

文章编号:1674-8190(2019)02-206-06

金属机身飞机框间距及截面参数分析

马骏

(上海飞机设计研究院 飞机结构强度工程技术所, 上海 201210)

摘要: 目前,大部分设计参考书目中对于机身隔框间距都是以经验值 20 in 作为说明,对于框距值的确定原因以及影响因素未作详细的分析。通过以隔框间距参数为设计变量,以机身强度和机身局部稳定性为设计约束,并以机身重量为目标函数对隔框间距值的确定进行研究,给出一种隔框框距值的确定方法,并通过实例计算验证 150 座级飞机框间距 20 in 的经验值;同时利用有限元分析(FEA)和试验设计(DOE)方法对飞机普通隔框的截面形式进行结构参数分析,分析隔框各个设计参数对蒙皮应力水平的影响大小,给出 150 座级飞机隔框截面参数可行域。结果表明:本文分析计算值与一般 150 座级飞机的隔框间距设计经验值 20 in (508 mm)相比,结果吻合很好;采用有限元分析,腹板高度设计为 80~95 mm,内缘条宽度和外缘条宽度条设计为 15 mm;采用 DOE 分析,隔框外缘条宽度应大于内缘条宽度。

关键词: 金属机身;隔框间距;隔框截面;FEA;DOE

中图分类号: V223

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2019.02.009

Analysis of Metallic Fuselage Frame Pitch and Cross Section Parameters

Ma Jun

(Aircraft Structure & Strength Engineering Institute, Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

Abstract: At present, most of the references just give a frame pitch of 20 in as an empirical value, but no more other analysis about the reason of the pitch and the influence factors of the frame pitch. The frame pitch is taken as a parameter, the fuselage strength and stability as constraints and the fuselage weight as objective function to make an analysis of the frame pitch, and give a method that how the frame pitch can be designed. And with that method the 20 in frame pitch is verified for aircraft of 150 seats. Meanwhile, the section parameter of the frame and its influence on the skin stress are analyzed by finite element analysis (FEA) and design of experiment (DOE), and a feasible region for the section parameter of the frame is given. The result shows that the value calculated by this method is in good agreement with the empirical value (20 in) for the aircraft of 150 seats. By using FEA, the height of frame should be 80~95 mm, the width of inner flange and outer flange should be 15 mm. By DOE analysis, the width of frame outer flange should be bigger than the inner flange.

Key words: metallic fuselage; frame pitch; frame cross section; FEA; DOE

收稿日期:2018-04-27; 修回日期:2018-07-17

通信作者:马骏, buaa_majun@163.com

引用格式:马骏. 金属机身飞机框间距及截面参数分析[J]. 航空工程进展, 2019, 10(2): 206-211.

Ma Jun. Metallic fuselage frame pitch and cross section parameters analysis[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(2): 206-211. (in Chinese)

0 引言

隔框的间距对机身受压蒙皮壁板的设计有非常大的影响。同时隔框的间距对壁板的重量也有较大影响,随着隔框间距的增大,固定在隔框上的地板梁的跨度也会增大,必然导致地板结构重量的变化。

目前国内外资料基本没有对于框距初步确定的设计分析,都是以经验值 $20 \text{ in}^{[1]}$ 作为说明,Hans-Jürgen Schmidt^[2]研究了典型金属隔框的设计原则并分析了隔框截面形式的选择;邓扬晨等^[3-4]研究了军用飞机加强框的拓扑优化设计以及小型飞机普通隔框的设计优化方法;陈振兴等^[5]研究了民用飞机隔框与蒙皮壁板的连接结构;姜晓伟^[6]研究了隔框的逆向设计和数字化加工。但以上研究都偏向于研究单一隔框,并未对隔框间距做过多分析。

本文从稳定性、强度、重量三方面分析框距初步设计值的确定方法,同时对飞机普通隔框的截面形式进行结构参数分析,以期为后期的详细设计阶段提供参考。

1 框间距初步设计分析

1.1 结构稳定性约束

对于飞机机身结构,机身隔框的间距需要保证在设计载荷下,隔框间的壁板不发生失稳。一般民用飞机的机身中间等直段为横截面近似圆形的薄壁加筋结构。在分析圆柱筒壳的弹性稳定问题时,可以取单位周长的一条壳壁,将其看作是两端受轴向压力作用而沿长度支承在弹性基体上的细长板条,当压力增大到一定数值时,此板条在直线形态下平衡,就丧失了稳定性,而可能在波纹状的微弯状态下维持平衡。因此可以选取一段单位周长壁板作为分析模型,如图 1 所示。

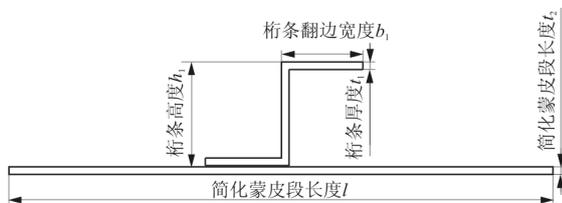


图 1 机身段简化模型截面示意图
Fig. 1 Fuselage simplified model graph

上述模型的稳定问题可以利用欧拉公式(式(1))进行计算分析。

$$\frac{\pi^2 EL_z}{L_{fr}^2 \cdot A} > \frac{MR}{I} \quad (1)$$

式中: L_{fr} 为隔框间距; I 为机身截面的惯性矩,机身为薄壁圆筒, I 可由 $I = \pi R^3 \delta$ 计算得出, δ 为筒壁厚度,由于机身蒙皮是加筋薄壁结构, δ 应为等效厚度, δ 可由 $\delta = \frac{A}{l}$ 计算得出, A 为分析模型截面面积, l 为分析模型截面蒙皮壁板长度。

I_z 为所取模型截面惯性矩,其计算过程如下所示。

首先,计算形心位置,得到中性轴位置。

$$\begin{aligned} y_c &= \frac{\int_A y dA}{A} \\ &= \frac{\int_{A_1} y_1 dA_1 + \int_{A_2} y_2 dA_2}{A_1 + A_2} \end{aligned} \quad (2)$$

$$A_2 = l \cdot t_2 \quad (3)$$

$$A_1 = h_1 \cdot t_1 + 2(b_1 - t_1)t_1 \quad (4)$$

$$A = A_1 + A_2 \quad (5)$$

$$\int_{A_2} y_2 dA_2 = \frac{1}{2} t_2 \cdot A_2 \quad (6)$$

$$\int_{A_1} y_1 dA_1 = \left(\frac{1}{2} h_1 + t_2 \right) \cdot A_1 \quad (7)$$

然后,计算截面惯性矩

$$I_z = I_{z1} + I_{z2} + I_{z3} + I_{z4} \quad (8)$$

$$\begin{aligned} I_{z1} &= \left(h_1 + t_2 - \frac{1}{2} t_1 - y_c \right)^2 \cdot (b_1 - t_1) + \\ &\quad \frac{1}{12} b_1 \cdot t_1^3 \end{aligned} \quad (9)$$

$$I_{z2} = \left(\frac{1}{2} h_1 + t_2 - y_c \right)^2 \cdot h_1 \cdot t_1 + \frac{1}{12} t_1 \cdot h_1^3 \quad (10)$$

$$I_{z3} = \left(y_c - t_2 - \frac{1}{2} t_1 \right)^2 \cdot (b_1 - t_1) \cdot t_1 + \frac{1}{12} b_1 \cdot t_1^3 \quad (11)$$

$$I_{z4} = \left(y_c - \frac{1}{2} t_2 \right)^2 \cdot l \cdot t_2 + \frac{1}{12} l \cdot t_2^3 \quad (12)$$

将以上各式代入欧拉公式,有

$$\frac{\pi^2 EL_z}{L_{fr}^2} > \frac{MI}{\pi R^2} \quad (13)$$

计算采用 $L_{skin} = 10 \text{ m}$ 等直段机身简化模型,不考虑窗框等开口以及地板等部件的影响,参考

150 座级飞机数据,设计 $h_1 = 28 \text{ mm}$,蒙皮厚度根据气密压差计算(设计载荷下,考虑急速气动引起的压差变化以及安全系数,取 2 倍压差载荷),根据计算分析,本文取蒙皮厚度 $t_2 = 1.2 \text{ mm}$,取飞机极限弯矩 $M = 6.5 \times 10^9 \text{ N} \cdot \text{mm}$,机身半径 $R = 2000 \text{ mm}$ 。长桁数量设为 86 根,计算模型的简化蒙皮段长度 $l = 145 \text{ mm}$,各部件材料为 2024-T3 铝合金。代入式(13),得到含有框距的一个约束函数。

$$\frac{I_z}{L_{fr}^2} > 0.10496 \quad (14)$$

1.2 结构强度约束

在强度方面,在机身最上端,弯曲正应力最大,因此根据强度条件有

$$\frac{MR}{I} < [\sigma] \quad (15)$$

式中: $[\sigma] = 271.94 \text{ MPa}$

代入数据得到 t_1 和 b_1 的约束函数:

$$28t_1 + 2(b_1 - t_1)t_1 > 97.90 \quad (16)$$

1.3 质量计算

飞机结构设计以重量最轻为目标,因此隔框间距以及长桁截面参数的确定要在满足约束函数的情况下,使得结构重量最轻。

机身质量计算如下:

$$M = M_{skin} + M_{stringer} + M_{frame} \quad (17)$$

$$M_{skin} = 2\pi R \cdot L_{skin} \cdot \rho = 0.35 \text{ t} \quad (18)$$

$$M_{stringer} = n_{stringer} \cdot A_1 \cdot L_{skin} \cdot \rho \quad (19)$$

$$M_{frame} = \frac{L_{skin}}{L_{fr}} \cdot A_{frame} \cdot 2\pi R \cdot \rho \quad (20)$$

式中: A_{frame} 为隔框的横截面积。

A_{frame} 的变化并不影响本节所分析的内容,因此,根据某型民用飞机将 A_{frame} 设为定值,令 $A_{frame} = 220 \text{ mm}^2$,由此得到

$$M = 0.35 + 2.30 \times 10^{-3} \times [28t_1 + (2b_1 - t_1)t_1] + \frac{76.58}{L_{fr}} \quad (21)$$

1.4 结果分析

根据式(14)、式(16)、式(21)绘制隔框间距与机身段重量的关系图,如图 2 所示,可以看出:机身段与隔框间距呈现一定的关系,左侧为以拉伸强度

为约束条件的曲线,此时由于拉伸静强度的限制,面积 A 最小值不会有变化,则蒙皮加筋板的重量不会变化,图中的重量变化是由于隔框间距增大,导致隔框数量减少而引起整体重量的降低;隔框间距继续增大后,约束条件转变为失稳条件,此处长桁的翻边宽度,长桁厚度,隔框间距均在变化,综合作用导致重量的变化。在约束条件切换的地方出现机身重量的最小值,因此,在这个地方附近取设计值接近最优设计值,其设计参数为 $L_{fr} = 516 \text{ mm}$ 。

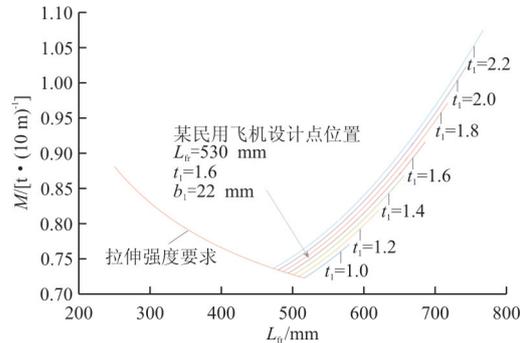


图 2 机身段质量与隔框关系图

Fig. 2 Fuselage mass and frame pitch graph

图 2 是经过合理简化得出的,没有考虑地板组件对失稳的有利影响,因此根据图 2 得到的设计点是偏于保守的设计点。上述设计点可以作为初始设计点,在综合考虑其他各方面因素以及机身结构的具体情况进行调整,例如:内部各种设备的安装,维护维修的开口,系统管路的要求等。

一般 150 座级飞机设计经验值为 20 in (508 mm),与本文分析计算值相符。对于其他构型尺寸的飞机,初始设计值应根据具体情况具体对待,仍可按照本文的设计方法定出初始设计值。

2 隔框结构尺寸分析

座舱普通框和加强框在机身的径向对座舱壳体的膨胀有很大的约束作用。普通框的主要作用是保持机身的外形,防止蒙皮壁板在纵向压缩载荷作用下发生弹性失稳^[7]。

2.1 隔框尺寸初步分析

上文分析了隔框的间距使得机身筒体不发生框间的局部失稳,即使如此,机身筒体仍有可能发生跨框的总体失稳,普通框的结构剖面尺寸主要取

决于框的结构刚度不会引起机身的总体失稳,即最小机身框面内弯曲刚度要求。为了防止机身壳体在承受弯曲时出现总体失稳,所需要的隔框刚度为

$$(EI)_f \geq \frac{C_f MD^2}{L} \quad (22)$$

通过对已有试验数据的研究发现 C_f 的值为 $1/16\ 000$ ^[4],则有

$$(EI)_f \geq \frac{MD^2}{16\ 000 L} \quad (23)$$

代入数据计算,得

$$I_f \geq 1.74 \times 10^5 \text{ mm}^4 \quad (24)$$

为了方便分析,本文分析简化的隔框直接与蒙皮壁板相连的结构形式,不讨论“浮框式”结构,普通隔框示意图如图 3 所示。

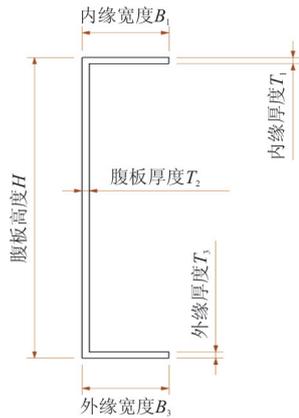


图 3 隔框截面示意图

Fig. 3 Frame section graph

计算可得

$$I_f = \frac{1}{12} T_2 H^3 + \frac{1}{12} B_1 T_1^3 + \frac{1}{12} B_3 T_3^3 + \left(\frac{1}{12} H - \frac{1}{12} T_1\right)^2 \cdot T_1 \cdot (B_1 - T_2) + \left(\frac{1}{12} H - \frac{1}{12} T_3\right)^2 \cdot T_3 \cdot (B_3 - T_2) \quad (25)$$

$$A_f = H \cdot T_2 + (B_1 - T_2) \cdot T_1 + (B_3 - T_2) \cdot T_3 \quad (26)$$

对于隔框截面来说,从获得高截面惯性矩的角度,腹板应该越薄越高,缘条应越厚越短,但是腹板太薄以及缘条宽度太小容易造成侧向失稳,同时腹板太高会造成内部空间的减少,这会极大地降低乘坐空间舒适性。

初步设计时,假定 $T_1 = T_2 = T_3 = 1.6 \text{ mm}$,且令 $B_1 = B_3$,由此得到:

$$I_f = 0.133H^3 + 0.683B_1 + 3.2(0.5H - 0.8)^2 \times$$

$$(B_1 - 1.6) \quad (27)$$

将式(27)代入式(24)得到一个可行域,如图 4 所示。

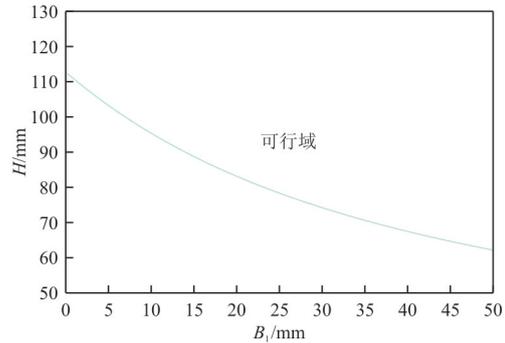


图 4 隔框参数可行域

Fig. 4 The feasible region of frame parameters

在可行域内边界选取若干组合数据,计算截面面积 A_f 以及侧向弯曲截面系数 I_y ,如图 5 所示。

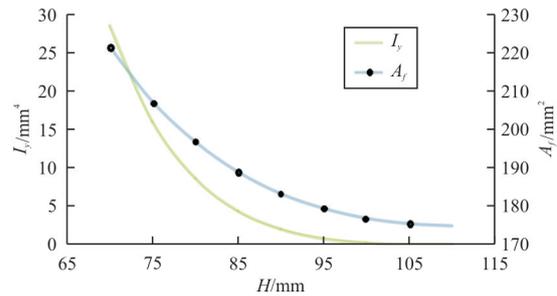


图 5 隔框腹板高度影响曲线

Fig. 5 Frame web height influence graph

在确定隔框截面初步参数时,根据以上分析,参数选取应该使 A_f 尽量小从而重量小,且 I_y 又不能太小以防止侧向失稳,可初步确定 $H = 80 \sim 95 \text{ mm}$,从而 $B_1 = B_3 = 15 \text{ mm}$ 。

2.2 格框尺寸参数 DOE 分析

上文分析了 150 座级民用飞机隔框间距取值的初步分析方法以及机身普通隔框截面尺寸值初步确定方法。本节通过有限元分析机身普通隔框各个参数对隔框约束条件的重要性,进一步确定隔框的截面参数。使用 Isight^[8-9] 试验设计 (Design of Experiment, 简称 DOE) 模块进行设计分析,自动循环计算隔框结构各尺寸因子对约束的影响。计算模型选取长 10 m,半径 2 m 的等直段筒段模型,载荷工况为 2 倍气密载荷的极限工况,约束条件为蒙皮壁板应力水平。以隔框内缘条厚度、内缘

条宽度、外缘条厚度、外缘条宽度、腹板厚度以及腹板宽度 6 个参数作为变量因子,如表 1 所示。

表 1 参数提取汇总表
Table 1 Frame parameters summary
Result of DOE analysis

序号	提取方式	变量因子	数值域/mm
1	Abaqus	内缘条厚度	1~4
2		腹板厚度	1~4
3		外缘条厚度	1~4
4	Catia	内缘条宽度	10~50
5		外缘条宽度	10~50
6		腹板宽度	70~110

对 Isight 的 DOE 模块进行相应设置,采用最优拉丁超立方设计方法进行 DOE 分析计算,计算结果如图 6 所示。图中颜色表示变量因子与目标约束呈负相关的关系,隔框各项参数的增大皆会导致蒙皮应力的降低。定量分析各参数对蒙皮应力 S 的相对影响,如表 2 所示。

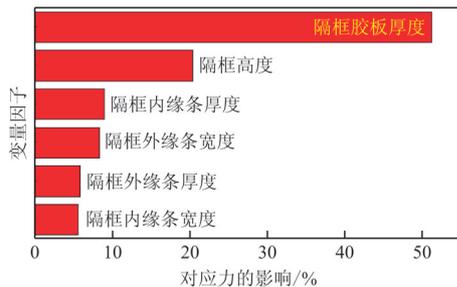


图 6 DOE 分析结果示意图
Fig. 6 Result of DOE analysis

表 2 参数对蒙皮应力 S 的相对影响
Table 2 The influence coefficient of parameters to skin stress

参 数	对 S 的相对系数
隔框内缘条厚度	-0.17
隔框外缘条厚度	-0.06
隔框腹板厚度	-0.88
隔框高度	-0.40
隔框内缘条宽度	-0.15
隔框外缘条宽度	-0.17

从图 6 和表 2 可以看出:隔框腹板厚度对蒙皮应力的影响最大,其次是隔框高度,隔框内缘条宽度影响最小。由此可得,在 2 倍气密设计载荷工况下,隔框腹板的厚度对蒙皮应力的影响占主导地

位。但是腹板厚度的增加容易造成隔框整体重量的增加,而隔框抗弯截面系数对于腹板厚度值并不敏感,因此一般通过调整隔框的高度,隔框高度对蒙皮应力水平影响较大,同时隔框高度对隔框抗弯截面系数影响也较大。另外 DOE 分析结果显示隔框外缘条宽度的影响大于内缘条宽度,且外缘条还需要与蒙皮壁板进行连接,因此设计时隔框外缘条宽度应大于内缘条宽度。

DOE 分析结果可为后期详细设计优化阶段作参考,影响大的参数作为优化变量,影响小的参数选取常量,以节省优化资源^[10]。

3 结 论

(1) 提出了一种简化计算模型,即选取蒙皮壁板单位周长壁板截面,以静强度和局部稳定性为约束条件,计算出隔框间距初步设计值,并与现有民用飞机隔框间距设计经验值 20 in(508 mm)比较,结果吻合很好。

(2) 分析了普通隔框截面参数初步设计方法,对 150 座级飞机给出了隔框截面参数可行域,初步确定 $H=80\sim 95$ mm,从而 $B_1=B_3=15$ mm。

(3) 分析了隔框各个参数对于蒙皮应力的影响大小,初步确定隔框外缘条宽度的影响大于内缘条宽度,且外缘条还需要与蒙皮壁板进行连接,因此设计时隔框外缘条宽度应大于内缘条宽度。

参考文献

- [1] Michael C Y Niu. Aircraft structural design[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2008: 477-480.
- [2] Hans-Jürgen Schmidt, General. Metallic technologies and design principles of basic components[R]. Toulouse: Airbus, 2005: 18-19.
- [3] 邓扬晨, 刘晓欧, 朱继宏. 飞机加强框的一种结构拓扑优化设计方法[J]. 飞机设计, 2004(4): 11-16.
Deng Yangchen, Liu Xiaou, Zhu Jihong. An approach to structural topology optimization about aircraft reinforced frames design[J]. Aircraft Design, 2004(4): 11-16. (in Chinese)
- [4] 邓扬晨, 熊严, 张卫红, 等. 改型设计中飞机普通框一种设计方法[J]. 飞机设计, 2004(3): 25-30.
Deng Yangchen, Xiong Yan, Zhang Weihong, et al. A design approach to fuselage frames in aircraft upgrade design [J]. Aircraft Design, 2004(3): 25-30. (in Chinese)
- [5] 陈振兴, 曾小苗. 大型民用飞机框与长桁、蒙皮的连接结构分析[J]. 大众科技, 2014, 16(181): 166-168.

- Chen Zhenxing, Zeng Xiaomiao. Large civil aircraft frame and stringer & skin connection analysis[J]. Popular Science & Technology, 2014, 16(181): 166-168. (in Chinese)
- [6] 姜晓伟. 飞机框类重件的逆向设计及数字化加工[J]. 工具技术, 2015, 49(2): 65-67.
- Jiang Xiaowei. Reverse design and digital processing of aircraft frame parts[J]. Tool Engineering, 2015, 49(2): 65-67. (in Chinese)
- [7] 郑辉洲. 机身整体壁板结构分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.
- Zheng Huizhou. Fuselage integral panel structure analysis [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)
- [8] 赖宇阳. Isight 参数优化理论与实例详解[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2012: 138-142.
- Lai Yuyang. Isight parameters optimization theory and case explanation[M]. Beijing: Beihang University Press, 2012: 138-142. (in Chinese)
- [9] 北京思易特科技有限公司. 多学科目标优化软件 Isight 入门与提高[M]. 北京: 北京思易特科技有限公司, 2014. Beijing Etemal Co., Ltd. Introduction and improvement of multidisciplinary optimization software Isight[M]. Beijing: Beijing Etemal Co., Ltd., 2014. (in Chinese)
- [10] 曾超, 徐惠民. 民用飞机机身剖面参数化设计分析[J]. 民用飞机设计与研究, 2012(增刊): 46-53. Zeng Chao, Xu Huimin. Design and analysis of cross section of civil airplane[J]. Civil Aircraft Design & Research, 2012(S): 46-53. (in Chinese)

作者简介:

马 骏(1990—),男,硕士,工程师。主要研究方向:民用飞机结构设计。

(编辑:赵毓梅)

(上接第 205 页)

- [10] 洪海华, 刘伟光, 艾剑波, 等. 直升机的防除冰系统[J]. 直升机技术, 2010, 161(1): 52-56. Hong Haihua, Liu Weiguang, Ai Jianbo, et al. Helicopter anti/de-icing system[J]. Helicopter Technique, 2010, 161(1): 52-56. (in Chinese)
- [11] 常士楠, 侯雅琴, 袁修干. 周期电加热控制律对除冰表面温度的影响[J]. 航空动力学报, 2007, 22(8): 1247-1251. Chang Shinan, Hou Yaqin, Yuan Xiugan. Influence of periodic electro-heating pulse on deicing surface temperature[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(8): 1247-1251. (in Chinese)
- [12] Flemming R J. The past twenty years of icing research and development at sikorsky aircraft [R]. AIAA-2002-0238, 2002.
- [13] Sirotinsky Boris S, Boulanovsky Andrei V. Anti-icing systems of helicopter rotor blades[C]. International Icing Symposium'95 Proceedings, 2006: 115-121.
- [14] 邹小玲. 直升机旋翼防除冰设计与分析[J]. 直升机技术, 2009(3): 39-46. Zou Xiaoling. The design and analysis of helicopter rotor anti-icing/de-icing system [J]. Helicopter Technique, 2009(3): 39-46. (in Chinese)

作者简介:

谌广昌(1983—),男,博士研究生,高级工程师。主要研究方向:航空复合材料、复合材料认证及航材管理。

纪双英(1977—),女,硕士,高级工程师。主要研究方向:树脂基复合材料及特种芯材。

赵文明(1980—),女,博士后。主要研究方向:树脂基复合材料。

益小苏(1953—),男,博士,教授。主要研究方向:树脂基复合材料。

(编辑:马文静)