 在分析小型高速无人机运动过程中受到的力与力矩时, 可近似认为 $I_y \approx I_z$ 。由于一般无人机的 C_z^{α} 和 C_z^{β} 都很小^[6], 两者大小相近, 可以忽略。推力 P 在无人机平飞过程中保持不变, 为一常量, 其对 $\dot{\alpha}$ 和 $\dot{\beta}$ 的影响可以不计。根据上述理由, 经过合理简化, 可以得到小型高速无人机的一阶微分方程, 如式(1)所示:

$$\begin{cases} \dot{\omega}_x = \frac{1}{I_x I_y - I_{xy}^2} \left[I_y q S l (m_x^\beta \beta + m_x^{\omega_x} \omega_x + m_x^{\omega_y} \omega_y + m_x^{\delta_x} \delta_x + m_x^{\delta_y} \delta_y) + \right. \\ \left. I_{xy} q S l (m_y^\beta \beta + m_y^{\omega_x} \omega_x + m_y^{\omega_y} \omega_y + m_y^{\delta_x} \delta_x + m_y^{\delta_y} \delta_y) \right] \\ \dot{\omega}_z = \frac{1}{I_z} \left[q S b_A (m_z^\alpha \alpha + m_z^{\delta_z} \delta_z + m_z^{\omega_z} \omega_z) - (I_y - I_x) \omega_x \omega_y - I_{xy} (\omega_x^2 - \omega_y^2) \right] \\ \dot{\omega}_y = \frac{1}{I_x I_y - I_{xy}^2} \left[I_{xy} q S l (m_x^\beta \beta + m_x^{\omega_x} \omega_x + m_x^{\omega_y} \omega_y + m_x^{\delta_x} \delta_x + m_x^{\delta_y} \delta_y) + \right. \\ \left. I_x q S l (m_y^\beta \beta + m_y^{\omega_x} \omega_x + m_y^{\omega_y} \omega_y + m_y^{\delta_x} \delta_x + m_y^{\delta_y} \delta_y) + I_x (I_x - I_z) \omega_x \omega_z + I_{xy} \omega_x \omega_z \right] \\ \dot{\alpha} = \omega_z - \omega_x \beta - q S (C_y^\alpha \alpha + C_y^{\delta_z} \delta_z) / m V \\ \dot{\beta} = \omega_y + \omega_x \alpha + q S (C_z^\beta \beta + C_z^{\delta_y} \delta_y) / m V \end{cases} \quad (1)$$

式中变量名称及具体定义见文献[6]。如式(1)所示, 小型高速无人机空中飞行时在三通道中存在控制耦合作用, 其中 $q S l m_x^{\delta_x} \delta_x$, $q S l m_x^{\delta_y} \delta_y$ 分别表示控制副翼和方向舵偏转时产生的偏航耦合力矩和滚转耦合力矩。

由小型高速无人机的数学模型可以看出: $\dot{\omega}_x = q S l m_x^{\delta_y} \delta_y / I_x$, $\dot{\omega}_y = q S l m_y^{\delta_x} \delta_x / I_y$ 分别是小型高速无人机飞行过程中, 控制方向舵偏转时产生的控制滚转角加速率以及控制副翼偏转时产生的控制偏航角加速率。由于 I_x 很小, 约为 I_y 的 1/11, 因此, 控制方向舵时会产生很大的滚转角加速率, 产生剧烈的滚转运动, 相比控制副翼偏转时产生的偏航运动要剧烈得多, 即小型高速无人机中控制方向舵时控制耦合严重。

1.2 存在的问题

图1为控制方向舵和副翼偏转时产生的滚转角速率 ω_x 的变化曲线。

由图1可见, 分别给方向舵和副翼一个 0.5 s 的单位脉冲作用, 方向舵和副翼在同等舵偏值的情况下, 会产生很大的滚转角速率。单位副翼脉冲产生的最大滚转角速率约 $16^\circ/\text{s}$, 迅速收敛; 而单位方向舵脉冲产生的最大滚转角速率约为 $10^\circ/\text{s}$, 并且其产生的滚转角速率会有较大振荡, 持续时间较长。这表明, 在控制小型高速无人机方向舵偏转时, 会在滚转通道产生明显的控制耦合作用, 而且耦合作用时间长, 控制耦合严重。

由飞控原理可知, 当无人机正滚转时, 无人机的偏航通道会出现一个正的侧滑角, 为消除该侧滑, 无人机方向舵向左偏转, 使无人机产生一个向左的偏航力矩。由偏转方向舵滚转操纵耦合产生的机理可知, 此时会产生一个正的滚转力矩, 加剧无人机的滚转运动。而小型高速无人机横侧向转动惯量很小, 副翼效率很高, 其滚转控制本就是小型高速无人机横侧向控制的一个难点, 而方向舵偏转产生的滚转控制耦合对滚转运动的稳定性影响很大, 因此, 需要考虑设计一种控制耦合补偿控制律, 以解决该耦合对滚转运动的影响。

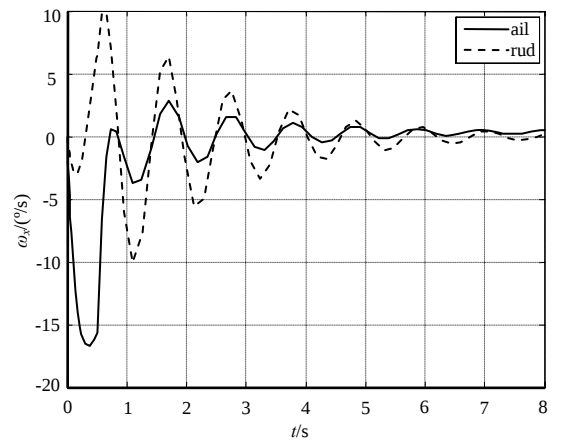


Fig.1 ω_x response curves of unit impulse rudder and aileron

图 1 单位方向舵和副翼脉冲的 ω_x 响应曲线

2 控制耦合补偿分析

2.1 横侧向控制策略

本文选用副翼控制滚转，方向舵增稳荷兰滚的横侧向控制策略，并进行相应的横侧向控制律设计，具体的控制律如式(2)所示：

$$\begin{cases} \delta_x = K_x^P \omega_x + K_{\dot{\omega}_x} \dot{\omega}_x + K_x^{IP} \int (\omega_x - \omega_x^c) dt \\ \delta_y = K_{\omega_y} \omega_y \end{cases} \quad (2)$$

式中： K_x^P 、 $K_{\dot{\omega}_x}$ 和 K_x^{IP} 分别为滚转通道阻尼、微分和积分项增益。由式(2)可知，进行滚转控制时，采用了PID控制方法，通过反馈滚转角速率和滚转角加速度，增加滚转通道阻尼，减小副翼偏转时产生滚转角加速度和滚转角速率。另外，通过滚转角速率积分的转化来实现副翼舵面的偏转，大大减缓了副翼偏转率，在控制副翼偏转时，不会产生很大的滚转角速率，从而实现滚转通道的稳定控制。

方向舵仅进行荷兰滚增稳，当方向舵不存在大偏转的情况下，经过验证，该横侧向控制律能很好地控制小型高速无人机横侧向姿态，保证无人机飞行过程中姿态稳定。控制框图如图2所示。

然而，由于外界环境多变，无人机飞行过程中总是存在着各种干扰作用，当在外界干扰下产生一个较大侧滑角时，无人机的方向舵会相应地进行一个较大的偏转，以消除该侧滑的影响。此时，方向舵偏转时会产生很大的滚转控制耦合作用，使无人机滚转加剧，而过大的滚转角速率会对横侧向稳定性产生影响，因此必须考虑相应的耦合补偿控制策略。

2.2 耦合补偿分析

令小型高速无人机高度为1 000 m，以80 m/s的速度平飞。初始时刻，给无人机一个4°的侧滑角初值，图3是改变方向舵操纵交叉导数 $m_x^{\delta_y}$ 前后，无人机响应该侧滑角的滚转角速率变化曲线。

由图3可见，当 $m_x^{\delta_y}$ 值变为原来的一半后，无人机产生滚转角速率峰值减小，并且振荡程度变弱，滚转响应的稳定性变好。这表明，在削弱方向舵操纵交叉力矩后，控制方向舵偏转时产生的滚转控制耦合现象变弱。因此，当削弱控制方向舵偏转时产生的操纵交叉力矩后，可以削弱控制方向舵时产生的滚转控制耦合力矩作用。

因此，为了补偿控制耦合，可以考虑通过副翼偏转来抵消，控制方向舵时在滚转通道产生的滚转控制耦合力矩作用，即运用方向舵-副翼交联的办法进行控制耦合补偿。

但副翼偏转时会对偏航通道的侧滑角产生影响^[4,7-8]，因此，在采用方向舵-副翼交联的方法时，必须考虑副翼偏转是否会影响偏航通道的强弱。图4是不同副翼偏角下的侧滑角响应曲线。

由图4可以看到，即使控制副翼偏转15°，其产生的侧滑角也不过才0.65°，表明小型高速无人机中，副翼的偏转对偏航通道的影响很小，方向舵-副翼交联补偿控

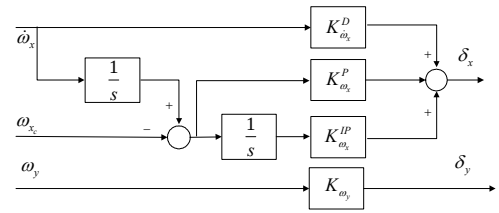


Fig.2 Block diagram of lateral control law for small high speed UAV
图2 小型高速无人机横侧向控制律框图

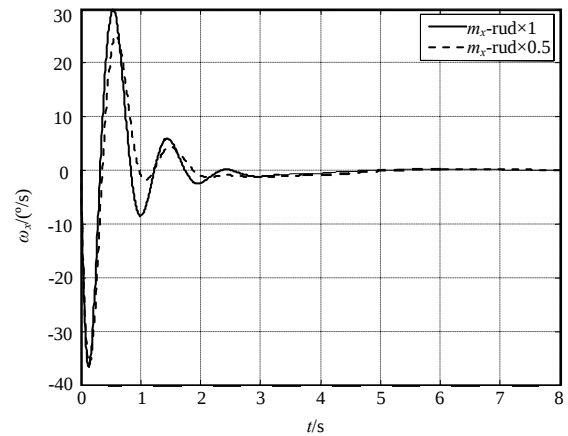


Fig.3 ω_x response curves after changing the $m_x^{\delta_y}$

图3 $m_x^{\delta_y}$ 改变后 ω_x 的响应曲线

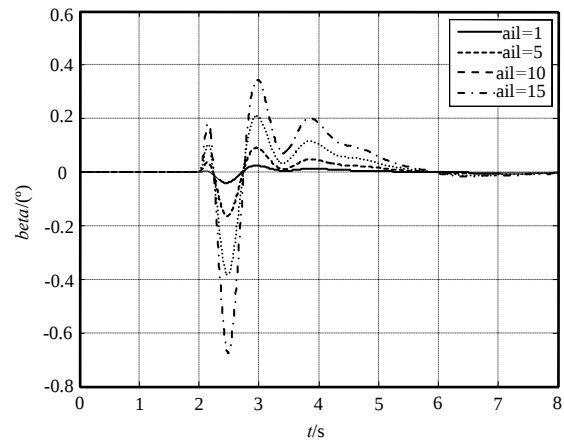


Fig.4 Sideslip angle response curves of different aileron angles

图4 不同副翼偏角下的侧滑角响应曲线

制的方法理论上可行,故本文考虑采用方向舵-副翼交联方法,期望通过副翼偏转抑制控制方向舵时产生的滚转控制耦合力矩作用。方向舵-副翼交联的控制耦合补偿原理图如图5所示。

3 耦合补偿控制律设计

方向舵-副翼交联,采用前馈方式,当控制方向舵时,将方向舵的舵偏值以某一比例给定到副翼上,使副翼进行相应的偏转,用以抵消方向舵偏转而产生滚转控制耦合力矩。具体如式(3)所示:

$$\Delta\delta_x = K_{\delta_y} \delta_y \quad (3)$$

式中: K_{δ_y} 为方向舵舵偏量反馈到副翼上的比例项大小。

表1是产生相同滚转角速率时,副翼和方向舵各自的舵偏角。可以看到,产生相同幅度的滚转运动,副翼的出舵面远远小于方向舵,而且它们之间基本上成线性关系。由此,可以估算出方向舵-副翼交联时,方向舵反馈到副翼通道的比例大小约为 0.42。又知,方向舵正偏转时,产生的是一个负的滚转控制耦合力矩,使无人机负滚转,此时,必须要使副翼负偏,产生一个正的滚转力矩,才可以削弱或消除方向舵偏转时产生的滚转控制耦合力矩作用,因此方向舵-副翼交联时是一个负反馈。据此,本文 K_{δ_y} 取为 0.42。

计入控制耦合补偿后,新的横侧向控制律如式(4)所示:

$$\begin{cases} \delta_x = K_x^P \omega_x + K_{\omega_x}^D \dot{\omega}_x + K_{\delta_y} \delta_y + K_x^{IP} \int (\omega_x - \omega_x^c) dt \\ \delta_y = K_{\omega_y} \omega_y \end{cases} \quad (4)$$

计入控制耦合补偿后,小型高速无人机横侧向控制律的结构框图如图6所示。

4 仿真验证

选定小型高速无人机飞行在海拔 1 000 m 高处,半油状态,以 80 m/s 的速度平飞,给定无人机 4° 的侧滑角。图 7 是控制耦合补偿前后的滚转角速率响应曲线。

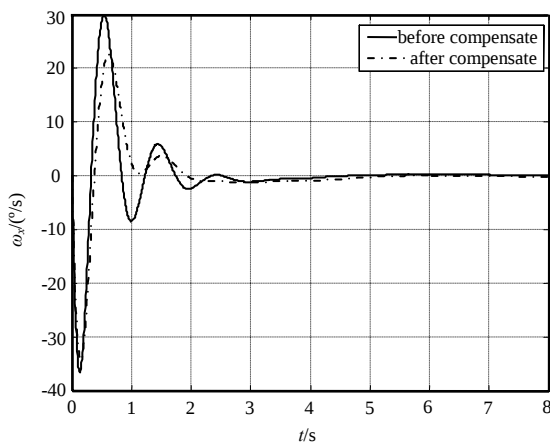


Fig.7 Response curves of rolling angle rate
图 7 滚转角速率响应曲线

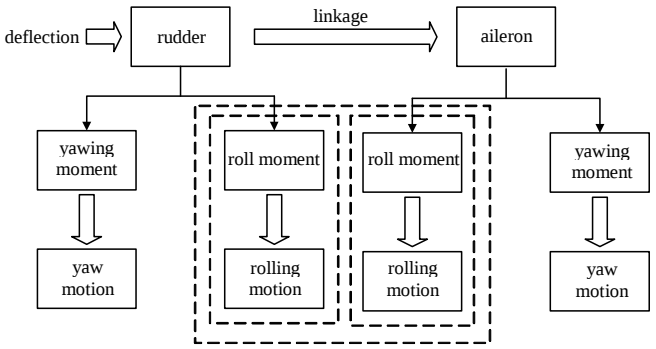


Fig.5 Coupling compensation schematic of rudder control
图 5 控制方向舵时的耦合补偿原理图

表 1 产生相同滚转时方向舵与副翼的舵偏值
Table1 Rudder and aileron rudder deflection value to produce the same rolling angle rate

δ_y	δ_x	$ \omega_x $ peak value
1°	0.42°	$2.3^\circ/\text{s}$
5°	2.3°	$12^\circ/\text{s}$
10°	4.3°	$23^\circ/\text{s}$
15°	6.4°	$34^\circ/\text{s}$

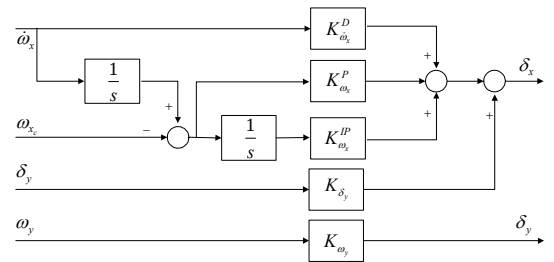


Fig.6 Lateral control law after coupling compensation
图 6 计入耦合补偿后的横侧向控制律结构框图

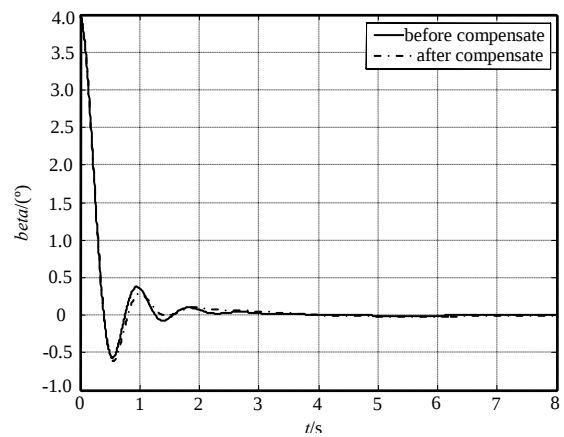


Fig.8 Response curves of the sideslip angle
图 8 侧滑角的响应曲线

由图7可以看到,控制耦合补偿后滚转角速率的峰值减小。这表明,在滚转过程中,通过方向舵-副翼交联的方法进行控制耦合补偿有效,而且在计入耦合补偿后,滚转角速率响应稳定性变好。其原因是方向舵-副翼交联后,副翼偏转补偿了方向舵偏转在滚转通道产生的影响,剔除了方向舵偏转时滚转操纵耦合力矩的作用,抑制了副翼的偏转,相当于增加了滚转通道的阻尼。

又知,方向舵-副翼交联后,方向舵偏转时,副翼也会随之偏转,而副翼偏转时也会产生偏航控制耦合的作用,其对偏航通道也会产生影响,因此必须检验耦合补偿后的偏航通道的响应情况。图8所示即是耦合补偿前后的侧滑角随时间变化的曲线。可以看到,滚转控制耦合补偿前后,侧滑角的大小和振荡幅度变化很小,这表明通过副翼偏转补偿控制方向舵时产生的控制耦合,对偏航通道的影响较小。

综上所述,采用方向舵-副翼交联的控制耦合补偿手段,可以很好地削弱控制方向舵在滚转通道产生的控制耦合力矩作用,同时不会对航向通道产生较大影响。

5 结论

本文针对小型高速无人机方向舵偏转在滚转通道产生的严重控制耦合问题,考虑采用方向舵-副翼交联的方法,期望通道副翼偏转,以抵消方向舵偏转在滚转通道产生的滚转控制耦合力矩的作用,从而进行控制耦合补偿。经过仿真验证,对比方向舵-副翼交联前后发现,补偿前后方向舵的效率基本上没有变化,即耦合补偿对偏航通道的影响不大,但大大削弱了控制方向舵时产生的滚转控制耦合现象,表明了方向舵-副翼交联的控制耦合补偿方法可行,补偿效果良好。

参考文献:

- [1] 林华. 无人机载太赫兹合成孔径雷达成像分析与仿真[J]. 太赫兹科学与电子信息学报, 2010,8(4):373-377. (LIN Hua. Analysis and simulation of UAV terahertz wave synthetic aperture radar imaging[J]. Journal of Terahertz Science and Electronic Information Technology, 2010,8(4):373-377.)
- [2] Richard E Day. Coupling Dynamics in Aircraft A Historical Perspective[M]. Washington DC:National Aeronautics and Space Administration, 1997.
- [3] Johnston C,Nettleblad T. X-38 rudder configuration and parafoil cavity investigation[C]// 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibi. Reno,NV:[s.n.], 2002:14-17.
- [4] Sinha Nandan K,Ananthkrishnan N. Maximum Steady Roll Rate in Zero-Sideslip Roll Maneuvers of Aircraft[J]. Journal of Aircraft, 2002,39(5):897-899.
- [5] 周宇,黄一敏,孙春贞. 基于脉宽调制的反作用控制系统技术[J]. 太赫兹科学与电子信息学报, 2012,10(4):446-450. (ZHOU Yu,HUANG Yimin,SUN Chunzhen. Control technology based on Pulse Width Modulation of RCS[J]. Journal of Terahertz Science and Electronic Information Technology, 2012,10(4):446-450.)
- [6] 张明廉. 飞行控制系统[M]. 北京:国防工业出版社, 1984. (ZHANG Minglian. Flight control system[M]. Beijing:National Defense Industry Press, 1984.)
- [7] 张登成,苏新兵. 某小型低空高速无人机控制律设计与仿真[J]. 弹箭制导学报, 2007,27(1):25-27. (ZHANG Dengchen, SU Xinbin. Design and Simulation of the Control Law of a Small Low Altitude High Velocity UAV[J]. Journal of Projectiles Rockets Missiles and Guidance, 2007,27(1):25-27.)
- [8] 刘博强,方振平. 副翼-方向舵交联系统和稳定性轴偏航阻尼器对某机抗偏离/尾旋效果研究[J]. 飞行力学, 1991(2): 1-10. (LIU Boqiang,FANG Zhenping. The study of the effective of ari and stability axis yaw damper on departure/spin resistance for an aircraft[J]. Flight Mechanics, 1991(2):1-10.)

作者简介:



付伟(1987-),男,湖北省黄冈市人,在读硕士研究生,主要研究方向为无人机飞行控制技术.email:fuwei691092591@163.com.

孙春贞(1979-),女,山东省东阿县人,助理研究员,主要研究方向为无人机飞行控制技术、高超声速制导与控制技术等.