

文章编号:1674-8190(2019)05-643-07

# M2 飞机的复合材料机翼静强度载荷及试验研究

毛一青<sup>1</sup>, 杨飞<sup>2</sup>, 王乐<sup>3</sup>

(1. 上海奥科赛通用航空有限公司 设计部, 上海 201210)

(2. 上海飞机设计研究院 试飞运营支持部, 上海 201210)

(3. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

**摘要:** M2 轻型运动飞机机翼结构采用复合材料, 通过静力试验对其机翼强度进行验证, 对发现机翼结构设计薄弱环节以及结构改型和发展具有重要意义。首先分析 ASTM F2245-16 机翼强度适航条款的要求; 然后通过 M2 飞机载荷包线、环境影响系数、限制载荷和极限载荷的研究, 计算得到复合材料机翼载荷; 最后进行机翼限制载荷静力试验、机翼极限载荷静力试验和机翼破坏载荷静力试验, 并对试验结果进行分析。结果表明: M2 飞机的极限载荷满足试验要求, 复合材料机翼试验破坏载荷相对设计极限载荷的偏差为 2%, M2 飞机的复合材料机翼结构设计满足静强度设计要求。

**关键词:** 复合材料; 机翼; 静强度; 载荷; 试验

中图分类号: V214.1

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2019.05.009

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



## Static Strength Load and Experimental Study of Composite Wing of M2 Aircraft

Mao Yiqing<sup>1</sup>, Yang Fei<sup>2</sup>, Wang Le<sup>3</sup>

(1. Design Department, Shang Hai OXAI General Aviation Company, Shanghai 201210, China)

(2. Flight Test and Operation Support Department, Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

(3. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**Abstract:** Composite material is used in the wing structure of M2 light sport aircraft. The strength of the wing is verified by static test. It is of great significance to find the weak links in the wing structure design and the structural modification and development. Firstly, the requirements of strength airworthiness clause of ASTM F2245-16 wing are analyzed. Then, the composite wing loads are calculated by studying the load envelope, environmental impact factor, limiting load and ultimate load of M2 aircraft. Finally, the static test of wing limited load, wing ultimate load and wing damage load are carried out, and the test results are analyzed. The results show that the ultimate load of M2 aircraft meets the test requirements, the deviation of the damage load of composite wing test from the design limit load is 2%, and the structural design of composite wing of M2 aircraft meets the static strength design requirements.

**Key words:** composite material; wing; static strength; loads; test

收稿日期:2018-10-23; 修回日期:2018-12-26

基金项目:“水陆两栖轻型运动飞机智能生产线应用示范”项目(ZN2016020204);“民用飞机激励响应仿真技术研究”项目(XZ2016024)

通信作者:杨飞, yangfei@comac.cc

引用格式:毛一青, 杨飞, 王乐. M2 飞机的复合材料机翼静强度载荷及试验研究[J]. 航空工程进展, 2019, 10(5): 643-649.

Mao Yiqing, Yang Fei, Wang Le. Static strength load and experimental study of composite wing of M2 aircraft[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(5): 643-649. (in Chinese)

## 0 引言

机翼作为飞机重要的承载部件,其强度直接影响飞机的飞行安全。因此,需要通过机翼静力试验对其强度进行验证。对机翼承载能力进行试验研究,对发现机翼结构设计薄弱环节以及结构改型和发展具有重要意义。我国已经完成静力试验的飞机主要有海鸥 300 轻型水陆两栖飞机、ARJ21 支线民用飞机<sup>[1]</sup>、C919 飞机干线民用飞机、某型军用战斗机和某型军用运输机<sup>[2]</sup>,静力试验技术<sup>[3]</sup>有所提升,但上述试验机的机翼均为铝合金等金属结构。

随着通用航空和民用飞机的发展,为了提高结构强度水平,减轻结构质量,飞机复合材料结构快速发展。轻型运动飞机、军用飞机和宽体飞机的复合材料使用量快速提升,已经从非承力结构发展到次承力结构和主承力结构,目前已经进入成熟应用阶段。民用飞机 A350 的复合材料质量占结构质量 52%,B787 飞机的复合材料质量占结构质量 50%,A380 飞机的复合材料质量占结构质量 25%;而我国民用飞机 C919 的复合材料质量占结构质量 12%,ARJ21 飞机的复合材料质量占结构质量的 3%。可见,我国在复合材料规范、设计、工艺、制造、应用等方面与欧美发达国家相比还存在较大差距。对于复合材料结构飞机的研制,国内缺少复合材料环境影响系数、载荷分析和静力试验的工程经验。顾诵芬<sup>[4]</sup>研究了下一代飞机载荷,崔德刚<sup>[5]</sup>研究了民用飞机结构技术,黄立伟等<sup>[6]</sup>、吴炎炬等<sup>[7]</sup>和刘杨<sup>[8]</sup>分别研究了机翼的载荷,陈绍杰<sup>[9]</sup>、茅佳兵等<sup>[10]</sup>研究了复合材料结构的适航符合性方法,郑晓玲<sup>[11]</sup>研究了复合材料飞机设计和强度分析。

国外对复合材料结构的研究更为深入和广泛,取得了大量有工程应用价值的研究成果<sup>[12-14]</sup>,具体体现在新设计飞机主要承力部件大量应用先进复合材料结构,例如 A380 复合材料中央机翼、A400M 复合材料翼面与机身、波音 787 复合材料机翼等。

M2“风翎号”轻型水陆两栖飞机是我国第一架主承力结构全部为复合材料结构的飞机,复合材料结构质量 360 kg,设计最大质量 650 kg,结构质量占比超过 90%,全机质量占比超过 55%,具有一定

的先进性。

本文以 M2 飞机复合材料机翼为研究对象,首先分析 ASTM F2245 的机翼强度适航条款要求;其次研究复合材料结构环境影响系数和机翼载荷系数,机翼载荷类型;然后计算机翼限制载荷和极限载荷;最后研究机翼静力试验的约束和加载,对机翼静力试验结果进行分析。

## 1 研究对象

M2“风翎号”水陆两栖轻型运动飞机采用新型气动布局,机头水滴形全景座舱,双座并排操纵布置,中机身布置单发电喷高级发动机和螺旋桨;机翼采用层流翼型上单翼布置,无后掠直机翼,机翼前缘防抖振失速设计、可调后缘襟翼。采用 T 型尾翼,升降舵和副翼设计配重块。机身下部设计为船底带中央浮筒和左右浮筒结构。飞机结构全部采用高级碳纤维复合材料结构,强度大、质量轻、可靠性和抗疲劳特性好。系统标准配置,机体和系统维修方便。M2 飞机的翼展 10.1 m,最大起飞质量 650 kg,设计飞行高度 3 500 m,最大航程 1 000 km,巡航速度 198 km/h,最大功率平飞速度 220 km/h,向上的垂向过载 4g。飞行试验如图 1 所示。



图 1 M2 飞机飞行试验

Fig. 1 M2 airplane flight test

## 2 适航要求

军用飞机静力试验要求按照 GJB 67.9A—2008《军用飞机结构强度规范:第 9 部分——地面试验》<sup>[15]</sup>开展。复合材料结构在民用飞机上的应用始于 20 世纪 70 年代中期,1978 年 FAA 颁布了咨询通报 AC20-107《复合材料飞机结构》,这是有关复合材料的第一个适航规范。波音 727 飞机的升降舵、L-1011 飞机的副翼和波音 737 飞机的水平尾翼根据这一规范进行设计和适航审查。我国

民用飞机静力试验通常按照CCAR-23部或CCAR-25部的设计规范进行适航审查。单发6座水陆两栖海鸥300飞机是由原国防科工委批准立项,适航要求为中国民航的《正常类、实用类、特技类和通勤类飞机适航规定》。M2水陆两栖轻型运动飞机严格按照现代飞机设计流程和适航审定程序开展设计。执行标准为ASTM F2245-16《轻型运动飞机性能与设计规范》<sup>[16]</sup>,接受中国民航华东管理局的适航审定。适航取证严格按照符合性验证方法MOC 0~MOC 9的适航验证方法,制定了符合性检查单、规划了局方参与的重大试验和试飞科目,进行了制造符合性检查,保证了适航取证的规范性和质量。

M2水陆两栖轻型运动飞机按照适航设定要求,完成了设计、制造、性能计算、质量计算、载荷计算、部件试验、整机试验、地面试验和滑水试验。主要完成全机强度静力试验、水载荷静力试验、应急着陆试验、系留载荷试验、滑水试验、发动机动力试验、电磁兼容试验、航电试验、操纵系统试验、操纵功能试验、全机称重试验、全机起落架落震试验,高度和空速校准试飞、性能试飞、操纵稳定性试飞、地面和水面特性试飞等,均需要满足设计要求。

M2飞机机翼静力试验的目的是对机翼的载荷、结构按进行强度验证,具体为验证机翼结构及机翼同机身连接处机翼部分以及连接销在限制载荷和极限载荷作用下满足ASTM F2245-16第5.1.1.3、5.1.3、5.2.2节的适航要求。条款规定的强度和变形要求如下:

“第5.1.1.3节:如果飞机因受载荷而变形,明显改变内外载荷的分布,此种重新分布的载荷必须被考虑。

第5.1.3.1节:结构必须能够承受限制载荷而无有害的永久变形,在直到限制载荷的任何载荷作用下,结构变形不得妨碍安全运行。

第5.1.3.2节:结构必须能够承受极限载荷至少3秒钟而不被破坏。但是当用模拟真实载荷情况的动力试验来表明强度的符合性时,则此3秒钟的限制不适用。

第5.2.2节:对称飞行情况。”

### 3 载荷研究

#### 3.1 载荷系数

载荷系数主要包括复合材料环境系数、过载系

数、限制载荷系数、极限载荷系数。

##### 3.1.1 复合材料环境系数

由于复合材料手糊成型工艺的强度离散系数为6%~10%,因此对复合材料结构,根据《On Certification Specifications, Including Airworthiness Codes and Acceptable Means of Compliance for Very Light Aeroplanes》CS-VLA 619系数定义,计算限制载荷时考虑复合材料安全系数取1.15。

##### 3.1.2 过载系数

M2飞机的飞行速度载荷包线如图2所示。

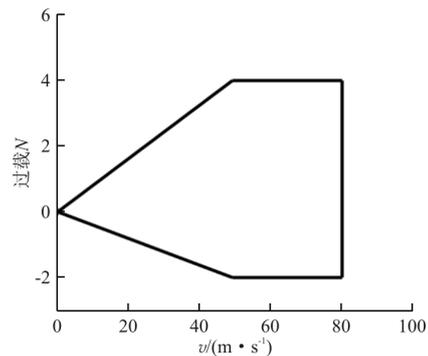


图2 M2飞机飞行包线过载

Fig. 2 M2 airplane flight envelope load factor

向上最大垂向过载为4.0,向下最大垂向过载为-2.0,载荷方向向上为正,向下为负。运输类飞机的垂向最大过载为2.5g,轻型运动飞机的垂向过载最大为4,因此轻型运动飞机的结构效率要求更高。

##### 3.1.3 限制载荷安全系数

限制载荷安全系数通常为使用载荷,为包线载荷的1.0倍。如果为复合材料结构,还需考虑复合材料环境系数1.15。

##### 3.1.4 极限载荷安全系数

引用ASTM F2245-16 §5.1.2.1,除非在§5.1.2.2中有另外说明,极限载荷安全系数必须为1.5,即 $n_{UL}=1.5$ ,极限载荷为限制载荷的1.5倍。

### 3.2 载荷类型

根据ASTM F2245-16适航条款要求,轻型运动飞机包线载荷主要包括:机动载荷、阵风载荷、惯性载荷、水载荷、系留载荷、操纵面载荷、起落架载荷。

机翼载荷类型包括:对称机翼机动载荷、非对称机翼机动载荷、阵风载荷。机翼极限载荷静力试验验证对称机翼机动载荷工况。

机翼载荷主要包括:垂直剪力和弯矩、水平剪力和弯矩、机翼扭矩。

### 3.3 机翼机动载荷

机翼静强度极限载荷试验载荷,根据机翼机动载荷工况验证机翼在对称载荷下,承受在 100% 飞行包线  $D$  点机翼限制载荷和极限载荷时的结构强度和变形。

机翼机动载荷主要是机翼升力和质量分布引起的垂直剪力和弯矩。升力计算采用 Schrenk 载荷分布方程计算,质量计算采用三角形载荷分布计算。

引述 ASTM F2245-16 X1.3.5.1:正向飞行时大小按 X1.3.2 和 1.3.3 所确定的飞机正常载荷的 1.05 倍计算。

机动限制载荷计算考虑飞机最大质量 650 kg,机翼升力限制载荷系数  $=4 \times 1.05 \times 1.15 = 4.83$ 。质量计算考虑机翼质量 90 kg,机翼质量限制载荷系数  $= -4 \times 1.15 = -4.6$ 。

机动极限载荷计算考虑飞机最大质量 650 kg,机翼升力极限载荷系数  $=4 \times 1.05 \times 1.15 \times 1.5 = 7.245$ 。质量计算考虑机翼质量 90 kg,机翼质量极限载荷系数  $= -4 \times 1.15 \times 1.5 = -6.9$ 。向上为正,向下为负。

机翼升力向上,重力向下,单侧机翼机动极限载荷总的剪力(N)和弯矩( $N \cdot m$ )分别如图 3~图 4 所示,机翼展向从机翼根肋(机翼机身连接截面)向外,即机翼根肋是 0 m。

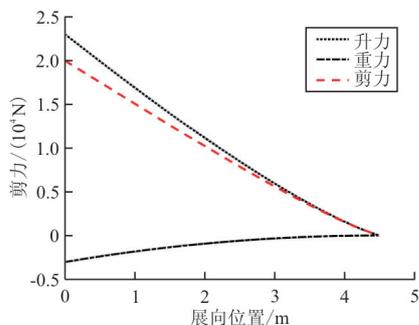


图 3 单侧机翼机动极限载荷总剪力分布 ( $n=4$ )

Fig. 3 Wing ultimate loads for shear force ( $n=4$ )

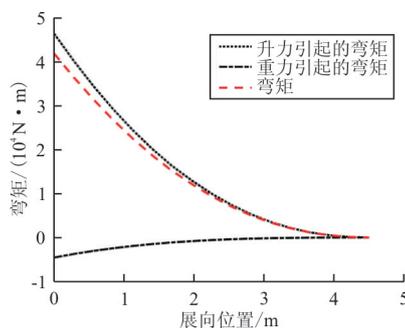


图 4 单侧机翼机动极限载荷总弯矩分布 ( $n=4$ )

Fig. 4 Wing ultimate loads for bend moment ( $n=4$ )

机翼翼根剪力限制载荷为 13 369 N,机翼翼根弯矩限制载荷为 28 037  $N \cdot m$ ;机翼翼根剪力极限载荷为 20 053 N,机翼翼根弯矩极限载荷为 42 056  $N \cdot m$ 。机翼对称载荷为在限制载荷和极限载荷作用下的左右对称、展向分布,载荷弦向分布作用点为 25% 的弦长位置。

## 4 机翼静力试验

### 4.1 试验件

M2 飞机机翼静力试验构型包括试验件和工装台架构型。M2 飞机机翼试验件为正常装机设计构型,包括机翼主盒段、副翼、襟翼、机翼大梁连接销钉、机翼与机身连接销钉、副翼驱动杆、副翼操纵连杆。左、右机翼结构示意图如图 5 所示。

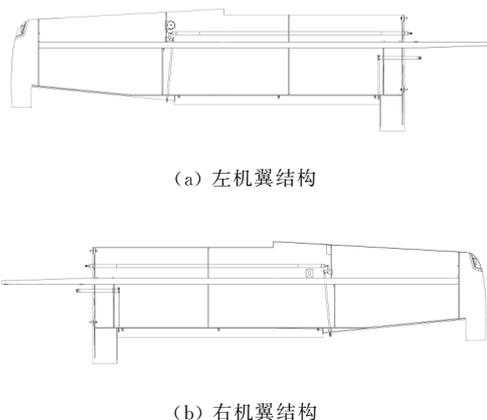


图 5 机翼结构示意图

Fig. 5 Sketch diagram of wing structure

### 4.2 支持系统

机翼试验台设计为模拟机翼与机身连接方式,

保证在试验的过程中机翼的受力方式和飞行状态下机翼的受力方式一致。将机翼主梁通过对接销钉固定;机翼根肋通过根肋销钉与底座连接。M2 飞机对称载荷状态机翼限制载荷和极限载荷试验时,左右机翼连接在工装台架上,工装台架固定于地面,安装方式如图 6 所示。

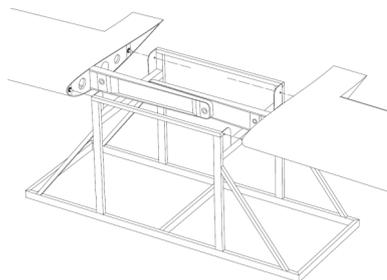


图 6 机翼支持结构

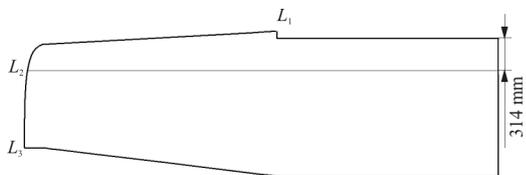
Fig. 6 Wing support structure

### 4.3 试验方法

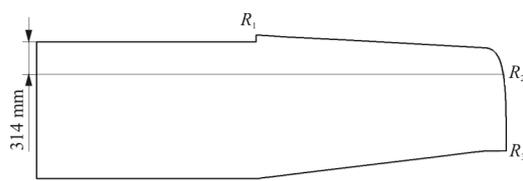
由于机翼翼肋和大梁为对称结构,上翼面加载和下翼面加载对主结构的强度校核效果相同,因此采用反向加载的方法。即对称载荷采用左右机翼脱离机身单独进行试验,将机翼倒置(下底面朝上),在机翼连接销处用设计的工装夹具支撑约束机翼,机翼其他部分悬置。机翼下表面加载沙袋,模拟机翼严重工况下的对称载荷受载形式,这种加载方式在 20 世纪 40 年代广泛采用,其优点是准备周期短,加载方便、直观;相比液压加载,可以大幅降低试验费用。

### 4.4 位移变形测量点

为了观测试验过程中机翼的变形,在左、右机翼的翼尖前后缘、机翼中部前缘、机翼大梁根部布置位移测量点,变形测量点分布位置如图 7 所示。



(a) 左机翼位移测量点



(b) 右机翼位移测量点

图 7 位移测量点位置

Fig. 7 Displacement measure location

### 4.5 试验步骤

机翼静力试验步骤包括预加载试验、限制载荷试验和极限载荷试验。

限制载荷试验的步骤为:

- (1) 从零逐级加载直到限制载荷,记录每级加载后测量点的垂直方向位移值;
- (2) 保载 30 s 后逐级卸载,记录每级卸载后测量点的垂直方向位移值;
- (3) 试验后对试验件进行检查,结合记录的测量结果填写试验变形记录;
- (4) 填写试验现场记录。

M2 飞机机翼限制载荷试验加载现场如图 8 所示。



图 8 机翼限制载荷试验

Fig. 8 Wing limit loads static strength test

极限载荷试验步骤为:

- (1) 从零逐级加载直到极限载荷;
- (2) 保持 3 s 后,迅速卸载;
- (3) 检查结构是否发生破坏;
- (4) 填写试验现场记录。

M2 飞机机翼极限载荷试验加载现场如图 9 所示。



图 9 M2 飞机机翼极限载荷试验

Fig. 9 Wing ultimate loads static strength test

## 5 试验结果分析

### 5.1 加载载荷及分析

机翼静力试验载荷如表 1 所示。

表 1 机翼静力试验载荷分析  
Table 1 Wing static test loads analysis

序号	名称	要求加载 载荷/kg	实际加载 载荷/kg	相对偏差 百分比/%
1	单侧机翼限制载荷	1 349.5	1 350.0	0.04
	机翼限制载荷	2 699.0	2 700.0	0.04
2	单侧机翼极限载荷	2 044.8	2 047.5	0.13
	机翼极限载荷	4 089.0	4 095.0	0.15
3	单侧机翼破坏载荷	2 044.8	2 090.0	2.21
	机翼破坏载荷	4 089.0	4 180.0	2.23

从表 1 可以看出:机翼静力试验,限制载荷和极限载荷加载载荷相对试验要求载荷分别大 0.04%、0.15%,加载载荷满足试验要求;试验破坏载荷相对设计载荷的偏差为 2.23%,表明复合材料机翼结构设计、载荷分析和强度试验的精度较高。

### 5.2 变形位移测量及分析

机翼静力试验垂向加载引起机翼垂向变形位移,机翼极限载荷翼尖变形与载荷曲线如图 10 所示。

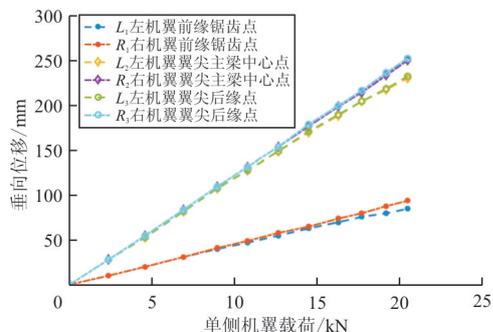


图 10 机翼极限载荷翼尖变形与载荷曲线

Fig. 10 Wing ultimate loads and displacement curve

飞机机翼静力试验位移测量结果分析表明:

(1) M2 飞机机翼限制载荷试验,左机翼翼尖最大垂向变形位移 179 mm,右机翼翼尖最大垂向变形位移 177 mm,左右偏差 2 mm,相对偏差 1.1%;

(2) M2 飞机机翼极限载荷试验,右机翼翼尖最大垂向变形位移 253 mm;左机翼翼尖最大垂向变形位移 233 mm,左右偏差 20 mm,相对偏差 7.9%;

(3) M2 飞机机翼翼尖( $L_2$ 、 $R_2$ )变形位移载荷曲线为线性关系,加载位移过程稳定,结构变形合理;

(4) M2 飞机机翼左右翼尖的前缘点与后缘点( $L_2$ 与 $L_3$ 、 $R_2$ 与 $R_3$ ),位移载荷曲线吻合,说明加载载荷和位置正确,没有附加扭矩;左右机翼 2 号点和 3 号点展向位移对称性好,说明机翼结构对称性好、试验件结构稳定性好。

(5) M2 飞机左右机翼对接中 M 点的位移,机翼限制载荷试验时最大变形 2 mm;机翼极限载荷试验时最大变形 3 mm。说明试验支持稳定,机翼根部大梁变形小。

(6) M2 飞机机翼静力试验结果证明 M2 飞机机翼结构满足强度设计要求。

(7) M2 飞机机翼结构满足 ASTM F2245-14 第 5.1.1.3、5.1.3、5.2.2 节的适航要求。

## 6 结论

(1) 通过机翼限制载荷静力试验、极限载荷静力试验和破坏载荷静力试验的验证,表明 M2 飞机的机翼载荷满足适航设定的要求。

(2) 主承力结构全部为复合材料的 M2 飞机,其机翼结构设计满足静强度设计要求。

### 参考文献

- [1] 范海涛,陈秀华,刘国青,等.新支线飞机全机静力试验实时监控系统的研制及应用[J].实验室研究与探索,2009,28(9):25-27.  
Fan Haitao, Chen Xiuhua, Liu Guoqing, et al. Development & application of the real time monitoring system of ARJ21-700 full scale static test[J]. Research and Exploration in Laboratory, 2009, 28(9): 25-27. (in Chinese)
- [2] 张兆斌,李明强,李健.大型运输机全机静力试验总体规划与实施研究[J].航空科学技术,2015,26(10):25-27.

- Zhang Zhaobin, Li Mingqiang, Li Jian. Research on comprehensive planning and implementation for full-scale static test of large transporter[J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2015, 26(10): 25-27. (in Chinese)
- [3] Xu Ze. Digital simulation of full scale static test of aircraft [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2005, 18(2): 47-50.
- [4] 顾诵芬. 关于新一代飞机的设计载荷[J]. *飞机设计*, 2005 (3): 1-12.
- Gu Songfen. On design loads for new-generation fighter aircraft[J]. *Aircraft Design*, 2005(3): 1-12. (in Chinese)
- [5] 崔德刚. 浅谈民用大飞机结构技术的发展[J]. *航空学报*, 2008, 29(3): 573-582.
- Cui Degang. Structure technology development of large commercial aircraft[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2008, 29(3): 573-582. (in Chinese)
- [6] 黄立伟, 范颖. 大型运输机机翼弯曲载荷计算[J]. *飞行力学*, 2003, 21(4): 62-64.
- Huang Liwei, Fan Ying. Estimation of wing bending loads for a large transport[J]. *Flight Dynamics*, 2003, 21(4): 62-64. (in Chinese)
- [7] 吴炎焯, 范宁军, Komarov V A. 机翼载荷传递结构的质量估算[J]. *北京理工大学学报*, 2008, 28(1): 19-23.
- Wu Yanxuan, Fan Ningjun, Komarov V A. Mass evaluation for load carrying structures of aircraft wing[J]. *Transaction of Beijing Institute of Technology*, 2008, 28(1): 19-23. (in Chinese)
- [8] 刘杨. 一种机翼弯剪载荷包线近似计算方法[J]. *航空工程进展*, 2013, 4(2): 241-246.
- Liu Yang. Approximation method for calculating the wing load envelope of bending moment and shear force[J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2013, 4 (2): 241-246. (in Chinese)
- [9] 陈绍杰. 复合材料技术与大型飞机[J]. *航空学报*, 2008, 29(3): 605-610.
- Chen Shaojie. Composite technology and large aircraft[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2008, 29(3): 605-610. (in Chinese)
- [10] 茅佳兵, 王生楠, 刘俭辉. 机翼复合材料加筋壁板结构的优化设计[J]. *航空工程进展*, 2014, 5(3): 390-396.
- Mao Jiabing, Wang Shengnan, Liu Jianhui. Research on carrying efficiency of stiffened composite wing panel[J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2014, 5 (3): 390-396. (in Chinese)
- [11] 郑晓玲. 复合材料结构的适航符合性分析研究[J]. *民用飞机设计与研究*, 2017(1): 1-7.
- Zheng Xiaoling. Research of airworthiness specifications for composite structure[J]. *Civil Aircraft Design & Research*, 2017(1): 1-7. (in Chinese)
- [12] Charles E H, James H S, Mark J S. Design and manufacturing of aerospace composite structures, state of the art assessment[J]. *Journal of Aircraft*, 2002, 39(4): 545-560.
- [13] Airbus Corporation. A350 composites innovation, yet proven[J]. *Aircraft Technology Engineering and Maintenance*, 2006(2): 28-33.
- [14] Pantelakis S P, Tserpes K I. Adhesive bonding of composite aircraft structure: challenges and recent developments [J]. *Science China: Physics, Mechanics and Astronomy*, 2014, 57(1): 2-11.
- [15] 中国人民解放军空军. GJB 67. 9A—2008 军用飞机结构强度规范: 第9部分——地面试验[S]. 北京: 总装备部军标出版发行部, 2008.
- Air Force of the CPLA. GJB 67. 9A—2008 Military airplane structural strength specification: Part 9—ground tests [S]. Beijing: General Equipment Department Military Standard Press, 2008. (in Chinese)
- [16] International Committee of the American Association of Materials and Tests. ASTM F2245-16 Performance and design code for light motion aircraft[S]. West Conshohocken, PA, 2016.

#### 作者简介:

毛一青(1965—),男,学士。主要研究方向:轻型运动飞机、太阳能飞机。

杨飞(1982—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:颤振、抖振、振动、载荷、静强度、飞行试验。

王乐(1984—),男,博士,副教授。主要研究方向:结构动力学分析与测试、振动、噪声、静强度。

(编辑:马文静)