

带等离子控制的飞翼布局飞机模型的风洞虚拟飞行试验



尚祖铭^{1,2,*}, 吴佳莉^{1,2}, 牛中国^{1,2}, 卜忱^{1,2}

1. 航空工业空气动力研究院, 黑龙江 哈尔滨 150001

2. 低速高雷诺数航空科技重点实验室, 黑龙江 哈尔滨 150001

摘要: 等离子体流动控制技术已经在流动控制领域成为热点和焦点。为了研究等离子体对于飞翼布局飞机稳定性的影响, 本文研究中采用闭环飞行控制律对飞翼布局飞机模型的操纵舵面进行操控, 同时增加等离子控制, 对该模型飞机在失速迎角附近区域开展三自由度(3DoF)的虚拟飞行试验研究。结果表明, 等离子打开后, 在俯仰运动上, 使得飞机俯仰振荡幅值变小, 增快振荡衰减, 在滚转运动上, 对滚转角命令的跟随性变好, 在偏航运动上, 增加了偏航阻尼, 改善了原来偏航运动的偏离问题。因此, 等离子流动控制对于飞翼布局飞机在失速迎角附近的稳定性改善具有良好的效果, 对未来等离子技术的实际应用提供了借鉴和指导。

关键词: 等离子控制; 飞翼布局; 虚拟飞行; 风洞试验

中图分类号: V211.74

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2019.09.006

大展弦比飞翼布局飞机取消了平尾、垂尾、鸭翼等安定面, 而机身较短导致后缘升降舵和方向舵的操纵力臂较短, 因此纵向机动操纵性能大大降低。在横航向上, 取消垂尾和方向舵, 使飞机航向静稳定性及偏航阻尼变小, 导致横航向稳定性变差。所以, 飞翼布局飞机的操稳问题更加突出。

飞翼飞机操稳特性还涉及气动力特性。与其他布局飞机不同, 飞翼飞机的舵面都布置在主升力面上, 舵面偏转会引起主升力面气动特性较大的变化。另外, 单一舵面的操纵会引起俯仰、滚转以及偏航多轴运动。因此, 飞翼布局飞机的操稳特性具有很强的气动/运动/控制耦合的特点, 采用气动/运动/控制一体化研究技术是对飞翼布局飞机的操稳问题研究有效途径。

为了在风洞中开展气动/运动/控制一体化研究, 美国、欧洲以及俄罗斯等国, 在风洞中建立了三自由度, 以及五自由度虚拟飞行试验系统, 对飞机增稳控制设计等进行了验证^[1-5]。国内方面, 中国空气动力研究与发展中心建立了虚拟飞行试验系统并对飞控系统进行了集成^[6,7]。

等离子体作为流动控制有效手段, 通过抑制流动分离,

改善了飞机气动特性^[8,9]。国内学者也将等离子控制在滚转运动操控的应用展开研究^[10]。本文应用风洞虚拟飞行试验技术, 通过闭环控制律实现飞翼布局飞机三自由度虚拟飞行试验。在试验中增加等离子体流动控制手段, 实现在不改变飞机外形的条件下对飞机的气动力特性进行改善。本文针对等离子流动控制技术对飞翼飞机的气动/运动/控制耦合影响进行研究。

1 风洞虚拟飞行试验系统

风洞虚拟飞行试验是指把飞行器模型安装在风洞中具有三个旋转自由度的专用支撑装置上, 让三个角位移可以自由转动或者按照飞行器的飞行要求加以实时舵面操纵控制, 较为真实地模拟飞行器的运动过程, 并可同时测量飞行器气动和运动参数, 检验飞行器响应和操纵控制特性, 从而达到气动/运动/控制一体化研究, 探索气动/运动耦合机理的目的。

1.1 虚拟飞行试验模型

飞翼飞机虚拟飞行试验模型比例为 1:22, 展长 2.38mm,

收稿日期: 2019-08-15; 退修日期: 2019-08-23; 录用日期: 2019-08-30

*通信作者. Tel.: 13104079273 E-mail: shangzuming@163.com

引用格式: Shang Zuming, Wu Jiali, Niu Zhongguo, et al. The wind tunnel virtual flight test of flying wing configuration aircraft model with the plasma actuation[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(09): 40-46. 尚祖铭, 吴佳莉, 牛中国, 等. 带等离子控制的飞翼布局飞机模型的风洞虚拟飞行试验[J]. 航空科学技术, 2019, 30(09): 40-46.

平均气动弦长 546.8mm, 机翼参考面积 0.9824976m², 力矩参考点距机头 0.46m。模型内部为金属骨架, 外覆玻璃钢。模型总体结构上分为模型主体、舵面操控组件、自动驾驶仪、等离子体电源、等离子激励发生器等部分。

自动驾驶仪安装在模型机头位置, 在试验进行中通过飞行控制律以及遥控器操控指令向舵面舵机发送运动信号。自动驾驶仪在试验中对模型的姿态角和角速度等姿态信息进行测量。

虚拟飞行试验模型与三自由度低阻尼转动机构相连接。三自由度低阻尼转动机构通过腹部支杆与风洞下壁板相连接, 如图 1 和图 2 所示。



图1 虚拟飞行试验模型以及内部设备

Fig.1 Virtual flight test model and equipment

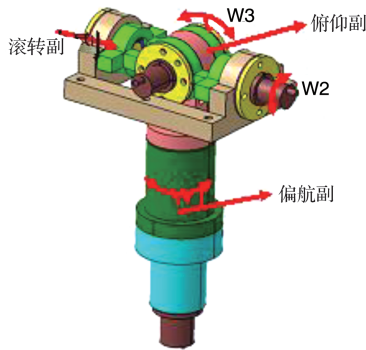


图2 三自由度低阻尼转动机构

Fig.2 3DOF low damping rotating mechanism

试验中使用的俯仰滚转运动副转动机构, 其运动副径向方向采用一对高精度深沟球轴承与自由运动副径向方向连接, 且这两对深沟球轴承对称布置, 保证了模型在自由运动时深沟球轴承的正常旋转。模型自由运动范围为: 滚转角 $\pm 30^\circ$ 、俯仰角 $\pm 40^\circ$ 、偏航角 $\pm 40^\circ$ 。

1.2 等离子体激励器

根据前期的研究经验, 等离子体激励器布置在飞翼模

型前缘时能有较好的控制效果。虚拟飞行试验前, 通过静态测力试验对等离子体激励器在弦向不同位置以及不同激励频率对气动特性改善效果进行研究。最终, 虚拟飞行试验中等离子体激励器的安装在距前缘的位置, 激励频率为 300Hz, 如图 3 所示。



图3 等离子体静态测力试验

Fig.3 Static aerodynamic test with plasma opened

2 飞行控制律设计

2.1 动力学和运动学模型

由于试验支撑结构限制了模型的平动自由度, 仅保留了飞机的转动自由度, 因此仅需体轴系下的三个转动动力学方程和三个运动学方程即可描述试验模型的运动。动力学方程如下:

$$\begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_{xx}\dot{p} + (I_{zz} - I_{yy})qr - I_{zx}(pq + \dot{r}) \\ I_{yy}\dot{q} + (I_{xx} - I_{zz})rp + I_{zx}(p^2 - r^2) \\ I_{zz}\dot{r} + (I_{yy} - I_{xx})pq + I_{zx}(qr - \dot{p}) \end{bmatrix} \quad (1)$$

运动学方程如下:

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p + \tan\theta(q\sin\phi + r\cos\phi) \\ q\cos\phi - r\sin\phi \\ (q\sin\phi + r\cos\phi)/\cos\theta \end{bmatrix} \quad (2)$$

此外, 迎角和侧滑角作为风洞试验以及控制律设计中重要参数。根据迎角和侧滑角的定义可以表示为:

$$\begin{cases} \alpha = \arctan\left(\frac{w}{u}\right) \\ \beta = \arcsin\left(\frac{v}{V}\right) \end{cases} \quad (3)$$

式中: u, v, w 分别为飞机质心处空速在机体轴的分量。在风洞中试验中, 来流方向一定, 因此, u, v, w 可以利用姿态角和轴系转换矩阵得到:

$$\begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} = L_{bg} \begin{bmatrix} V \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中: L_{bg} 为地轴系(同时也是气流轴系和航迹轴系)到体轴系的坐标转换矩阵,与飞机姿态角有关; V 为风洞风速,从而使得迎角 α 以及侧滑角 β 由模型姿态角计算得到,计算公式如下:

$$\begin{cases} \alpha = \arctan\left(\frac{w}{u}\right) = \arctan\left(\frac{\sin\theta\cos\phi\cos\psi + \sin\phi\sin\psi}{\cos\theta\cos\psi}\right) \\ \beta = \arccos\left(\frac{v}{V}\right) = \arccos(\sin\theta\sin\phi\cos\psi - \cos\phi\sin\psi) \end{cases} \quad (5)$$

因此,由式(5)将自动驾驶仪采集的姿态角信号转化为迎角侧滑角信息输入到飞行控制律中。

2.2 舵面分配以及控制策略

该飞翼虚拟飞行试验模型具有内侧升降副翼,中侧升降副翼、外侧升降副翼以及阻力方向舵4组操纵舵面。在控制策略上,内、外、中侧三组舵面,采用闭环控制律来控制俯仰方向和滚转方向运动。阻力方向舵采用开环控制律单独控制偏航运动,如图4所示。

飞行控制律分别输出“俯仰”“滚转”通道上“升降舵”和“副翼”副翼指令,然后将其进行耦合生成内、中、外升降副翼舵偏指令。用 δ_{Left} 和 δ_{Right} 分别表示左右两侧的升降副翼的集合如下:

$$\begin{cases} \delta_{Left} = \{\delta_{Left_in}, \delta_{Left_mid}, \delta_{Left_out}\} \\ \delta_{Right} = \{\delta_{Right_in}, \delta_{Right_mid}, \delta_{Right_out}\} \end{cases} \quad (6)$$

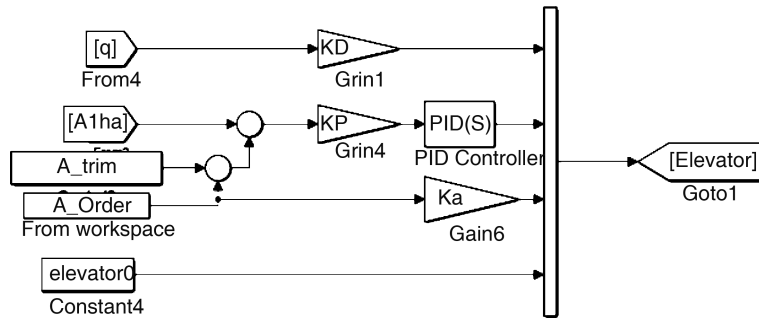


图5 “升降舵”控制律设计

Fig.5 ‘Elevator’ control law design

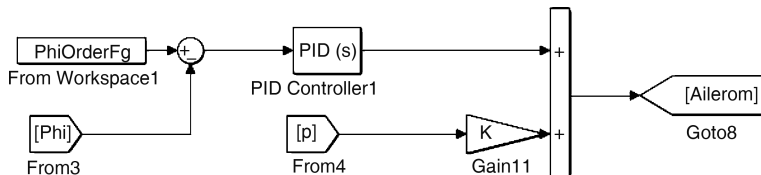


图6 “副翼”控制设计

Fig.6 ‘Aileron’ control design

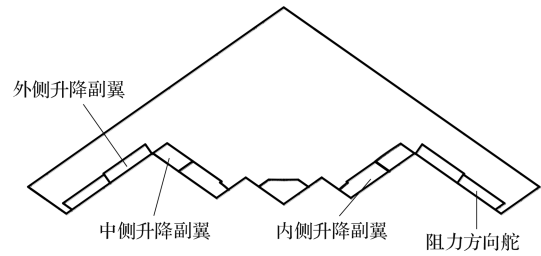


图4 操纵舵面位置

Fig.4 The position of control surfaces

进而得到 δ_{Left} , δ_{Right} 的实际指令如下:

$$\begin{aligned} \delta_{Left} &= \delta_{e,trim} + \delta_e - \delta_a \\ \delta_{min} &\leq \delta_{Left} \leq \delta_{max} \\ \delta_{Right} &= \delta_{e,trim} + \delta_e + \delta_a \\ \delta_{min} &\leq \delta_{Right} \leq \delta_{max} \end{aligned} \quad (7)$$

式中: $\delta_{e,trim}$, δ_e 和 δ_a 分别为飞行控制律“升降舵”配平偏度、“升降舵”偏度和“副翼”偏度指令。

2.3 闭环飞行控制律

在“升降舵”闭环控制律中包含4个部分:迎角保持控制、俯仰阻尼、操纵指令前项增益和配平升降舵。其中迎角保持环节采用PI控制,如图5所示,其中 A_order 表示操纵指令, A_Trim 表示配平迎角, $elevator0$ 表示配平升降舵偏度。如图6所示的“滚转”闭环控制律中包含滚转角保持控制和滚转阻尼两个部分。

3 虚拟飞行试验结果

虚拟飞行试验过程中,试验风速为20m/s。对于有无等离子体激励状态,分两个车次进行试验。在每车次的试验过程中当风速达到试验风速后,慢慢将模型释放,飞机进入平飞状态,然后对通过遥控器输入运动指令,对模型进行三自由度运动操控。三自由度虚拟飞行试验结果如下。

3.1 滚转运动

在失速迎角附近,由于翼面流动的分离,滚转力矩不但随侧滑角变化,也随迎角变化。滚转力矩表达如下:

$$\frac{\partial C_L}{\partial \alpha \partial \beta} \approx \frac{\partial C_L}{\partial \alpha} + \frac{\partial C_L}{\partial \beta} \quad (8)$$

在式(8)中,滚转力矩在 α 和 β 两个方向上梯度变化。

当流动未分离时, $\frac{\partial C_L}{\partial \alpha}$ 很小,所以滚转力矩主要在 β 方向梯度变化。当 α 增大,翼面流动处于分离和完全分离状态,左右翼面流动状态随迎角和侧滑角同时变化,具有很强的纵横耦合效应。

等离子开启后抑制了翼面流动的分离,减弱迎角对滚转力矩的影响,增加滚转静稳定性。同时,由于等离子抑制了左右翼面的流动分离增大了单个翼面的升力,使滚转阻尼增加。

从虚拟飞行试验结果(见图7~图10)上看,在滚转方向上,由于该模型采用阻力方向舵控制,所以阻力方向舵的操纵会引起滚转角的变化,在相同飞行控制律控制下,无等离子条件时,滚转运动的幅值超过了20°,而开启等离子后最大幅值小于10°。因此,等离子体对于消除滚转方向扰动效果明显。

在滚转命令下飞机机动运动中,虽然飞机在有无等离子激励条件下,都能根据滚转指令做出滚转机动动作,但是,开启等离子后,对滚转角命令的跟随性变好,并且滚转

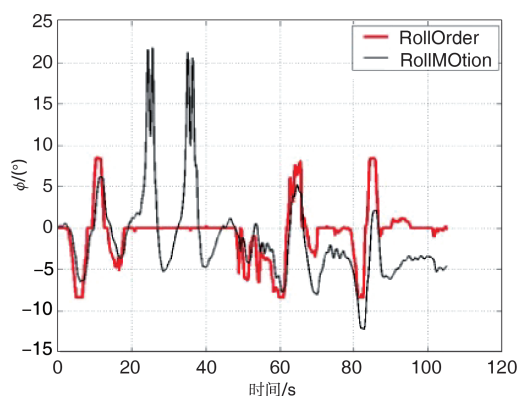


图7 无等离子体试验滚转运动历程

Fig.7 Roll motion history with plasma closed

角速度变化幅度更小,滚转方向的操纵性变好,飞机滚转更平稳。

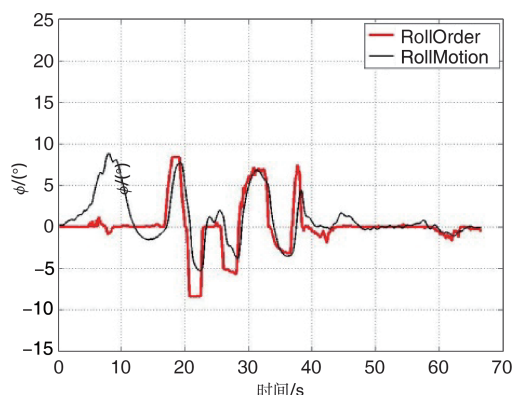


图8 有等离子体试验滚转运动历程

Fig.8 Roll motion history with plasma opened

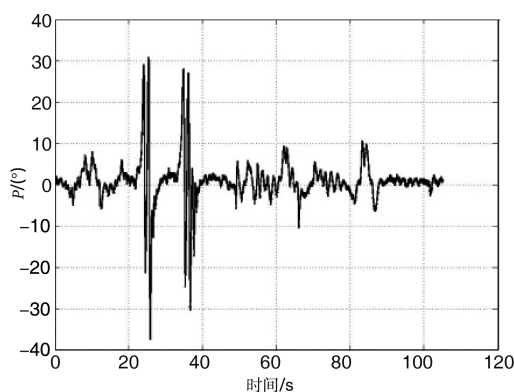


图9 无等离子体试验滚转角度历程

Fig.9 Roll angular velocity history with plasma closed

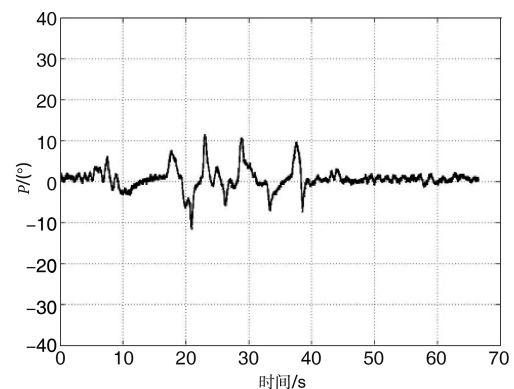


图10 有等离子体试验滚转角度历程

Fig.10 Roll angular velocity history with plasma opened

3.2 俯仰运动

由于等离子作用抑制了流动分离,推迟了失速迎角,这对于飞翼布局这种操纵面与主升力面融合的布局来说,俯

仰力矩 $C_{m\alpha}$ 特性在等离子体作用下得到改善,提高了俯仰方向的静安定性,以及动稳定性。

在俯仰方向(见图11~图14),在没有等离子下,由于横航向角度的变化,使得飞机快速低头,并在飞行控制律的控制下抬头,因此出现了大幅度的振荡。开启等离子体后,纵横耦合效应明显减弱,纵向运动阻尼增大,俯仰角速度变化振幅减小,飞机可以很好地在 $0^\circ \sim 15^\circ$ 迎角之间,进行很好的操控。

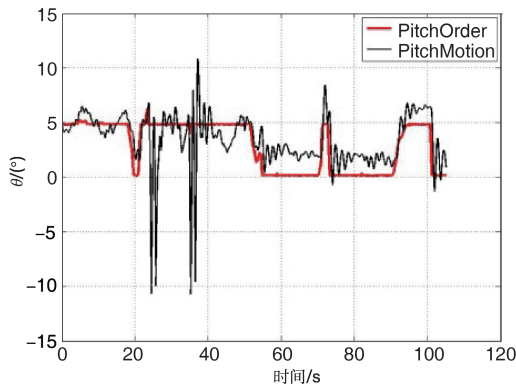


图11 有等离子体试验俯仰运动历程

Fig.11 Pitch motion history with plasma closed

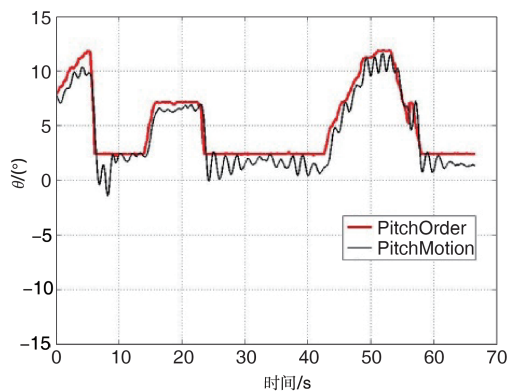


图12 有等离子体试验俯仰运动历程

Fig.12 Pitch motion history with plasma opened

3.3 偏航运动

等离子对偏航方向影响与滚转方向影响类似,等离子体减弱了未开启等离子值时 α 和 β 表现的耦合影响,增加了静安定性。

在三自由度虚拟飞行试验的偏航方向上(见图15~图18),由飞机的阻力方向舵开环进行控制,在无等离子条件下,当输入正向舵偏指令后,引起飞机偏航振荡,最终飞机出现负偏航角的偏移,飞机在偏航角 -30° 左右平衡。当开

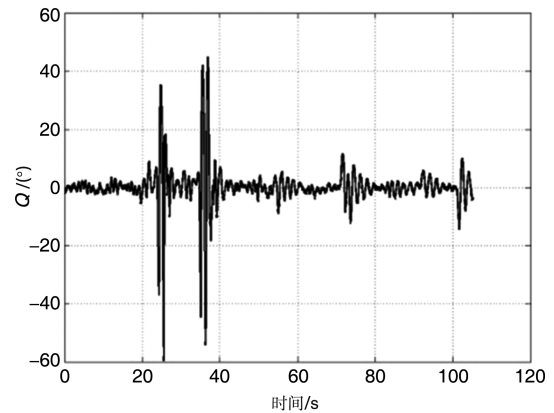


图13 无等离子体试验俯仰角速度历程

Fig.13 Pitch angular velocity history with plasma closed

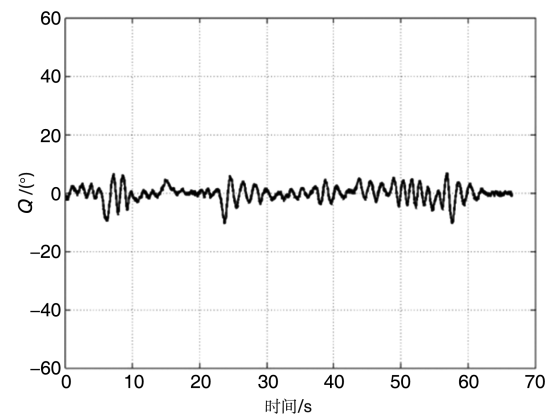


图14 有离子体试验俯仰角速度历程

Fig.14 Pitch angular velocity history with plasma opened

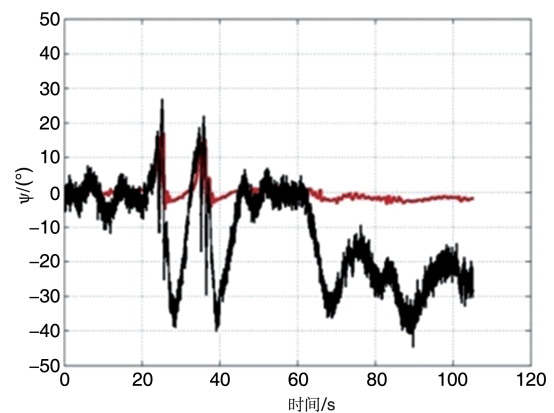


图15 无等离子体试验偏航运动历程

Fig.15 Yaw motion history with plasma closed

启等离子体后,飞机可以很好地根据正负偏航指令进行正负方向运动,并且当偏航指令为0时,飞机可以稳定在偏航角 0° 状态,等离子激励消除了原来航向偏移。

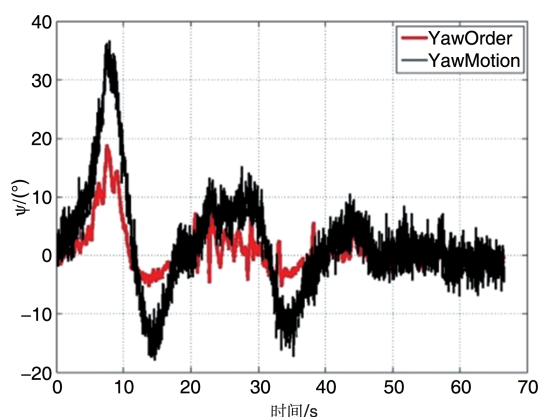


图 16 有等离子体试验偏航运动历程

Fig.16 Yaw motion history with plasma opened

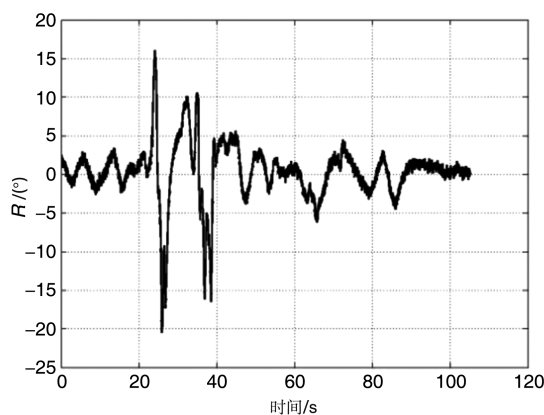


图 17 无等离子体试验偏航角速度历程

Fig.17 Yaw angular velocity history with plasma closed

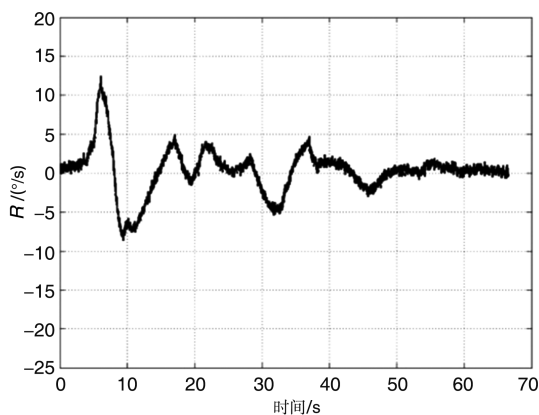


图 18 有离子体试验偏航角速度历程

Fig.18 Yaw angular velocity history with plasma opened

4 结论

本文应用虚拟飞行试验技术,对等离子流动控制对于飞翼飞机的操稳特性展开了气动/运动/控制一体化研究。

研究表明,在飞翼飞机增加等离子流动控制后,改善了飞机偏航偏移,并且使三自由度耦合效应减弱,可以很好提高了飞翼飞机的操稳特性。

AST

参考文献

- [1] Sen A, Bhange N, Wahi P, et al. 5-Degree-of-freedom dynamic rig for wind tunnel tests of aerospace vehicles[C]// AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, 2009.
- [2] Chambers J R. Modeling flight: the role of dynamically scaled free-flight models in support of NASA's aerospace programs [R]. NASA SP 2009-575, 2009.
- [3] Capone F J, Owens D B, Hall R M. Development of a transonic free-to-roll test capability[J]. Journal of Aircraft, 2004, 41(3): 456-463.
- [4] Davison P M, Di Bernardo M, Lowenberg M H. Modelling and control of a single degree-of-freedom dynamic wind tunnel rig [C]// European Control Conference 2003 (ECC2003), 2003.
- [5] Grishin I, Khrabrov A, Kolinko A, et al. Wind tunnel investigation of critical flight regimes using dynamically scaled actively controlled model in 3 DOF gmbal[C]// 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, 2014.
- [6] 刘志涛, 裴博文, 郭林亮, 等. 风洞虚拟飞行试验中的飞行控制系统快速原型设计与部署技术[J]. 空气动力学学报, 2017, 35(5): 700-707.
Liu Zhitao, Nie Bowen, Guo Linliang, et al. Rapid prototyping and implementation of flight control system for wind tunnel virtual flight test[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2017, 35(5): 700-707. (in Chinese)
- [7] 黄敏, 王中伟, 郭振云, 等. 飞控系统风洞虚拟飞行试验评估指标与评估要求[J]. 国防科技大学学报, 2017, 39(4): 144-148.
Huang Min, Wang Zhongwei, Guo Zhenyun, et al. Evaluation indexes and requirements of wind tunnel based virtual flight testing for flight control systems[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2017, 39(4): 144-148. (in Chinese)
- [8] 马杰, 梁华, 吴云, 等. 毫秒脉冲等离子体激励改善飞翼的气动性能实验[J]. 航空动力学报, 2016, 31(08): 1845-1851.
Ma Jie, Liang Hua, Wu Yun, et al. Experiment for improving aerodynamic performances of a flying wing by millisecond pulsed plasma actuation [J]. Journal of Aerospace Power, 2016,

- 31(08):1845-1851.(in Chinese)
- [9] 杜海,史志伟,耿玺,等.等离子体激励器对微型飞行器横航向气动力矩控制的实验研究[J].航空学报,2013,34(9):2038-2046.
- Du Hai, Shi Zhiwei, Geng Xi, et al. Experimental study of directional-lateral aerodynamic moment control of micro air vehicle by plasma actuators[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013,34(9):2038-2046. (in Chinese)
- [10] 姚军锴,何海波,周丹杰,等.飞翼布局飞行器等离子体激励滚转操控试验[J].北京航空航天大学学报,2017,43(04):701-708.
- Yao Junkai, He Haibo, Zhou Danjie, et al. Tests of flying wing aircraft roll control using plasma actuator[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(4): 701-708.(in Chinese) (责任编辑 王为)
- 作者简介**
尚祖铭(1984—)男,硕士,高级工程师。主要研究方向:风洞试验数据分析、飞行仿真、气动力建模。
Tel:13104079273 E-mail:shangzuming@163.com

The Wind Tunnel Virtual Flight Test of Flying Wing Configuration Aircraft Model with the Plasma Actuation

Shang Zuming^{1,2,*}, Wu Jiali^{1,2}, Niu Zhongguo^{1,2}, Bu Chen^{1,2}

1. AVIC Aerodynamic Research Institute, Haerbin 150001, China

2. Aviation Key Laboratory of Aerodynamics for Low Speed and High Reynolds Number, Harbin 150001, China

Abstract: Recently, the plasma actuation technique are the hot spots of active flow control research fields. In this paper, in order to research the influence of the plasma actuation to the stability of the flying wing configuration aircraft, the closed-loop flight control law is used to control the control surface of the wind tunnel test model. And adding the plasma actuation control method, the 3DOF virtual flight test was carried out near the stall angle of attack. The test results are shown, after the plasma used, for the pitch motion, the pitch motion amplitude decreased and the attenuation speed are increased. For the roll motion, the follow ability of roll-instruction is better. For the yaw motion, the yaw damping is increased, and the yaw direction deviation problem is improved. Therefore, stability of the flying wing configuration aircraft can be improved by the plasma actuation near the stall angle of attack. The research in this paper provides reference for the practical application of plasma actuation technology in the future.

Key Words: plasma actuation; flying wing configuration; virtual flight; wind tunnel test

Received:2019-08-15; Revised: 2019-08-23; Accepted: 2019-08-30

*Corresponding author.Tel. : 13104079273 E-mail: shangzuming@163.com