

复合材料前支杆结构设计及数值分析与优化



李思潭*,白婧,韩晨兴

中国飞行试验研究院, 陕西 西安 710089

摘 要:针对试飞过程中需在机头加装空速校准系统的要求,本文提出了一种前支杆结构的设计方法。通过数值计算分析了前置杆结构对原机气动特性的影响,同时应用 PATRAN/NASTRAN 对结构进行了强度分析,最后针对前支杆结构的受力特性对复合材料进行了优化设计。研究表明,该设计方法合理可行,设计结果满足设计要求,同时其优化方法可以为机头前支杆结构提供设计参考。

关键词:空速校准; 前支杆; 复合材料; 数值分析

中图分类号:V221

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2020.08.002

航空器大气系统为飞行控制、导航、火控、动力和环控等系统提供关键控制参数,大气系统的校准精度直接关系到飞机各系统操控的准确性、可靠性、作战/经济效能、空中交通管制和飞行安全^[1]。

空速管作为飞机上一种重要的大气数据传感器,用来准确探测飞机在飞行条件下周围大气环境的静压和总压。这些测量的压强(压力)数据可以转换成飞机的飞行马赫数、气压高度以及升降速度等飞行参数信息在仪表上显示和输出^[2]。迎角、侧滑角传感器可实时掌握飞机试飞过程中的飞行姿态。因此,原机的空速系统最关键的就是要能够准确地测量飞机在所有飞行马赫数范围内的大气环境。

为了保持相对干净的流场以保证测量精度,原机空速系统的测量传感器一般布置在飞机头部。因此试飞过程中的空速校准系统的安装须在保证本身测量精度的同时尽可能减小对原机空速系统的测量影响。

100510型组合式传感器集成了总压、静压、迎角和侧滑角传感器,是如今比较常用的空速校准系统测量传感器。该传感器一般安装在机头前部(伸出机头一段距离),且与机头对称轴线一致,伸出机头距离越远,该处气流受机身的影响越小,探测到的大气数据也就越准确,同时对原机气动影响也最小,但是越长的结构就越难保证其刚度。因此,本

文给出一种空速校准系统的安装结构,以满足试验机的试飞需求。

1 前支杆结构

1.1 金属拉杆式前支杆

目前,金属拉杆前支杆主要采用金属撑杆及其斜撑杆结构,由机头连接至机头前端,再连接至空速校准系统测量传感器,如图1所示。但金属杆系结构自身重量(质量)较重,一般需要对原机机头结构进行加强,工程繁琐;其次,金属杆系结构会对气流产生较大扰动,改变原机流场,不利于原机空速系统的测量精度。

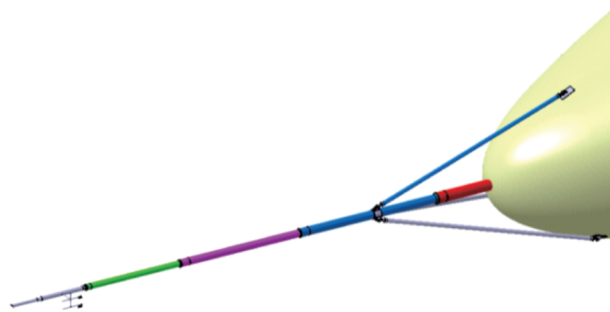


图1 金属撑杆结构

Fig.1 Metal strut structure

收稿日期: 2020-02-27; 退修日期: 2020-05-19; 录用日期: 2020-06-25

*通信作者: Tel.: 15991750244 E-mail: 604597675@qq.com

引用格式: Li Sitan, Bai Jing, Han Chenxing. Numerical analysis and optimization of composite front strut [J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31 (08): 9-15. 李思潭, 白婧, 韩晨兴. 复合材料前支杆结构设计及数值分析与优化 [J]. 航空科学技术, 2020, 31 (08): 9-15.

为了解决上述问题,本文设计了一种碳纤维复合材料前支杆结构作为空速校准系统测量传感器的支撑结构,该结构自重轻、比强度高、刚度好,外形与原机机头采取平滑过渡的方式,可以有效避免使用金属撑杆及其斜撑杆结构对机身气流的扰动,将对原机空速系统测量精度的影响降至最低。

1.2 复合材料前支杆结构

以某型飞机为对象,碳纤维复合材料前支杆结构外形与机头机构融合为一体结构,如图2所示。设计总长3282mm,1框位置的最大口面约为1360mm×1086mm,原机机头位置处等效直径为450mm,前端部直径80mm,前支杆结构加装后,传感器静压孔距机头的理论距离为3500mm,设计外形满足不小于一倍机身最大直径的技术指标要求^[3]。

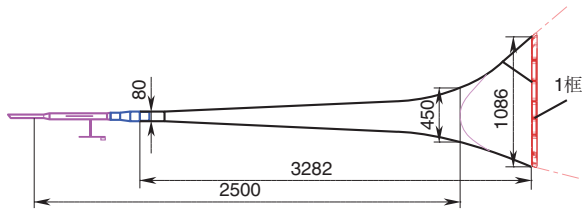


图2 复合材料前支杆结构尺寸图(单位:mm)

Fig.2 Structure dimension drawing of composite strut(Unit:mm)

为满足100510型传感器的加装要求,拆除位于原机机头1框前的天线罩,换装一套新研的碳纤维复合材料前支杆结构。前支杆结构主要包括三部分,分别是碳纤维复合材料前支杆、金属环框转接结构和传感器转接环。传感器以螺接形式与传感器转接环连接,传感器转接环通过沉头螺栓连接至碳纤维复合材料前支杆,碳纤维复合材料前支杆外形与机头外形平滑过渡,并通过沉头螺栓连接L形金属环框,最后金属环框通过快卸锁、铰链与原机天线罩安装结构相连接,前支杆结构如图3所示。

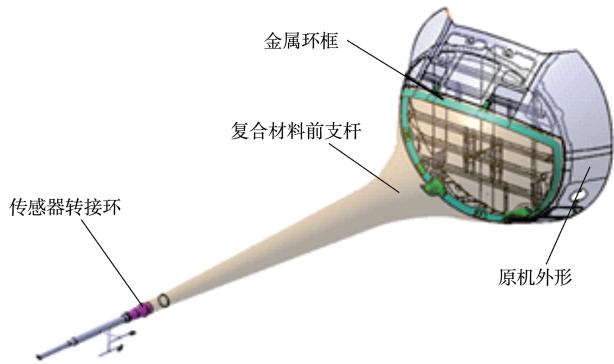


图3 复合材料前支杆结构安装图

Fig.3 Structure installation drawing of composite strut

1.3 材料及铺层设计

前支杆结构中,金属环框与传感器转接环材料均为7050-T7451铝合金,其主要性能见表1,单体结构为复合材料结构,材料选取3238A/CF3031织物碳纤维复合材料,其主要力学性能见表2,物理性能见表3。

表1 7050-T7451性能

Table 1 Properties of 7050-T7451

名称	E/MPa	G/MPa	μ	σ_1/MPa	$\sigma_{0.2}/\text{MPa}$	$\rho/(\text{g}\cdot\text{cm}^{-3})$
数值	26890	71000	0.33	517	448	2.8

表2 3238A/CF3031复合材料力学性能

Table 2 Mechanical properties of composite 3238A/CF3031

名称	$(E_{11}/X_{11})/\text{MPa}$	$(E_{22}/X_{22})/\text{MPa}$	$(E_{1c}/X_{1c})/\text{MPa}$	$(E_{2c}/X_{2c})/\text{MPa}$	$(G_{12}/S)/\text{MPa}$	μ
数值	62200/774	60300/657	59300/569	58500/474	4200/43.1	0.15

表3 3238A/CF3031物理性能

Table 3 Physical properties of 3238A/CF3031

名称	固化后单层厚度/mm	$\rho/(\text{g}\cdot\text{cm}^{-3})$
数值	0.23±0.02	1.6

层合板设计为对称铺层18层 $[(\pm 45)/(0,90)/(\pm 45)/(0,90)/(\pm 45)/(0,90)/(\pm 45)/(0,90)/(\pm 45)]_S$,厚度约4.14mm。

2 对原机空速系统的影响

应用ANSYS CFX软件,采用三维雷诺平均N-S方程,采用切应力传输(SST)湍流模型,利用有限体积法对控制方程进行离散。以机身+机翼+翼身整流包+前支杆计算构型(见图4),边界条件为物面无滑移条件、远场处为自由流条件。

基于该模型,计算了马赫数 $Ma=0.5$,高度 $H=6000\text{m}$,迎角 $\alpha=0^\circ$ 与马赫数 $Ma=0.64$,高度 $H=6000\text{m}$,迎角 $\alpha=4^\circ$ 两种状态。计算结果表明马赫数0.5,高度6000m状态下带前支杆对阻力系数最大增量为1.24counts(1count=0.0001),巡航点升阻比减小量约为0.065;马赫数0.64,高度6000m状态下带前支杆对阻力系数最大增量为0.69counts,升阻比减小量最大值约为0.15。可以看出,加装前支杆对飞机升力及阻力影响较小。

图5、图6为两种状态下机头压力分布及表面极限流线对比,可以看出,前支杆的加装对机头表面的压力系数影响极小,且机头表面流线基本保持不变,故对原机空速系统基本无影响。

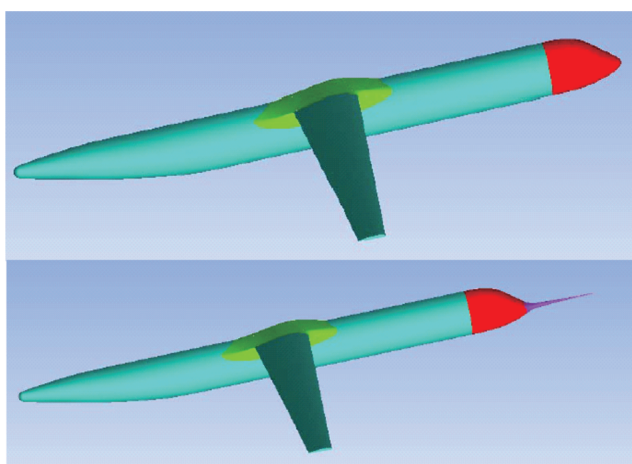
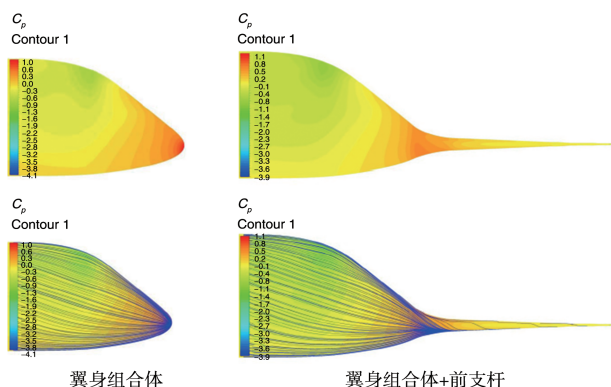
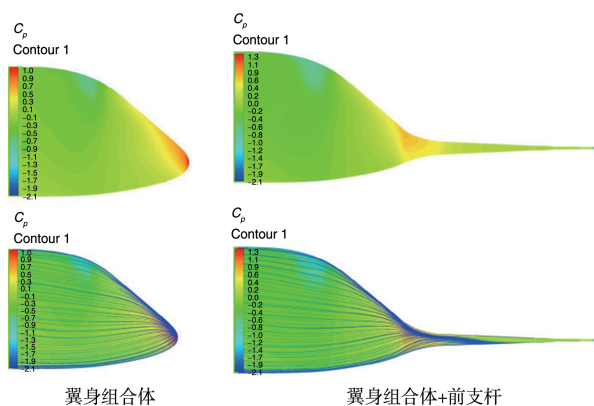


图4 计算模型图

Fig.4 Calculation model

图5 $Ma=0.5$, 高度 $H=6000\text{m}$, 迎角 $\alpha=0^\circ$ Fig.5 $Ma=0.5$, $H=6000\text{m}$, $\alpha=0^\circ$ 图6 $Ma=0.64$, 高度 $H=6000\text{m}$, 迎角 $\alpha=4^\circ$ Fig.6 $Ma=0.64$, $H=6000\text{m}$, $\alpha=4^\circ$

3 强度计算

为保证复合材料前支杆结构的可靠性,本文基于PATRAN/NASTRAN中LINEAR STATIC模块对复合材料

前支杆进行强度分析以验证其能否满足设计要求^[4-7]。

3.1 有限元建模

依据CATIA模型,将复合材料前支杆简化为二维壳单元(CQUAD4,CTRIA3),以四边形单元为主,局部采用三角形单元过渡。在复合材料前支杆最前端用集中质量单元(CONM2)模拟重约2.5kg的传感器与传感器转接件,并用MPC单元与端部节点连接。前支杆结构网格如图7所示。



图7 复合材料前支杆网格模型

Fig.7 Mesh model of composite strut

3.2 约束及载荷

前支杆通过两把锁、两把铰链与原机天线罩安装接口连接,故在下侧锁的位置约束相应节点的 x 、 y 、 z 平动及转动位移,在上侧铰链的位置约束相应节点的 x 、 y 、 z 平动位移及 x 方向转动位移。

根据所提供的飞行工况,选取最严重工况进行强度分析。由于传感器重量通过集中质量进行模拟,故复合材料前支杆所受到的载荷主要为惯性载荷和气动载荷。惯性载荷以过载的形式进行施加,气动载荷利用CFD软件计算得到相应工况的压力分布,并基于Inverse-distance差值方法将气动压力差值到结构网格上。图8给出了差值后结构网格上的压力分布云图。

对于复合材料的失效准则选取二维Hashin强度准则。

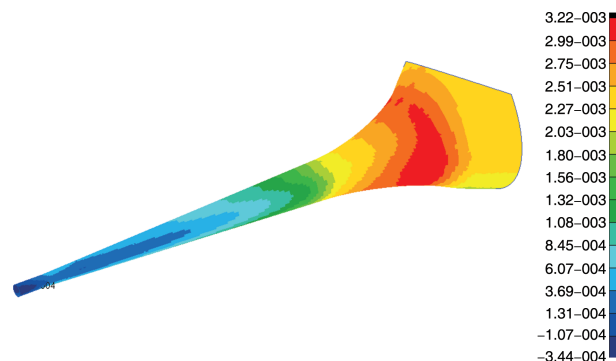


图8 差值后压力云图

Fig.8 Pressure cloud map of interpolation

纤维拉伸失效:

$$\left(\frac{\sigma_1}{X_t}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 \geq 1 \quad \sigma_1 \geq 0 \quad (1)$$

纤维压缩:

$$\left(\frac{\sigma_1}{X_c}\right)^2 \geq 1 \quad \sigma_1 \leq 0 \quad (2)$$

基体拉伸或剪切失效:

$$\left(\frac{\sigma_2}{Y_t}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 \geq 1 \quad \sigma_2 \geq 0 \quad (3)$$

基体压缩或剪切失效:

$$\left(\frac{\sigma_2}{Y_c}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 \geq 1 \quad \sigma_2 \leq 0 \quad (4)$$

式中: $X_t, X_c, Y_t, Y_c, S_{12}$ 分别为纵向拉伸强度、纵向压缩强度、横向拉伸强度、横向压缩强度和面内剪切强度。

3.3 变形分析

为了保证飞机的飞行安全以及空速校准系统的测量精度,前支杆结构需要保证足够的刚度,本文计算了上述载荷作用下的变形结果,图9给出了复合材料前支杆的变形云图。由结果可知,复合材料前支杆变形连续合理,最大位移发生在前支杆最前端,大小为2.58mm,小于最大变形不超过8.59mm的设计要求,变形结果不会影响飞行安全及空速校准系统的测量精度。

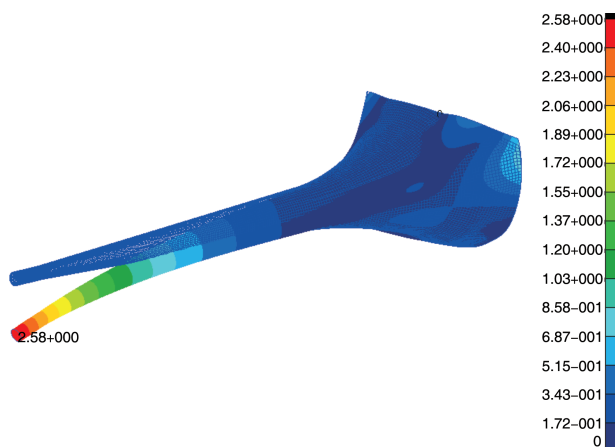


图9 前支杆位移云图

Fig.9 Displacement cloud map of strut

3.4 应力分析

由于复合材料层体在设计时,是以刚度优先设计的,故在上述载荷下每一层单向板的应力是很小的,在此不一列出每一层单向板的应力,只给出0°、90°和±45°中最大应力的单向板应力云图(见图10、图11)。由计算结果可

知,±45°单向板最大应力为8.74MPa,0°、90°单向板最大应力为9.55MPa,远小于强度极限,因此也未出现失效单元,复合材料前支杆满足强度要求。

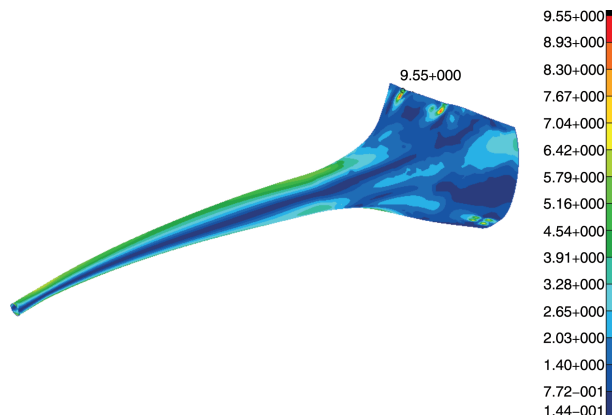


图10 单向板应力云图(0°,90°)

Fig.10 Stress cloud map of unidirectional plate(0°,90°)

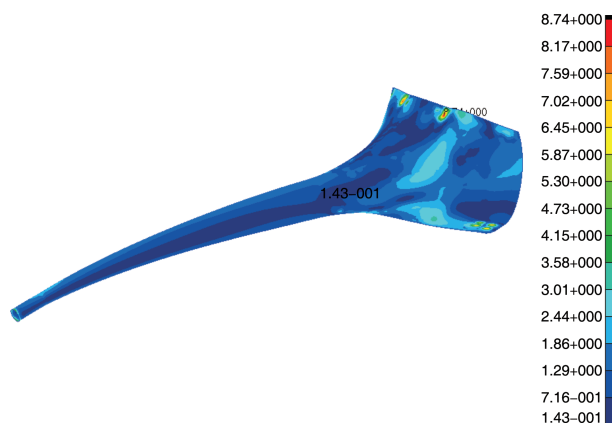


图11 单向板应力云图(±45°)

Fig.11 Stress cloud map of unidirectional plate(±45°)

4 铺层优化

考虑到该前支杆受力形式类似于悬臂梁同时受均布载荷与端部集中载荷(见图12),由悬臂梁的受力特点可知在该载荷作用下梁的最大弯矩 $M_{\max}$ 、最大剪力 $F_{s,\max}$ 以及挠曲线方程,见式(5)~式(7)。

最大弯矩:

$$M_{\max} = \frac{QL^2}{2} + FL \quad (5)$$

最大剪力:

$$F_{s,\max} = QL + F \quad (6)$$

最大挠度:

$$Y_{\max} = \frac{QL^4}{8EI} + \frac{FL^3}{3EI} \quad (7)$$

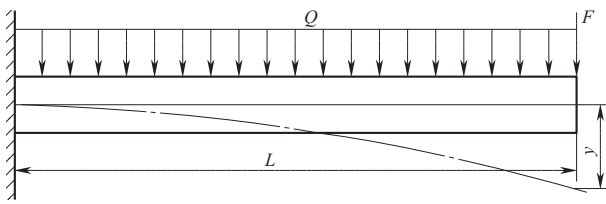


图 12 悬臂梁受力示意图

Fig.12 Schematic diagram of the cantilever force

可以看出,随着 L 的增大,梁截面的弯矩和剪力都在增大,所以越靠近根部,梁截面受力越大。基于此受力特性,考虑复合材料前支杆采用变厚度铺层,在结构质量基本保持不变的前提下,提高复合材料前支杆的承载能力。

现将前支杆根部670mm范围内铺层数提高至22层,中间1520mm范围内铺层数保持不变,前端1080mm区域内铺层数减少至14层,铺层示意如图13所示。优化前复合材料前支杆重量为21.3kg,优化后复合材料前支杆重量为21.7kg,重量基本保持不变,具体铺层为:14层:[45°/0°/-45°/90°/45°/

0°/-45°]S,厚度约3.22mm;18层:[45°/0°/-45°/90°/45°/0°/-45°/90°/45°]S,厚度约4.14mm;22层:[45°/0°/-45°/90°/45°/0°/-45°/90°/45°/0°/-45°]S,厚度约5.06mm。

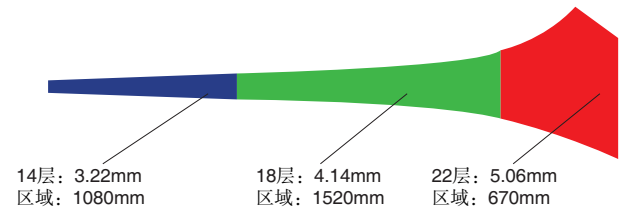
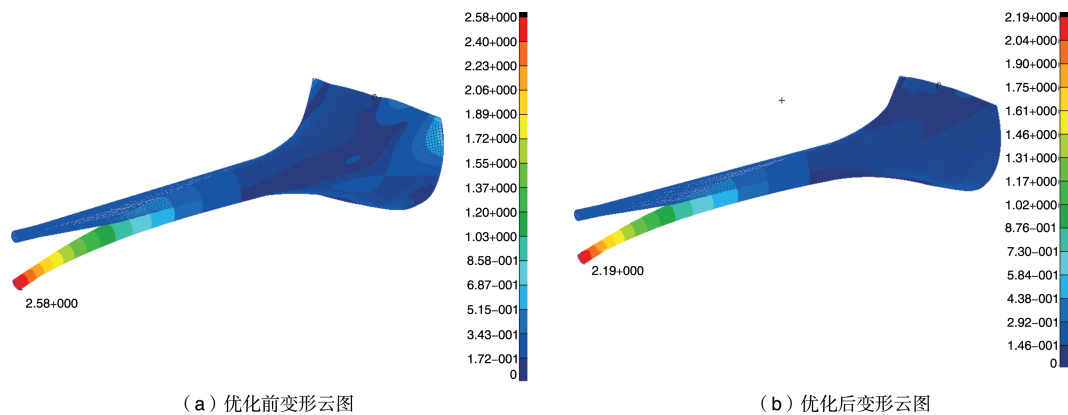


图 13 变厚度铺层示意图

Fig.13 Schematic diagram of the thickened layer

在同等载荷作用下,优化前与优化后的复合材料前支杆变形如图14所示,0°、90°和±45°中最大应力的单向板应力云图如图15、图16所示。

由计算结果可知对复合材料前支杆铺层进行优化后,在结构重量基本不变的同时,前支杆最大位移和单向板的最大应力均有所降低,见表4。

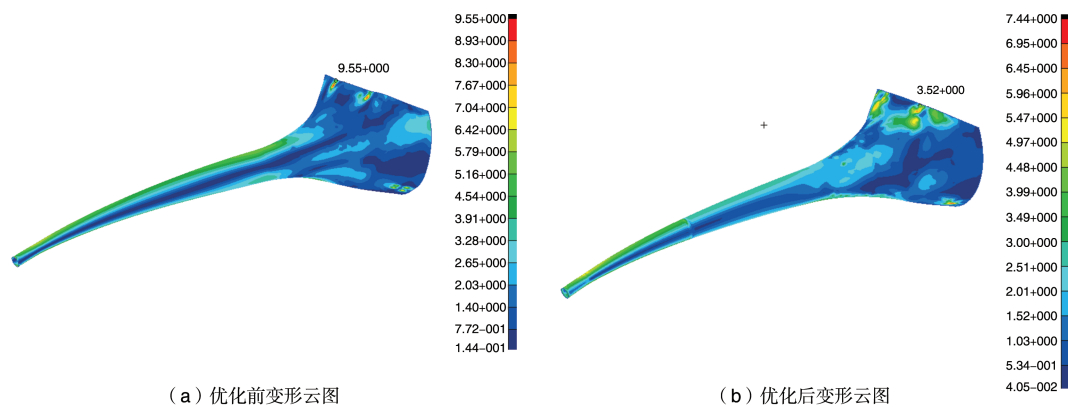


(a) 优化前变形云图

(b) 优化后变形云图

图 14 前支杆优化前后变形对比

Fig.14 Deformation contrast of optimization of strut

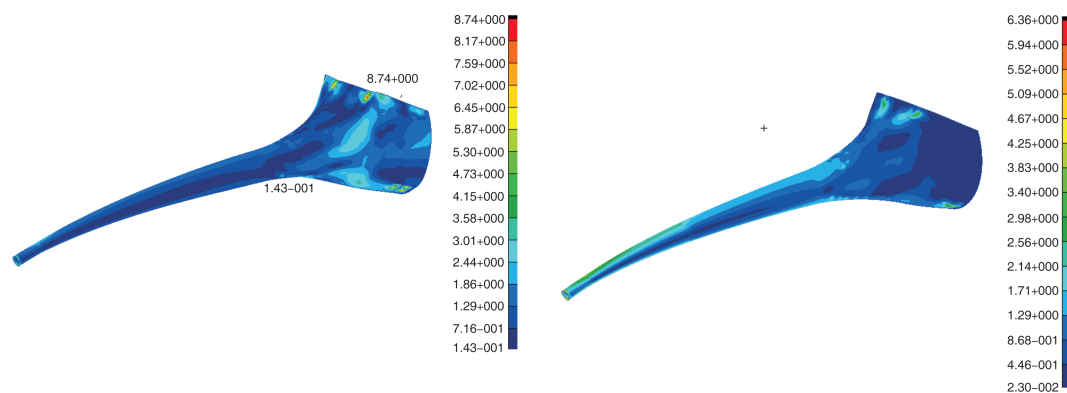


(a) 优化前变形云图

(b) 优化后变形云图

图 15 优化前后单向板应力对比(0°,90°)

Fig.15 Unidirectional plate stress contrast of optimization(0°,90°)



(a) 优化前变形云图

(b) 优化后变形云图

图 16 优化前后单向板变形对比($\pm 45^\circ$)Fig.16 Unidirectional plate displacement contrast of optimization($\pm 45^\circ$)

表 4 优化前后数据对比

Table 4 Data contrast of optimization

名称	最大位移/mm	(0,90°)最大应力/ MPa	($\pm 45^\circ$)最大应力/ MPa
优化前	2.58	9.55	8.74
优化后	2.19	7.44	6.36

5 结论

本文设计了一种飞机试飞过程中空速校准系统的复合材料前支杆结构,应用CFX软件计算了前支杆结构的加装对原机气动特性的影响;应用PATRAN/NASTRAN软件分析了复合材料前支杆结构的刚度强度特性;最后基于悬臂梁的受力特点对复合材料前支杆的铺层进行了优化设计。

结果表明复合材料前支杆结构对原机阻力增量很小,且不影响机头表面的流场,故对原机空速系统的测量精度基本无影响;前支杆结构在已知载荷下变形连续协调,受力合理,满足刚度、强度要求;优化后的复合材料前支杆结构在重量基本不变的前提下,变形减小,承载特性有所提高。此复合材料前支杆结构及其优化方法合理可行,可以为后续飞机改装提供参考。

AST

参考文献

- [1] 郑智涛,韩铭,韩瑞义,等. 军用飞机大气数据系统通用规范[S]. 北京:国防科工委军标出版发行部,1991.
Zheng Zhitao,Han Ming,Han Ruiyi. General specification for air data system of military aircraft[S]. Beijing: Military Standard Publication Department, 1991.(in Chinese)
- [2] 郑刘,陈志敏. 飞机机头气动补偿空速管的设计[J]. 航空学报, 2011,32(7):1189-1194.

Zheng Liu, Chen Zhimin. Design of an aircraft nose aerodynamic compensation pitot static tube[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011,32(7): 1189-1194. (in Chinese)

- [3] MIL-P-26292C (3) NOT 2 Pitot and static pressure systems, installation and inspection of (no s/s document) [S]. US NAVY, 1988.
- [4] 郗超,成婷婷,刘静. 基于GPS的侧风影响下的空速校准方法研究[J]. 航空科学技术, 2015,26(5):53-56.
Xi Chao, Cheng Tingting, Liu Jing. Research on airspeed calibration method under the influence of crosswind based on GPS [J]. Aeronautical Science & Technology, 2015,26(5): 53-56.(in Chinese)
- [5] 刘华勇,刘莉,曹放华. 大气系统校准的基准空速管法[J]. 试验流体力学, 2013,27(4):91-94.
Liu Huayong, Liu Li, Cao Fanghua. Reference-air-date-boom method for air date system calibrations[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2013,27(4):91-94.(in Chinese)
- [6] 蒲赛虎,郭毅,雷廷万. 基于CFD计算的机头凸出物对大气数据测量的影响研究[J]. 航空计算技术, 2019,49(5):32-35.
Pu Saihu, Guo Yi, Lei Tingwan. Study on the influence of aircraft surface protrusion on atmospheric data measurement based on CFD calculation [J]. Aeronautical Computing Technology, 2019,49 (5): 32-35.(in Chinese)
- [7] 张甲奇,刘朝君,多瑞楠. 基于探空气球系统的高空高速飞行器空速校准方法研究[J]. 航空科学技术, 2018, 29(1):32-36.
Zhang Jiaqi, Liu Chaojun, Duo Ruinan. Research on the calibration method of high-speed air vehicle airspeed based on

the sounding balloon system [J]. Aeronautical Science & Technology, 2018,29 (1): 32-36.(in Chinese)

(责任编辑 陈东晓)

作者简介

李思潭(1990-)男,硕士研究生,工程师。主要研究方向:试验机改装机械设计。

Tel:15991750244 E-mail: 604597675@qq.com

白婧(1986-)女,学士,工程师。主要研究方向:试验机改装电气设计。

Tel:18729266601

E-mail: 235003982@qq.com

韩晨兴(1986-)男,学士,技师。主要研究方向:试验机机械改装。

Tel:15929773675

E-mail: 362711694@qq.com

Numerical Analysis and Optimization of Composite Front Strut

Li Sitan*, Bai Jing, Han Chenxing

Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China

Abstract: Based on the requirement of the airspeed calibration system, this paper describes a design method of composite front strut. The influence of the front strut on the aerodynamic characteristics of the original aircraft is analyzed by numerical analysis and the strength is analyzed by using software PATRAN/NASTRAN. Finally, according to the mechanical characteristics of the front strut, the composite layer is optimized. The results verify that the design method is reasonable and feasible. Meanwhile, the optimization can provide reference for the design of the front strut.

Key Words: airspeed calibration; front strut; composite; numerical analysis

Received: 2020-02-27; Revised: 2020-05-19; Accepted: 2020-06-25

*Corresponding author.Tel. : 15991750244 E-mail: 604597675@qq.com