

文章编号:1674-8190(2020)01-062-07

模型自由飞试验中的螺旋桨动力模拟方法研究

张甲奇¹, 席亮亮¹, 温庆²

(1. 中国飞行试验研究院 技术中心, 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: 开展螺旋桨飞机模型自由飞失速试验需要准确地模拟螺旋桨动力状态。通过对模型自由飞失速试验动力相似准则和螺旋桨动力模拟相似准则的分析, 推导出螺旋桨飞机模型自由飞失速试验中所需要遵循的相似准则关系; 以此开展某四发螺旋桨飞机模型自由飞试验, 通过控制螺旋桨转速、设计桨叶角, 满足拉力系数和前进比相等, 模拟全尺寸飞机螺旋桨动力特性, 获得的失速特性与飞机风洞实验结果一致。结果表明: 该方法能够准确模拟飞机失速过程的螺旋桨动力状态, 可为飞机失速试飞提供重要的数据支撑, 并为国内后续螺旋桨类飞机模型自由飞试验失速试飞研究提供理论和试验方法。

关键词: 螺旋桨动力; 自由飞; 相似准则; 滑流; 失速特性

中图分类号: V216.7

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2020.01.008

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Research on Simulation Method of Propeller Power in the Model Free-flight Test

ZHANG Jiaqi¹, XI Liangliang¹, WEN Qing²

(1. Technology Center, Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

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

Abstract: It is necessary to simulate effects of propeller power accurately, when the stall performance of propeller aircraft is simulated by scaled free-flight test. Based on the analysis of similarity criterion of the model's free flight stall test and the similarity criterion of the propeller's dynamic model, the similarity criterion relation to be followed in the free flight stall test of the propeller model is deduced. Actual free-flight test is performed to examine the method by aircraft model with four turbo-prop engines. The free-flight test result shows that the method can reflect the state of propeller power operation at the stall, the stall speed and stall characteristics accurately and agree with the results obtained by wind tunnel test. It can provide important data support for aircraft stall test flight, and provide theory and test method for domestic research on free flight test of propeller model.

Key words: propeller power; free-flight; similarity criterion; slip stream; stall characteristics

0 引言

螺旋桨飞机通常具有低速性能好、经济效率高

的优点, 在大型运输机和低速中小型飞机上依然广泛采用^[1]。螺旋桨对飞机气动特性的影响主要分为直接影响和间接影响两部分^[2]。直接影响包括螺旋桨产生的拉力、扭矩等直接力影响, 间接影响

收稿日期: 2019-03-01; 修回日期: 2019-06-22

通信作者: 张甲奇, 785784835@qq.com

引用格式: 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): 62-68.

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): 62-68. (in Chinese)

是指由运行螺旋桨产生的滑流对飞机的影响。螺旋桨滑流改变了其后方的气流,加速了机翼表面的气流速度,增加机翼上的动压,同时诱导出下洗流和上洗流,改变机翼上的局部有效攻角,使得机翼的升力、阻力与无滑流机翼相比都有所不同^[3]。大迎角下,螺旋桨滑流还会影响水平尾翼区域的速度和下洗流;当飞机在作横向机动时,由于螺旋桨对左右机翼的扫掠面积不同,对飞机的横航向气动特性也会产生影响^[4];此外,机翼局部已出现气流分离,此时滑流影响更为显著,对飞机失速后响应以及飞机失速改出特性等都会带来影响。

模型自由飞试验是按照动力学相似规律,利用飞行器缩比模型(或验证机)在真实大气中进行模拟飞行,研究和验证气动特性、新概念、新技术和新布局的试验手段和方法^[5]。相比地面试验,模型飞行试验具有环境条件更加真实,气动、结构、飞行、控制、动力等多学科综合的特点^[6];相比全尺寸飞行器的全系统飞行试验,模型飞行试验具有周期短、成本低、风险小等特点。作为空气动力学研究的三种手段之一,模型飞行试验在飞行器研制及空气动力学学科发展中有着不可替代的作用^[7]。美国非常重视发展模型飞行试验技术,其 X 系列技术验证机计划几十年长盛不衰,在推动飞行器新概念、新技术、新布局创新发展中发挥了重要作用,为美国持续保持航空航天技术的领先地位做出了重要贡献^[8-9]。

通过模型自由飞试验研究全尺寸飞机的大迎角失速尾旋特性,能够获得飞机可靠的失速和改出特性^[10-11],其与全尺寸飞机的相关性获得了国内外的广泛认可,能够为全尺寸飞机的试飞和定型提供重要的技术支持,大幅降低新机研制和试飞风险^[12]。美国曾利用模型飞行试验完成 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;国内也先后完成了运-10、ARJ、C919 等军民飞机的模型自由飞试验,但对于螺旋桨类飞机的大迎角失速尾旋特性的模型自由飞试验研究较少。开展螺旋桨飞机大迎角失速尾旋模型自由飞试验研究,既要遵循模型自由飞试验的相似准则,又要准确地模拟全尺寸飞机螺旋桨工作状态,才能获得全尺寸飞机准确的失速和改出特性。

本文通过理论公式推导,得出螺旋桨飞机开展模型自由飞试验需要遵循的相似准则关系,并以此

开展某大型四发螺旋桨飞机的模型自由飞失速特性验证试验,获得该型飞机可靠的失速特性。

1 失速处螺旋桨动力状态

失速速度是飞机一个重要的性能参数,一般通过试飞得到。AC23 部^[13]和 25 部^[14-15]相关规定要求:飞机进行失速速度试飞时,应在无动力状态或者慢车状态进行,以慢车状态确定的失速速度需要通过试验或理论分析证明慢车不会使得失速速度显著增大。螺旋桨飞机通常无法正常保持零拉力状态,因此这一较大保守失速速度无法通过全尺寸飞机试飞直接得到。模型自由飞试验可以直接通过试飞得到零拉力状态下模型的失速速度,然后通过相似准则转换为全尺寸飞机零拉力状态的失速速度,同时也可直接通过试飞得到慢车状态下飞机的失速速度,为全尺寸飞机失速速度确定提供参考。

失速特性是飞机的一项重要性能指标,准确地获得飞机的失速特性对飞行安全至关重要。AC23 部和 25 部相关规定要求:飞机进行失速特性演示应按照无动力和带动力两种情况进行,以充分研究飞机的失速特性。对于螺旋桨飞机,无动力状态对应于飞机慢车或零拉力状态,带动力通常对应于飞机在 1.6 V_s 配平所需动力状态或螺旋桨 75% 功率动力状态。

因此,螺旋桨飞机开展模型自由飞试验时,动力状态需要模拟全尺寸飞机零拉力(或慢车)和 75% 功率动力状态。

本文中所用到的符号及其意义如表 1 所示。

表 1 本文中包含的通用缩略语参数表

Table 1 General abbreviation parameter table included in this paper

符号	说明	符号	说明
下标 a	飞机	T	螺旋桨拉力
下标 m	模型	T _c	拉力系数
l	参考长度	q	动压
K _t	尺度比	S	机翼面积
ρ	大气密度	Q	气动力
K _ρ	密度比	D	桨盘直径
G	重量	φ	桨叶角
I	惯量距	λ	前进比
V	真空速	C _L	升力系数
g	重力加速度	n _{zw}	风轴法向过载

2 螺旋桨飞机自由飞试验相似准则

2.1 模型自由飞试验相似准则

模型自由飞试验通常需要与全尺寸飞机具有相似的几何外形,并满足质量分布相似条件(重量、重心和惯量矩)以及弗劳德数(Fr)相似准则。

$$K_l = \frac{l_a}{l_m} \quad (1)$$

$$\frac{G_a}{G_m} = K_l^3 K_\rho \quad (2)$$

$$\frac{I_a}{I_m} = K_l^5 \frac{\rho_a}{\rho_m} \quad (3)$$

$$Fr = \frac{V_a^2}{g_a l_a} = \frac{V_m^2}{g_m l_m} \quad (4)$$

通常可认为

$$g_a \approx g_m \quad (5)$$

因此,根据 Fr 数相似准则(式(4)),自由飞模型和全尺寸飞机速度之间具有如下关系:

$$V_m = \frac{V_a}{\sqrt{K_l}} \quad (6)$$

2.2 螺旋桨动力模拟相似参数

螺旋桨动力模拟主要包括螺旋桨拉力模拟和滑流模拟。

(1) 拉力模拟相似准则

研究螺旋桨对飞机的影响时,通常采用式(7)表述螺旋桨拉力:

$$T = qST_c = 0.5\rho V^2 ST_c \quad (7)$$

模型自由飞试验的动力相似要求全尺寸飞机和模型满足力学四边形关系,即飞机和自由飞模型的气动力、重力以及螺旋桨拉力需要满足如下关系:

$$\frac{Q_a}{Q_m} = \frac{G_a}{G_m} = \frac{T_a}{T_m} \quad (8)$$

结合式(7)可得:

$$\frac{T_a}{T_m} = \frac{\rho_a V_a^2 S_a T_{ca}}{\rho_m V_m^2 S_m T_{cm}} = K_\rho K_l^3 \frac{T_{ca}}{T_{cm}} \quad (9)$$

模型自由飞试验动力相似要求式(8)成立的条件为

$$\frac{T_{ca}}{T_{cm}} = 1 \quad (10)$$

由此可知,为了满足模型自由飞试验动力相似准则,要求全尺寸飞机螺旋桨的拉力系数和模型自

由飞试验的螺旋桨拉力系数相等。

(2) 螺旋桨滑流模拟相似准则

螺旋桨滑流可用滑流强度和滑流形态来描述,滑流强度主要受螺旋桨拉力影响。滑流形态主要受螺旋桨的几何外形、桨叶角和前进比影响。

① 滑流强度

螺旋桨滑流强度 B 通常可用式(11)描述:

$$B = \frac{T}{0.25q\pi D^2} \quad (11)$$

将式(7)带入式(11),得

$$\frac{B_a}{B_m} = \frac{q_a S_a T_{ca}}{0.25q_a \pi D_a^2} / \frac{q_m S_m T_{cm}}{0.25q_m \pi D_m^2} = \frac{T_{ca}}{T_{cm}} \quad (12)$$

可知,为了保证模型与全尺寸飞机螺旋桨滑流强度相同,要求:

$$\frac{B_a}{B_m} = \frac{T_{ca}}{T_{cm}} = 1 \quad (13)$$

② 滑流形态

螺旋桨滑流形态是指流过螺旋桨的气流速度场,滑流形态相似即要求飞机和模型的螺旋桨绕流场中,对应点上的速度大小成比例且方向相同。对于几何相似的螺旋桨,只有同时满足桨叶角相等和前进比相等,才能保证螺旋桨的滑流形态相似。

$$\varphi_a = \varphi_m \quad (14)$$

$$\lambda_a = \lambda_m \quad (15)$$

根据前进比公式有:

$$\lambda = \frac{V_a}{N_a D_a} = \frac{V_m}{N_m D_m} \quad (16)$$

结合速度关系(式(6))可知模型螺旋桨的转速与全尺寸飞机螺旋桨转速需满足以下公式:

$$n_m = \sqrt{K_l} N_a \quad (17)$$

由此可得,为了保证模型与飞机的滑流形态相似,要求模型螺旋桨与全尺寸飞机具有相同的桨叶角和前进比,且其转速之间满足公式(17)的要求。

综上所述,模型自由飞试验中螺旋桨动力相似模拟要求与全尺寸飞机螺旋桨在对应状态下具有相同的拉力系数、桨叶角和前进比。

2.3 自由飞试验螺旋桨模拟相似准则

实际飞行中,由于受雷诺数、缩比尺度等影响,要做到模型与全尺寸飞机的桨叶角、前进比和拉力系数全部相等是无法满足的。由于飞机失速速度主要受螺旋桨拉力影响,且螺旋桨滑流强度(拉力

系数)对滑流起主要作用,模型自由飞试验中的螺旋桨动力相似模拟应首先保证拉力系数相等,而桨叶角和前进比只能满足其一。

目前,螺旋桨风洞实验中常采用 $T_c \sim \lambda$ 方法,即保证拉力系数和前进比相等,以模拟全尺寸飞机的螺旋桨动力状态。因此,为了确保风洞实验数据和模型自由飞试验数据的一致性,模型自由飞试验中也采用 $T_c \sim \lambda$ 的模拟方法。即通过修正模型螺旋桨的桨叶角(与全尺寸飞机不一致)使得在与全尺寸飞机相同前进比下拉力系数与全尺寸飞机相等,来达到螺旋桨动力模拟。而桨叶角修正可通过风洞实验或数值计算确定。

进行螺旋桨飞机模型自由飞试验,除了需要满足式(1)~式(6)的要求,还需要满足螺旋桨的拉力系数相等、前进比相等,即:

$$T_{ca} = T_{cm} \tag{18}$$

$$\lambda_a = \lambda_m \tag{19}$$

$$\varphi_a \neq \varphi_m \tag{20}$$

3 飞行试验

国内某大型四发螺旋桨飞机采用 $K_t = 13.5$ 的自由飞模型预先开展全尺寸飞机大迎角失速特性研究。飞行试验采用空中载机投放、带动力飞行和伞降回收的方式进行,完成螺旋桨零拉力和 1.6 Vs 配平功率两种动力状态的失速速度和失速特性试飞。本文以螺旋桨零拉力状态的模拟为例,介绍螺旋桨飞机模型自由飞试验方法。某大型四发螺旋桨飞机自由飞模型如图 1 所示。



图 1 某大型四发螺旋桨飞机自由飞模型
Fig. 1 The free-flight model of four turbo-prop engines aircraft

3.1 几何相似模拟

自由飞模型外形按照全尺寸飞机进行缩比研制,与全尺寸飞机具有相似的襟翼、升降舵、副翼、方向舵等操纵面。螺旋桨也按照缩比研制,包括桨叶形状、桨盘尺寸、桨罩、桨毂等外露面,严格保证螺旋桨外形精度和一致性,并通过螺旋桨强度试验、动平衡测试,确认螺旋桨工作特性满足动力相似模拟要求。自由飞模型缩比螺旋桨如图 2 所示。



图 2 自由飞模型缩比螺旋桨
Fig. 2 Scaled propeller of free-flight model

3.2 前进比模拟

根据式(16)可知,为了保证模型与全尺寸飞机前进比相等,要求模型螺旋桨转速满足式(17)。

由于全尺寸飞机螺旋桨为定转速,模型螺旋桨转速也应保持恒定值。为了保证四发螺旋桨转速一致,飞行试验中设计一套转速控制系统,由动力电池、转速控制器、连接器、动力电机和螺旋桨等组成,如图 3 所示。

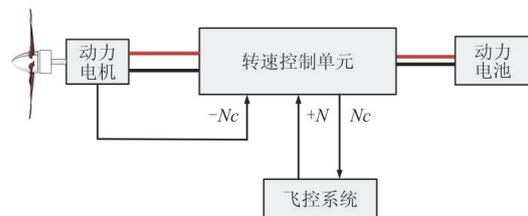


图 3 螺旋桨转速控制系统
Fig. 3 Structure diagram of propeller control system

四组螺旋桨动力系统与飞控交联,接受飞控系统发送的转速控制信号,并将当前的转速信号反馈给飞控系统,飞控系统实时控制四发螺旋桨转速,使得飞行过程中四个螺旋桨始终稳定在要求的转

速值。

3.3 桨叶角确定

飞行试验前通常需要通过风洞实验确定螺旋桨零拉力状态下桨叶角和前进比的对应关系,如图 4 所示(一般风洞实验螺旋桨和模型螺旋桨尺度相近,可以使用风洞实验中的单桨实验数据)。

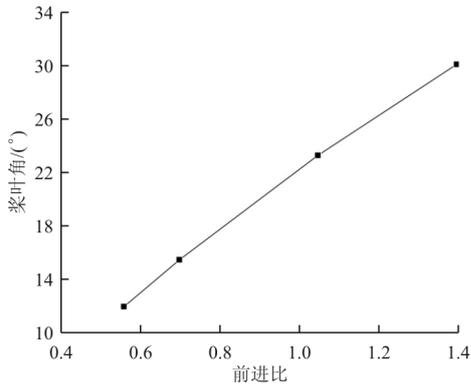


图 4 零拉力状态前进比和桨叶角关系

Fig. 4 The relation of advance ratio and propeller control system

通过风洞实验数据可以得出模型的理论失速速度,通过式(16)得到模型失速处的前进比,而后根据图 4 插值得出螺旋桨零拉力状态所对应的桨叶角。

4 试飞结果

4.1 失速速度

失速速度通常是在前重心状态下进行,通过不同减速率试飞结果,插值得到全尺寸飞机 1 kn/s 减速率下的升力系数(如图 5 所示),然后按照式(21)计算得到全尺寸飞机的失速速度。

$$V = \sqrt{\frac{2n_{zw}G}{SC_L\rho}} \quad (21)$$

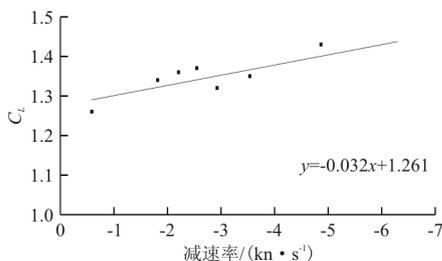
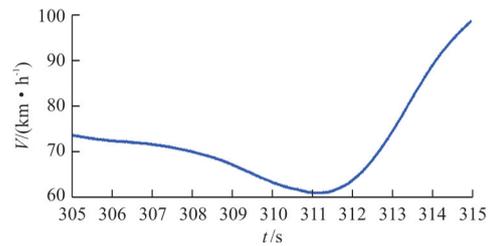


图 5 不同减速率模型的最大升力系数

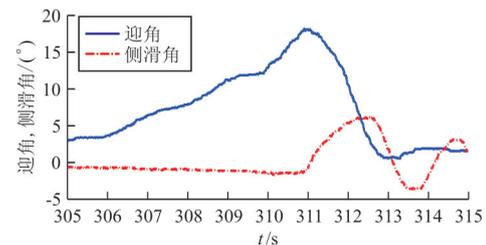
Fig. 5 The maximum lift coefficient at different rate of reducing

4.2 失速特性

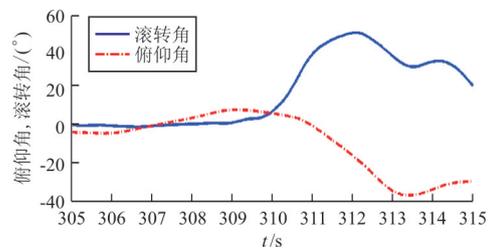
失速特性试飞通常是在后重心状态下进行的,巡航构型机翼水平失速试飞结果如图 6 所示,可以看出:迎角增加至约 13.5°后,飞机自动低头,几乎同时出现滚转;继续增加拉杆量,低头发展缓慢(低头表现不显著),而滚转发展相对迅速;升降舵回中后,迎角迅速下降至失速迎角以下,飞机恢复可控状态。整个失速进入和改出过程中,螺旋桨转速始终保持在设定值附近,实现飞机螺旋桨动力状态的准确模拟,获得的失速特性与飞机风洞实验结果预测一致,为该飞机失速试飞提供了重要的数据支持。



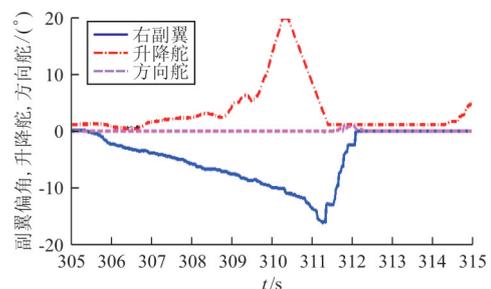
(a) 飞行速度时间历程图



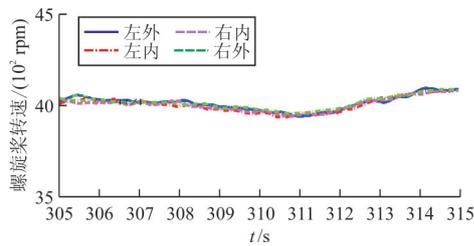
(b) 飞行迎角、侧滑角时间历程图



(c) 飞行俯仰角、滚转角时间历程图



(d) 副翼、升降舵和方向舵时间历程图



(e) 四发螺旋桨转速时间历程图

图 6 机翼水平失速试飞特性

Fig. 6 The characteristics of wings level stall

5 结 论

对于螺旋桨飞机,准确地模拟螺旋桨动力状态是模型自由飞试验研究其大迎角失速特性的关键。本文通过理论推导和飞行试验验证,得出了模型自由飞试验中螺旋桨动力相似模拟的要求:

(1) 几何相似。螺旋桨桨叶、桨毂、整流罩等外露部分需满足几何相似要求。

(2) 前进比相等。螺旋桨的转速应满足公式(17)关系要求。

(3) 拉力系数相等。要求全尺寸飞机和自由飞模型在同一前进比下的拉力系数应相等。

(4) 桨叶角要求:自由飞模型的螺旋桨桨叶角是根据上述第(3)条确定的,通常与全尺寸飞机的桨叶角不相等,可通过风洞试验或数据计算得到。

参考文献

- [1] 李尚斌,焦予秦.螺旋桨滑流影响的研究进展[J].科学与技术,2012,8(12):1867-1873.
LI Shangbin, JIAO Yuqin. The investigate of propeller slipstream's effect[J]. Science Technology and Engineering, 2012, 8(12): 1867-1873. (in Chinese)
- [2] 王勋年.低速风洞试验[M].北京:国防工业出版社,2002:157-164.
WANG Xunnian. Low-speed wind tunnel test[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2002: 157-164. (in Chinese)
- [3] 任庆祝,赵晓霞,刘毅,等.螺旋桨飞机滑流对全机气动特性影响的试验研究[J].科学技术与工程,2015,15(5):214-217.
REN Qingzhu, ZHAO Xiaoxia, LIU Yi, et al. Experimental investigation of effect on propeller-driven airplane[J]. Science Technology and Engineering, 2015, 15(5): 214-217. (in Chinese)
- [4] 闫中午,任文广.螺旋桨滑流影响试验模拟方法的研究[C]//探索·创新·交流(第4集)——第四届中国航空学会青年科技论坛文集.北京:中国航空学会,2010:118-124.
YAN Zhongwu, REN Wenguang. Research on simulate method of propeller slip stream effects test[C]// Exploration Innovate and Communicate (Volume 4) - The Fourth Youth Science and Technology Forum of CSAA. Beijing: CSAA, 2010: 118-124. (in Chinese)
- [5] 张守言.模型自由飞试验[M].北京:国防工业出版社,2002.
ZHANG Shouyan. Model free flight test[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2002. (in Chinese)
- [6] 陈孟钢,高金源.缩比模型飞机及其飞控系统与原型机的相似关系[J].飞行力学,2003,21(2):34-37.
CHEN Menggang, GAO Jinyuan. Similarity relationships between scaled-model aircraft with its flight control system and prototype aircraft[J]. Flight Dynamics, 2003, 21(2): 34-37. (in Chinese)
- [7] RYAN P S, BRIAN A. 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.
- [8] 彭小波.从X系列飞行器看我国“样机”战略(上)[J].航天工业管理,2013(1):38-40.
PENG Xiaobo. The view of China's prototype strategy from X series flights(Part 1)[J]. Aerospace Industry Management, 2013(1): 38-40. (in Chinese)
- [9] 彭小波.从X系列飞行器看我国“样机”战略(下)[J].航天工业管理,2013(2):32-35.
PENG Xiaobo. The view of China's prototype strategy from X series flights(Part 2)[J]. Aerospace Industry Management, 2013(2): 32-35. (in Chinese)
- [10] 刘毅,赵晓霞,欧阳绍修.螺旋桨飞机升力失速特性研究[J].空气动力学学报,2015,33(5):655-660.
LIU Yi, ZHAO Xiaoxia, OUYANG Shaoxiu. Investigation on lift stall characteristics of propeller aircraft[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2015, 33(5): 655-660. (in Chinese)
- [11] 张锡金,张晖.螺旋桨发动机飞机动动力模拟试验的一种新方法[J].实验流体力学,2006,20(2):78-81.
ZHANG Xijin, ZHANG Hui. A new method for propeller power simulation test[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2006, 20(2): 78-81. (in Chinese)
- [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] 中国民用航空局.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)
- [14] 中国民用航空局. 运输类飞机适航标准: CCAR-25-R4[S]. 北京: 中国民用航空局, 2011. Civil Aviation Administration of China. Airworthiness standards: transport category airplanes: CCAR-25-R4[S]. Beijing: CAAC, 2011. (in chinese)
- [15] 赵越让. 运输类飞机合格审定飞行试验指南[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2013. ZHAO Yuerang. Flight test guide for certification of trans-

port category airplanes[M]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University Press, 2013. (in Chinese)

作者简介:

张甲奇(1989—),男,硕士,工程师。主要研究方向:模型自由飞试验和无人机性能试飞。

席亮亮(1992—),男,硕士,工程师。主要研究方向:模型自由飞试验和无人机性能试飞。

温庆(1983—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:气动特性分析。

(编辑:马文静)

(上接第 61 页)

- sage passing(CAMP)[J]. IEEE Transactions on Information Theory, 2013, 34(7): 4290-4308.
- [14] ANITORI L, MALEKI A, OTTEN M, et al. Design and analysis of compressed sensing radar detectors[J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 2013, 61(4): 813-827.
- [15] 吴辰阳, 魏中浩, 张冰尘, 等. 基于复近似信息传递的多通道 SAR 成像方法[J]. 系统工程与电子技术, 2018, 40(6): 1249-1254. WU Chenyang, WEI Zhonghao, ZHANG Bingchen, et al. Multi-channel SAR imaging method based on CAMP[J]. Systems Engineering and Electronics, 2018, 40(6): 1249-1254. (in Chinese)
- [16] 郭宾, 张冰尘. 基于 CAMP 稀疏重建算法的并行实现[J]. 国外电子测量技术, 2016, 35(5): 24-28. GUO Bin, ZHANG Bingchen. Parallel implementation of

sparse reconstruction algorithm based on CAMP[J]. Foreign Electronic Measurement Technology, 2016, 35(5): 24-28. (in Chinese)

作者简介:

侯彦(1975—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:雷达系统。

上官伟(1977—),男,学士,高级工程师。主要研究方向:雷达系统。

孙进平(1975—),男,硕士,教授。主要研究方向:雷达信号处理。

(编辑:马文静)