

文章编号: 1674-8190(2021)03-112-09

航空驱动机构轻量化设计与仿真分析

宫伟, 朱锦超, 栾兰

(中国航空工业集团公司 上海航空电器有限公司, 上海 201101)

摘要: 合理、轻量化的航空驱动机构设计可以在很大程度上提高航空驱动机构行程角度控制的准确性、耐久性、扭矩/质量比及电磁兼容性,降低输出轴晃动间隙。针对目前国内现有飞机着陆灯用航空驱动机构,提出一种轻量化航空驱动机构的设计方案,该方案采用无刷直流电动机驱动,通过行星齿轮、平行轴直齿轮、蜗杆副等组合形式减速,利用高精度非接触角位移传感器反馈位置信号;建立三维数学模型对行星齿轮等传动件进行动力学仿真分析,对壳体、齿轮盖等结构件进行有限元仿真计算。结果表明:轻量化航空驱动机构设计方案可满足轻量化、大扭矩/质量比等相关技术指标要求;驱动机构关键传动件与结构件的设计参数及强度也满足要求,设计方案合理可行。

关键词: 驱动机构; 结构设计; 有限元仿真; 行星齿轮; 蜗杆; 角位移传感器

中图分类号: V242.4

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2021.03.14

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Lightweight Design and Simulation Analysis of Aviation Driving Mechanism

GONG Wei, ZHU Jinchao, LUAN Lan

(Shanghai Aviation Electric Co., Ltd., Aviation Industry Corporation of China, Shanghai 201101, China)

Abstract: Reasonable and lightweight design of the aviation drive mechanism can greatly improve the accuracy, durability, torque/mass ratio and electromagnetic compatibility of the travel angle control of the aviation drive mechanism, and reduce the output shaft wiggle clearance. Aiming at the current domestic aviation driving mechanism for aircraft landing lights, a lightweight aviation driving mechanism design scheme is proposed. The scheme is driven by brushless DC motor, decelerated by planetary gear, parallel shaft spur gear, worm pair and other combination forms, and the position signal is fed back by high-precision non-contact angular displacement sensor. A three-dimensional mathematical model is established to simulate the dynamics of planetary gear and other transmission parts, and the finite element simulation of shell, gear cover and other structural parts is carried out. The results show that: the design scheme of lightweight aviation driving mechanism can meet the requirements of lightweight, high torque/mass ratio and other related technical indicators; the design parameters and strength of key transmission parts and structural parts of the driving mechanism meet the requirements, and the design scheme is reasonable and feasible.

Key words: driving mechanism; structural design; finite element simulation; planetary gear; worm; angular displacement sensor

收稿日期: 2020-12-01; 修回日期: 2021-03-18

通信作者: 宫伟, 411310761@qq.com

引用格式: 宫伟, 朱锦超, 栾兰. 航空驱动机构轻量化设计与仿真分析[J]. 航空工程进展, 2021, 12(3): 112-120.

GONG Wei, ZHU Jinchao, LUAN Lan. Lightweight design and simulation analysis of aviation driving mechanism[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2021, 12(3): 112-120. (in Chinese)

0 引言

航空驱动机构是驱动机构的一种,作为飞机电动部件的核心部件,主要由电机、减速器、轴系以及角位移传感器等主要零部件组成,通过一体化结构优化设计完成^[1]。随着航空驱动机构技术的不断革新,航空驱动机构也在快速发展,逐步被应用于飞机的不同部位,例如飞机驾驶员电动座椅^[2-4]、飞机襟翼^[5-6]、飞机舱门^[7]、飞机着陆灯^[8-9]等部位。

在微型航空驱动机构领域,包括美国的MOOG公司、瑞士的RUAG公司等在内的国外公司都有成熟的产品。其中MOOG公司的Type2型旋转驱动器,质量为1.3 kg,最大输出转矩为20 N·m^[10],扭矩/质量比为15.38 N·m/kg,但该型旋转驱动器未使用高精度非接触式角度传感器,无法进行精准的行程角度控制。RUAG公司的SARA21型旋转驱动器,质量为1.8 kg,输出转矩为45 N·m^[11],扭矩/质量比为25 N·m/kg。航空领域为了提高航空飞行器的承载能力,尽可能地降低航空驱动机构的体积质量,提高行程角度控制精准性、扭矩/质量比,轻量化驱动机构研发已成为一个重要的研究课题。

国内的微型航空驱动机构动力源多使用直流有刷电机。直流有刷电机存在很多缺点,比如更换配件麻烦、配件使用寿命短、发热率高、换向火花大、损耗严重、电磁干扰严重等^[12-13]。相较于直流电机,无刷电机具有很多优点:体积小、灵敏度高、转矩大、功率密度高、可靠性高等,现已在军工领域逐步替代直流有刷电机^[14]。

国内传统航空驱动机构的行程角度控制多采用微动开关限位,比较小的KW5C-0Z-1微动开关,其动作行程最大为0.51 mm^[15],配合弹簧片后使用,弹簧片动作行程最大可达到3~4 mm,对于直径为30 mm的轴,最大可旋转15.3°,同样存在行程角度控制不精准问题。选用高精度角位移传感器,旋转角度误差最大不超过0.1°,其体积与两个微动开关的体积相当,精度高、非接触式、寿命高,可实现高精度反馈角度的控制。由于小模数齿轮在航空领域应用研究较少,同行业厂家多依据标准,采用个人编辑EXCEL计算软件,计算齿轮强度,无法对传动件进行修形、亦不可对变位系

数等参数进行优化完善。

基于上述行程角度控制不精准问题及大扭矩/质量比需求,本文提出一种轻量化航空驱动机构并进行参数优化设计,对其行星齿轮、直齿轮、蜗杆副等进行KISSsoft分析、优化、参数完善以及KISSsoft的强度计算^[16],对结构件利用UG10.0的“FEM和仿真”功能模块进行ANALYSIS高级仿真分析,同时使用高精度角位移传感器反馈输出轴角度位置信号。

1 总体方案

微型航空驱动机构设计考虑到在紧凑的空间结构内获得较大的输出转矩和较高的角位置输出精度,在整机质量小于0.7 kg(实物660 g)的情况下,输出转矩大于20 N·m。

在航空驱动机构设计方案的选择中,优先选用以下设计方案:(1)微型直流无刷电动机作为动力源;(2)减速器选用行星齿轮、平行轴直齿轮、蜗杆副等5级组合减速;(3)采用非接触式角位移传感器高精度采集角度位置信号并反馈上传;(4)采用软件伺服控制电路,补偿晃动间隙。

本文驱动减速方案如表1所示。

表1 驱动机构传动方案
Table 1 Transmission scheme of driving mechanism

序号	项目	参数
1	电机	无刷直流电动机
2	减速器方案	两级行星齿轮+一级平行轴直齿轮+一级蜗杆副+一级平行轴直齿轮
3	总减速比	2 702.8
4	输出力矩/(N·m)	21.6
5	保持力矩/(N·m)	25.0
6	输出转速/(r·min ⁻¹)	2.015
7	总质量/g	660
8	断电自锁	是

该方案具有如下特点:

- (1) 结构布局紧凑,转矩/质量比大;
- (2) 采用自锁蜗轮蜗杆参数传动,可实现断电自锁;
- (3) 采用14 bit数字式高精度角位移传感器,角度分辨率高,可大幅提高角度位置反馈精度;
- (4) 传动平稳,电流波动小。

2 轻量化传动方案

2.1 优选传动方案

为实现小体积、轻量化目标,需进行驱动机构结构及传动顺序研究。根据驱动机构总体方案,制定三种传动顺序方案(如图 1 所示),针对不同传动顺序方案分别研究其优缺点,并进行对比,如表 2 所示。

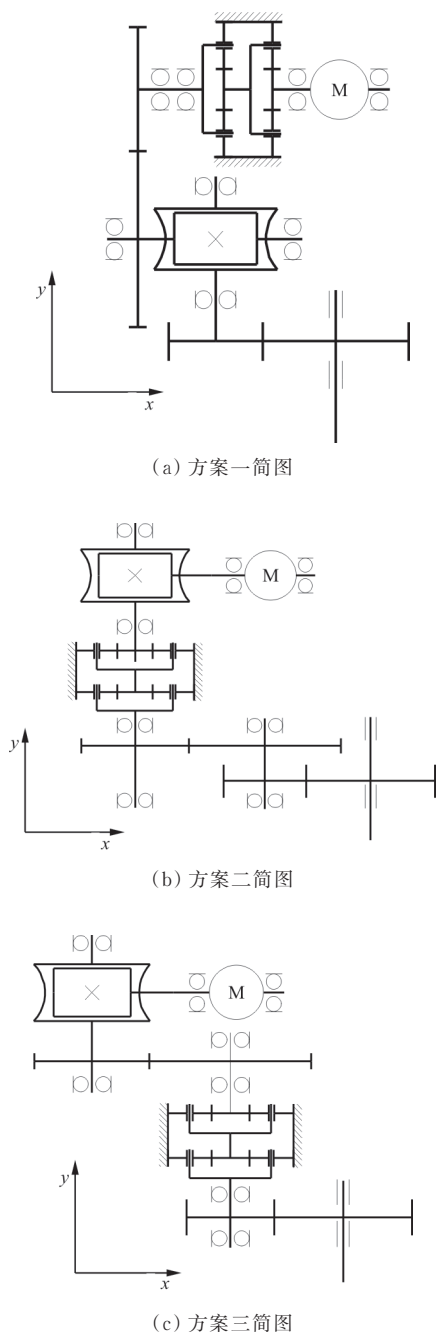


图 1 传动顺序方案图

Fig. 1 Transmission sequence diagram

表 2 传动方案对比
Table 2 Comparison of transmission schemes

方案	优点	缺点
方案一		行星减速器与电机输出轴连接,体积小,蜗轮蜗杆传动效率低,放置于末端,阻力与其输入扭矩比值小,影响小
方案二	自锁扭矩大	蜗轮蜗杆传动效率低,放置于前端,阻力与其输入扭矩比值大,影响大
方案三	自锁扭矩大	蜗轮蜗杆传动效率低,放置于前端,阻力与其输入扭矩比值大,影响大;行星减速器体积相对大

从图 1 和表 2 可以看出:在满足可传递需要扭矩条件下,优先选用方案一传动顺序方案,既可以实现传递所需扭矩负载,又可以实现轻量化目标。经过结构布局优化研究设计,方案一的轻量化驱动机构设计方案剖视图如图 2 所示。

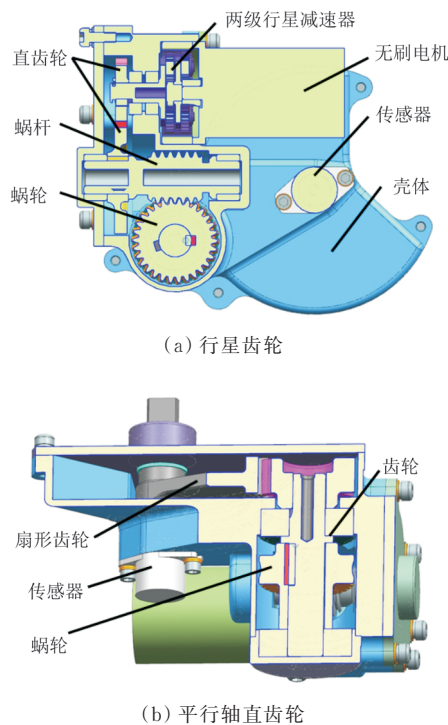


图 2 航空驱动机构结构剖视图

Fig. 2 Sectional view of aviation driving mechanism

位置反馈单元选用传感器分辨率为 14 bit 的数字式 360°无止档非接触式角位移传感器,放置于扇形输出直齿轮所在轴端,扇形输出齿轮转动角

度与角位移传感器输出轴转动的角度相同,为同轴转动。通过控制系统采集角度传感器位置信号,确定输出扇形齿轮角度位置,角度位置误差不大于 0.1° 。

为减轻航空驱动机构整体质量,关键承力结构件,如壳体、齿轮盖等采用2A14铝合金,重量较轻;蜗轮传动件按照行业标准选用ZCuSn10Pb1锡青铜;蜗杆、齿轮选用40CrA合金结构钢。经过三维建模计算可以得到整机质量为660 g。

基于上述结构方案设计,可以得到输出力矩大、体积小、质量轻、输出稳定的航空驱动机构。该驱动机构的技术指标能够满足一般飞机驾驶员弹射座椅、飞机襟翼、飞机排气舱门、飞机发动机燃油系统/排气系统、飞机着陆灯等部位驱动机构的技术需求。

2.2 驱动机构传动比

驱动机构减速器为两级行星减速传动、一级小模数齿轮传动、一级蜗轮蜗杆传动、一级大模数齿轮传动,驱动机构蜗轮蜗杆导程角设计为 $3^\circ 16'$,分配传动比后具体参数如表3所示。

表3 齿轮参数
Table 3 Gear parameters

级别	类型	齿数
两级行星减速	太阳轮	19
	行星轮	23
	内齿圈	65
小模数直齿轮副	齿轮一	19
	齿轮二	32
蜗杆副	蜗杆	1
	蜗轮	30
大模数直齿轮副	齿轮三	19
	齿轮四	52

根据表3中齿轮参数可以计算出总传动比为

$$i = \left(1 + \frac{65}{19}\right)^2 \times \frac{32}{19} \times \frac{30}{1} \times \frac{52}{19} = 2702.83$$

2.3 驱动机构电动机转速

根据驱动机构动作时间不大于11 s的要求,将行程角度 110° 时间按9 s计算,确定直流电动机转速 n :

$$n \approx 5505.76 \text{ r/min}$$

本文直流电动机转速按 $n=6000 \text{ r/min}$ 选取。

2.4 驱动机构额定输出力矩计算

根据直流电动机输出扭矩 T_n 、总传动比 i 及总传动效率 η ,计算驱动机构实际额定输出力矩为

$$T_{\text{输出}} = T_n \times i \times \eta = 21.62 \text{ N} \cdot \text{m}$$

驱动机构的输出扭矩为 $21.62 \text{ N} \cdot \text{m}$ 大于 $20 \text{ N} \cdot \text{m}$,即输出扭矩满足技术要求。

2.5 断电自锁情况研究

驱动机构制动依靠蜗轮蜗杆自锁来实现,蜗轮蜗杆自锁条件如下:导程角 $\gamma <$ 摩擦角 ρ 。

蜗轮蜗杆选定参数如下: $Z_1=1, d_1=14 \text{ mm}, \gamma=3^\circ 16', n_1=182.3 \text{ r/min}, Z_2=30$ 。

齿面相对滑动速度为

$$v_s = \frac{\pi d_1 n_1}{60 \times 1000 \cos \gamma} = 0.13376 \text{ m/s}$$

依据齿轮传动设计手册(第二版), $v_s = 0.13376 \text{ m/s}$ 时,啮合摩擦角 $\rho > 5^\circ 43'$,即 $\gamma = 3^\circ 16' <$ 啮合摩擦角 ρ 。

综上所述,该驱动机构蜗杆副具有自锁条件,可实现自锁功能。

3 传动件 KISSsoft 分析

3.1 行星齿轮 KISSsoft 分析

本文驱动机构两级行星减速参数相同,材料相同,第二级载荷相对较大,行星减速结构如图3所示,因此只对第二级行星齿轮减速进行 KISSsoft 分析,分别为齿轮齿根承载能力、齿面安全系数、胶合承载能力。

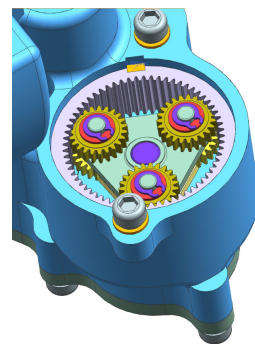


图3 两级行星减速结构

Fig. 3 Two stage planetary reduction structure

鉴于 KISSsoft 分析计算过程较多,篇幅较长,本文将行星齿轮 KISSsoft 分析前期过程省略,只给出计算结果,如表 4~表 6 所示。

表 4 行星齿轮齿根承载能力
Table 4 Bearing capacity of planetary gear root

序号	项目	数值		
		太阳轮	行星轮	内齿圈
1	$[\sigma_F]/(N \cdot mm^2)$	688.53	702.37/702.37	532.88
2	$\sigma_F/(N \cdot mm^2)$	413.12	421.42/421.42	319.73
3	目标安全系数	0.60	0.60	0.60
4	齿根应力安全系数	10.73	13.02/14.96	21.57

表 5 行星齿轮齿面安全系数
Table 5 Safety factor of planetary gear tooth surface

序号	项目	数值		
		太阳轮	行星轮	内齿圈
1	$[\sigma_F]/(N \cdot mm^2)$	955.83	1 119.27/1 175.67	375.32
2	$\sigma_F/(N \cdot mm^2)$	573.50	671.56/705.40	225.19
3	目标安全系数	0.60	0.60	0.60
4	单接触的应力安全系数	1.57	1.89/4.53	1.69

表 6 行星齿轮胶合承载能力
Table 6 Scuffing bearing capacity of planetary gear

序号	项目	数值	
		太阳轮/行星轮	行星轮/内齿圈
1	齿面积分温度/ $^{\circ}C$	71.26	70.07
2	目标安全系数	0.900	0.900
3	胶合安全系数(积分温度)	4.09	4.16
4	传递力矩的安全系数(积分温度)	175.81	3 310.07

从表 4~表 6 可以看出:行星齿轮的齿根应力安全系数、单接触的接触应力安全系数、胶合安全系数均大于对应目标安全系数,因此行星齿轮给定参数满足使用要求。

3.2 平行轴直齿轮 KISSsoft 分析

平行轴直齿轮结构如图 4~图 5 所示。根据两级平行轴直齿轮齿数、模数、压力角、变位系数、材料、扭矩、转速等相关参数,分别对一级直齿轮副、二级直齿轮副进行 KISSsoft 分析,计算齿根承载能力、齿面安全系数、胶合承载能力。平行轴直齿轮 KISSsoft 分析计算结果如表 7~表 11 所示。二级平行轴直齿轮转速较低,不大于 3 r/min,未进行 KISSsoft 胶合分析。

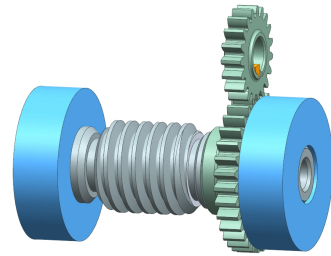


图 4 一级平行轴直齿轮结构
Fig. 4 Structure of first stage parallel shaft spur gear

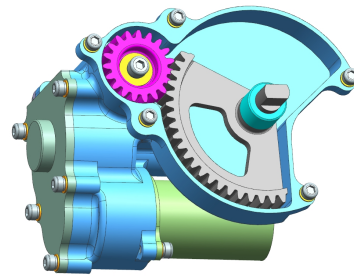


图 5 平行轴输出直齿轮结构
Fig. 5 Parallel shaft output spur gear structure

表 7 一级平行轴直齿轮齿根承载能力
Table 7 Tooth root bearing capacity of first stage parallel shaft spur gear

序号	项目	数值	
		小齿轮	大齿轮
1	允许齿根应力/ $(N \cdot mm^{-2})$	753.61	773.59
2	齿根应力/ $(N \cdot mm^{-2})$	115.57	120.67
3	目标安全系数	0.96	0.96
4	齿根应力安全系数	6.26	6.15

表 8 一级平行轴直齿轮齿面安全系数
Table 8 Tooth surface safety factor of primary parallel shaft spur gear

序号	项目	数值	
		小齿轮	大齿轮
1	允许齿面接触应力/ $(N \cdot mm^{-2})$	1 226.63	1 294.59
2	齿面接触应力/ $(N \cdot mm^{-2})$	589.58	577.64
3	目标安全系数	0.78	0.78
4	单接触的接触应力安全系数	1.62	1.75

表 9 一级平行轴直齿轮胶合承载能力
Table 9 Scuffing bearing capacity of primary parallel shaft spur gear

序号	项目	数值
1	齿面积分温度/ $^{\circ}C$	73.140
2	目标安全系数	1.440
3	胶合安全系数(积分温度)	3.281
4	传递力矩的安全系数(积分温度)	54.170

表 10 二级平行轴直齿轮齿根承载能力
Table 10 Tooth root bearing capacity of secondary parallel shaft spur gear

序号	项 目	数 值	
		小齿轮	大齿轮
1	允许齿根应力/(N·mm ⁻²)	931.17	980.41
2	齿根应力/(N·mm ⁻²)	179.66	345.06
3	目标安全系数	1.25	1.25
4	齿根应力安全系数	6.48	3.55

表 11 二级平行轴直齿轮齿面安全系数
Table 11 Tooth surface safety factor of secondary parallel shaft spur gear

序号	项 目	数 值	
		小齿轮	大齿轮
1	允许齿面接触应力/(N·mm ⁻²)	1 331.89	1 331.89
2	齿面接触应力/(N·mm ⁻²)	673.37	656.35
3	目标安全系数	0.93	0.93
4	单接触的接触应力安全系数	1.83	1.88

从表 7~表 11 可以看出:两级平行轴直齿轮齿根应力安全系数、单接触的接触应力安全系数、胶合安全系数均大于对应目标安全系数,因此两级平行轴直齿轮副给定参数满足使用要求。

3.3 蜗杆副 KISSsoft 分析

蜗杆副结构如图 6 所示。根据蜗杆副齿数、模数、压力角、变位系数、材料、扭矩、转速、硬度等相关参数,对蜗杆副进行 KISSsoft 分析,计算磨损承载能力、点蚀承载能力、挠度安全系数、齿根承载能力、温度安全系数、使用寿命及损伤等。蜗杆副 KISSsoft 分析计算结果如表 12~表 16 所示。

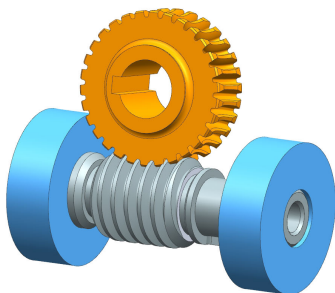


图 6 蜗杆副结构
Fig. 6 Worm pair structure

表 12 蜗杆副磨损承载能力
Table 12 Wear bearing capacity of worm pair

序号	项 目	数值
1	磨损强度	4.0×10 ⁻⁷
2	磨损量/mm	0.047
3	允许齿厚容差(系数,模数)	0.300
4	目标安全系数	1.100
5	磨损安全系数	5.111

表 13 蜗杆副点蚀承载能力
Table 13 Pitting bearing capacity of worm pair

序号	项 目	数值
1	平均齿面接触应力/(N·mm ⁻²)	438.63
2	齿面接触应力安全系数	2.389
3	目标安全系数	1.000
4	可达到的使用寿命/h	277 010.04

表 14 挠度安全系数
Table 14 Deflection safety factor

序号	项 目	数值
1	挠度安全系数	68.211
2	目标安全系数	1.000

表 15 蜗杆副齿根承载能力
Table 15 Bearing capacity of worm gear tooth root

序号	项 目	数值
1	齿根的名义剪应力/(N·mm ⁻²)	30.540
2	齿根名义剪应力的极限值/(N·mm ⁻²)	256.000
3	齿根应力安全系数	8.382
4	目标安全系数	1.100

表 16 温度安全系数
Table 16 Temperature safety factor

序号	项 目	数值
1	温度安全系数	3.521
2	目标安全系数	1.000

从表 2~表 6 可以看出:蜗杆副的使用寿命可达 277 010.04 h,寿命期内磨损量为 0.047 mm,磨损承载能力、点蚀承载能力、挠度安全系数、齿根

承载能力、温度安全系数、使用寿命及损伤等安全系数均大于对应目标安全系数,因此蜗杆副给定参数满足使用要求。

4 结构件强度校核分析

4.1 壳体有限元分析

壳体作为整个驱动机构结构承力件,主要承

受输出直齿轮副之间的啮合力、蜗杆副轴向力、蜗杆副轴向紧固螺钉预紧力。针对三种情况,划分网格后分别进行 ANALYSIS 有限元分析,划分网格 45 137 个单元,网格大小 0.5 mm,有限元模型如图 7(a)所示。根据驱动机构使用工况、结构特点、工作原理以及受力分析计算结果对壳体设定边界条件(约束与载荷),分析计算结果如图 7(b)~图 7(c)所示。

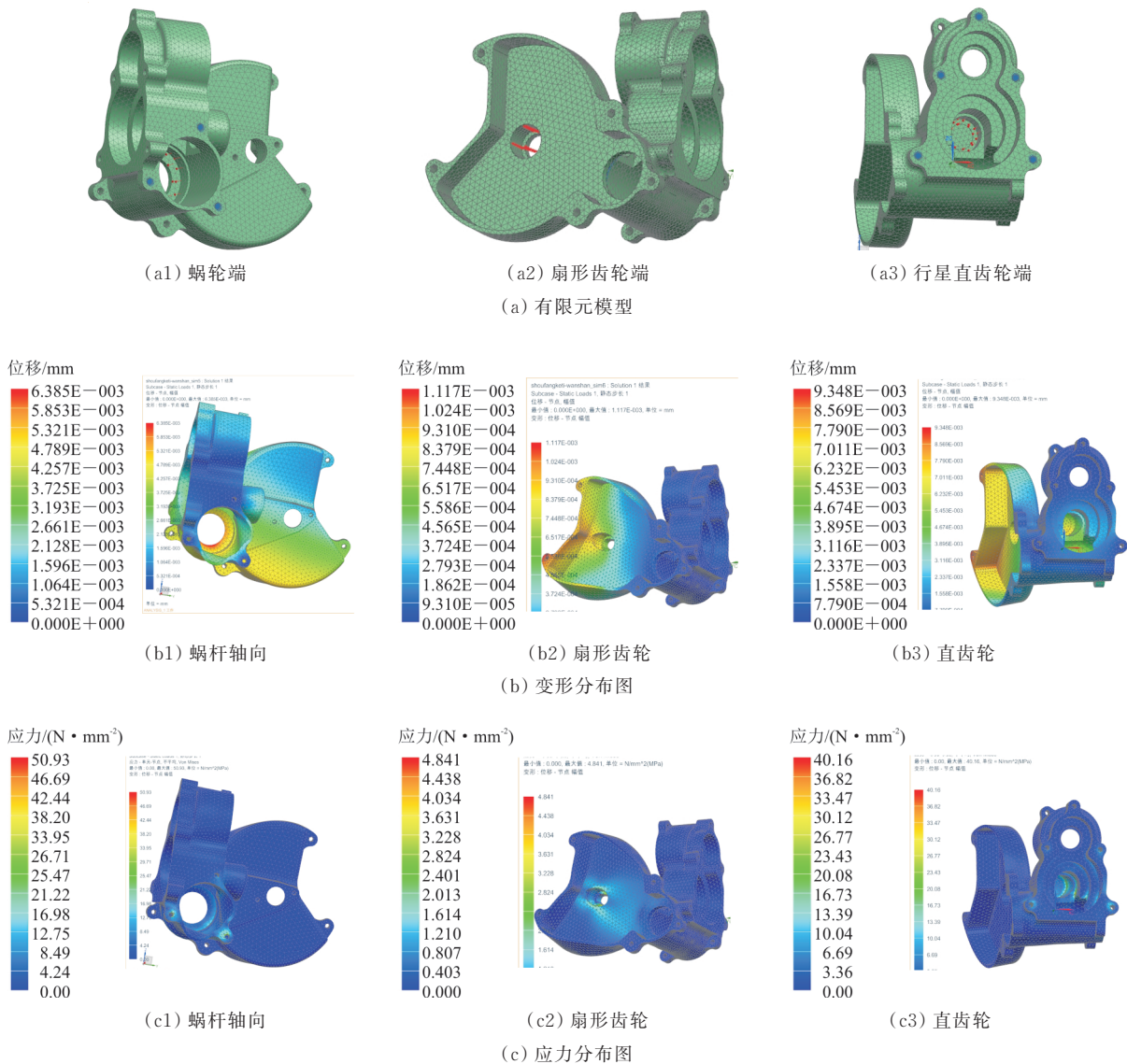


图 7 壳体有限元模型与分析结果分布图

Fig. 7 Shell finite element model and distribution of analysis results

从图 7(b)~图 7(c)可以看出:三种力情况下等效应力值最大为 50.93 MPa,壳体选定材料为 2A14 铝合金,材料屈服强度值为 340 MPa,故安全

系数极高;三种力情况下最大变形量为 0.009 3 mm,远小于壳体允许变形量 0.02 mm。壳体的强度和刚度均满足使用要求,并有较大的安全裕度。

4.2 齿轮盖有限元分析

齿轮盖作为驱动机构的结构件,主要承受蜗杆轴向静压力。划分网格进行有限元分析,齿轮盖有限元模型如图8(a)所示。根据齿轮盖使用工况、结构特点、工作原理以及受力计算结果对齿轮盖设定边界条件(约束与载荷),分析计算结果如图8(b)~图8(c)所示。

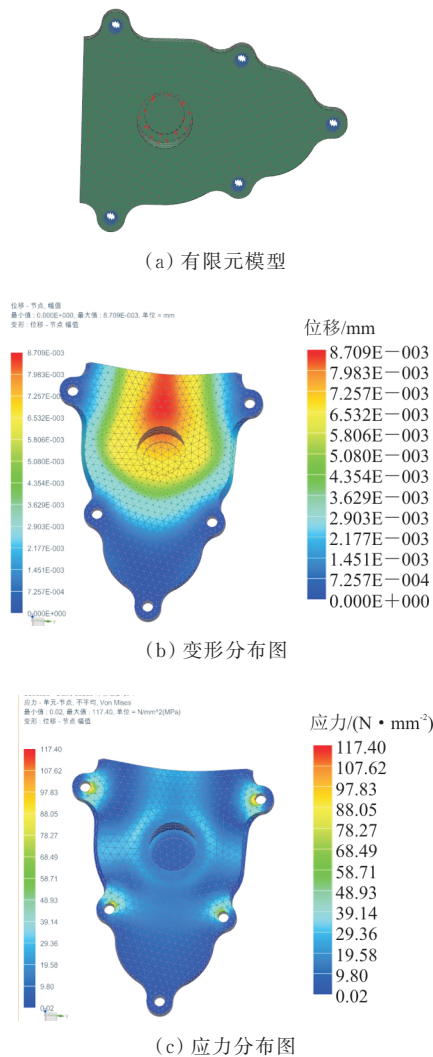


图8 齿轮盖有限元模型与分析结果分布图
Fig. 8 Finite element model of gear cover and distribution of analysis results

从图8(b)~图8(c)可以看出:齿轮盖等效应力值基本为117.4 MPa,齿轮盖选定材料为0Cr17Ni4Cu4Nb,材料屈服强度值为865 MPa,故安全系数极高;齿轮盖变形量为0.008 7 mm,小于允许变形量0.03 mm。齿轮盖的强度和刚度均满

足使用要求,并有较大的安全裕度。

5 结 论

(1) 经优化设计的微型航空驱动机构可满足相关技术要求,输出力矩亦满足使用要求,具有任意位置锁定功能,且具有体积小、质量轻、结构紧凑、扭矩/质量比大等优点,扭矩/质量比大于30 N·m/kg。

(2) 驱动机构关键部件如行星齿轮减速、蜗轮蜗杆、平行轴直齿轮、壳体、齿轮盖等强度及参数优化后满足要求。

(3) 该种航空驱动机构可用于飞机着陆照明灯、飞机启动排气系统、飞机襟翼动作、飞机燃油系统、除冰系统、驾驶员电动调节座椅等所有电驱动位移部件。

参 考 文 献

- [1] 于春旭,李睿,国锋.一种微型空间驱动机构设计及力学仿真验证[J].空间控制技术与应用,2016,42(6):11-15.
YU Chunxu, LI Rui, GUO Feng. Design and mechanical simulation of a micro spatial driving mechanism [J]. Space Control Technology and Application, 2016, 42(6): 11-15. (in Chinese)
- [2] 陈晓峰,宫伟.飞机电动座椅水平调节装置:CN103359287B[P].2016-06-01.
CHEN Xiaofeng, GONG Wei. Electric horizontal seat adjusting device for aircraft: CN103359287B [P]. 2016-06-01. (in Chinese)
- [3] 宫伟.飞机电动座椅调节装置:CN103359286B[P].2015-10-28.
GONG Wei. Aircraft electric seat adjustment device: CN103359286B[P]. 2015-10-28. (in Chinese)
- [4] 黄国权,宫伟.一种用于调节航空座椅升降的装置:CN103359288B[P].2015-12-02.
HUANG Guoquan, GONG Wei. A method for regulating aircraft seat lifting device: CN103359288B[P]. 2015-12-02. (in Chinese)
- [5] 王彦云,曹利松,史佑民.襟翼机电作动系统的机电耦合动态特性分析[J].航空精密制造技术,2020,12(4):23-27.
WANG Yanyun, CAO Lisong, SHI Youmin. Analysis of electromechanical coupling dynamic characteristics of flap electromechanical actuation system [J]. Aviation Precision manufacturing technology, 2020, 12(4): 23-27. (in Chinese)

- [6] 陶刚, 王丽丽. 一种襟翼驱动机构的设计方法及襟翼驱动机构: CN105035308B[P]. 2018-10-09.
TAO Gang, WANG Lili. Design method of flap driving mechanism and flap driving mechanism: CN105035308B [P]. 2018-10-09. (in Chinese)
- [7] 任舜, 罗涛. 一种飞机舱门的开启结构: CN104005633B [P]. 2016-08-24.
REN Shun, LUO Tao. An structure of the aircraft door opening: CN104005633B[P]. 2016-08-24. (in Chinese)
- [8] 姚晨熙, 段富海. 一种飞机着陆灯的结构设计及其机械特性分析[J]. 机电工程技术, 2020, 49(5): 123-126.
YAO Chenxi, DUAN Fuhai. Structural design and mechanical characteristics analysis of an aircraft landing lamp [J]. Electromechanical Engineering Technology, 2020, 49(5): 123-126. (in Chinese)
- [9] 羊军, 赵书平. 某型着陆滑行灯寿命试验剖面研究[J]. 环境技术, 2019(s2): 36-40.
YANG Jun, ZHAO Shuping. Study on life test profile of a certain type of landing taxilight[J]. Environmental Technology, 2019(s2): 36-40. (in Chinese)
- [10] IncMoog. Schaeffer magnetics division [M/OL]. Brochure of Rotary Actuators. (1999-04-30) [2020-12-01]. <http://www.moog.com/media/1/Rotary%20Intro.Pdf>.
- [11] RUAG Space. 华格宇航公司产品和技术手册[M/OL]. [2020-12-01]. <http://www.ruag.com/space>.
RUAG Space. Wager aerospace products and technical manual [M/OL]. [2020-12-01]. <http://www.ruag.com/space>. (in Chinese)
- [12] 李正立. 试论现代电机发展方向与关键技术[J]. 科技风, 2016(10): 6.
LI Zhengli. On the development direction and key technology of modern motor [J]. Science and Technology Wind, 2016(10): 6. (in Chinese)
- [13] 董文聪, 荆家宝, 王国辉. 电动机发展历程及趋势[J]. 农业技术与装备, 2018(7): 26-28.
DONG Wencong, JING Jiabao, WANG Guohui. Development history and trend of electric motor [J]. Agricultural Technology and Equipment, 2018(7): 26-28. (in Chinese)
- [14] 祝恒洋, 唐敬亮, 林波, 等. 3MSK4324 及其在军用无刷直流电机控制系统中的应用[J]. 微电机, 2016, 49(7): 68-72.
ZHU Hengyang, TANG Jingliang, LIN Bo, et al. 3MSK4324 and its application in military brushless DC motor control system [J]. Micromotor, 2016, 49(7): 68-72. (in Chinese)
- [15] 贵州振华华联电子有限公司. 军用开关[M]. 2版. 凯里: 贵州振华华联电子有限公司, 2000: 299.
Guizhou Zhenhua Hualian Electronic Co., Ltd. Military switch [M]. 2nd ed. Kaili: Guizhou Zhenhua Hualian Electronic Co., Ltd., 2000: 299. (in Chinese)
- [16] 龚天强. 基于有限元仿真的结构疲劳寿命预测及试验研究[D]. 长沙: 湖南大学, 2013.
GONG Tianqiang. Structural fatigue life prediction and experimental research based on finite element simulation [D]. Changsha: Hunan University, 2013. (in Chinese)

作者简介:

宫伟(1983—),男,学士,工程师。主要研究方向:轻小型航空驱动机构及其衍生产品研发,动力学仿真及可靠性分析等。

朱锦超(1987—),男,博士研究生,高级工程师。主要研究方向:航空机载照明系统、航空动力学及光学仿真等。

栾兰(1984—),女,学士,工程师。主要研究方向:航空机载照明系统控制电路、驾驶舱人机工效设计,可靠性仿真等。

(编辑:马文静)