

基于爬升减速机动的大迎角偏离敏感性试飞技术

方自力¹, 何太¹, 李吉宽², 樊力¹

(1. 中国飞行试验研究院, 西安, 710089; 2. 空军试飞员学校, 西安, 710089)

摘要 为防止飞机意外进入大迎角失速尾旋状态, 现代电传飞机通常采用左边界保护控制策略。但在使用中, 仍然难以避免由于飞行速度超出左边界后“掉入”大迎角状态的现象。为全面评估飞机的左边界飞行安全, 必须通过试飞验证飞机大迎角偏离敏感性。采用传统的平飞失速和收敛转弯等试飞方法, 难以解决飞机超出左边界后“掉入”大迎角状态后的偏离敏感性评估问题。针对某型飞机迎角限制和抗尾旋控制律的特点, 提出了基于爬升减速机动的大迎角偏离敏感性评估方法, 采用飞行仿真技术开发了大迎角偏离敏感性试飞动作, 建立了在迎角限制和抗尾旋控制律的综合作用下飞机大迎角偏离敏感性和尾旋阻抗程度的评估程序, 并且在某型飞机上进行了应用和验证, 全面评估了某型飞机的大迎角偏离敏感性和尾旋阻抗程度, 为该型机的左边界飞行安全提供了有效的支持。

关键词 迎角限制; 抗尾旋; 爬升减速机动; 偏离敏感性

DOI 10.3969/j.issn.2097-1915.2023.01.011

中图分类号 V217.32 **文献标志码** A **文章编号** 2097-1915(2023)01-0076-06

A Flight Test Method for Departure Sensitivity at High Angle of Attack Based on Decelerated Climbing Maneuver

FANG Zili¹, HE Tai¹, LI Jikuan², FAN Li²

(1. Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China;

2. Airforce Test Pilot School, Xi'an 710089, China)

Abstract In order to prevent an aircraft from falling accidentally into stall/spin status in the process of flying at a high angle of attack, the modern fly-by-wire combat aircraft in the flight control system is usually adopted by left boundary protection module. However, such a phenomenon is difficult to stop during use. To insure flight safety, the departure sensitivity in flying at a high angle of attack needs to be evaluated by flight testing. Traditional level-flight speed and convergent-turn methods are unable to fully evaluate the aircraft departure sensitivity. According to the demonstration requirement of aircraft high angle of attack departure sensitivity and spin resistance, an evaluation method based on deceleration climbing maneuver is proposed. A set of flight test maneuvers are developed by flight simulation. Moreover, the flight test procedure is built to evaluate high angle of attack departure sensitivity and spin resistance of modern aircraft with angle of attack limit and anti-spin control law. The method and procedure are validated on a certain type of aircraft. The result show that the method and procedure could satisfy the aircraft with the demonstration requirement.

收稿日期: 2022-09-13

作者简介: 方自力(1987-), 男, 湖北随州人, 高级工程师, 研究方向为飞机飞行试验技术。E-mail: fangzilicom@sina.com

引用格式: 方自力, 何太, 李吉宽, 等. 基于爬升减速机动的大迎角偏离敏感性试飞技术[J]. 空军工程大学学报, 2023, 24(1): 76-81. FANG Zili, HE Tai, LI Jikuan, et al. A Flight Test Method for Departure Sensitivity at High Angle of Attack Based on Decelerated Climbing Maneuver[J]. Journal of Air Force Engineering University, 2023, 24(1): 76-81.

Key words angle of attack limit; anti-spin; deceleration climbing maneuver; departure sensitivity

为实现左边界无忧虑飞行,现代电传飞机普遍在飞控系统设计中引入迎角限制器和抗尾旋功能。其主要设计思想是在左边界飞行时,当飞机的迎角接近失速边界时,通过反馈控制逻辑,向气动舵面发出指令,抑制飞机的迎角增大,从而达到防止飞机失速或过失速旋转的目的^[1]。

近年来,发生过飞机左边界大机动飞行过程中,飞机的速度超出最小平飞速度后“掉入”失速状态的现象。为提高左边界飞行安全,在控制律中引入速度和迎角双重门限的抗尾旋控制律,即飞机速度小于失速速度或者迎角大于失速迎角,抗尾旋控制律即启动。这种控制策略具有较强的保护性,可以防止多种情况下意外进入失控状态。

根据 MIL-S-83691A《有人驾驶飞机抗偏离和过偏离特性试飞验证要求》,对具有迎角限制设计的飞机,应按照要求验证飞机的大迎角偏离敏感性和尾旋阻抗程度。针对这种控制律,采用常规的平飞减速、收敛转弯等机动动作难以突破迎角限制和小速度边界。但是使用中执行高俯仰姿态的大机动飞行时,飞机仍然有可能突破左边界、进入失速尾旋等危险状态。飞机的大迎角偏离敏感性难以得到充分验证^[2]。

基于上述原因,笔者认为有必要开展大迎角偏离敏感性试飞方法研究,在保证试飞安全的前提下,提出有效评估电传飞机的大迎角偏离敏感性和尾旋阻抗程度的试飞方法。因此,课题组建立了大迎角偏离敏感性试飞动作模型,开发了在迎角限制和抗尾旋控制律的综合作用下飞机大迎角偏离敏感性和尾旋阻抗程度的评估程序,并进行了应用和验证。为该型飞机的大迎角特性鉴定和左边界飞行安全提供了有效支持。

1 大迎角控制律简介及试飞验证要求

飞机的大迎角控制律一般由迎角限制器和抗尾旋控制律组成。迎角限制控制律一般设置一个启动迎角门限,在迎角超过启动门限值后,纵向采用迎角指令,拉满杆对应迎角限制值,同时飞控系统以俯仰速率、法向过载以及迎角为负反馈,控制迎角增长速度。迎角越接近限制值,负反馈增益越大,从而达到防止迎角超过限制值的功能。飞控系统对横航向的操纵权限进行限制,当迎角超过限制值后横航向指令将分别乘以横向指令系数和航向指令系数,从而

削减飞行员对于横航向的操纵权限,防止人为的误操纵加剧飞机的偏离或者旋转。

抗尾旋控制律一般设置速度和迎角两个门限,即当飞机的飞行速度小于门限值或者飞机的迎角超过门限值时,抗尾旋控制律启动。一旦抗尾旋控制律启动,驾驶杆和脚蹬操纵失效,飞控系统根据飞机的飞行状态进行反馈控制,主要以气动舵面偏转抵抗飞机的非指令性角运动,在旋转速率低于门限值后,使用平尾偏转降低飞机的迎角,直到飞机的迎角、速度恢复至正常范围内,此时,抗尾旋控制律自动断开,恢复至常规飞控模式^[3]。通过分析以上大迎角控制律,不难看出,大迎角控制律通过对飞机的迎角和速度进行监控和反馈控制,在抑制飞机迎角和速度的同时,使用气动舵面阻止飞机产生持续的非指令性角运动,从而达到阻止飞机产生偏离、提高飞机尾旋阻抗程度的目的。

根据 MIL-S-83691A《有人驾驶飞机抗偏离和过偏离特性试飞验证要求》,对于具备迎角限制和抗尾旋功能的飞机,应“在最小可维持的速度和最大水平飞行速度之间的速度范围的极限外边界”进行进入尾旋的尝试,以确定飞机表现出来的偏离特性和尾旋阻抗程度,从而确保飞机的大迎角飞行安全性^[2]。因此,有必要研究一种有效的试飞方法,可以为飞机在超出速度和迎角边界后的偏离敏感性和尾旋阻抗程度评估提供解决方案。

2 基于爬升减速机动的试飞方法

某型飞机抗尾旋控制律的迎角门限为 α_{limit} ,速度门限为 v_k 。按照 MIL-S-83691A《有人驾驶飞机抗偏离和过偏离特性试飞验证要求》,一般采用平飞减速、收敛转弯和小速度战术机动等试飞动作对飞机的大迎角偏离敏感性评估^[2]。这些方法均是基于缓慢或者剧烈地增加飞机迎角,逐步评估在迎角增大的过程中飞机是否出现偏离现象,从而评估飞机的大迎角偏离敏感性。但是,采用迎角和速度双重门限的情况下,平飞减速和收敛转弯等方法难以突破速度左边界,从而进一步评估超过迎角限制或速度限制时飞机的偏离敏感性。

某型机的试飞关键参数时间历程曲线如图 1 和图 2 所示,试飞数据结果如表 1 所示。结果表明:采用平飞减速和收敛转弯等试飞动作,难以使飞机的迎角和速度突破限制值。

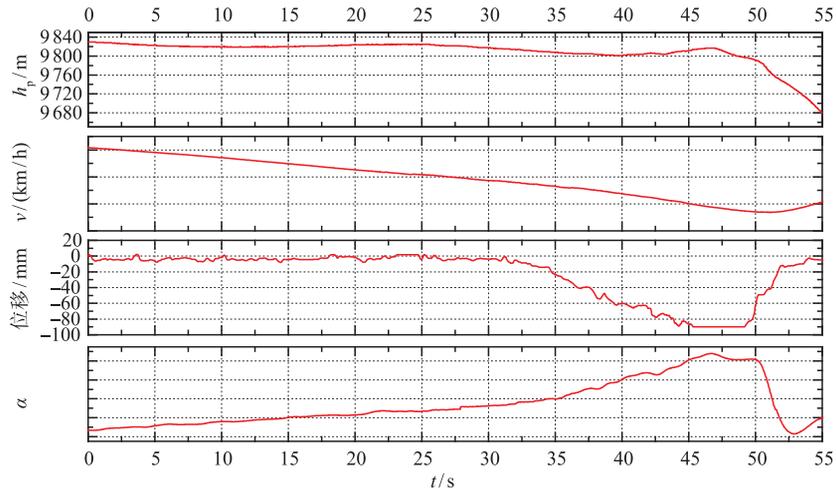


图 1 平飞减速试飞结果示意图(迎角仅反映一种定性状态)

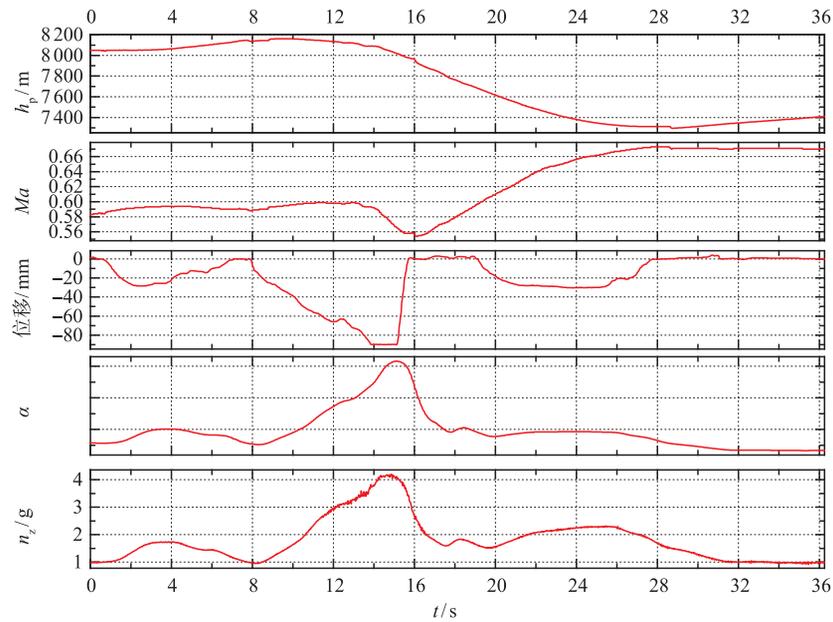


图 2 收敛转弯试飞结果示意图(迎角仅反映一种定性状态)

表 1 某型机采用常规方法的试飞结果

编号	机动动作	最大迎角/(°)	最小速度/(km/h)	迎角限制	最大法向过载/g
1	平飞减速	$\alpha_{limit} - 0.4$	$v_k + 26$	α_{limit}	
2	收敛转弯	$\alpha_{limit} - 0.8$		α_{limit}	6.4

通过分析大迎角控制律的特点,不难发现,只要飞机的气动舵面效率足够,飞机很难突破迎角限制或者出现超出预期的偏离。在飞行速度足够大的前提下,飞机的偏离敏感性总是符合要求的。但是,一旦飞机的飞行速度降低到气动舵面效率不够的程度,控制律的效能不足以阻止飞机出现偏离。这时,如果飞机的迎角增大、机翼表面气流分离,飞机将有可能出现明显的偏离。如何让飞机速度减小的同时,实现飞机的迎角持续增加,成为大迎角试飞机动

动作设计的关键问题。针对这一问题,对飞机进行受力分析,如图 3 所示。

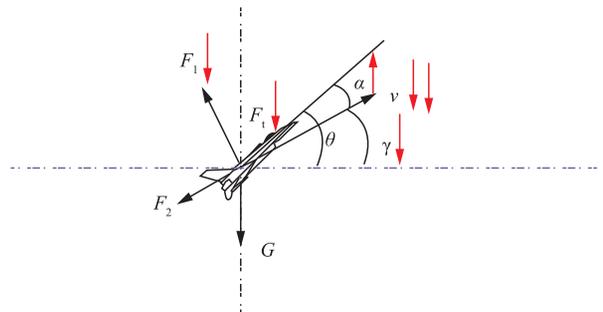


图 3 飞机受力示意图

沿飞行速度方向,飞机的受力如式(1)所示:

$$m\dot{v} = F_1 \cos \alpha - F_2 - mg \sin(\theta - \alpha) \quad (1)$$

式中: m 为飞机质量; F_1 为飞机的发动机推力; F_2 为飞机阻力; α 为迎角; θ 为飞机的俯仰角。可以看出,在保持迎角不变的前提下,可以通过减小推力和增大俯仰角实现飞机持续减速。

随着速度持续减小,为保持沿法向的平衡,飞行员需要不断拉杆增大迎角以保持升力。

飞机的升力系数如式(2)所示:

$$F_1 = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_{L1} \alpha \quad (2)$$

式中: F_1 为飞机升力; ρ 为大气密度; v 为飞行速度; S 为机翼面积; C_{L1} 为飞机的升力系数; α 为飞机迎角。

飞机沿速度法向受力如式(3)所示:

$$F_1 + F_1 \sin \alpha = mg \cos \gamma \quad (3)$$

式中: γ 为飞机的轨迹角。

飞机在爬升减速过程中,由于速度减小,导致升力迅速减小,当速度小于某个值后,升力无法抗衡重力在法向的分量,飞机沿法向的平衡难以维持,在向心力的作用下,飞机的轨迹角急剧减小,迎角迅速增大,直到纵向操纵效能不能继续维持俯仰角 θ 。此后,飞机将处于速度较小、迎角较大的状态,可以触

发迎角限制和抗尾旋功能的启动门限,从而进一步验证飞机在抗尾旋控制律作用下的偏离敏感性和尾旋阻抗程度^[4]。

通过以上分析,可以得到本文所提出的爬升减速机动动作:飞机在保持某一速度和俯仰角进行定常爬升的过程中,减小发动机状态后,继续操纵飞机保持固定的俯仰角爬升。

常规的平飞减速、收敛转弯、急剧拉杆等常规机动动作是优先提高迎角,用增加飞行阻力的方式使飞机减速。与之相反,爬升减速机动采用高俯仰姿态下减小推力的方式,优先使飞机的飞行速度骤减,进而使得升力骤减不足以维持飞机的高度,在保持俯仰姿态的条件下,飞行速度矢量方向急剧下偏,产生迎角激增。简单来说,爬升减速机动是使飞机“掉入”大迎角状态,而不是通过驾驶员操纵把飞机“拉进”大迎角状态。爬升减速过程如图 4 所示。

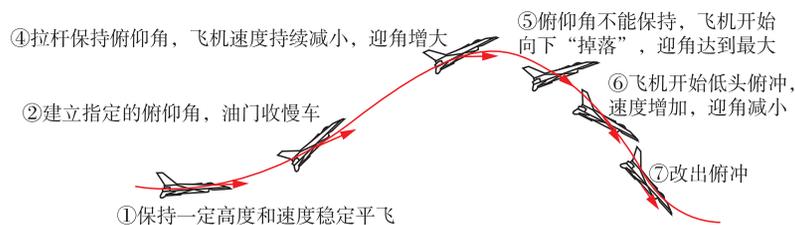


图 4 爬升减速示意图

飞机以一定的初始速度、高度和迎角进入,在油门增量确定的前提下,可以通过控制不同的俯仰角进行爬升减速,可以实现对最大迎角和最小飞行速度的控制。俯仰角作为试验变量容易控制,便于有序、可控地逐步扩大迎角和减小飞行速度,从而达到扩展飞机左边界和评估大迎角偏特性的目的。

爬升减速机动的缺点在于难以通过理论分析的方法预测飞机的最小飞行速度和最大迎角。同时,在飞机的飞行速度减小到一定程度后,飞机的操纵舵面效率下降,俯仰角难以保持,飞机的飞行状态难以控制。

综上所述,爬升减速机动可以用于验证飞机在迎角限制边界及超过边界之后附近的大迎角偏离敏感性。但是在试飞时,试验变量难以精确控制,试验过程中飞机状态难以控制,存在一定的试验风险。

3 大迎角试飞动作设计及仿真验证

在理论分析的基础上,应进一步开展试飞动作

的设计和仿真验证。针对某型机的大迎角特性及控制律特点,建立了飞机的大迎角飞行动力学模型,开展了大迎角试飞动作设计,并通过飞行仿真进行试验验证。

大迎角飞行动力学模型的气动力模型主要包括静态六分量天平试验数据、强迫振荡天平试验数据和旋转天平试验数据 3 部分组成。飞机的迎角范围 $-90^\circ \sim 90^\circ$,侧滑角范围 $-40^\circ \sim 40^\circ$ 。以该气动力数据为基础,本文基于 Matlab 中的 Simulink 工具箱,建立了飞机的大迎角气动力数学模型和飞行控制律模型,在此基础上开展飞行仿真试验^[5]。

根据某型机的特性,采取飞行速度 400 km/h 稳定平飞作为初始状态,试飞动作为:发动机油门推至最大,同时建立一定的俯仰角后,发动机油门收至慢车,飞机减速同时通过拉杆保持俯仰角不变,直至不能保持或者抗尾旋控制律接通。

仿真数据表明:采用爬升减速机动,使飞机保持高俯仰姿态持续减速后,飞机的飞行速度能够突破 v_{limit} 。保持俯仰角 55° 爬升减速,可以使飞机的最小

速度减小至 100 km/h,最大迎角约 20° ,突破了速度保护边界,如图 5 所示。

采用保持更大俯仰角爬升减速,可以使飞机的速度和迎角均超过保护边界。保持不同俯仰角爬升减速,获得的最小速度和最大迎角与俯仰角的对应曲线,如图 6 所示。极限情况下,保持接近 85° 俯仰角爬升减速时,飞机的最大迎角可以达到 70° 以上、速度接近 0。以上飞行仿真试验数据表明:采用基

于爬升减速的大迎角试飞机动动作,能够实现飞机的迎角和速度突破左边界限制,达到模拟高俯仰姿态大机动飞行时“掉入”大迎角状态的效果,可以作为评估飞机的大迎角偏离敏感性和尾旋阻抗程度的基本试飞动作。在此基础上,叠加飞行员的组合操纵,使飞机以不同的状态进入大迎角状态,能够满足大迎角偏离敏感性评估的需求。

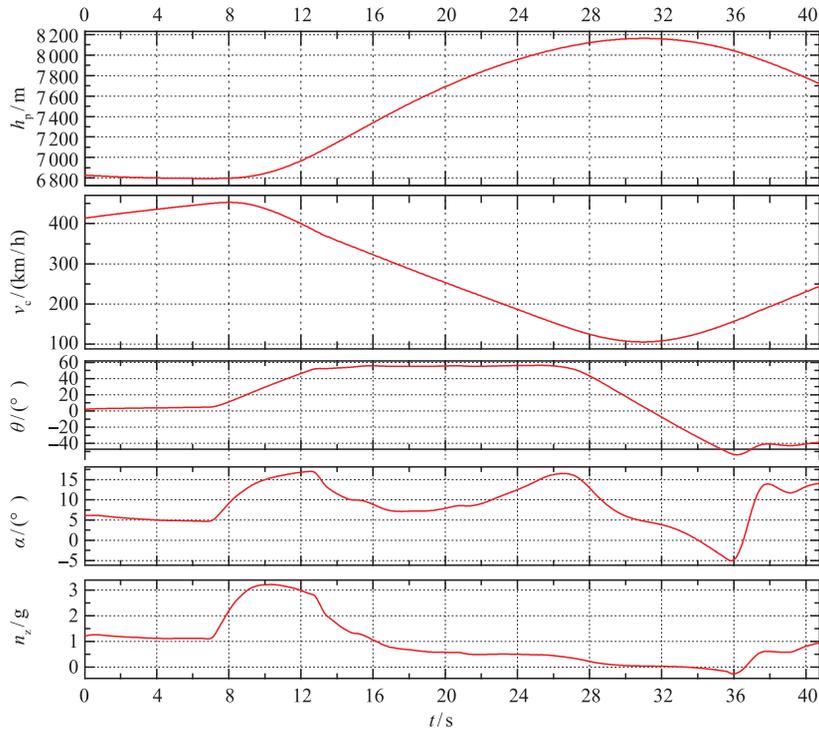


图 5 俯仰角 55° 爬升减速仿真曲线

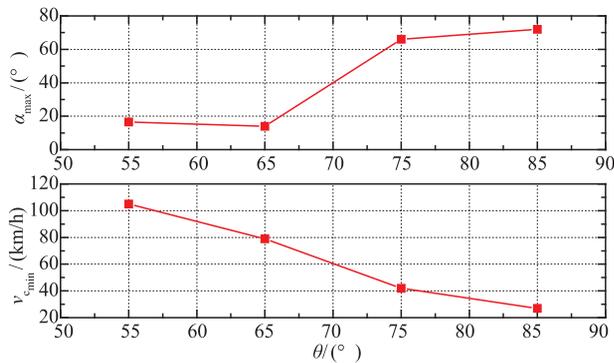


图 6 俯仰角与最大迎角、最小速度对应关系

4 大迎角试飞验证

在指定的飞机构型状态下,飞机的大迎角偏离敏感性主要受到迎角 α 、侧滑角 β 、三轴角速率 p 、 q 、 r 的影响。要实现大迎角偏离敏感性评估,应在抗尾旋控制律接通前,使飞机达到不同的迎角、侧滑角和三轴角速率的组合状态。之后,在抗尾旋控制律

的作用下,评估飞机的迎角和旋转角速率的变化趋势,从而实现偏离敏感性和尾旋阻抗程度的目的^[6]。

由于迎角是大迎角特性的关键变量,本文以迎角扩展为主要扩展变量,侧滑角和角速率为叠加变量,进行大迎角特性评估。

1)迎角/速度扩展 $\alpha_{\text{initial}} \sim \alpha_{\text{limit}}$:从初始迎角 α_{initial} 开始,采用爬升减速机动或平飞减速、收敛转弯等动作按照指定步长扩展至限制迎角 α_{limit} 。在每个迎角步长,通过三轴操纵叠加侧滑角和三轴角速率的机动动作,评估在每个迎角的偏离敏感性。

2)迎角/速度扩展 $\alpha_{\text{limit}} \sim \alpha_{\text{anti-spin}}$:采用爬升减速机动从限制迎角 α_{limit} 扩展至抗尾旋控制律启动,适当引入三轴全行程阶跃操纵,评估飞机在超出迎角限制后、抗尾旋启动前的大迎角偏离敏感性。

3)迎角/速度扩展 $\alpha_{\text{anti-spin}} \sim \alpha_{\text{max}}$:采用爬升减速机动从抗尾旋控制律启动迎角扩展至最大迎角,在每个迎角步长,先评估当前迎角下的偏离敏感性,再

通过三轴操纵引入侧滑角和三轴角速率激励,评估在每个迎角的偏离敏感性。

按照以上原则,开展试飞动作设计。在确定开始动作的高度、速度和迎角后,保持固定的油门增量,以不同俯仰角进行爬升减速,并且叠加各种杆舵操纵动作,得到了一系列机动动作,如表2所示。

表2 大迎角试飞动作列表

编号	动作名称	描述
1	爬升减速	$\theta=55^\circ$ 爬升减速
		$\theta=65^\circ$ 爬升减速
		$\theta=75^\circ$ 爬升减速
		$\theta=85^\circ$ 爬升减速
$\theta=55^\circ/65^\circ/75^\circ$		
2	爬升减速+ 单轴阶跃	爬升减速结合以下单轴阶跃
		推杆
		拉杆
		左压杆
		右压杆
		左蹬舵 右蹬舵
$\theta=55^\circ/65^\circ/75^\circ$		
3	爬升减速+ 组合阶跃	爬升减速结合以下组合阶跃
		左蹬舵、左斜拉
		左蹬舵、右斜拉
		左蹬舵、左斜推
		左蹬舵、右斜推
		右蹬舵、左斜拉
		右蹬舵、右斜拉
		右蹬舵、左斜推
		右蹬舵、右斜推
		$\theta=55^\circ/65^\circ/75^\circ$
4	爬升减速+ 滚转 $90^\circ/180^\circ$	爬升减速结合以下滚转状态
		滚转 90°
		滚转 180°

采用以上评估动作和评估程序,在某型机大迎角特性鉴定试飞中,将某型飞机的迎角包线扩展至

90° 以上,侧滑角扩展至 90° 以内,最大旋转角速率 $25^\circ/\text{s}$ 以上,有效实现了某型机的大迎角偏离敏感性和尾旋阻抗程度评估。

5 结语

本文针对某型飞机迎角限制和抗尾旋控制律的特点,提出了基于爬升减速机动的大迎角偏离敏感性评估方法,采用飞行仿真技术开发了大迎角偏离敏感性试飞动作模型,建立了在迎角限制和抗尾旋控制律的综合作用下飞机大迎角偏离敏感性和尾旋阻抗程度的评估程序,并且在某型飞机上进行了应用和验证,全面评估了某型飞机的大迎角偏离敏感性和尾旋阻抗程度,为该型机的大迎角特性鉴定和左边界飞行安全提供了有效的支持,具有较强的推广价值。

参考文献

- [1] 周自全. 现代战斗机的飞行试验[J]. 北京航空航天大学学报, 2003(12): 1110-1114.
- [2] Department of Defense. Stall/Post-stall/Spin flight test Demonstration Requirements for Airplanes; MIL-S-83691A[S]. Washington DC: US Department of Defense, 1972: 4-7.
- [3] 季雨璇. 战斗机大迎角特性分析与控制律研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2020.
- [4] 方自力, 韩意新, 袁广田. 电传飞机迎角限制器试飞验证方法研究[J]. 航空科学技术, 2017, 28(4): 759-764.
- [5] 饶秋磊, 韩意新. 大迎角气动力建模与失速/尾旋模态仿真[J]. 应用力学学报, 2018, 35(3): 472-478
- [6] DANIEL C, JEFFREY M, PAUL J. High Angle of Attack Flight Control Development and Flight Results [M]// The F-35 Lightning II: from Concept to Cockpit. Bethesda, Maryland, America: Lockheed Martin Aeronautics Company, 2019: 551-553.

(编辑: 姚树峰)