

文章编号:1674-8190(2020)06-836-07

小型通勤类飞机失速特性的自由飞验证试验研究

张甲奇¹, 粟建波¹, 王士飞², 邱宇豪¹

(1. 中国飞行试验研究院 中航工业飞行仿真航空科技重点实验室, 西安 710089)

(2. 中航通飞研究院有限公司 总体气动所, 珠海 519000)

摘要: 在对某小型通勤类公务机进行风洞实验预测时,发现飞机失速后其滚转特性会发生急剧变化。在分析该型飞机风洞实验结果的基础上,采用机翼加装失速条的失速特性方法,通过缩比模型自由飞试验进行飞行验证,分析在巡航构型和着陆构型状态下原始机翼和机翼加装失速条后的试飞结果。结果表明:缩比模型自由飞试验能够验证机翼风洞试验的预测结果,加装失速条的失速特性改进方法可以改善飞机失速特性。

关键词: 缩比模型;自由飞试验;失速特性;失速条

中图分类号: V216.7

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2020.06.011

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Research on Free-flight Validation Test of Stall Characteristics for Commuter Category Airplanes

ZHANG Jiaqi¹, SU Jianbo¹, WANG Shifei², QIU Yuhao¹

(1. AVIC Aeronautical Science and Technology Key Laboratory of Flight Simulation,

Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

(2. Aerodynamic Department, AVIC Industry General Aircraft Institute, Zhuhai 519000, China)

Abstract: It is found that the rolling characteristic after airplane stall is rapidly changed, when the wind tunnel test prediction is conducted for the small commuter category airplanes. On the basis of analyzing the wind tunnel test results of the airplane, the stalling characteristic method that the stall strips is added on the wing is adopted, and the flight verification is performed by using free-flight test of scaled-model. After adding stall strips on the wing and the original wing, the flight results are analyzed under the states of cruising structure and landing structure. The results show that the scaled-model free-flight test can verify the prediction results of the wind tunnel test, and the stalling characteristic improved method by adding stall strips can improve the stall characteristic of airplane.

Key words: scaled-model; free-flight test; stall characteristics; stall strips

0 引言

飞机良好的失速特性是保证飞行安全的基

础^[1-2],通勤类小型飞机需要符合 CCAR-23 部^[3]失速条款的要求,才能表明相应适航条款的符合性。目前,国内外通勤类小型飞机在前期研发阶段难以通过数值计算或风洞实验准确预测失速特性,对飞

收稿日期:2019-12-07; 修回日期:2020-03-01

通信作者:张甲奇,785784835@qq.com

引用格式:张甲奇, 粟建波, 王士飞, 等. 小型通勤类飞机失速特性的自由飞验证试验研究[J]. 航空工程进展, 2020, 11(6): 836-842.

ZHANG Jiaqi, SU Jianbo, WANG Shifei, et al. Research on free-flight validation test of stall characteristics for commuter category airplanes[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2020, 11(6): 836-842. (in Chinese)

机本体失速特性预测不足,通常在全尺寸飞机适航试飞阶段才发现飞机的失速特性问题,进而采用各种机翼改进措施来改善飞机的失速特性^[4],例如采用涡流发生器,翼型前缘下垂、前缘缝翼、翼刀和失速条等措施,其对飞机的研制成本、周期和后期市场运营带来不利影响。

目前,飞机上常用的失速特性改进措施主要包括机翼加装涡流发生器和失速条。涡流发生器是一种安装在机翼上表面前缘附近的一组形状相同的、安装位置不同的小金属片,其产生的翼尖涡与其下游的低能量边界层流动混合后,把能量传递给了边界层,使处于逆压梯度中的边界层流场获得附加能量后能够继续贴附在机体表面而不致分离,推迟飞机失速发生,从而提高飞机的有效失速迎角,改善飞机的失速特性^[5]。褚胡冰等^[6]分别从襟翼涡流发生器的尺寸、安装角、位置、排列方式等因素对襟翼附面层流动分离的涡流发生器的作用机理进行了数值计算的理论研究;赵振宙等^[7]采用 CFD 方法研究了涡流发生器对风力机叶片翼型的动态失速特性的影响,给出了涡流发生器在抑制流动分离、增升减阻的影响。失速条是一种安装在机翼前缘的固定式流动控制装置,一般对称安装在左右机翼靠内侧,强制使左右内侧机翼提前对称地分离失速,从而获得满意的失速特性^[8],与涡流发生器不同,失速条作用主要是提前使左右机翼对称分离失速,从而避免飞机左右机翼不对称分离引起的横向快速失稳,以改善飞机的失速特性。刘毅等^[9]通过数值计算和风洞实验对比研究了机翼加装失速条对解决某运输机失速急剧滚转的问题,给出了改善效果。

涡流发生器的理论设计复杂,其对形状、安装位置的要求很高,且需要进行大量的试验进行验证,其主要应用在部分大型飞机的机翼、发动机短舱、机身尾部等部位,以改善流动分离情况。失速条是一种被动失速特性改进措施,一般主要用于改善飞机失速后急剧滚转问题,其代价小、方法简单,能够有效改善飞机左右机翼不对称自然失速后出现的急剧滚转问题,出现更为明显地低头趋势,使飞行员能够从飞机失速后快速改出,多应用在小型通勤类飞机、军用战斗机以及机翼前缘无法设计缝

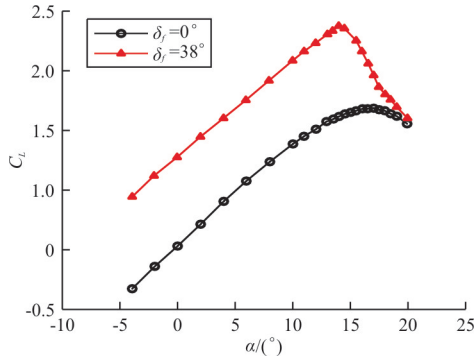
隙部分中型飞机上,同时机翼加装失速条会使得飞机的最大升力系数降低,导致飞机的失速速度增大。

缩比模型自由飞试验是使用全尺寸飞机的缩比模型,遵循几何、质量特性、动力相似准则关系,在真实大气环境中开展的飞行试验^[10],主要用于研究飞机大迎角失速特性,可以获得飞机失速速度、失速特性以及尾旋特性,其试验结果与全尺寸飞机具有很好的相关性,在国内外航空研究所获得广泛的认可^[11-12]。美国 NASA 曾利用缩比模型自由飞试验完成了 F-15、F-16、F-117、F-18 等多型飞机的大迎角失速尾旋特性研究。国内航空工业试飞中心也先后完成了运 10、ARJ、HO300、C919、AG600 等飞机的缩比模型自由飞试验研究,试验结果降低了新机研制风险和成本,为全尺寸飞机的试飞和适航提供了重要的技术支持。张甲奇等^[13]通过缩比模型自由飞试验完成某大型四发螺旋桨飞机失速速度和失速特性的预先研究,获得试验结果有效的支撑全尺寸飞机的失速试飞;同时通过缩比模型自由飞试验开展了等离子体流动分离主动控制技术的飞行研究,证实了等离子体在抑制流动分离和增生效果^[14]。

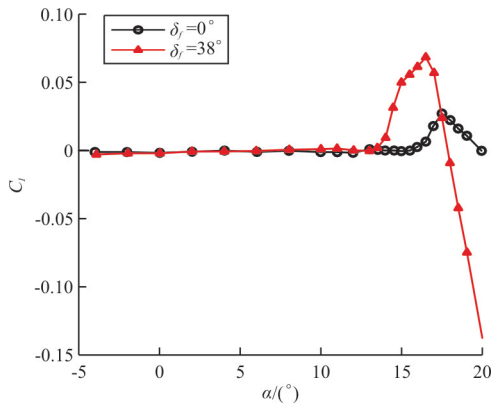
本文针对某通勤类小型公务机由风洞实验预测结果,发现飞机失速后可能出现较大且不可控的滚转,为此开展该型飞机的缩比模型自由飞失速飞行试验,针对该型飞机采用机翼前缘加装失速条的方法,通过缩比模型自由飞试验进行验证。

1 风洞实验结果及分析

某型通勤类公务机采用下单翼,椭圆形机翼,机翼翼型采用 EPPLER1200 层流翼型,该机 1:4.5 风洞模型的气动力系数实验结果如图 1 所示,其中 δ_f 为襟翼偏转角度,可以看出:相比于飞机巡航构型,着陆构型升力系数达到最大后急剧下降,使得飞机失速后机翼向下的一侧由于当地迎角增大升力反而更小,机翼向上的一侧由于当地迎角减小升力反而更大,结果形成了进一步增加滚转的力矩,即飞机出现“机翼自转”的现象^[15];此外,在失速附近滚转力矩系数也出现较大偏离,表明飞机失速后可能出现快速滚转情况。



(a) 升力系数曲线



(b) 滚转力矩曲线

图 1 风洞实验数据

Fig. 1 The data of wind-tunnel testing

该机巡航构型和着陆构型机翼风洞实验的气流分离流线谱如图 2~图 3 所示。

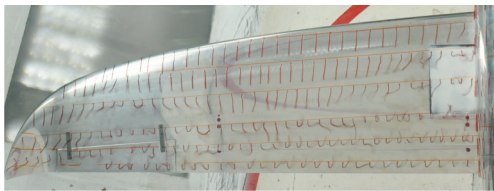


图 2 巡航构型气流分离丝线显示

Fig. 2 The show of thread for separate flow of cruise configuration

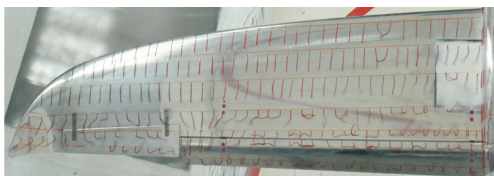


图 3 着陆构型气流分离丝线显示

Fig. 3 The show of thread for separate flow of landing configuration

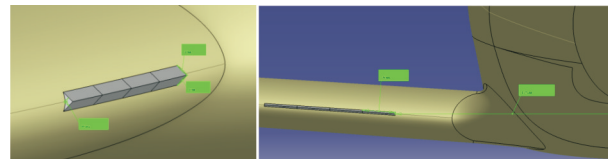
从图 2~图 3 可以看出:气流分离首先出现在机翼翼根后缘,之后随着迎角的进一步增大,分离区沿展向快速发展,机翼后缘近乎同时出现分离;机翼后缘出现分离之前,副翼已处于分离流中。

综上所述,该飞机失速后,气流沿翼展方向迅速分离,副翼过早的处于分离流中,飞机失速后可能会出现急剧的滚转,且副翼难以修正滚转偏离,飞机失速后横向滚转难以控制。

2 机翼加装失速条优化构型

针对该机风洞实验预测结果,在不改变原机翼的情况下,最大程度地减小改型代价,且考虑到该型飞机机翼采用复合材料蒙皮,不易安装涡流发生器,由此,选用机翼加装失速条的失速特性改进方法。机翼加装失速条主要使得失速条后方局部早期出现分离,飞机提前出现“低头”,保证外翼段还未达到自然失速状态,副翼依然具有较好的操纵效率,从而使得飞机失速进入和改出过程中滚转偏离可控^[10]。

通过数值计算不同失速条的尺寸和在机翼的安装位置,对飞机升阻特性和力矩特性结果进行综合影响分析,最终确定最优的失速条的形状和安装位置如图 4 所示。



(a) 失速条形状 (b) 失速条相对安装位置

图 4 机翼加装失速的安装位置

Fig. 4 The position of stall strips on wings

原始机翼和加装失速条后机翼的巡航构型流线谱如图 5 所示,可以看出:机翼加装失速条后,能够强制失速条后方的机翼提前发生分离,并与根部的分离流汇成一起,使得根部的分离区域明显增大,可以提升飞机低头力矩。

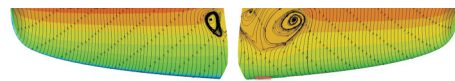


图 5 原机翼与加失速条流线谱

Fig. 5 The streamline spectrum between original/stall strip wing

3 飞行试验验证

3.1 相似参数

缩比模型自由飞试验需要与全尺寸飞机满足动力相似准则关系,试验结果才能真实反映飞机本体的失速特性。缩比模型与全尺寸飞机在满足几何外形相似的基础上,还需要满足质量分布相似和弗劳德数相似准则。缩比模型和全尺寸飞机关键参数的相似关系如表 1 所示。

表 1 缩比模型飞行试验相似参数的比例系数
Table 1 The ratio coefficient of similar parameter

参 数	关 系	参 数	关 系
缩比系数	K	密度比	K_ρ
质量比	$K^3 K_\rho$	姿态角比	1
惯量距比	$K^5 K_\rho$	角速率比	\sqrt{K}
速度比	$\sqrt{K} K_\rho$	舵面偏比	1
拉力比	$K^3 K_\rho$	迎角/侧滑角比	1

3.2 试验对象

根据某型通勤类飞机三维模型,按照全尺寸飞机缩比进行模型的设计制造,与全尺寸飞机具有几何相似的桨叶、襟翼、升降舵、副翼和方向舵,模型螺旋桨按照动力相似关系进行模拟,如图 6 所示。缩比自由飞模型的基本外形尺寸如表 2 所示。



(a) 模型外形

(b) 机翼丝线

图 6 飞机缩比自由飞模型

Fig. 6 The scaled free-model of airplane

表 2 缩比模型基本外形参数

Table 2 The basic parameters of scaled free-mode

参 数	数 值	参 数	数 值
翼展/m	2.770 5	机翼面积/m ²	0.918 7
全机长度/m	2.556 5	气动弦长/m	0.345 5

缩比自由飞模型安装有大气传感器、测试传感器、飞行控制系统、数据链系统和螺旋桨动力系统,能够实时测量飞行的空速、迎角、侧滑角、三轴角速

率、三轴姿态角和三轴过载等参数,供失速特性分析使用。

3.3 试飞方法

本次飞行试验采用载机投放的飞行方式,自由飞模型通过载机携带爬升到试验高度,到达投放空域后,载机投放试验模型,如图 7 所示。



图 7 载机投放自由飞试验

Fig. 7 Free flight test by delivered airplane

CCAR-23.201(c)规定了机翼水平失速要求,飞机在进行失速过程中不得出现反操纵现象,当出现不可控制的下俯运动或操纵杆达到止动点两种状态之一时,无论那一种情况先出现,飞机就会失速。失速进入和改出过程中,使用正常操纵手段能够防止大于 15°的滚转角和偏航角。

根据失速条款的要求,并结合自由飞失速试验特点,设计本次飞行试验的方法。

(1) 模型与载机安全分离后,自主配平(1.3~1.5) V_s (V_s 为模型失速速度)。

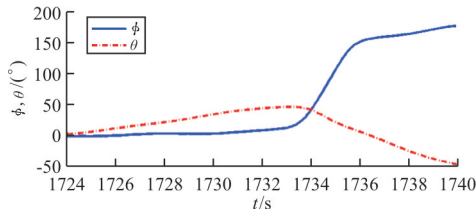
(2) 纵向缓慢拉杆以降低速度、增大迎角,直到模型出现失速特性,期间由飞控系统控制模型保持机翼水平状态,以实现模型水平失速的进入。

(3) 当模型出现不可控的低头,升降舵偏转最大保持 1 s,滚转角超过 15°以上三种情况之一时,升降舵回中,改出失速状态。

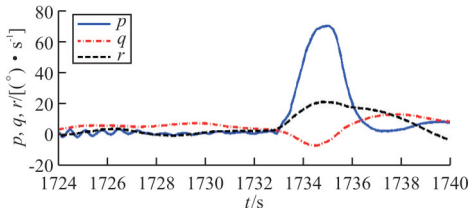
(4) 完成试飞科目后,模型飞至开伞区域,开伞回收模型。

3.4 试验结果及分析

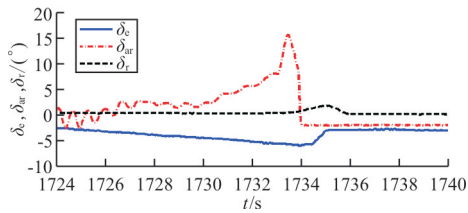
巡航构型原始机翼的试飞结果如图 8 所示,可以看出:飞机失速特性表现为非指令滚转和低头同时出现(约 1 733 s),且滚转发展迅速,约 2 s 滚转角迅速超过 90°,最大滚转角速率约 65 (°)/s;飞机在滚转角达到 15°附近时,才出现显著低头。



(a) 飞行俯仰角、滚转角时间历程图



(b) 滚转角、俯仰角、偏航角速率时间历程图

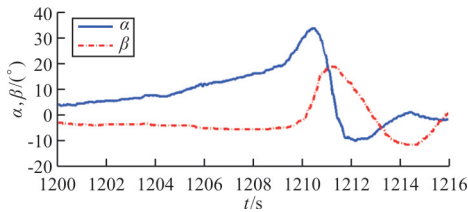


(c) 副翼、升降舵和方向舵时间历程图

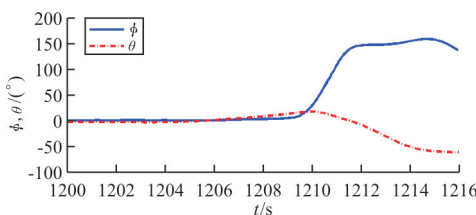
图 8 巡航构型失速特性(原始机翼)

Fig. 8 Stall characteristics of airplane with original wing

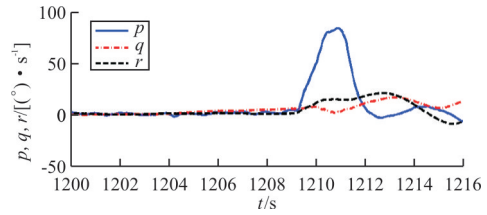
原始机翼着陆构型的试飞结果如图 9 所示,可以看出:飞机失速特性表现为非指令滚转较低头先出现(120.9 s),且滚转发展迅速,约 2 s 滚转角迅速超过 90°,最大滚转角速率 55 (°)/s 左右。



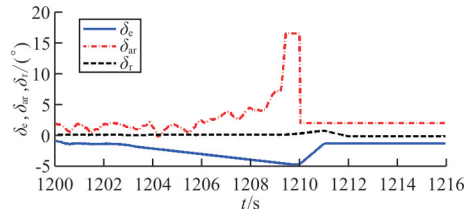
(a) 飞行迎角、侧滑角时间历程图



(b) 飞行俯仰角、滚转角时间历程图



(c) 滚转角、俯仰角、偏航角速率时间历程图

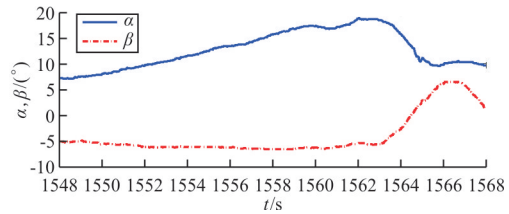


(d) 副翼、升降舵和方向舵时间历程图

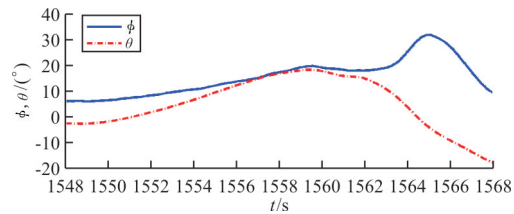
图 9 着陆构型平飞失速特性(原始机翼)

Fig. 9 Stall characteristics of airplane with original wing

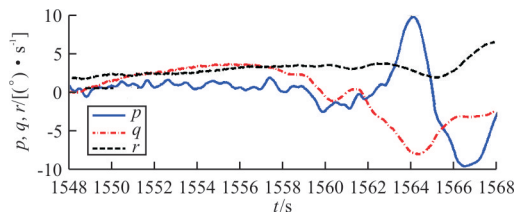
机翼加装失速条巡航构型的试飞结果如图 10 所示,可以看出:飞机失速后自动低头(约 1 559 s),期间滚转角在副翼修正下控制在 15°以内;继续增大拉杆量,飞机会持续低头,滚转角在副翼的修正下逐渐减小,杆回中后,迎角能够快速下降至失速迎角以下。



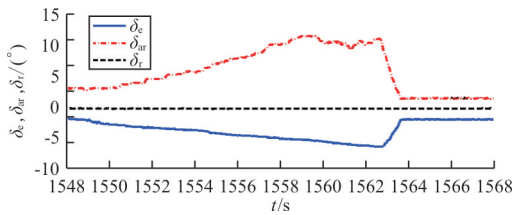
(a) 飞行迎角、侧滑角时间历程图



(b) 飞行俯仰角、滚转角时间历程图



(c) 滚转角、俯仰角、偏航角速率时间历程图

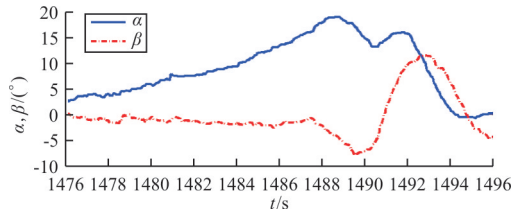


(d) 副翼、升降舵和方向舵时间历程图

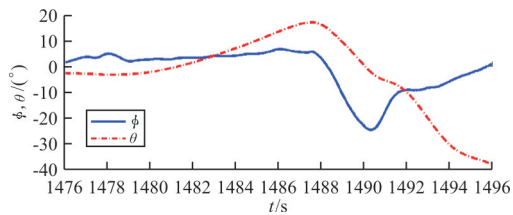
图 10 巡航构型平飞失速特性(加装失速条)

Fig. 10 Stall characteristics of airplane with stall strip wing

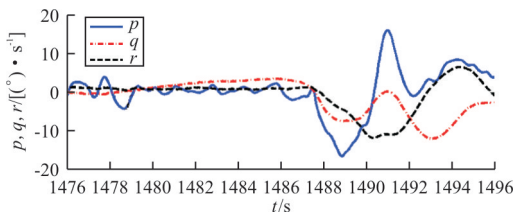
机翼加装失速条着陆构型的试飞结果如图 11 所示,可以看出:飞机失速后低头和滚转同时出现(约 1 487 s),但低头显著(最大俯仰角速率约 $-7.3 (^{\circ})/s$),而滚转角约 2 s 达到 25° ,最大滚转角速率约 $35 (^{\circ})/s$;回杆后,迎角快速下降至失速迎角以下。



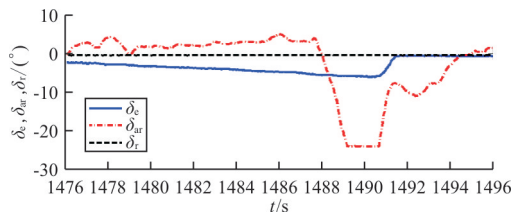
(a) 飞行迎角、侧滑角时间历程图



(b) 飞行俯仰角、滚转角时间历程图



(c) 滚转角、俯仰角、偏航角速率时间历程图

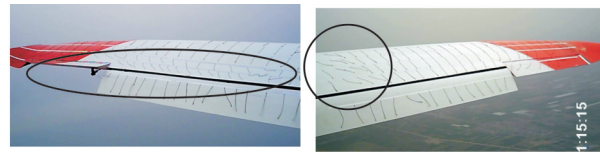


(d) 副翼、升降舵和方向舵时间历程图

图 11 着陆构型平飞失速特性(加装失速条)

Fig. 11 Stall characteristics of airplane with stall strip wing

着陆构型的飞行试验气流分离结果如图 12 所示,可以看出:原始机翼失速后整个机翼后缘均出现不同程度的气流分离,副翼较早地处于分离区内,分离情况类似风洞试验结果;加装失速条后方的机翼上较早地出现分离,分离区主要集中在失速条后方,且分离区在弦向范围内较大。



(a) 原始机翼

(b) 加装失速条机翼

图 12 着陆构型飞行试验气流分离丝线显示

Fig. 12 The show of thread in free flight test of airplane with stall strip wing

综上所述,原始机翼状态下,上翼面的分离沿展向扩展占主导,而沿弦向发展相对迟缓,导致飞机压心前移不够,飞机失速后滚转急剧发展,而低头发展缓慢,且该状态下副翼操纵失效(无法抑制失速后的快速滚转);机翼加装失速条后,上翼面的分离集中在失速条后方,且沿弦向向下发展,引起飞机压心前移,低头力矩增加,飞机出现较显著低头,而飞机外翼段依然保持着较好的附着流,飞机的滚转速率得到显著降低,副翼保持着较好的效率。

机翼加装失速条能够使巡航构型失速特性从“滚转低头同时出现”转变为“先低头”,失速特性得到显著改善。着陆构型从“先滚转”转变为“低头滚转同时出现”,失速特性也得到改善,尽管滚转角超过了 15° 的限制要求,但是失速后的横向滚转可控性提高,副翼也能够有效抑制滚转发展,且该大于 15° 的滚转角是在飞机出现低头后,继续拉杆 3 s 后出现的,可以预测着陆构型若在出现低头后便能及时回杆,滚转方向能较快恢复至稳定状态。对于加装失速条后的着陆构型,飞机失速自动低头的同时还会出现滚转,操纵副翼可以抑制滚转,因此全尺寸飞机进行着陆构型失速特性试飞时应密切关注飞机滚转角变化。

4 结 论

(1) 通过某型飞机缩比模型自由飞失速飞行试验,证实了飞机失速后出现急剧滚转。

(2) 该型飞机机翼前缘加装失速条后,改善了

飞机失速后的急剧滚转特性,且飞机出现明显的机头自动下俯,飞机的失速特性得到显著改善,满足 CCAR-23 部失速条款的相关要求。

(3) 缩比模型自由飞试验特别适合于验证飞机失速特性,发现存在的问题,并能够进一步验证飞机上设计的失速特性改善措施,获得改善效果,减小直接在飞机上改型存着的技术风险和试飞风险。

参考文献

- [1] 李勤红,冯瑞娜,周晓飞. 小型通用民用飞机的失速试飞研究[J]. 飞行力学, 2005, 23(3): 75-78.
LI Qinrong, FENG Ruina, ZHOU Xiaofei. Research on stall flight test of light general civil airplanes[J]. Flight Dynamics, 2005, 23(3): 75-78. (in Chinese)
- [2] 李树有,王启,樊力. Y-7 飞机失速特性适航试飞(二)[J]. 飞行力学, 1993, 11(1): 59-64.
LI Shuyou, WANG Qi, FAN Li. The stall flight test for airworthiness certification of Y-7 aircraft (II)[J]. Flight Dynamics, 1993, 11(1): 59-64. (in Chinese)
- [3] 中国民用航空总局. 正常类、实用类、特技类和通勤类飞机适航规定: CCAR-23-R3[S]. 北京: 中国民用航空局, 2004.
Civil Aviation Administration of China. Airworthiness regulations for normal, practical, special effects and commuting aircraft: CCAR-23-R3[S]. Beijing: CAAC, 2004. (in Chinese)
- [4] 黄笑秋,李鹏飞. 某教练机失速特性分析及改进措施研究[J]. 教练机, 2013(1): 34-37.
HUANG Xiaoqiu, LI Pengfei. Stall characteristics analysis and improvement measures research of a trainer[J]. Trainer, 2013(1): 34-37. (in Chinese)
- [5] 石清,李桦. 增升减阻流动控制技术的数值模拟研究[J]. 空气动力学学报, 2011, 29(3): 280-287.
SHI Qing, LI Hua. Numerical simulation about the effects of flow control for increasing lift and decreasing drag[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2011, 29(3): 280-287. (in Chinese)
- [6] 褚胡冰,张彬乾,陈迎春,等. 微型涡流发生器控制增升装置流动分离研究[J]. 西北工业大学学报, 2011, 29(5): 799-804.
CHU Hubing, ZHANG Binqian, CHEN Yingchun, et al. Controlling flow separation of high lift transport aircraft with micro vortex generators[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2011, 29(5): 799-804. (in Chinese)
- [7] 赵振宙,苏德程,王同光,等. 涡流发生器对动态失速影响的模拟研究[J]. 机械工程学报, 2019, 55(24): 203-209.
ZHAO Zhenzhou, SU Decheng, WANG Tongguang, et al. Simulation study on the effect of vortex generators on dynamic stall[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2019, 55(24): 203-209. (in Chinese)
- [8] 毛俊,鲁岱晓. 襟翼涡流发生器风洞试验优化研究[J]. 工业技术, 2014, 12(18): 66-67.
MAO Jun, LU Daixiao. The optimization of flap vortex generator with Wind tunnel test[J]. Science & Technology Information, 2014, 12(18): 66-67. (in Chinese)
- [9] 刘毅,赵晓霞,欧阳绍修,等. 某运输机加装失速条气动特性研究[J]. 实验流体力学, 2016, 30(5): 35-41.
LIU Yi, ZHAO Xiaoxia, OUYANG Shaoxiu, et al. Research on aerodynamic characteristics of Transport aircraft with stall strips[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2016, 30(5): 35-41. (in Chinese)
- [10] 颜魏. 大型飞机研制与模型自由飞试验技术[J]. 民用飞机设计与研究, 2019(4): 51-55.
YAN Wei. Free-flight model technique during development of large civil aircraft[J]. Civil Aircraft Design & Research, 2019(4): 51-55. (in Chinese)
- [11] STARKEY R, ARGROW B, KREVOR Z. Design and flight test of a 15% dynamically scaled HL-20 vehicle model[C]// 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Nashville: AIAA, 2012: 1-10.
- [12] GOMAN M G, KHRAMTSOVSKY A V, KOLESNIKOV E N. Evaluation of aircraft performance and maneuverability by computation of attainable equilibrium sets[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2008, 31(2): 329-339.
- [13] 张甲奇,席亮亮,温庆. 模型自由飞试验中的螺旋桨动力模拟方法研究[J]. 航空工程进展, 2020, 11(1): 62-65.
ZHANG Jiaqi, XI Liangliang, WEN Qing. Research on simulation method of propeller power in the model free flight test[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2020, 11(1): 62-65. (in Chinese)
- [14] 张甲奇,魏彪,张立丰. 等离子体流动控制模型自由飞试验技术[J]. 飞行力学, 2019, 37(5): 87-91.
ZHANG Jiaqi, WEI Biao, ZHANG Lifeng. Flight test technology of model free flight with plasma flow control[J]. Flight Dynamics, 2019, 37(5): 87-91. (in Chinese)
- [15] 崔振新,刘汉辉,刘俊杰. CRJ 飞机失速特性分析[C]// 第六届全国交通运输领域青年学术会议. 大连: 中国交通运输协会, 2005: 1190-1195.
CUI Zhenxin, LIU Hanhui, LIU Junjie. Analysis of CRJ aerodynamic stall characteristics [C]// The 6th Chinese Traffic and Transportation Conference of Youth. Dalian: China Communications and Transportation Association, 2005: 1190-1195. (in Chinese)

作者简介:

张甲奇(1989—),男,硕士,工程师。主要研究方向:模型自由飞试验技术。

栗建波(1990—),男,硕士,工程师。主要研究方向:模型自由飞试验技术。

王士飞(1982—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞机气动设计。

邱宇豪(1994—),男,硕士,工程师。主要研究方向:模型自由飞试验技术。

(编辑:丛艳娟)