

文章编号:1674-8190(2022)04-037-11

后机身收缩方式对通航飞机气动特性的影响研究

王晓璐,刘威威,徐向博,祝顺顺

(郑州航空工业管理学院 航空宇航学院, 郑州 450046)

摘要: 通航飞机是民用飞机的重要组成部分,其外形特征对气动阻力具有不可忽视的影响。采用基于N-S方程的数值模拟方法,分析典型通航飞机阻力极曲线的桶形特征以及机身上表面轮廓线曲率对阻力的影响;研究机身上表面、下表面和侧面3种收缩方式下,通航飞机气动特性的差异,并对基础外形和改进外形气动特性进行对比。结果表明:收缩率增大时,对于下表面和侧面收缩,其压差阻力和摩擦阻力均减小;而上表面收缩时,压差阻力增大;合适的机身收缩,可使机身压差阻力减小29.76%,全机最大升阻比增大6.34%。合理的收缩方式不仅能提高升阻比,还能够改善纵向静稳定性。

关键词: 通航飞机;气动特性;机身设计;后机身收缩

中图分类号: V221+.1

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2022.04.04

文献标识码: A

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Study on the Effects of Rear Fuselage Contraction Patterns on Aerodynamic Characteristics of a General Aviation Airplane

WANG Xiaolu, LIU Weiwei, XU Xiangbo, ZHU Shunshun

(School of Aerospace Engineering, Zhengzhou University of Aeronautics, Zhengzhou 450046, China)

Abstract: The general aviation airplane is an important component part of civil airplanes, and its shape feature is of important influence on aircraft drag. The numerical simulation method based on Navier-Stokes equation is utilized to analyze the barrel shape feature of drag polar curve of classical general aviation airplane, and the influence of upper surface outline curvature of fuselage. The aerodynamic characteristics difference for a typical general aviation airplane under three different rear fuselage contractions are studied, including upper surface, lower and side ones. The aerodynamic characteristics of basic shape and improvement shape are compared. The results show that, with the increase of contraction rate, the pressure drag and frictional drag for lower surface and side surface are decreased, while for the upper surface, the pressure drag is increased. The suitable fuselage contraction can reduce the pressure drag of 29.76%, and increase the maximum lift-to-drag of the fuselage of 6.34%. The reasonable contraction pattern can not only increase the lift-drag ratio, but improve the longitudinal static stability as well.

Key words: general aviation airplane; aerodynamic characteristics; fuselage design; rear fuselage contraction

收稿日期: 2021-08-19; 修回日期: 2022-04-24

基金项目: 河南省高等学校青年骨干教师培养计划项目(2019GGJS181); 河南省高层次人才国际化培养计划资助(2020-19)河南省科技攻关计划项目(212102210052, 212102210334)

通信作者: 王晓璐, wangxl@zua.edu.cn

引用格式: 王晓璐, 刘威威, 徐向博, 等. 后机身收缩方式对通航飞机气动特性的影响研究[J]. 航空工程进展, 2022, 13(4): 37-47.
WANG Xiaolu, LIU Weiwei, XU Xiangbo, et al. Study on the effects of rear fuselage contraction patterns on aerodynamic characteristics of a general aviation airplane[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2022, 13(4): 37-47. (in Chinese)

0 引言

通航飞机是民用飞机的重要组成部分,其外形和气动设计方法与大型民用客机有一定的区别。大型干线和支线客机的客舱段使用近似圆柱形的机身外形,通航飞机长度较短、载荷较小,机身一般没有等面积截面段。

通航飞机的机身一般可分为截锥形和蝌蚪形两大类。截锥形机身的特点是机身尾部外形接近截锥体或梯形棱柱体,其外形相对简单,将金属薄板折叠后铆接在框架上,即可制作重量轻而刚度大的机身^[1]。截锥形机身成本低廉,多用于运输类飞机,典型的机型有赛斯纳 172,穆尼 M20,小鹰 500 等。

截锥形机身外形相对简单,可根据驾驶舱空间确定机身最大截面,从最大截面处到机尾,其截面积可以按固定比例减小^[1-2]。蝌蚪形机身的制造成本比截锥形机身的大,但气动特性一般优于后者。空气动力性能、驾驶员视界和装载空间是影响其机身外形的主要因素^[1,3]。使用截锥形机身的通航飞机,其最大升阻比多在 9~17^[4]。

蝌蚪形机身的外形像蝌蚪,从头部到最大截面处、再到尾段处,机身截面积先增大再减小,且第 2 个阶段的截面积收缩率显著大于第 1 个阶段的增长率^[1,5-6]。目前很多先进的滑翔机和若干螺旋桨飞机使用了蝌蚪形机身,并使用复合材料制造^[1,7-9],典型的有西锐 SR22,罗拉登—施奈德 LS4,沈阳航空航天大学研制的 RX1E-A 等。

蝌蚪形机身的阻力小于截锥形机身的阻力,主要有两个方面的原因:(1) 其前部外形能保持层流流动;(2) 尾部外形可使浸润面积减小 30%~40%。有研究者指出,收缩量过大会导致绕流分离,增大压差阻力;收缩量过小则减阻效果不明显^[1,3],但对收缩方式和收缩效果的定量分析较少。

对于翼身融合布局飞机,机身被融合到机翼之中,不仅减小了浸润面积和干扰阻力,还产生了较为可观的升力^[10]。借鉴此种设计思路,用多个翼型沿流向和展向进行组合,生成机身外形也是减小机身阻力的有效举措^[11],但目前此方面的定量分析相对较少。翼型在最大厚度后,其截面积逐渐减小并收缩至后缘,这一特征也可为机身外形设计提供参考。

本文在保持机翼外形和驾驶员视界不变、驾

驶舱有效体积不减小的条件下,提出 3 种收缩方式,分析蝌蚪形机身不同收缩方式对通航飞机气动特性的影响,对基础外形和改进外形的气动特性进行对比。

1 模型构建与数值仿真

1.1 计算模型和控制方程

电动通航飞机 LS8-e-neo^[12]的外形示意图如图 1 所示,其为大展弦比平直上单翼布局,使用蝌蚪形机身,机长 6.7 m,翼展 15 m,高 0.8 m,最大起飞质量 525 kg,巡航速度 190 km/h,重心取 25% 平均气动弦长处,和机头的距离为 2.16 m。



图 1 LS8-e-neo^[12]
Fig. 1 LS8-e-neo^[12]

本文以简化翼身组合体外形(如图 2 所示)为研究对象,对机身收缩段进行改进和气动分析。

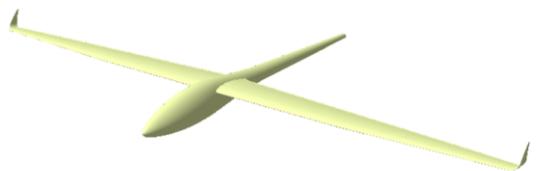


图 2 简化外形示意图
Fig. 2 Simplified geometry

采用商用软件 ANSYS FLUENT 软件求解定常不可压时均雷诺方程,边界条件和求解算法设置详见文献^[13]。计算阻力时,可针对机翼、机身等部件给出各自的气动力系数;输出结果中的阻力成分分量可直接用于本文后续部分的分析。

1.2 数值模拟验证

采用 AIAA 第五届阻力预测会议(Drag Prediction Workshop,简称 DPW)的翼身组合体模型 CRM-WB^[14-15]进行数值模拟验证。

$Ma = 0.85$, $Re = 5.0 \times 10^6$ 时,CRM-WB 风洞实验数据与 CFD 数据的对比如图 3 所示,可以

看出:计算结果与实验结果的变化趋势基本一致,但是存在一定偏差;阻力系数误差小于7%。计算误差在合理范围内,本文使用的数值模拟可用于通航飞机相关的气动特性分析。

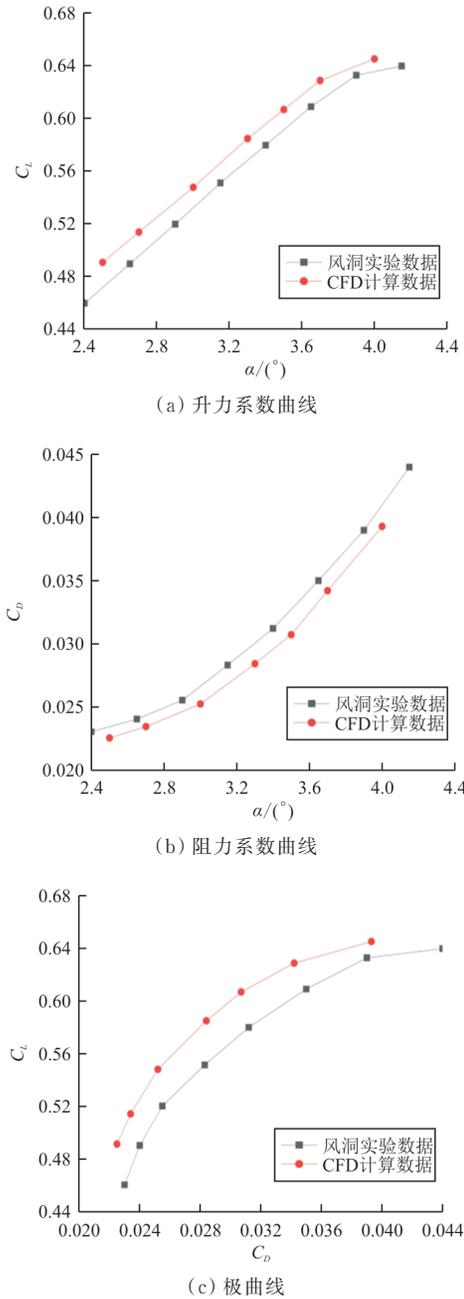


图3 CRM-WB计算结果与风洞试验数据对比
Fig. 3 Comparison of computational and experimental data for CRM-WB

1.3 网格划分及收敛性分析

采用非结构网格,远场边界与飞机壁面间距均大于20倍几何平均弦长,网格以相同类型并采

用一致的设置方法及划分流程,边界层网格第一层厚度0.24 mm,其他关于网格的具体设置详见文献[13]。本文设计3套粗细不同的网格,网格边界层设计均相同,计算得到的第一层网格对应的无量纲网格参数均满足 $y_1^+ < 16$ 。选取机身对称面处的剖面(如图4(a)所示),240万网格计算得到第一层网格对应的无量纲网格参数 y_1^+ 分布情况如图4(b)所示,其无量纲网格参数 $y_1^+ < 16$,168万与336万网格计算得到第一层网格对应的无量纲网格参数 $y_1^+ < 30$ 。对 0° 迎角时飞机的气动力系数进行对比计算,结果如表1所示。

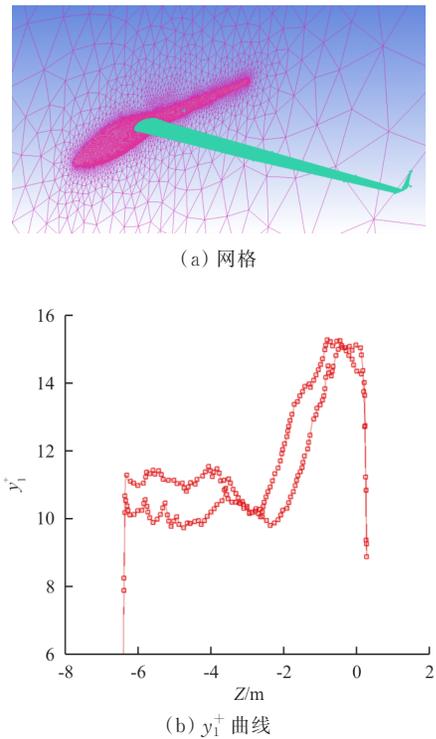


图4 计算用网格细节
Fig. 4 Mesh details

表1 网格收敛性验证

Table 1 Verification of grid sensitivity

网格数/万	升力系数	阻力系数
168	0.281 3	0.016 2
240	0.278 3	0.016 0
336	0.277 3	0.015 6

从表1可以看出:网格数为240万和336万时,升力系数和阻力系数的相对误差分别小于0.4%和3%。因此本文以240万网格数作为计算网格。

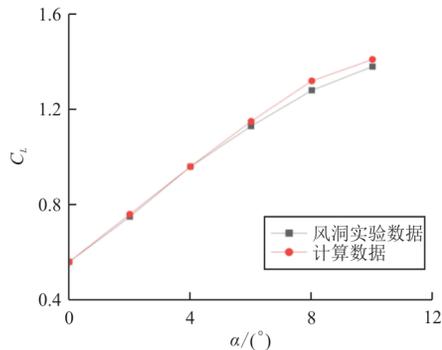
2 气动特性分析和视界说明

2.1 气动特性分析

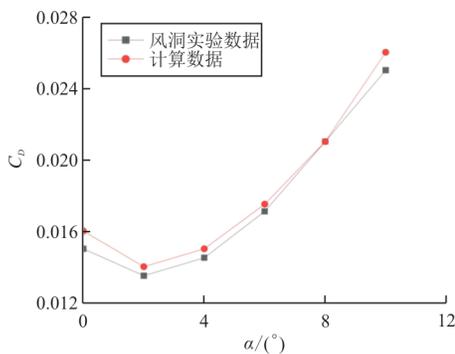
普通飞机的阻力极曲线为抛物线形,接近于“钟”形(在失速迎角之前,随着阻力系数的增大,极曲线的斜率变化不明显);而蝌蚪形飞机的阻力极曲线呈现“桶(bucket)”形(在失速迎角之前,阻力系数较小时,极曲线斜率较小、接近于水平;阻力系数较大时,极曲线斜率较大、接近于竖直)^[16-18]特征。

由于缺乏蝌蚪形机身的风洞实验模型,且自然层流翼型和蝌蚪形机身的阻力极曲线均具有“桶”形特征^[4],因此选取二维翼型验证“桶”形阻力极曲线。翼型为 NACA6409,雷诺数 $Re=200\,000$,实验数据来自伊利诺伊大学香槟分校(UIUC)的风洞试验^[19]。

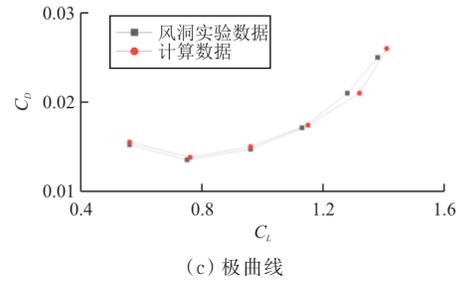
NACA6409翼型实验结果和计算结果的气动特性对比如图5所示。从图5(a)~图5(b)可以看出:计算结果与风洞实验数据的升力系数和阻力系数变化趋势基本一致,拟合效果较好。从图5(c)可以看出:计算结果和实验数据均反映了极曲线的桶形特征。



(a) 升力系数曲线



(b) 阻力系数曲线

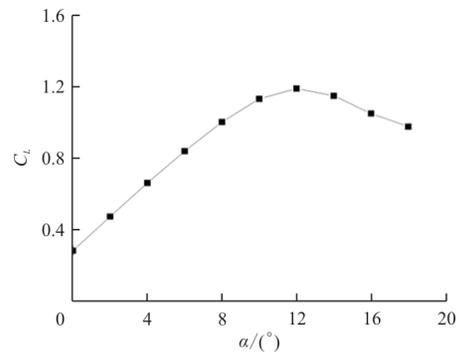


(c) 极曲线

图5 NACA6409翼型计算结果与风洞试验数据对比
Fig. 5 Comparison of computational and experimental data for NACA6409 airfoil

基础外形的气动特性曲线如图6所示。其最大升阻比 $(C_L/C_D)_{\max}=28.49$,接近于民用客机;但所对应的 $C_L=0.66$,具有明显的通航飞机特征^[20]。由于此时飞机飞行性能最佳,后续主要针对该迎角下的绕流流场进行分析。

外形种类对飞机阻力具有不可忽视的影响,由于缺乏蝌蚪形飞机的相关研究资料,因此本文采用经典的“二次阻力模型”(阻力系数和升力系数的二次多项式函数关系: $C_D=C_{D_{\min}}+k\cdot C_L^2$,在特定的升力系数范围内,能够较好地预测普通飞机的阻力)估算方法^[21],估算得到普通飞机的阻力,并与基础外形计算结果进行对比,如图6(c)所示,可以看出:普通飞机在 $C_{D_{\min}}$ 附近的极曲线斜率较大,并平滑过渡上升,接近于“钟”形;而基础外形的极曲线在 $C_{D_{\min}}$ 附近的斜率明显小于二次阻力模型的,在升力系数较大时的极曲线斜率则明显大于二次阻力模型的,呈现桶形(bucket)特征。对于相同的升力系数值,桶形曲线的特征是其阻力系数小于二次曲线。相关研究指出,通航飞机蝌蚪形机身的收缩特征可以减小表面积和摩擦阻力,这可能是形成桶形曲线的一个原因,也与大型客机^[22-23]和货机^[24]机身的设计原则存在较大区别。



(a) 升力系数曲线

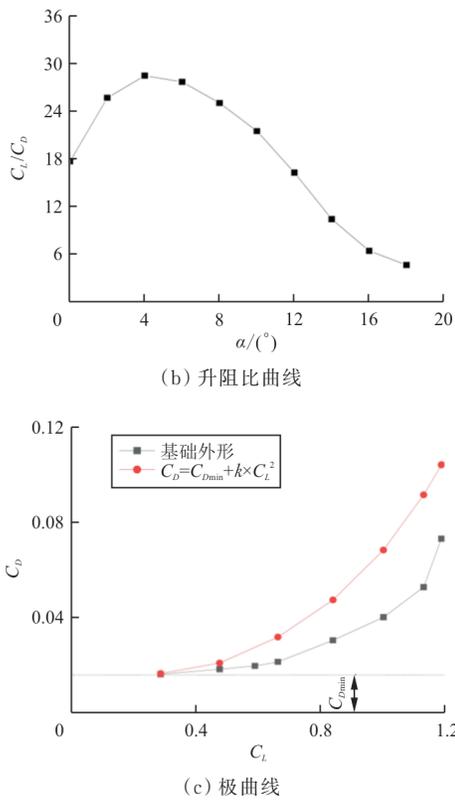


图 6 基础外形气动特性曲线
Fig. 6 Aerodynamic characteristics curves for initial geometry

$\alpha = 4^\circ$ 时,基础外形的表面压力分布如图 7 所示。

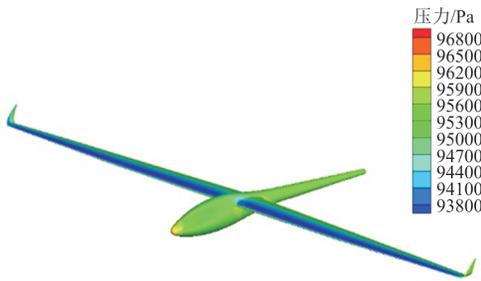


图 7 基础外形表面压力分布图
($V_\infty = 52.78 \text{ m/s}, \alpha = 4^\circ$)

Fig. 7 Pressure contour for initial geometry
($V_\infty = 52.78 \text{ m/s}, \alpha = 4^\circ$)

基础外形对称面压力分布图和速度流线图如图 8 所示,可以看出:机头附近有明显的高压区,在机身截面积最大处附近压力分布变化显著。考虑到收缩特征是蝌蚪形机身的主要特征,主要探索机身最大截面积处开始的收缩段,上表面、下表面和侧面收缩率对气动特性的影响。

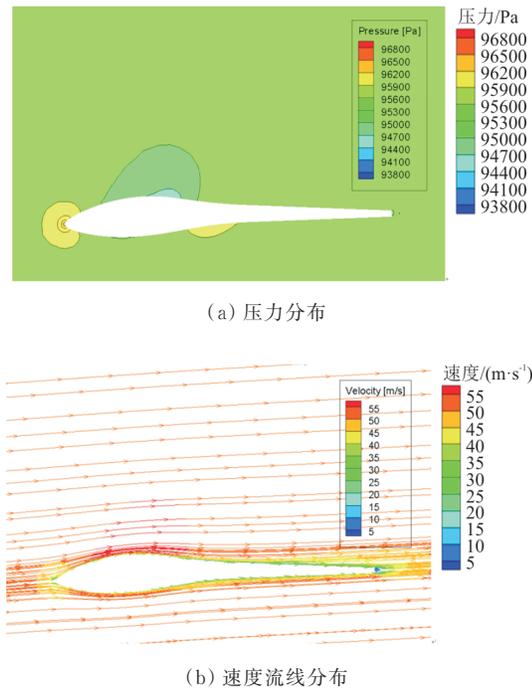


图 8 基础外形对称面压力云图与速度流线分布
Fig. 8 Pressure contour and velocity streamlines distribution on symmetry plane for initial shape

2.2 视界分析

包含驾驶舱的全机外形如图 9 所示,由于本文研究的机身收缩均在最大截面积之后(图中的 M 段),并不改变驾驶舱的有效空间,也不会对驾驶员的视界产生影响^[25-26]。

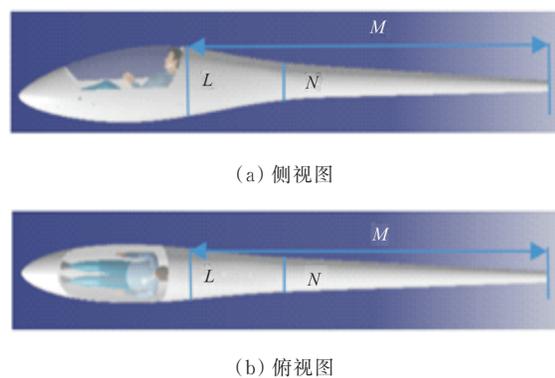


图 9 包含驾驶舱的全机外形图
Fig. 9 Canopy and the contraction part of fuselage

机身横截面 L 是驾驶舱和机身过渡段(图中截面 L 和截面 N 之间)的连接处,选取过于靠前影响驾驶舱的有效空间,选取过于靠后则机身收缩段没有更长的距离缓慢降低气流速度,减小机身浸润面积不明显,因此选取距机头 2 m 处,其截面外

形曲线类似“卵”形。机身横截面 N 是机身过渡段与机尾的结合处,由于机尾截面曲线是圆形,因此截面 N 关系到机身过渡段轮廓线的气动性能要求和美学特性。过于靠前,则会使过渡段曲面变化剧烈,可能会引起一定的气流分离;过于靠后,减小机身浸润面积不明显,因此选取距机头 3.72 m 处,其截面外形曲线是圆形。

2.3 机身外形的贝塞尔曲线描述

二次有理贝塞尔(Bezier)^[25-26]可应用于飞机外形设计^[27-29],其标准形式定义如下:

$$r_{(t,w)} = \frac{(1-t)^2 \cdot P_0 + 2 \cdot t \cdot P_1 \cdot w + t^2 \cdot P_2}{(1-t)^2 + 2 \cdot t \cdot (1-t) \cdot w + t^2} \quad (1)$$

式中: t 为不同的控制点位置, $0 < t < 1$; w 为控制曲线形状, $0 < w < 1$; $r_{(t,w)}$ 为 t 和 w 对应曲线上各点的坐标值; P_0 为截面 L 处的顶点; P_1 为截面 N 处的控制点; P_2 为机身尾端截面顶点。

将贝塞尔曲线用于拟合机身收缩段的曲线部分,其示意图如图 10 所示。

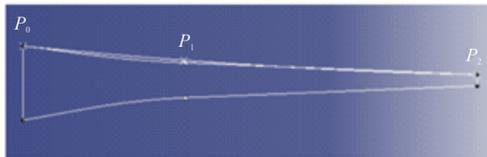


图 10 贝塞尔曲线图
Fig. 10 Bezier graph

本文仅针对机身收缩段研究,根据 2.2 节所述,可以得到起点 P_0 、控制点 P_1 (图中截面 N 处) 和终点 P_2 三个标准型的贝塞尔曲线控制点坐标。式 (1) 中只剩下 w 是未知数,可通过数据点进行贝塞尔曲线拟合,获得收缩段曲线。

2.4 机身曲率分析

机身收缩段的局部轮廓线如图 11 所示,根据 2.2 节所述,在横截面 N 之后,机身上表面轮廓线的曲率变化为 0 (下文的曲率分析中忽略不计)。因此,主要研究截面 L 和截面 N 之间的机身过渡段,其上表面轮廓线曲率对气动特性的影响。

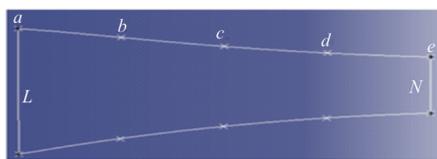


图 11 机身过渡段上表面轮廓线
Fig. 11 Outline of upper surface

采用 CATIA 建模时,横截面 L 的外形特点不变,横截面 N 的外形变化。利用多截面曲面命令,选择横截面 L 和 N 为截面曲线,通过引导线(图 11 中 $a-e$ 轮廓线)构建过渡段。固定 a 点保证驾驶舱有效空间,改变 b 、 c 、 d 和 e 四个均分点位置,增大过渡段上表面轮廓线曲率。由于 e 点位置决定过渡段上表面轮廓线的曲率,因此曲率增长率选择此点计算。

过渡段上表面轮廓线的曲率变化(曲率测量工具选取 50 个点, a 、 b 之间曲率变化较大,测点比较密集,其余位置测点均匀分布)如图 12 所示,可以看出:过渡段上表面轮廓线($a-e$ 曲线)的曲率先减小后增大,且在 b 、 c 两点之间有最小曲率值为 0;随着轮廓线曲率增大,最小曲率点的位置后移。

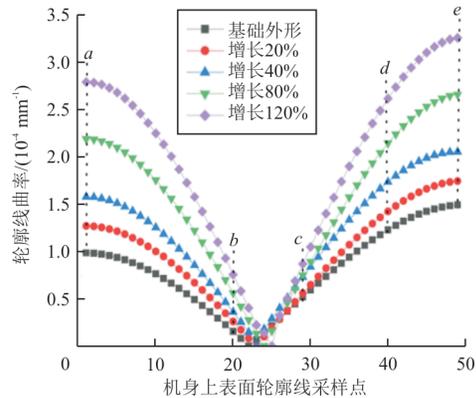


图 12 机身过渡段上表面轮廓线曲率的变化
Fig. 12 Curvature versus upper surface

过渡段上表面轮廓线曲率的变化对翼身总阻力影响如图 13 所示,可以看出:随着过渡段上表面曲率的增大,对阻力的影响逐渐增大;曲率增加 120% 时,机身阻力减小 7.8%。适当增大过渡段的曲率,能有效减小阻力。同样,对于机身下表面和侧面也适用,此处不再详细叙述。

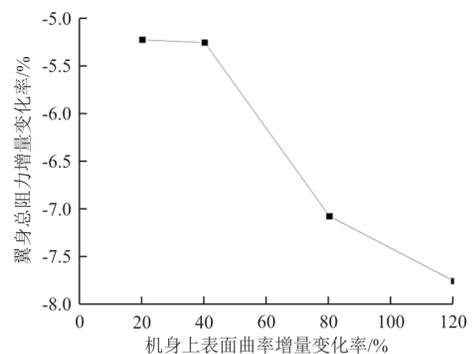


图 13 翼身阻力增量随机身上表面轮廓线曲率的变化
Fig. 13 Drag reduction versus upper curvature

3 机身不同收缩方式分析

3.1 上表面收缩

机身上表面收缩变化范围和收缩率定义如图 14 所示。根据 2.3 节和 2.4 所述,收缩段上表面轮廓线的变化范围即为下文的收缩率,收缩率为机身上表面收缩距离与机身横截面最大长度之比。

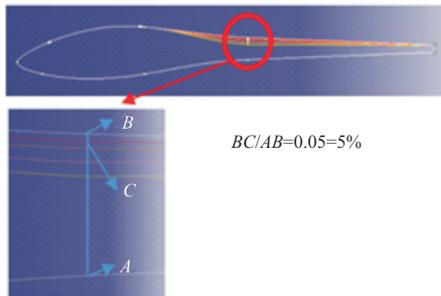


图 14 上表面收缩
Fig. 14 Contraction of upper surface

不同上表面收缩率对应的机身阻力增量如图 15 所示,可以看出:随着机身收缩率的增大,对机身压差阻力的影响逐渐减小,在机身上表面收缩 5% 时,机身的压差阻力降低约 13%;摩擦阻力的变化趋势与压差阻力的变化趋势相反。

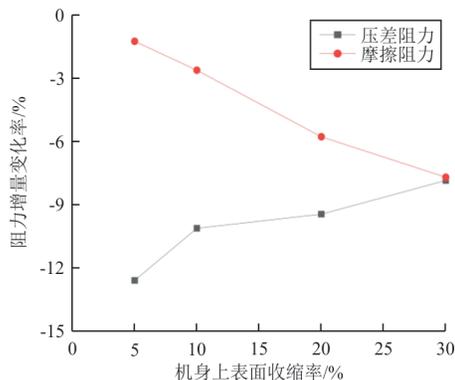


图 15 机身阻力增量随上表面收缩率的变化
Fig. 15 Drag reduction versus upper surface contraction

3.2 下表面收缩

机身下表面的收缩率与图 14 的情况类似,不再赘述。下表面收缩率对机身阻力的影响如图 16 所示,可以看出:随着收缩率的增大,对机身压差阻力的影响逐渐增大,收缩率为 30% 时,机身的压差阻力降低约 27%;摩擦阻力的变化趋势与压差阻力的相同。在设定迎角下,机身下表面处于迎风区,而上表面处于背风区,因此机身压差阻力随

下表面收缩率变化趋势与上表面相反。

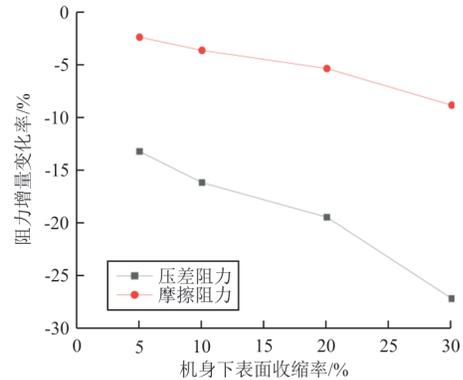


图 16 机身下表面收缩率对机身阻力的影响
Fig. 16 Drag reduction versus lower surface contraction

3.3 侧面收缩

机身侧面收缩变化范围和收缩率定义如图 17 所示,收缩率为机身侧面收缩距离与机身横截面最大宽度之比。

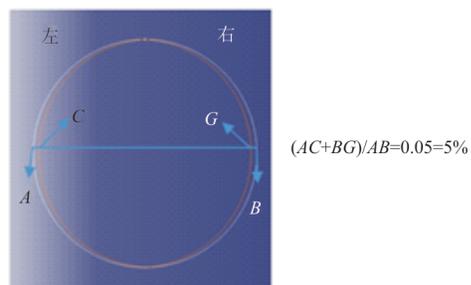


图 17 机身侧面收缩示意图
Fig. 17 Contraction of spanwise surface

不同侧面收缩率对应的机身阻力增量如图 18 所示。

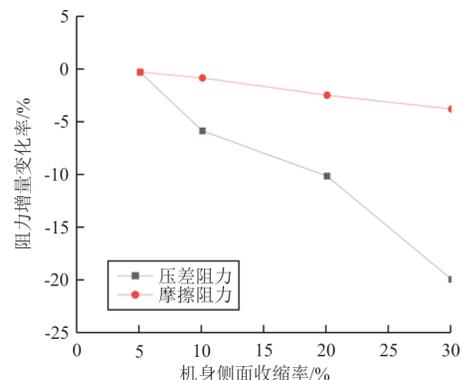


图 18 机身侧面收缩率对机身阻力影响
Fig. 18 Drag reduction versus spanwise surface contraction

从图 18 可以看出:随着机身收缩率的增大,对机身压差阻力的影响逐渐增大,在机身侧面收缩

30%时,机身的压差阻力降低约20%;摩擦阻力的变化趋势与压差阻力的相同,但相对增幅较小。

3.4 收缩率影响分析

不同收缩方式和收缩率对机身摩擦阻力和压差阻力增量的影响如图19~图20所示。

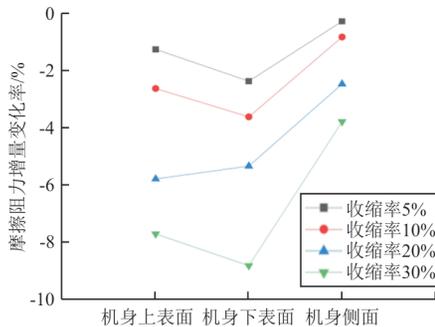


图19 收缩率对摩擦阻力的影响

Fig. 19 Contraction effects on friction drag

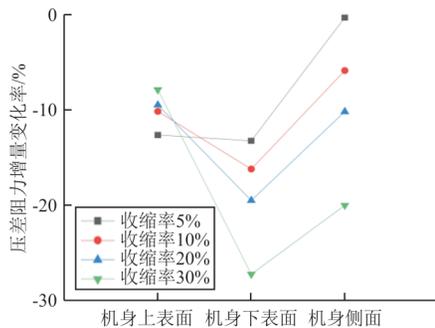


图20 收缩率对压差阻力的影响

Fig. 20 Contraction effects on pressure drag

从图19~图20可以看出:相同收缩率时,3种收缩方式对压差阻力的影响显著大于对摩擦阻力的影响;在减阻效果上,机身下表面收缩的效率最高;下表面和侧面收缩时,对压差阻力和摩擦阻力的减小效果与收缩率成单调正向变化;上表面收缩时,对压差阻力的减小效果与收缩率成反比变化。

4 机身改进和气动特性对比

4.1 改进外形

对机身最大直径处开始收缩段的上表面、下表面和侧面均收缩30%。改进前后的机身容积分别为 1.20 m^3 和 1.07 m^3 ,表面积分别为 6.55 m^2 和 5.78 m^2 。可见,改进后整个机身内部的装载空间减小,但并不影响驾驶人员的视界;同时全机表面积和摩擦阻力均减小。

4.2 气动特性对比

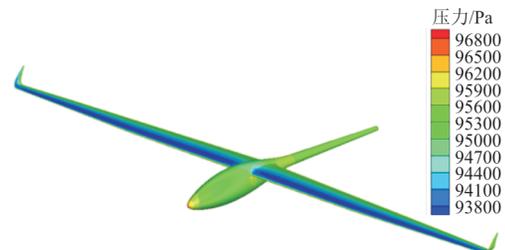
机身阻力系数的对比如表2所示,可以看出:机身总阻力系数下降了15.24%,其中压差阻力下降了29.76%,摩擦阻力下降了8.65%,压差阻力的贡献较大。

表2 机身阻力系数对比

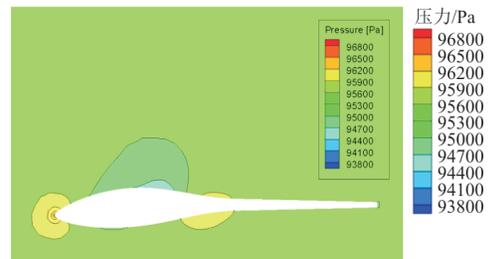
Table 2 Drag coefficients for improved geometry

外形	压差阻力系数	摩擦阻力系数	总阻力系数
基础	0.001 09	0.002 01	0.003 10
改进	0.000 84	0.001 85	0.002 69

改进后全机表面压力分布和机身对称面压力云图如图21所示,可以看出:机身改进对机头附近和机翼表面压力分布基本没有影响,对机身最大截面处附近有一定影响。



(a) 压力分布



(b) 压力云图

图21 基础外形对称面压力分布云图

Fig. 21 Pressure contour and velocity streamlines distribution on symmetry plane for initial shape

表面压力分布的对比如图22所示,机身和机翼典型剖面压力系数分布的对比如图23~图24所示,可以看出:改进后,机翼上翼面压力系数略微减小,下翼面几乎没有影响;机身上表面的压力尖峰向后移动,机身收缩处上下表面的压力均增大,且上表面的增幅大于下表面。由于机身收缩段上表面压力在纵轴的投影与来流方向相反,起到了减小压差阻力的作用,这在图20和表2中也得到了验证。

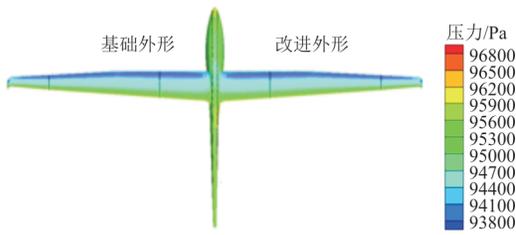


图 22 表面压力分布对比
Fig. 22 Comparison of pressure contours

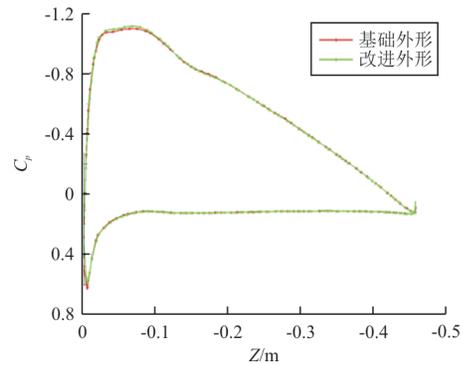


图 24 机翼典型展向位置压力系数对比
Fig. 24 Spanwise pressure coefficients distribution comparison of wings

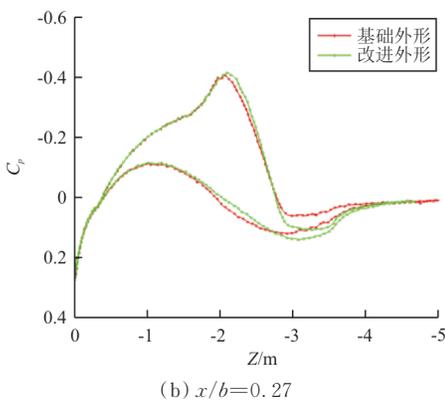
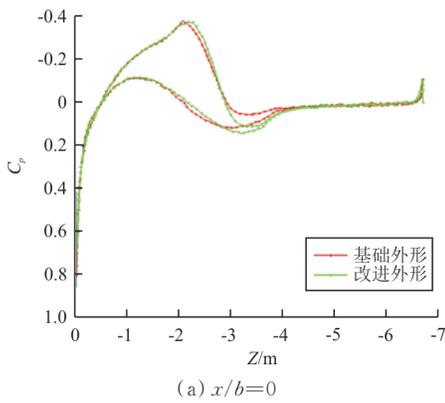
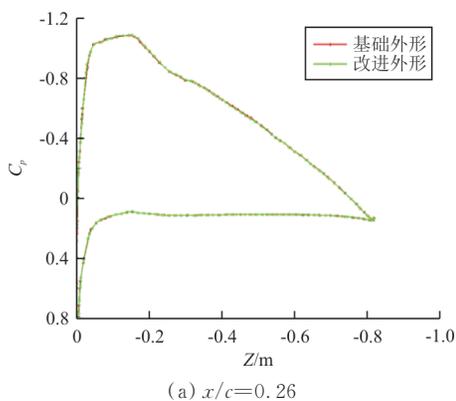
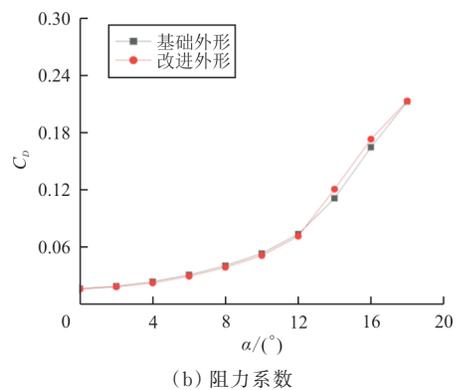
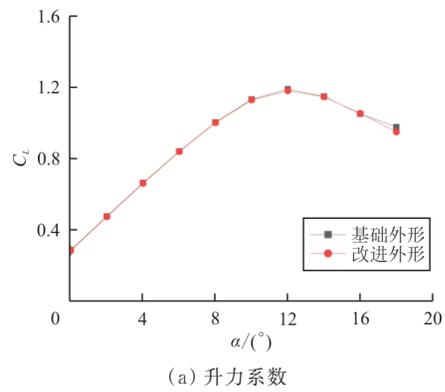


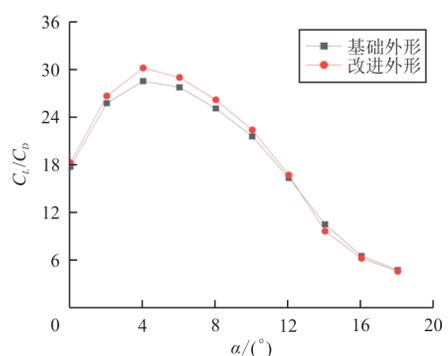
图 23 机身典型展向位置压力系数对比
Fig. 23 Spanwise pressure coefficients distribution comparison of fuselages

基础外形和改进外形气动特性的对比如图 25 所示,可以看出:改进后机翼升力系数略微减小,总升力系数也略微减小;改进后极曲线仍具有桶形特征,阻力系数在 $0^{\circ} \sim 12^{\circ}$ 迎角下均有所改善,最大升阻比增加了 6.34%,且在较大迎角范围内升阻比特性均有一定提升,改进效果良好; $-6^{\circ} \sim 12^{\circ}$ 时,基础外形和改进外形俯仰力矩系数均为线性变化,改进外形曲线的斜率大于基础外形的。基础外形和改进外形的焦点位置分别为 2.236 和 2.253 m,纵向静稳定裕度由 11.41% 增加到 13.73%,纵向稳定性有一定改善。

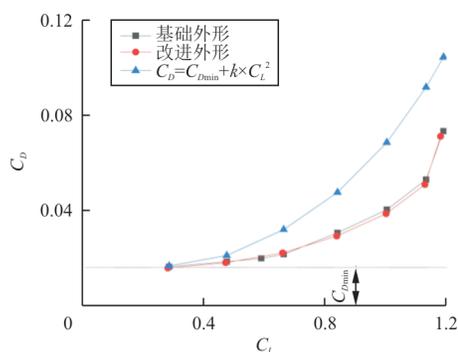


(a) 升力系数

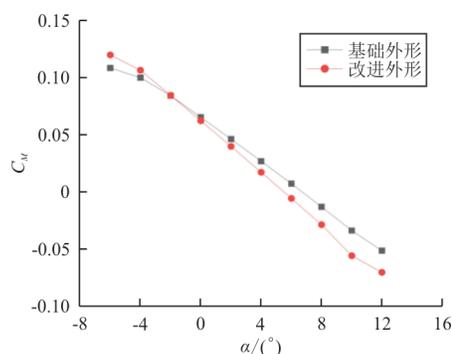
(b) 阻力系数



(c) 升阻比



(d) 极曲线



(e) 俯仰力矩系数

图 25 改进前后气动特性的对比

Fig. 25 Comparison of aerodynamic characteristics curves

5 结 论

(1) 本文介绍了通航飞机机身外形,验证了通航飞机极曲线的桶形特征,提出从机身最大截面积处开始,机身上表面、下表面和侧面 3 种可能的收缩方式。

(2) 3 种收缩方式对压差阻力的影响显著大于对摩擦阻力的影响;在减阻效果上,下表面收缩的效率最高。

(3) 下表面和侧面收缩时,对压差阻力和摩擦阻力的减小效果均与收缩率成单调正向变化,而

上表面收缩时,对压差阻力的减小效果与收缩率成反向变化。

(4) 合理的收缩方式不仅能提高升阻比,还可以改善纵向静稳定性。

后续将综合考虑气动、结构重量和视界,设计更具有工程应用价值的改进方案。

参 考 文 献

- [1] GUDMUNDSSON S. General aviation aircraft design: applied methods and procedures [M]. Oxford: Butterworth-Heinemann Press, 2014.
- [2] 荆戈. 燃料电池轻型飞机概念设计研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2017.
JING Ge. A study on conceptual design of fuel-cell powered electrical light aircraft [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017. (in Chinese)
- [3] 张宝柱, 孙洁琼, 赵婷, 等. 正常类通用飞机机身外形初步设计技术研究[J]. 航空科学技术, 2014, 25(8): 18-22.
ZHANG Baozhu, SUN Jieqiong, ZHAO Ting, et al. Research of preliminary design technology for normal general aircraft fuselage shape [J]. Aeronautical Science & Technology, 2014, 25(8): 18-22. (in Chinese)
- [4] MURUA J, MARTÍNEZ P, CLIMENT H, et al. T-tail flutter: potential-flow modelling, experimental validation and flight tests [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2014, 71: 755-756.
- [5] OSTROWSKI J, LITWINCZYK M, TURKOWSKI L. Characteristics of flow past fuselages and wing-fuselage systems of gliders: NASA-TM-75401 [R]. US: NASA, 1980.
- [6] ALTHAUS D. Wing-tunnel measurements on bodies and wing-body combinations: NASA-CR-2315 [R]. US: NASA, 1972.
- [7] 范振伟, 杨凤田, 李亚东, 等. 某型双座电动飞机设计与试验[J]. 航空学报, 2021, 42(3): 30-40.
FAN Zhenwei, YANG Fengtian, LI Yadong, et al. Design and test of two-seater electric aircraft [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(3): 30-40. (in Chinese)
- [8] 顾超, 黄俊, 杨凤田. 电动通用飞机复合材料结构设计及验证技术[J]. 航空制造技术, 2017(13): 93-99.
GU Chao, HUANG Jun, YANG Fengtian. Structure design and test technology of electric general aircraft with composite materials [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2017(13): 93-99. (in Chinese)
- [9] 史明双. 四座轻型飞机概念设计研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.
SHI Mingshuang. Research on conceptual design of four-seat light aircraft [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016.
- [10] LIEBECK R H, PAGE M A, RAWDON B K. Blended wing body sub-sonic commercial transport: AIAA-1998-0438 [R]. US: NASA, 1998.
- [11] PANAGIOTOU P, KAPAROS P, SALPINGIDOU C,

- et al. Aerodynamic design of a MALE UAV[J]. Aerospace Science and Technology, 2016, 50: 127-138.
- [12] FlugzeugbauDG. LS8-e-neo [EB/OL]. [2021-08-19]. <https://www.dg-flugzeugbau.de/en/ls8-e-neo>. 2021-08-19.
- [13] 王晓璐, 吴登宇, 苗楠, 等. 双尾撑布局飞机气动特性计算分析[J]. 飞行力学, 2020, 38(4): 7-10.
WANG Xiaolu, WU Dengyu, MIAO Nan, et al. Aerodynamic performance computations and analysis of a twin-boom configuration airplane[J]. Flight Dynamics, 2020, 38(4): 7-10. (in Chinese)
- [14] VASSBERG J, DEHAAN M A, RIVERS S M, et al. Development of a common research model for applied CFD validation studies[C]// 26th AIAA Applied Aerodynamics Conference. Honolulu, Hawaii: AIAA, 2008: 1-10.
- [15] 王运涛, 孟德虹, 孙岩, 等. CRM-WB风洞模型高阶精度数值模拟[J]. 航空学报, 2018, 39(4): 76-82.
WANG Yuntao, MENG Dehong, SUN Yan, et al. High-order numerical simulation of CRM-WB wind tunnel model[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(4): 76-82. (in Chinese)
- [16] SHIPLEY E, GOPALARATHNAM A. Static aeroelasticity considerations in aerodynamic adaptation of wings for low drag: AIAA-2006-0451[R]. US: NASA, 2006.
- [17] BIBER K, WHITE T. Transonic airfoil design and optimization for an unmanned air vehicle concept[J]. Journal of Mechanics Engineering and Automation, 2019, 9: 193-202.
- [18] YONG S J, VIJAYAKUMAR G, ANANTHAN S, et al. Local correlation-based transition models for high-reynolds-number wind turbine airfoils[J]. Wind Energy Science Discussions, 2022, 7: 603-622.
- [19] SELIG M S, GUGLIELMO J J, BROEREN A P, et al. Summary of low-speed airfoil data[M]. Virginia: SoarTech Publications, 1995.
- [20] 王钢林, 楚亮. 提升通用飞机气动效率的设计策略研究[J]. 航空工程进展, 2015, 6(2): 160-165.
WANG Ganglin, CHU Liang. Research on design strategy for improving aerodynamic efficiency of general airplane[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2015, 6(2): 160-165. (in Chinese)
- [21] 陈建, 俞金海. 民用客机后机身外形设计研究[J]. 飞机设计, 2014, 34(2): 23-26.
CHEN Jian, YU Jinhai. Study of aft fuselage external shape design of civil airplane[J]. Aircraft Design, 2014, 34(2): 23-26. (in Chinese)
- [22] 飞机设计手册总编委会. 飞机设计手册——民用飞机总体设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2005.
General Editorial Board of *Aircraft Design Manual*. Airplane design manual—civil aircraft conceptual design[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2005. (in Chinese)
- [23] 李权, 郭兆电, 邓一菊, 等. 运输类飞机巡航阻力CFD计算分析[J]. 航空工程进展, 2011, 2(4): 402-408.
LI Quan, GUO Zhaodian, DENG Yiju, et al. CFD analysis for transport's cruise drag prediction[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2011, 2(4): 402-408. (in Chinese)
- [24] 王俊. 轻型运动飞机座舱人机界面设计与分析研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.
WANG Jun. Research and design on human-machine interface of light sport aircraft's cockpit[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)
- [25] 马智. 飞机驾驶舱人机一体化设计方法研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2014.
MA Zhi. Ergonomic integration design method for flight deck[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2014. (in Chinese)
- [26] 朱心雄. 自由曲线曲面造型技术[M]. 北京: 科学出版社, 2000.
ZHU Xinxiong. Free curves and surfaces modeling technology[M]. Beijing: Science Press, 2000. (in Chinese)
- [27] 谢伟松, 钱坤晶. Bezier曲线在生产设计中的应用[J]. 航空精密制造技术, 2006(1): 51-53.
XIE Weisong, QIAN Shenjing. Improvement of Bezier curves in production design[J]. Aviation Precision Manufacturing Technology, 2006(1): 51-53. (in Chinese)
- [28] 吕培培. 基于CFD的民机翼身整流罩气动外形优化方法研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2011.
LYU Peipei. CFD-based aerodynamic shape optimization method investigation on a civil aircraft wing-body fairing[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2011. (in Chinese)
- [29] 王宏涛, 孙秀慧, 周来水, 等. 飞机外零件三角网格模型光滑B样条曲面重建[J]. 南京航空航天大学学报, 2007, 39(3): 323-328.
WANG Hongtao, SUN Xiuhui, ZHOU Laishui, et al. Smooth B-spline surface reconstruction from triangular mesh of airplane configuration parts[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 39(3): 323-328. (in Chinese)

作者简介:

王晓璐(1982—),男,博士,副教授。主要研究方向:飞行器设计、空气动力学。

刘威威(1993—),男,硕士研究生。主要研究方向:飞行器设计。

徐向博(1999—),男,本科生。主要研究方向:飞行器设计。

祝顺顺(2002—),男,本科生。主要研究方向:飞行器设计。

(编辑:丛艳娟)