活塞式发动机安装架载荷与强度研究

熊　俊[1,2],吕万韬[1,2],赵新新[1,2],张宝柱[1,2]
(1.中电科芜湖钻石飞机制造有限公司;2.中电科芜湖通用航空产业技术研究院有限公司:安徽芜湖 241000)

摘要:为了拓展活塞式发动机安装架适航审定思路,对《正常类、实用类、特技类和通勤类飞机适航规定》(CCAR23-R3)、《航空发动机适航规定》(CCAR-33-R2)及甚轻型(AC-21-05)、超轻型(AC-21-06)飞机适航标准中规定的活塞式飞机发动机安装架设计要求进行分析,给出了活塞式发动机安装架结构设计载荷工况计算、强度分析和试验验证方法。结果表明:活塞式发动机安装架主要采用超静定多路传力桁架结构设计;活塞式发动机安装架正常载荷工况共 11 组;活塞式发动机安装架静强度分析主要考虑管材拉压弯剪及焊接接头与螺栓连接接头强度。

关键词: 安装架;载荷计算;强度分析;试验验证;活塞式发动机
中图分类号: V228.4　　**文献标识码:**A　　**doi:**10.13477/j.cnki.aeroengine.2020.02.018

Study on Load and Strength of Piston Engine Mounting Bracket

XIONG Jun[1,2], LYU Wan-tao[1,2], ZHAO Xin-xin[1,2], ZHANG Bao-zhu[1,2]
(1.CETCD Wuhu Diamond Aircraft Manufacture CO.,LTD. ;2. CETCD Wuhu General Aviation Industry Technology Research Institute Co.,LTD.:Wuhu Anhui 241000,China)

Abstract: In order to expand the airworthiness certification of piston engine mounting bracket,the design requirements of piston engine mounting bracket set out in *Airworthiness regulations for normal, practical, aerobatic and commuter aircraft* (CCAR23-R3), *Airworthiness requirements for aeroengines* (CCAR-33-R2) and very light type (AC-21-05) and super light type (AC-21-06)were analyzed. The design load condition calculation,strength analysis and test verification method of piston engine mounting bracket were given. The results show that the piston engine mounting bracket mainly adopts the design of superstatic multi-way force transfer truss. The piston engine mounting bracket have eleven groups under normal load conditions. Static strength analysis of piston engine mounting bracket mainly considers pipe tension bending shear and joint strength of welded joint and bolt joint.

Key words: engine mounting bracket;load calculation;strength analysis;test verification;piston engine

0　引言

根据美国联邦航空管理局(Federal Aviation Administration)数据,2012 年美国拥有超过 30 万架活塞式通用航空飞行器,且这一数据仍在继续增长[1]。随着中国低空领域的逐步开放,通用飞机在国内将会有广阔的发展前景,而活塞式发动机也开始受到广泛关注。GAMA 通用航空统计数据手册中指出,2016 年全球生产通用飞机 2262 架,其中,活塞式飞机 1019 架,占 45%[2]。由于活塞式发动机具有油耗低、结构简单、技术成熟、价格便宜、使用维护费用低以及寿命长等优点[2],被广泛应用于低成本无人机[3]、初级教练机、行政机、小型运动飞机的动力装置[1]。

近年来,中国通过技术引进、自主研发,通用飞机设计技术得到大力发展。如小鹰 500、阿若拉 SA60L、GA20 等飞机均采用活塞式发动机。随着中国活塞式发动机的应用增多,对其安装架的结构强度设计、适航符合性验证技术提出迫切需求。对于飞机发动机安装架载荷与强度研究,国内学者研究方向主要偏重于军用与民航飞机,且针对的研究对象均为涡轮发动机,尚未有对活塞发动机安装架载荷与强度研究公开

收稿日期:2019-01-09
作者简介:熊俊(1987),男,高级工程师,主要从事飞机结构强度设计工作;E-mail:xiongj@cetcd.com。

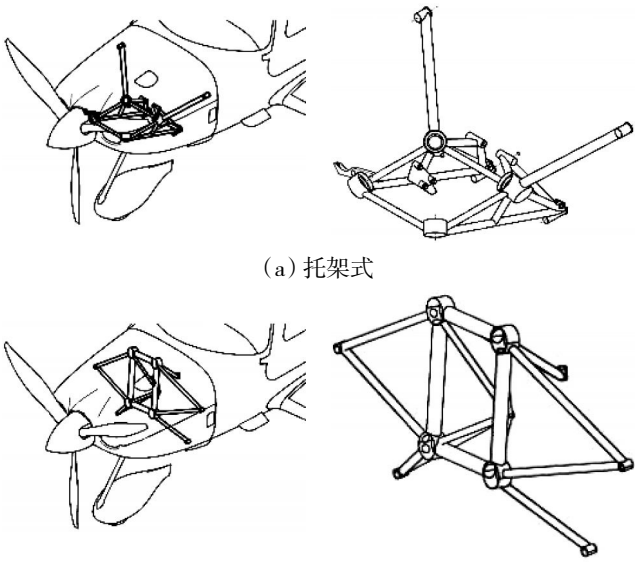
引用格式:*熊俊,吕万韬,赵新新,等. 活塞式发动机安装架载荷与强度研究[J]. 航空发动机,2020,46(2):97-102.XIONG Jun,LYU Wantao,ZHAO Xinxin,et al. Study on load and strength of piston engine mounting bracket[J]. Aeroengine,2020,46(2):97-102.*

发表文献。但涡轮发动机与活塞发动机安装架载荷计算与强度分析有相通之处，均需考虑发动机推力、扭矩、惯性力、陀螺力矩等载荷工况组合，且均采用计算与试验相结合的方法表明设计符合性。罗金亮[4]等对航空发动机固定装置载荷计算方法方法进行探讨，提出采用常规力学计算方法与有限元方法分别对发动机安装节载荷进行计算，并给出相应计算方法；徐春雨[5]对民用航空发动机安装节设计载荷进行研究，从适航验证角度给出了发动机安装节设计所需满足的载荷要求；朱岩[6]对民用飞机动力装置安装系统设计进行研究，从载荷类型和传力途径、固定方法、热补偿和隔振技术 4 个方面对安装系统的设计进行了总结；李春刚[7]对某型航空发动机安装架强度进行分析，给出了发动机安装架计算载荷工况及强度分析方法；赵善斋[8]对发动机安装架的静力试验方案及试验工况进行全面论述，且对试验结果进行统计分析与可靠性评定，对发动机安装架设计提出相关建议。欧美国家在航空领域的发展较为领先[2]，且活塞式飞机发动机相关的设计、制造、装机使用经验也较为丰富。Grabowski[9]通过测试分析手段，对 Liberty XL2 飞机飞行包线及 IOF-240-B5B 活塞式发动机载荷进行研究，对发动机计算载荷进行修正；Stefan BOGOS[10]针对 CS23.371 条款中俯仰和偏航速度过于保守的问题，提出 1 种简化的方法计算发动机安装架陀螺力矩；Michel Guillaumea[11]以 Pilatus P-3 型发动机安装架为例，采用 ANSYS Workbench Platform 开发了详细的有限元模型，并基于 EASA CS23 认证的 6 种工况下对发动机安装架强度进行了有效评估。

本文依据适航规章 CCAR23 部[12]和 CCAR33 部[13]的设计要求及 AC-21-05 初级类航空器适航标准——甚轻型飞机[14](JAR-VLA)与 AC-21-06 初级类航空器适航标准——超轻型飞机[15]的相关设计要求，分别对活塞式发动机架结构设计、载荷计算、强度分析及试验验证等方面进行详细论述。

1 发动机安装架结构与工艺

为确保发动机推力的有效传递，活塞式发动机架普遍设计为多路传力的桁架结构[16-17]，以确保当 1 个主要结构元件出现疲劳破坏或明显局部破坏后，结构不能发生灾难性破坏，且其余结构能够承受值为 V_C(飞机巡航速度)时临界限制载荷系数 75%的极限静载荷系数[12]。活塞式发动机架结构设计如图 1 所示。



(a) 托架式

(b) 悬臂式

图 1 活塞式发动机架结构设计

活塞式发动机安装架一般选用 30CrMnSiA [7-8]或 30CrMo 合金结构钢(对应 AISI 4130)管材焊接成型。4130 合金钢具有较高的高温强度和韧性，但其焊接性能不甚理想，焊接区易产生冷裂纹与热影响区脆化等问题，应进行焊前预热(预热温度为 200 ℃)与焊后热处理(热处理温度为 640 ℃，时间为 165 min)，消除氢致冷裂纹的同时提高焊接接头拉伸强度与冲击韧性[18]。

2 发动机安装架载荷计算

发动机安装架是连接飞机与发动机的主要承力结构，其作用是将发动机推力和扭矩传递至飞机，同时还需承受发动机垂向、侧向过载以及俯仰、偏航、滚转力矩。发动机受力分析如图 2 所示。

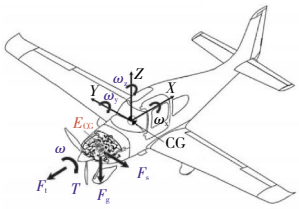


图 2 发动机受力分析

图中：F_t 为发动机推力；T 为发动机扭矩；F_g 为发动机垂向过载；F_s 为发动机侧向过载；ω 为发动机螺旋桨旋转角速度；ω_x 为飞机滚转角速度；ω_y 为飞机俯仰角速度；ω_z 为飞机偏航角速度；C_G 为飞机重心；E_{CG} 为发动机重心。

发动机推力为

$$F_t = \frac{P}{V} \cdot \eta \tag{1}$$

式中:P 为发动机功率;V 为飞机当量空速;η 为螺旋桨效率,一般取 0.8~0.9[19]。

发动机扭矩为

$$T = T_{\text{nom}} \cdot f = \frac{P}{\omega} \cdot f = \frac{P}{2\pi v} \cdot f \tag{2}$$

式中:v 为发动机转速;f 为扭矩安全系数，对于 5 个或 5 个以上气缸取 1.33,对于 4、3、2 个气缸,分别取 2、3、4,具体见 CCAR23 部 23.361(c)[12]。

发动机垂向过载为

$$F_{\text{g}} = mg \cdot n_{\text{z}} \tag{3}$$

式中:m 为动力系统总质量(包括发动机、螺旋桨及成附件);n_{z} 为法向载荷系数,分为机动载荷系数与突风载荷系数 2 类。

正机动载荷系数为

$$n_{+} = 2.1 + \frac{10886}{(W+4536)} \tag{4}$$

式中:W 为设计最大起飞质量,kg。

对于正常类与通勤类飞机 n_{+} 不必大于 3.8,实用类 4.4,特技类 6.0。具体见 CCAR23 部 23.337[12]。

负机动载荷系数为

$$n_{-} = -k \cdot n_{+} \tag{5}$$

式中:k 为比例系数,对于正常类、实用类和通勤类飞机,k=0.4；对于特技类飞机,k=0.5。具体见 CCAR23 部 23.337[12]。

突风载荷系数为

$$n_{\text{g}} = 1 + \frac{k_{\text{g}} U_{\text{de}} V a}{1.63(Wg/S)} \tag{6}$$

式中:k_{g} 为突风缓和系数

$$k_{\text{g}} = \frac{0.88\mu_{\text{g}}}{(5.3 + \mu_{\text{g}})} \tag{7}$$

$$\mu_{\text{g}} = \frac{2(Wg/S)}{\rho \overline{C} ag} \tag{8}$$

式中:Wg/S 为具体载荷情况下适用的飞机质量产生的翼载,N/m^2;ρ 为空气密度,kg/m^3;$\overline{C}$ 为平均几何弦长,m;U_{de} 为突风速度,m/s,可根据 CCAR23.333(c)[12]获得;a 为升力系数曲线斜率，计算突风载荷同时考虑机翼与水平尾翼升力时,a 为飞机法向力系数曲线斜率，仅考虑突风载荷作用在机翼上时,a 为机翼升力线斜率。具体见 CCAR23 部 23.341[12]。

根据 CCAR23.333(d)飞行包线,飞机不同状态点对应的发动机垂向载荷系数为当量空速的函数

$$n_{\text{z}} = f(V) \tag{9}$$

最大垂向载荷系数为

$$+n_{\text{z}} = \max(n_{+}, +n_{\text{g}}) \tag{10}$$

最小垂向载荷系数为

$$-n_{\text{z}} = \min(n_{-}, -n_{\text{g}}) \tag{11}$$

发动机侧向过载为

$$F_{\text{s}} = mg \cdot n_{y} \tag{12}$$

$$n_{y} = \pm \max(1.33, \frac{n_{\text{A}}}{3}) \tag{13}$$

式中:n_{A} 为飞行情况 A 对应的限制载荷系数(飞行包线中机动速度为 V_{A} 时对应的载荷系数)，具体见 CCAR23 部 23.363[12]。

因飞机滚转而产生的发动机陀螺力矩为

$$M_{\text{gyr},1} = J_{\text{rot}} \overrightarrow{\omega} \cdot \overrightarrow{\omega}_{\text{x}} = J_{\text{rot}} \omega \omega_{\text{x}} \sin \alpha \tag{14}$$

式中:J_{rot} 为转子转动惯量;α 为飞机滚转角速度方向与转子旋转角速度方向的夹角。

一般 α 非常小,所以因飞机滚转而产生的发动机陀螺力矩可忽略。

因飞机俯仰而产生的发动机陀螺力矩为

$$M_{\text{gyr},2} = J_{\text{rot}} \overrightarrow{\omega} \cdot \overrightarrow{\omega}_{\text{y}} = J_{\text{rot}} \omega \omega_{\text{y}} \sin \beta \tag{15}$$

式中:β 为飞机俯仰角速度方向与转子旋转角速度方向的夹角。

因飞机偏航而产生的发动机陀螺力矩为

$$M_{\text{gyr},3} = J_{\text{rot}} \overrightarrow{\omega} \cdot \overrightarrow{\omega}_{\text{z}} = J_{\text{rot}} \omega \omega_{\text{z}} \sin \gamma \tag{16}$$

式中:γ 为飞机偏航角速度方向与转子旋转角速度方向的夹角。

发动机安装架载荷工况汇总见表 1。

表 1　发动机安装架载荷工况汇总

编号	组合工况说明	符合条款[12]
L_{C01}	起飞功率,75%nA	23.361(a)(1)
L_{C02}	最大连续功率,100%nA	23.361(a)(2)
L_{C03}	最大连续功率,最大垂向过载 $+n_z$	23.337,23.341
L_{C04}	最大连续功率,最小垂向过载 $-n_z$	23.337,23.341
L_{C05}	正侧向过载 $+n_y$(单独施加)	23.363
L_{C06}	负侧向过载 $-n_y$(单独施加)	23.363
L_{C07}	最大连续功率,n_z=2.5, 俯仰 ω_y=1.0(抬头),偏航 ω_z=2.5(左偏)	23.371(a)(ii)
L_{C08}	最大连续功率,n_z=2.5, 俯仰 ω_y=1.0(抬头),偏航 ω_z=−2.5(右偏)	23.371(a)(ii)
L_{C09}	最大连续功率,n_z=2.5, 俯仰 ω_y=−1.0(低头),偏航 ω_z=2.5(左偏)	23.371(a)(ii)
L_{C010}	最大连续功率,n_z=2.5, 俯仰 ω_y=−1.0(低头),偏航 ω_z=−2.5(右偏)	23.371(a)(ii)
L_{C011}	慢车功率,着陆过载 n_z=−2.25	23.499
L_{CFS}	破损安全工况	23.572(2)

对于破损安全工况，需根据发动机桁架结构设计方案确定工况数量。假设发动机安装架由 q 根钢管焊接而成，则破损安全工况组合为

$$L_{CFS} = 0.75 \times 1.15 L_{Ci} = 0.8625 L_{Ci} \tag{17}$$

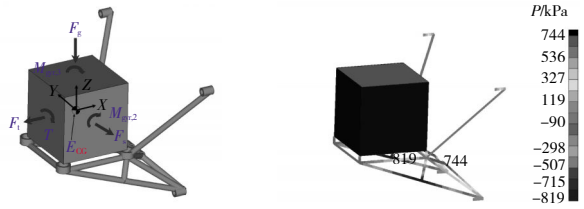
式中：i 为发动机安装架正常工作时工况编号（取值 1~11）；0.75 为剩余强度载荷系数；1.15 为动态效应系数。

即破损安全载荷工况为：当 q 根钢管中任意 1 根失效或任意 1 个连接螺栓失效（不考虑组合失效），取正常载荷工况（L_{Ci}，i=1~11）的 86.25%。则破损安全载荷工况数量为 $11q$。

3 发动机安装架强度分析

为了验证发动机安装架结构设计对条款 23.305 强度与变形[12]的符合性，对发动机安装架开展强度分析与试验验证。其主要目的是计算安装架每根杆及连接件分别在限制与极限载荷工况（限制载荷工况见表 1，极限载荷为限制载荷的 1.5 倍[12]）下的安全裕度，并根据计算结果筛选出安装架关键部位（安全裕度最小），及其对应的临界载荷工况。

发动机安装架强度分析采用有限元与工程计算相结合的方法，将发动机安装桁架杆简化为梁单元，每根梁能够同时承受拉伸、压缩、弯曲、剪切、扭转等内力。将动力系统（包括发动机、成附件、螺旋桨等）简化为集中质量块，在动力系统重心处加载第 2 小节计算的外载荷。发动机安装架强度分析如图 3 所示。



（a）安装架外载荷 （b）安装架有限元分析

图 3 安装架强度分析

发动机安装桁架杆（管材）的工作应力可直接采用有限元应力计算结果，或提取有限元梁单元内力，并参考下列公式计算得到

$$\sigma_x = \frac{F}{A} \pm \frac{M_{int} y}{I} \tag{18}$$

$$\tau_s = \frac{VQ}{Id} \tag{19}$$

$$\tau_{ts} = \frac{T_{int}}{2At} \tag{20}$$

式中：σ_x 为拉伸 / 压缩与弯曲复合应力；τ_s 为剪切应力；τ_{ts} 为扭转应力；F 为管材拉压内力；M_{int} 为管材承受弯矩；y 为管材抗弯半径；I 为管材截面惯性矩；A 为管材横截面积；V 为管材承受剪切内力；Q 为管材截面静矩；d 为管材直径；t 为管材厚度。

采用有限元对发动机安装架进行强度分析时常采用线性求解器进行求解，对于材料进入塑形时，强度分析需创建更细节的模型进行模拟，费时耗力。可采用文献[20]对圆环形截面梁弯曲应力进行塑形修正，进一步提高结构承载能力或降低结构质量。对于焊接部位的应力分析，许用焊接应力可参考文献[21]，将相应合金钢金属材料的最小极限拉伸强度乘以 0.85 即可。

由于发动机安装架是采用细长钢管组成的桁架结构，需重点考虑压杆稳定性问题，临界载荷可以采用有限元方法或欧拉公式进行计算。

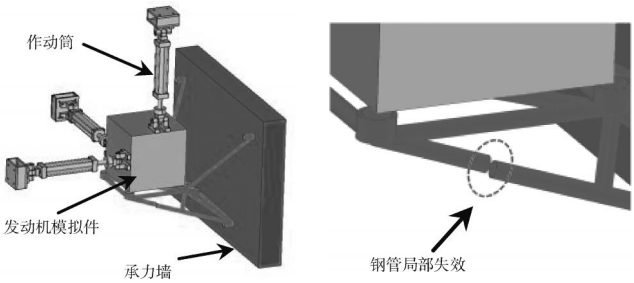
$$P_E = \frac{\pi^2 EI}{\left(L/\sqrt{c}\right)^2} \tag{21}$$

式中：E 为材料弹性模量，当压杆临界应力超过比例极限时，采用切线模量 E_t 替代弹性模量 E；L 为杆长；c 为杆端约束系数（两端固支均匀杆轴向受载，取 4.0）。

对于破损安全工况下的强度分析，需假设安装架某条传力路径失效（在有限元模型中去除某根杆或连接件），然后分析安装架剩余结构在 86.25%极限载荷下的安全裕度。

4 发动机安装架试验验证

发动机安装架强度试验方案如图 4 所示。将发动机架安装在承力墙上，并采用模拟件替代发动机（假设发动机为刚体，模拟件重心与发动机本体保持一致）。在模拟件上连接 3 个作动筒，分别施加 3 个方向的力和力矩，载荷方向偏离模拟件重心，偏心距根据试验载荷工况的需要确定。



（a）安装架固定加载方案 （b）安装架局部破损

图 4 安装架强度试验方案

发动机安装架破损安全工况的验证通过取消连接界面的某个紧固件或者锯断安装架某 1 根钢管来模拟单个传力路径失效,然后验证安装架剩余传力路径上的结构能否承受 86.25%极限载荷。

对于不同传力路径的失效,在试验验证过程中需将已锯断的钢管焊接完好之后再锯断另 1 根钢管进行模拟。为确保安装架钢管有足够的焊接强度,钢管锯口需设计为“鱼嘴”形,切割面与钢管中心轴夹角为 30°[20]。

5　结论

本文依据适航条款要求,对活塞式航空发动机安装架结构设计、载荷计算与静强度验证工作思路进行论述,得到如下结论:

(1)活塞式发动机安装架主要采用超静定多路传力桁架结构设计, 材料工艺采用 4130 薄壁耐火合金钢管焊接而成。

(2)活塞式发动机安装架正常载荷工况共 11 组,破损安全载荷工况数量等于桁架钢管数量与连接螺栓数之和。

(3)活塞式发动机安装架静强度分析主要考虑管材拉压弯剪及焊接接头与螺栓连接接头强度。

(4)活塞式发动机安装架静力试验验证需综合强度分析结果,对正常与破损安全载荷工况进行筛选获得临界载荷工况, 并对临界载荷工况进行试验验证。对于破损安全工况试验验证,需预制损伤模拟失效。

参考文献:

[1] 潘钟键,何清华,杨晶.活塞航空重油发动机发展现状[J].科技导报,2013,31(34):65-68.
PAN ZhongJian,HE QingHua,YANG Jing. Development status of piston aviation heavy oil engine [J]. Science and Technology Bulletin, 2013,31(34):65-68. (in Chinese)

[2] 董彦非,黄明,李瑞琦.通用航空发动机发展综述[J].西安航空学院学报,2017,35(5):8-13.
DONG YanFei,HUANG Ming,LI RuiQi, Summary of general aviation engine development [J]. Journal of Xi'an Aeronautical Institute, 2017,35(5):8-13. (in Chinese)

[3] 王晓滕. 无人机用活塞式发动机技术发展现状与趋势.[C]// 中国内燃机学会第六届青年学术年会论文集.杭州:中国内燃机学会、浙江省内燃机学会,2015:358-361.
WANG Xiaoteng. Development status and trend of UAV piston engine technology [C]//Paper collection of the sixth annual youth academic annual meeting of China internal combustion engine society. Hangzhou: China internal combustion engine society,internal combustion engine society of Zhejiang Province,2015:358-361.(in Chinese)

[4] 罗金亮,李铭兴.飞机发动机固定装置的载荷计算方法[J].洪都科技,2006(3):20-27.
LUO Jinliang,LI Mingxing. Load calculation method of aircraft engine fixing device [J]. Hongdu Science and Technology,2006(3):20-27. (in Chinese)

[5] 徐春雨.民用飞机发动机安装节设计载荷要求研究[J].科技视界,2015(27):135,183.
XU Chunyu.Research on design load requirements of civil aircraft engine mount [J] .Science & Technology Horizon,2015(27):135,183. (in Chinese)

[6] 朱岩.民用飞机动力装置安装系统设计研究[J].民用飞机设计与研究,2017(2):40-45.
ZHU Yan. Design and research of civil aircraft power unit installation system [J]. Design and Research of Civil Aircraft,2017(2):40-45. (in Chinese)

[7] 李春刚.某型飞机发动机安装架强度分析[J].燃气涡轮试验与研究,2010,23(2):38-42.
LI ChunGang. Strength analysis of a certain aircraft engine mounting rack[J]. Gas Turbine Test and Research,2010,23(2): 38-42. (in Chinese)

[8] 赵善斋.发动机架结构静力试验分析及其可靠性评定[J].强度与环境,1982(2):1-10.
ZHAO Shanzhai. Static test analysis and reliability evaluation of engine frame structure[J]. Strength and Environment,1982(2):1-10. (in Chinese)

[9] Grabowski L,Czy? Z,Porzak M.The study on loads on an aircraft piston engine continental motors IOF-240-B5B in training flights [J]. Transport,2018,33(3):773-778.

[10] Stefan BOGOS. The rotational velocities evaluation for the engine mounts gyroscopic loads [J].INCAS Bulletin,2013:5(2):9-17.

[11] Michel G,Elias S,Marcel S. Structural analysis of ageing pilatus P-3 engine mount[J]. Procedia Engineering,2015,114(3):583-589.

[12] 中国民用航空局. CCAR-23R3 正常类、实用类、特技类和通勤类飞机适航规定[S].北京:中国民用航空局,2005:25,32-33,56-58.
CAAC. CCAR-23R3 airworthiness standards: normal,utility, acrobatic and commuter category airplanes [S].Beijing:Civil Aviation Administration of China,2005:25,32-33,56-58(in Chinese)

[13] 中国民用航空局.CCAR-33-R2 航空发动机适航规定[S]. 北京:中国民用航空局,2011:9
CAAC. CCAR-33-R2 provisions on airworthiness of aircraft engines [S]. Beijing:Civil Aviation Administration of China,2011:9 (in Chinese)

[14] 中国民用航空局.AC-21-05 初级类航空器适航标准——甚轻型飞机[S] . 北京:中国民用航空局,1997:1-5
CAAC. AC-21-05 airworthiness standard for primary class aircraft—very light aircraft [S]. Beijing:Civil Aviation Administration of China, 1997:1- 5(in Chinese)

[15] 中国民用航空局. AC-21-06 初级类航空器适航标准—超轻型飞

机[S] . 北京:中国民用航空局,1997:23
CAAC.AC-21-06 airworthiness standard for primary class aircraft—ultralight aircraft [S]. Beijing:Civil Aviation Administration of China, 1997:23(in Chinese)

[16] 孟立辉.某型发动机架的 CATIA 参数化设计[J].CAD/CAM 与制造业信息化,2010(6):48-50.
MENG Lihui. The parametric design of CATIA for a certain engine mount [J].CAD/CAM and Nanufacturing Informatization,2010 (6): 48-50. (in Chinese)

[17] 肖骏. 基于 CAD/CAE 的 AC500 型飞机改型方案研究[D].南京:南京航空航天大学,2007.
XIAO Jun. Research on AC500 aircraft modification plan based on CAD/CAE[D]. Nanjing:Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2007.(in Chinese)

[18] 李立英. ASTM4130 钢焊接热影响区组织与性能研究[D].北京:中国石油大学,2011.
LI Liying. Study on microstructure and properties of ASTM4130 steel welding heat affected zone[D]. Beijing:China University of Petroleum, 2011. (in Chinese)

[19] 陈怀荣,王曦.一种基于螺旋桨部件特性的螺旋桨建模方法[J].航空动力学报,2017,32(10): 2526-2535.
CHEN Huairong,WANG Xi. A propeller modeling method based on characteristics of propeller components [J]. Journal of Aeronautics and Power, 2017,32(10): 2526-2535 (in Chinese)

[20] Michael C Y. Airframe stress analysis and sizing [M]. Second Edition. HongKong:Conmilit Press, 1999:138-172.

[21] Bruhn E F. Analysis and design of flight vehicles structure [M]. Indianapolis:Jacobs Publishing,1973: 22.

(编辑:刘 亮)