

大型飞机的极限飞行状态研究

颜巍* 王磊 李永涛 赵晶慧

(上海飞机设计研究院,上海 201210)

摘要:根据国家民用航空局的适航条款与咨询通告要求,飞机研制单位需表明飞机的失速/过失速特性以及改出特性,该项试验属于飞机的极限边界飞行和超包线飞行。原型机实施该项试验存在极大的风险,历史上出现过多起机毁人亡的重大事故。原型机缩比模型自由飞试验可以捕捉到模型静态测力试验条件下所未发现的飞行动态特性,以及检验飞机在危险状态下的改出能力,降低原型机失速试飞的风险。某大型飞机在失速试飞前利用模型自由飞试验技术检验了飞机在极限飞行条件下的动态特性,确认了飞机在失速条件下存在偏离以及发展稳定尾旋等;同时确认了飞机具备失速改出能力,采用“三中立”、“反舵,推杆”和“实施开反尾旋伞”均能迫使飞机改出失速/过失速状态。

关键词: 缩比模型自由飞;失速试飞;过失速;反尾旋伞

中图分类号: V211.7

文献标识码: A

OSID:



0 引言

大型飞机在适航取证过程中需依据适航条例演示飞机的失速特性^[1],原型机失速飞行是非常规的边界飞行-超包线飞行,具有极大的风险。为了降低飞行风险,增强试飞员对飞机失速飞行的信心,需要通过多种科研手段对飞机的大迎角飞行特性进行深入的探索。利用飞机缩比模型自由飞试验可对飞机的边界飞行特性和超包线飞行特性进行深入的研究,相对原型机飞行试验,模型自由飞试验性价比高、试验风险低。美国 NASA 兰利研究中心和德莱顿飞行研究中心在绝大多数型号研制过程中利用模型自由飞试验技术进行了大量的科研试验,极大降低了原型机飞行的风险。经过多年的经验积累, NASA 德莱顿飞行研究中心的学者 Joseph Chambers 在回顾了 NASA 在半个多世纪的岁月里所进行的几乎所有模型自由飞试验后,给出了模型自由飞试验与原型机飞行的相关性的明确结论:“一般来说,在大迎角飞行条件和失速下,模型自由飞试验得出的特征与全尺寸飞机没有太大差异^[2]。”可见模型自由飞试

验对于原型机失速/过失速试飞是极其重要的。

1 大型飞机的失速/过失速事故

在人类航空历史上发生过多起由于失速/过失速所造成的重大事故。

1963 年 10 月 22 日,英国飞机公司(BAC)进行百座级喷气客机 BAC1-11 的试飞研究,当天的飞机试飞科目是失速特性与失速改出。在第五次试飞中,飞机在失速后无意中进入了尾旋,试飞员无论如何也没有让飞机摆脱这种状态,最终飞机以水平的姿态拍向地面,如图 1 所示,机上人员全部遇难^[3]。



图 1 BAC1-11 大型飞机失速-尾旋事故

* 通信作者. E-mail: yanwei2@comac.cc

引用格式: 颜巍,王磊,李永涛,等. 大型飞机的极限飞行状态研究[J]. 民用飞机设计与研究,2020(3):54-60. YAN W, WANG L, LI Y T, et al. Research of extreme flight state for large aircraft[J]. Civil Aircraft Design and Research,2020(3):54-60(in Chinese).

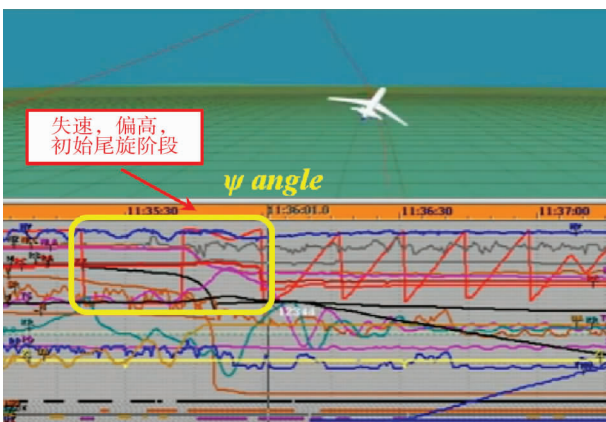
1962年英国试飞员在进行三叉戟客机(如图2所示)的失速特性试飞,进入深失速状态,并开始尾旋,最终进入平尾旋状态,试飞员实施横航向操纵,迫使飞机不停的滚转才侥幸逃过一劫^[4]。



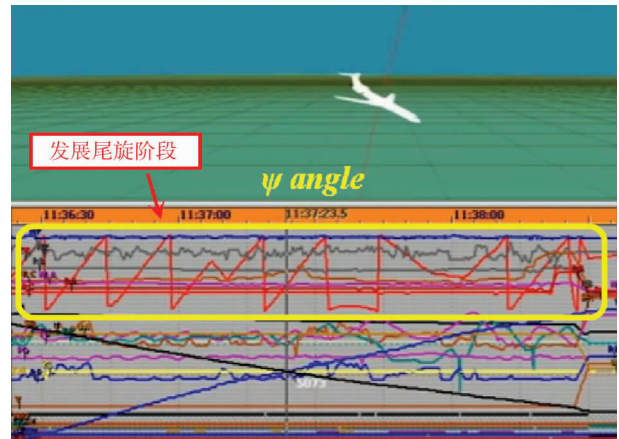
图2 英国三叉戟客机

2006年8月22日,俄罗斯普尔科沃航空612号班机(Tu-154M)计划从黑海港口阿纳帕飞往圣彼得堡,由于天气恶劣(大雨、雷电),该航班在乌克兰与俄罗斯的边境地区坠毁,机上170人全部遇难。事故调查时,研究人员提取了黑匣子所记录的飞行数据,复原了Tu-154M飞机飞行的全部轨迹和飞行姿态,确认了Tu-154M飞机进入了失速-尾旋状态,并且是极度危险的平尾旋(Flat Spin)状态,在完全发展稳定尾旋阶段飞行员多次实施改出尾旋,且确有改出的可能,但遗憾的是由于高度不足,飞机以近乎水平姿态拍向地面,飞行过程如图3所示^[4]。

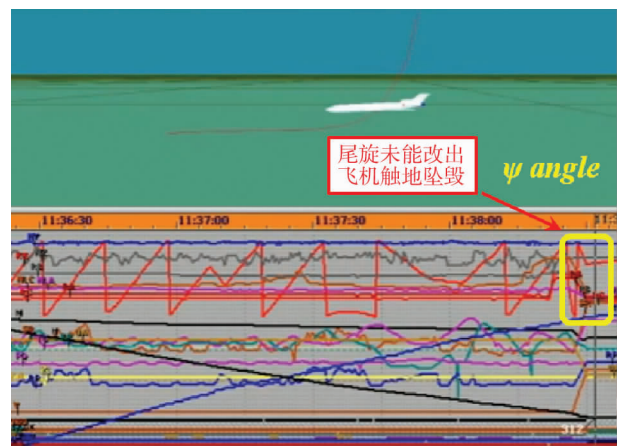
1996年伯根航空一架波音757飞机,由于飞控系统故障使得正副驾驶的判断出现差异,并实施了错误的操纵,在高度不足500ft时错误的拉杆导致了飞机的抬头,使得左侧发动机首先丧失功能,飞机



a) 失速、偏离、初始尾旋



b) 完全发展稳定尾旋



c) 未能改出尾旋

图3 Tu-154M 客机失速-偏离-尾旋-坠毁过程

向左侧倾斜并翻滚,进入尾旋状态,最终飞机急速的拍向海面。图4为从黑匣子中提取的飞行试验数据所还原的场景^[4]。

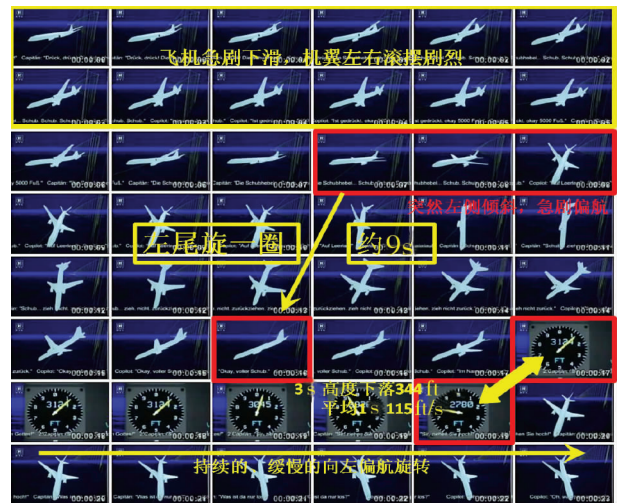


图4 波音757飞机失速-尾旋过程

大型飞机失速/过失速飞行特性较难准确预测的主要原因如下:

1) 由于飞机大迎角气动特性的非线性和迟滞性,风洞试验和计算数据均可能偏差较大,而且大迎角气动特性对飞机的本体构型也相当敏感,这些都使得对大迎角特性的理论预测和仿真试验结论的可信度不如常规迎角飞行预测可信度高;

2) 大迎角试飞的风险还在于不同飞机、不同构型的飞行特性存在较大差异,其原因在于非定常气动现象与初始边界条件密切相关,如机翼的头部形状差异就是一种典型的初始边界条件差异。因此很难以一种飞机的大迎角试飞经验照搬到另一种飞机上;

3) 在飞机过失速状态下,由于飞机处于失控状态,留给试飞员处置的时间和空间均受到极大的限制约束,在这种情况下,试飞员的心理压力很大。而飞机在大迎角下对试飞员的错误操纵又相当敏感,有可能试飞员的操纵不仅没有迫使飞机脱离危险,反而加剧了飞机所处状态的恶劣程度。

2 国外模型自由飞试验研究

为了研究飞机的失速/过失速特性,国外开发了一系列的模型自由飞试验技术,并取得了许多重要的科研成果。

2.1 水平风洞模型自由飞试验

水平风洞模型自由飞试验用于研究飞机的失速-偏离特性,研究大迎角飞行特性,还可验证飞机的飞行控制律。美国 NASA 在兰利全尺寸风洞和大比例风洞中实施大比例模型自由飞试验,如图 5 所示^[2]。在俄罗斯 TsAGI(中央流体力学研究院)的公开资料中未见相关技术研究。德国亚琛工业大学

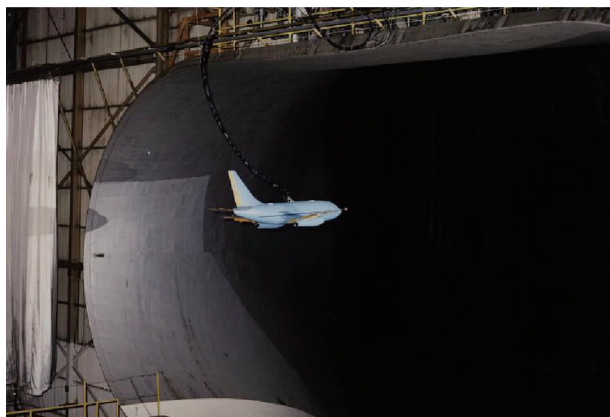


图 5 NASA 水平风洞波音 737 模型自由飞试验

利用水平风洞模型自由飞技术进行飞行器参数辨识的研究,日本东海大学和九州大学利用水平风洞模型自由飞技术进行飞行力学研究,但需要指出高等教育机构的技术与实施规模均未达到 NASA 的水平。

2.2 尾旋(立式)风洞模型自由飞试验

尾旋(立式)风洞模型自由飞试验用于研究飞机的完全发展尾旋特性与改出特性,还可研究反尾旋伞的改出效果。美国 NASA 在 20 ft VST 尾旋风洞中实施模型自由飞尾旋试验研究^[5],俄罗斯 TsAGI 在 T-105 4.5 m 尾旋风洞中实施模型自由飞尾旋试验研究^[6],如图 6 所示。



a) 波音 757 客机模型(波音商用飞机公司)



b) MC-21 客机模型(雅科夫列夫设计局)

图 6 NASA 和 TsAGI 尾旋风洞模型自由飞试验

2.3 大气环境模型自由飞试验

大气环境模型自由飞试验用于研究飞机的失速-偏离-尾旋-改出的全过程,可验证反失速/尾旋伞的改出效果,分为无动力投放模型和带动力自主模型两种。美国 NASA、波音公司、欧洲空客公司和俄罗斯 Gromov 飞行试验研究院负责了大量的大气环境模型自由飞试验^[7],如图 7 所示。在波音 757

飞机研制中,利用了模型自由飞试验技术研究了飞机的失速-过失速(尾旋)特性;在 A321 飞机研制中,利用了模型自由飞试验技术进行了飞机在非定常运动中带偏转小翼的研究;在 An-124 飞机研制中,利用了模型自由飞试验技术研究了飞机的失速-过失速特性。



a) 波音 757 客机模型(波音商用飞机公司)



b) A321 客机自由飞模型(空中客车飞机公司)



c) An-124 运输机自由飞模型(安东诺夫设计局)

图7 欧美国国家大气环境模型自由飞试验

3 模型自由飞试验的相似准则

3.1 外形相似

自由飞试验模型与原型机首先必须满足外形相似。模型的尺寸与原型机尺寸满足线性缩比关系,极大比例模型需要模拟机头表面凸起物(如风标、总静压传感器或加油管等),模型着陆构型条件下需要模拟起落架打开,模型增升构型条件下需准确模拟襟、缝翼缝道的参数。

3.2 质量特性相似

模型自由飞试验的过程是模型惯性力与模型重力之间的相互作用,所以自由飞试验模型与原型机必须质量特性相似。质量特性相似包括模型的质心位置相似、质量相似和绕体轴系三轴的转动惯量相似^[8]。

3.3 推力相似(针对带动力试验)

带动力模型自由飞试验必须推力相似,即模型的推重比与原型机的推重比相等,此外还需要评估模型所携带燃油的消耗对质量特性模拟的影响。采用 TFN 发房的无动力模型自由飞试验无需考虑推力相似^[9]。

3.4 动力学相似

模型自由飞试验的运动参数与原型机的运动参数必须满足动力学相似,如迎角/侧滑角(α 、 β)、欧拉角(θ 、 φ 、 ψ)、角速度(p 、 q 、 r)和过载(n_x 、 n_y 、 n_z)等。有些参数为线性关系,有些为非线性关系,动力学相似关系的建立基于平衡稳定飞行条件,但可扩展到大扰动飞行条件,如偏离、急速滚转等^[10]。

3.5 飞行控制律相似

放宽静稳定飞机、中立稳定飞机、静不稳定飞机的模型自由飞试验必须采用经过缩比的原型机飞行控制律来保证模型的飞行安全^[11]。考虑到模型在飞行中实施动作后的响应要远快于原型机,原型机缩比飞行控制律需要在地面试验中反复调试,重点需关注短周期频率(ω_n)、阻尼比(ζ)和等效延迟时间(τ)。模型自由飞试验飞行控制律的桌面仿真分析所需低雷诺数风洞试验数据不仅需要大迎角静态测力试验结果,也需要大迎角动导数试验结果,如果进行尾旋研究,还需要结合尾旋风洞旋转天平测力试验结果。

4 模型自由飞试验模型的研制与调试

为了满足质量特性相似,自由飞模型需要严格控制模型的质量,模型的蒙皮一般选择碳纤维材料,混合环氧树脂后蒙在已加工成型的模具表面,放入

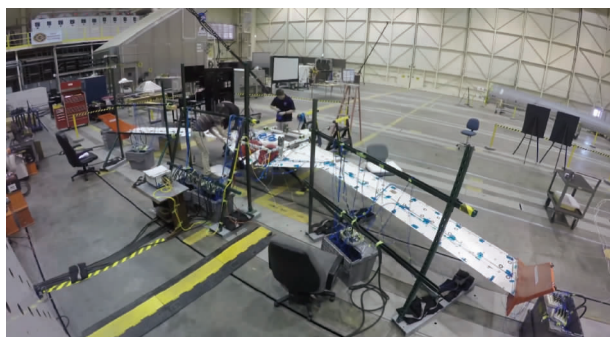
密封袋中抽真空,然后移入烘箱进行高温条件下的型面固化。模型机身和机翼内部结构采用金属框架结构,结构强度需要满足模型飞行中的极限载荷,且需留有足够的安全余量。成型蒙皮与结构件组合后需要合模并再次进入烘箱高温固化。自由飞模型的舵面采用遥控舵机控制,并带有舵面角度反馈。待模型壳体全部加工完毕,机载设备(舵机、陀螺仪、过载传感器、回收伞系统、数据记录仪等)全部安装到位后,就需要进行模型的调试。模型调试分为三个部分:质量特性调试、静力试验和疲劳试验。美国 NASA 在 Dryden 飞行中心的飞行载荷实验室进行自由飞模型的各种地面调试^[12],如图 8 所示。



a) 模型全机质量特性调试



b) 模型(机翼)静力试验



c) 模型全机疲劳试验

图 8 NASA X-56 模型自由飞试验模型地面调试

5 飞机 A 的模型自由飞试验

基于飞机 A 的原型机研制和失速/过失速试飞试验规划,型号研制单位在早期规划了三个与飞机失速/过失速特性研究的模型自由飞试验:水平风洞模型自由飞试验、尾旋(立式)风洞模型自由飞试验和大气环境模型自由飞试验。

5.1 飞机 A 水平风洞模型自由飞试验

水平风洞模型自由飞试验用于研究飞机 A 的失速-偏离特性与验证飞行控制律。国内目前现役风洞中没有全尺寸风洞,最大的两座低速风洞: CARDIC-1 FL-13 低速风洞(埃菲尔式风洞,闭口试验段,截面:8 m×6 m)和 AVIC-ARI FL-10 风洞(哥廷根式风洞,开口试验段,截面:8 m×6 m),分别在 2015 年和 2019 年才初步具备小模型的水平风洞模型自由飞试验技术,试验模型的翼展均小于 2 m,所以飞机 A 的水平风洞模型自由飞试验的部分研究科目最终通过大气环境模型自由飞试验来实施。

5.2 飞机 A 尾旋风洞模型自由飞试验

飞机 A 的过失速/尾旋特性通过尾旋(立式)风洞模型自由飞试验来获得,同时进行了反失速/尾旋伞参数的选型试验,试验在 CARDIC-1 Φ5 m 尾旋风洞进行。

为满足模型在试验段阻塞度小于 5% 的要求,试验模型比例定为 1:30。

试验获得了飞机 A 的发展尾旋特性与改出特性,并研究了不同规格反尾旋伞的改出效果^[13]。试验的示意图如图 9 所示。

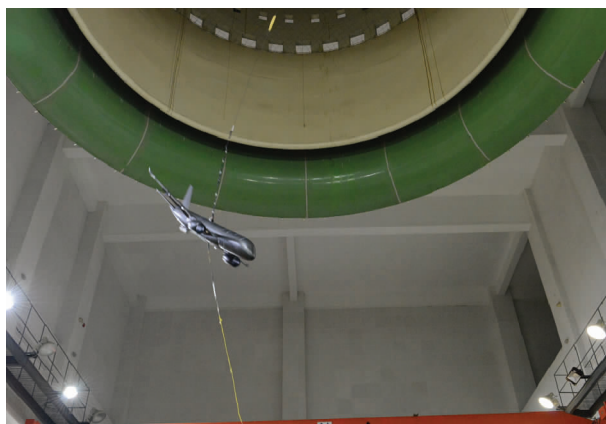


图 9 飞机 A 尾旋风洞模型自由飞试验示意图

通过试验,模型的基本尾旋特性和改出特性为:在拉杆蹬舵条件下,模型的发展尾旋模态为稳定的、不均匀的缓尾旋,在仅拉杆不蹬舵条件下,模型无法

形成发展稳定尾旋,但不排除存在不稳定尾旋的可能。模型改出发展尾旋的最佳方式为“反舵到底,推杆到底”。采用“三中立”法,有改出趋势。在杆舵回中的条件下,所设计的反尾旋伞均能迫使模型改出发展尾旋状态。

实施副翼操纵的结果是:逆尾旋方向偏转副翼不能降低飞机模型的偏航角速率,且有助于保持模型的旋转;顺尾旋方向偏转副翼能降低模型的偏航角速率,模型展现改出趋势。

实施方向舵操纵的结果是:方向舵对模型的尾旋特性与改出特性起到主要作用,改出时反舵偏度越大,改出效果越佳。

实施升降舵操纵的结果是:升降舵偏转对模型尾旋的迎角和角速度变化起重要作用,升降舵越拉杆,尾旋迎角加大,但旋转角速度降低。

模型的增升装置打开,对模型尾旋特性没有本质的影响。模型的重心前移,尾旋中模型的平均迎角减小,滚转角速率和偏航角速率增加。模型的重量增加(5.5%),对模型尾旋特性没有明显的影响。

模型模拟的原型机飞行高度发生变化,对模型尾旋特性没有本质的影响。

5.3 飞机 A 大气环境模型自由飞试验

飞机 A 完整的平飞、拉杆、失速/过失速(尾旋)、改出的历程研究通过大气环境模型自由飞试验来获得,同时可进行反失速/尾旋伞的最终验证。试验模型比例 1:13,模型无动力,由载机带飞至约 1 200 m ~ 1 300 m 高度投放,进行失速/过失速试验。通过试验获得了飞机 A 的动态失速特性、偏离特性、初始尾旋特性,验证了反尾旋伞的改出效果,如图 10 所示。



图 10 飞机 A 模型大气自由飞反尾旋伞改出试验

基于模型自由飞试验结果,飞机 A 巡航构型失速特性以滚转型失速为主;起飞构型与着陆构型的

失速特性为俯仰-滚转型失速,两者几乎同时出现。无论哪个构型,在拉杆-失速的过程中,没有发现不可抑制的模型自动上仰现象,但试验过程中对模型的操纵过快,可能掩盖这一现象。

从模型自由飞试验结果来看,简单、直接的改出失速/偏离的方法是“方向舵、副翼中立条件下,杆回中”,实施杆回中能强迫模型降低迎角,迫使模型回到可操控的、稳定的飞行条件。

结合飞机 A 模型尾旋风洞试验结果综合来看,飞机 A 模型在不同构型条件下,在方向舵偏度为零的前提下,模型具备一定的抗尾旋能力,不易进入发展尾旋,但是在试验中的多数架次,模型呈现了不同程度的偏航偏离趋势,这与理论分析结果相互印证(巡航构型/增升构型存在中度/轻度偏离)。

通过试验验证了在副翼、方向舵中立条件下,杆回中的同时,实施开伞能迅速的迫使模型低头,降低迎角,改出失速/偏离状态。

6 结论

本文首先阐述了大型飞机研究失速-过失速(尾旋)的重要性与必要性,回顾了欧美国家在该方向上实施研究的科研手段以及开展试验所必须遵循的各个相似准则。

飞机 A 的尾旋风洞模型自由飞试验和大气环境模型自由飞试验,获得了飞机 A 的失速-偏离-尾旋特性。实施“三中立”法,能使飞机 A 迅速改出失速,在发展尾旋条件下有自动改出尾旋的趋势;实施“反舵,推杆”能迅速改出发展尾旋;在实施“三中立”的同时开反尾旋伞能迅速改出失速或发展尾旋。

以上结论还需在原型机飞行试验中进一步研究与验证。

参考文献:

- [1] 中国民用航空局. 运输类飞机适航标准:CCAR-25-R2 [S]. 北京:中国民用航空局,2011.
- [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. [S. l.: s. n.], 2010.
- [3] 航佳技术. 波音 737MAX 首飞的时候尾巴上栓的那条绳子是干什么用的? [EB/OL]. (2017-03-30) [2019-12-30]. <http://mil.eastday.com/a/170330120227778-5.html>.

- [4] 颜巍,黄灵恩. 民用飞机失速尾旋(螺旋)事故 [J]. 民用飞机设计与研究,2019(1):63-68.
- [5] FREMAUX C M. Spin-tunnel investigation of a 1/28-scale model of the NASA F-18 high alpha research vehicle (HARV) with and without vertical tails [R]. NASA-CR-20168. [S. l. :s. n.], 1997.
- [6] ABRAMOV N B, GOMAN M G, KHRABROV A N, et al. Aerodynamic modeling for post-stall flight simulation of a transport airplane [J]. Journal of Aircraft, 2019, 56(4):1-14.
- [7] ILIFF K W, MAINE R E, SHAFER M F. Subsonic stability and control derivatives for an unpowered, remotely piloted 3/8-scale F-15 airplane model obtained from flight test [R]. NASA-TN-D-8136. [S. l. :s. n.], 1976.
- [8] 张守言. 模型自由飞试验 [M]. 北京:国防工业出版社, 2002.
- [9] 岑飞, 聂博文, 刘志涛, 等. 低速风洞带动力模型自由飞试验 [J]. 航空学报, 2017, 38(10):1-13.
- [10] 李永富, 陈洪. 研究尾旋的风洞试验技术 [M]. 北京:国防工业出版社, 2002.
- [11] 刘志涛, 岑飞, 聂博文, 等. 低速风洞模型自由飞试验飞行控制系统相似准则及模拟方法研究 [J]. 空气动力学学报, 2017, 35(5):693-699.
- [12] NASA 飞行载荷试验室 [EB/OL]. (2018-05-14) [2019-12-30]. https://www.youtube.com/watch?v=igR1_grUQyI&feature=em-subst_digest.
- [13] 颜巍. 大型民用飞机模型 Φ5m 立式风洞尾旋特性试验研究 [J]. 民用飞机设计与研究, 2017(1):59-64.

作者简介

颜 巍 男, 博士, 工程师。主要研究方向: 飞机大攻角飞行研究、特种飞行动力学研究、动态风洞试验研究、大气环境模型自由飞试验研究、飞机失速-偏离-尾旋研究、反尾旋伞研究。E-mail: yanwei2@comac.cc

王 磊 男, 博士, 高级工程师。主要研究方向: 飞行力学、飞行器控制律设计、飞行仿真技术研究、试飞技术研究。E-mail: wanglei9@comac.cc

李永涛 男, 博士, 工程师。主要研究方向: 飞行力学、飞行器控制律设计、飞行仿真技术研究、试飞技术研究。E-mail: liyongtao@comac.cc

赵晶慧 女, 硕士研究生, 研究员。主要研究方向: 飞行力学、飞行器控制律设计、飞行器结冰研究、试飞技术研究。E-mail: zhaojinghui@comac.cc

Research of extreme flight state for large aircraft

YAN Wei* WANG Lei LI Yongtao ZHAO Jinghui

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

Abstract: According to the airworthiness terms and advisory notice requirement of the State Civil Aviation Administration, the aircraft development unit should show the stall characteristics and recovery characteristics of the aircraft. The test belongs to the limit boundary flight and super-envelope flight of the aircraft, i. e. to verify the extreme flight characteristics of the aircraft. There is a great risk for the prototype aircraft to carry out the test, and there have been many major accidents of aircraft destruction in history. In order to reduce the risk of stall test of prototype aircraft, it is a relatively low risk and high cost-effective choice to study stall characteristics using sub-scaled model free flight test before the test. Through the free flight test of the prototype airplane sub-scaled model, the flight dynamic characteristics which are not found under the static force test conditions of the model can be captured, and recovery capability of the airplane under the dangerous state can be determined. The dynamic characteristics of a large aircraft with conventional configuration under extreme flight conditions were tested by model free flight test technology before stall flight test, and the departure and developed stable spin of the aircraft under stall/post stall conditions were confirmed. At the same time, it is confirmed that the aircraft has stall recovery capability. The use of “three neutral”, “anti-rudder, push rod”, “anti-spin parachute” can force the aircraft to recovery from stall/post-stall.

Keywords: sub-scale model free-flight; stall flight test; post-stall; anti-spin parachute

* Corresponding author. E-mail: yanwei2@comac.cc