

doi:10.11835/j.issn.1000-582X.2014.05.002

飞行器舵机摆线减速器输出装置传热分析

钟 晖¹, 谭儒龙¹, 陈兵奎¹, 易文翠^{1,2}

(1. 重庆大学 机械传动国家重点实验室, 重庆 400044; 2. 重庆电子工程职业学院, 重庆 401331)

摘 要: 为探究飞行器舵机在高温下的工作情况, 针对飞行器舵机摆线减速器, 利用 Unigraphics NX, Hypermesh 和 ANSYS 等软件, 基于有限元方法对减速器输出机构进行传热分析。采用高阶四面体单元对减速器销轴输出机构进行有限元离散, 并在与舵翼直接相连的输出机构凸台采用等温加载, 经数值计算得到飞行器输出机构温度分布及变化状况。结果表明: 有限元方法可以有效地分析飞行器输出机构传热情况, 舵翼温度和摆线轮定位位置是影响减速器正常工作时间的因素, 降低舵翼温度以及将摆线轮靠销轴远热端定位可提高飞行器舵机寿命。

关键词: 舵机; 摆线减速器; 有限元方法; 传热

中图分类号: TJ765.4

文献标志码: A

文章编号: 1000-582X(2014)05-008-05

Heat transfer analysis of the output unit of cycloidal reducers for aircraft actuator

ZHONG Hui¹, TAN Rulong¹, CHEN Bingkui¹, YI Wencui^{1,2}

(1. The State Key Laboratory of Mechanical Transmission, Chongqing University, Chongqing 400044, China; 2. Chongqing College of Electronic Engineering, Chongqing 401331, China)

Abstract: To investigate the work condition of the aircraft actuators in high temperature, heat transfer process of the output unit of a cycloidal reducer of the actuator is taken into account by Unigraphics NX, Hypermesh and ANSYS softwares based on finite element analysis (FEA). The temperature distribution of the output unit is obtained by meshing model, applying loads and solving discrete problems. Then, the temperature variation of the output unit is gotten by sampling and processing the data of FEA results. In the end, three main conclusions are drawn. First, the heat transfer process of the output units of cycloidal reducers of actuators can be analyzed by FEA efficiently. Second, the temperature of the rudder and the design position of cycloid gears are two major factors in the operating life of reducers. Third, the operating life can be improved by lowering the rudder temperature and installing the cycloidal gear as far as possible away from the heat source.

Key words: actuator; cycloidal reducer; finite element analysis (FEA); heat transfer

收稿日期: 2013-11-30

基金项目: 重庆教委科学技术研究项目资助 (KJ122202)

作者简介: 钟晖 (1978-), 男, 重庆大学博士研究生, 主要从事精密传动及系统方面研究。

陈兵奎 (联系人), 男, 重庆大学教授, 博士生导师, 主要从事精密传动及系统方面研究, (Tel) 023-65106247, (E-mail) bkchen@cqu.edu.cn。

飞行器在飞行过程中,由于外壳与大气强烈摩擦,会产生大量热量。这些热量会对飞行器的正常工作造成不利影响。为此,学者针对飞行器飞行时的传热问题开展了大量研究^[1-7]。

舵机是飞行器的重要部件,为保证飞行器空中姿态正常,在整个飞行过程中,均需舵机能正常稳定工作。在舵机中,减速器是直接驱动舵翼以控制飞行姿态的重要部件。由于减速器与舵翼直接相连,在飞行过程中,一部分热量会由舵翼传至减速器,从而造成减速器温度上升^[8-10]。由于目前齿轮在加工时,其齿面硬度一般由渗碳或渗氮工艺保证,因此,当齿轮减速器温度上升到一定限度,会造成齿面变软,从而导致减速器不能正常工作^[11-13]。

目前,针对飞行器外壳区域的传热问题,已有大量研究成果,其研究方法和结果都比较完善。但是,对于飞行器舵机减速器的传热问题,目前多采用凝聚参数法进行研究,准确性相对较低,同时,相关研究成果也较少。由于飞行器舵机减速器工作条件与减速器一般工作条件差异较大,因此,有必要对舵机减速器热力学情况进行更详细分析。

针对飞行器舵机常用一齿差摆线包络行星减速器,就其传热情况进行研究。由于减速器结构复杂,就其传热问题几乎不可能求得解析解,而近年来,有限元方法已经发展得比较成熟,其分析结果也比较准确,因此,笔者利用有限元分析方法对舵机减速器传热学分析,探讨其热力学性能。

1 舵机减速器结构

飞行器舵机减速器通常需要采用行星传动机构。因行星传动机构结构紧凑,能在较小空间和较小重量下实现高传动比,因此特别适合飞行器这种对重量和体积有着苛刻要求的使用场合。

与舵翼直接相连行星传动直接接收由舵翼传来的飞行器与大气产生的摩擦热。因此,在飞行过程中,为保证减速器不因为过热产生失效则主要是保证行星传动一级机构不因为过热失效。

飞行器行星传动机构为满足紧凑性和轻量化要求,一般采用摆线包络减速器。笔者对双圆盘筒支销轴式摆线针轮减速器进行分析。一般摆线减速器整体结构如图1所示,示意图如图2所示^[14-15]。

在摆线包络行星传动机构中,输入轴固联双偏心转臂轴承驱动180度对称安装的两摆线齿轮,和包络内齿轮啮合传递运动和动力后通过销轴输出机构由双圆盘输出。因此,舵翼上热量是通过销轴输出机构传递至减速器。摆线齿轮副主要安装在销轴上,因此,要控制齿轮温度不要过高,则主要是控制销轴温度不要过高。为节约计算量,最后主要是对销轴输出机构进行传热学分析。销轴输出机构结构如图3所示。

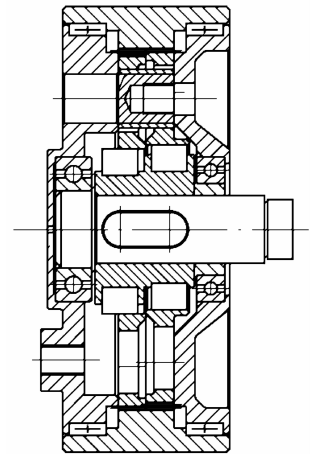


图1 摆线减速器



图2 摆线减速器实体模型



图3 减速器输出机构

2 输出机构热力学分析

对于飞行器舵机而言,其高温工作状态一般仅有几分钟。因此,对于应用在飞行器上舵机而言,是保证其在飞行器工作寿命期间正常工作,齿轮和销轴温度不会因温度过高而发生失效。对于飞行器减速器,在其高温工作的大部分时间是处于瞬态传热阶段,笔者利用有限元方法对输出机构瞬态传热进行分析。

2.1 模型与载荷施加

对减速器,取其与舵翼直接相连的销轴输出机构进行分析。在去掉倒角等对求解结果影响不大的几何特征后,进行有限元分析。

从保证计算精度考虑,采用高阶四面体单元对销轴输出机构进行有限元离散^[16]。在对实体模型进行划网后的有限元模型如图 4 所示。

从减速机构结构图可以看出,销轴输出机构与减速器外壳为线接触形式,相对面接触而言,能传递的热流量较小。由于减速器在飞行器内部,相对而言,周围气体处于自然对流状态,因此对流传热较小。另外,在舵翼温度区间,相对于导热热流,热辐射的热流较小。因此,热辐射也不成为传热主要因素。最后,笔者处理为除凸台外,销轴输出机构与外界无热交换。对于飞行器外壳,在飞行状态时,一般处于恒温状态,因此,对与舵翼直接相连的销轴输出机构凸台采用等温加载,即在计算过程中凸台温度保持不变。为探讨在不同工况和设计要求的舵机减速器的传热学性能,因此选用 200, 250, 300 °C 对输出机构凸台进行加载,并计算加载持续时间在 2, 4, 6 min 时的情况。

对于销轴输出机构,选用合金钢作为定性材料进行分析,其物性参数如表 1 所示。

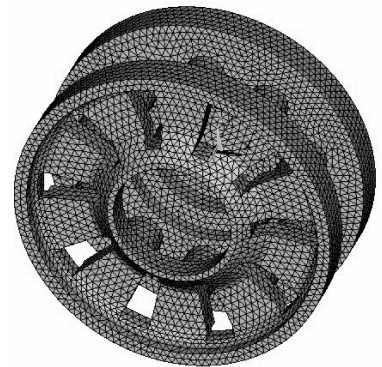


图 4 输出机构有限元模型

表 1 材料物性

$\rho/(\text{kg} \cdot \text{m}^{-3})$	$K/(\text{W} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{K}^{-1})$	$C/(\text{J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1})$
7.8×10^3	48	0.49

2.2 输出机构传热分析结果

根据 2.1 节描述完成输出机构进行前处理,设置好求解参数求解其传热状况。

在 2 min 时,凸台以 250 °C 边界条件进行加载时的有限元计算结果云图如图 5 所示,图中单位为 °C。

由温度云图可以看出,在瞬时传热过程中,由于合金钢的导热率相对较高,因此销轴输出机构在恒温热源加载的情况下,在各个截面特别是远离恒温热源的截面上温度分布比较均匀,因此,后续以各截面平均温度作为定性温度对销轴输出机构传热状况进行分析,在该情况下,输出机构热力学特性变为仅与距离凸台远近相关的一维瞬态传热模型。输出机构在 3 个加载温度条件下温度分布情况如图 6 所示。

在由于材料导热率、热容等物性参数为给定常数,因此输出机构的传热特性仅与其几何结构有关,从而由图 6 可以看出,在不同的恒温热源温度下输出机构温度分布表现出高度相似性。由图 6 还可以得出,当热源加载时间较短时,在上图中恒温热源加载时间均为 2 min,仅凭借输出机构自身热阻足以保证销轴部分不发生过热。从图中可以看出,对于笔者所述销轴输出机构,当加载时间为 2 min 时,销轴温升为销轴初始温度与凸台热源温度差值的 80%。与由于销轴输出机构与齿轮直接配合的结构件为销轴,因此,为防止齿轮齿面不因温度过高而发生变软的情况。

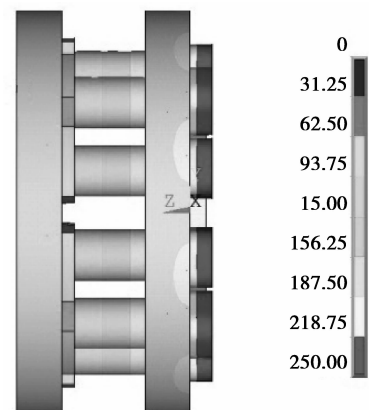


图 5 输出机构温度场

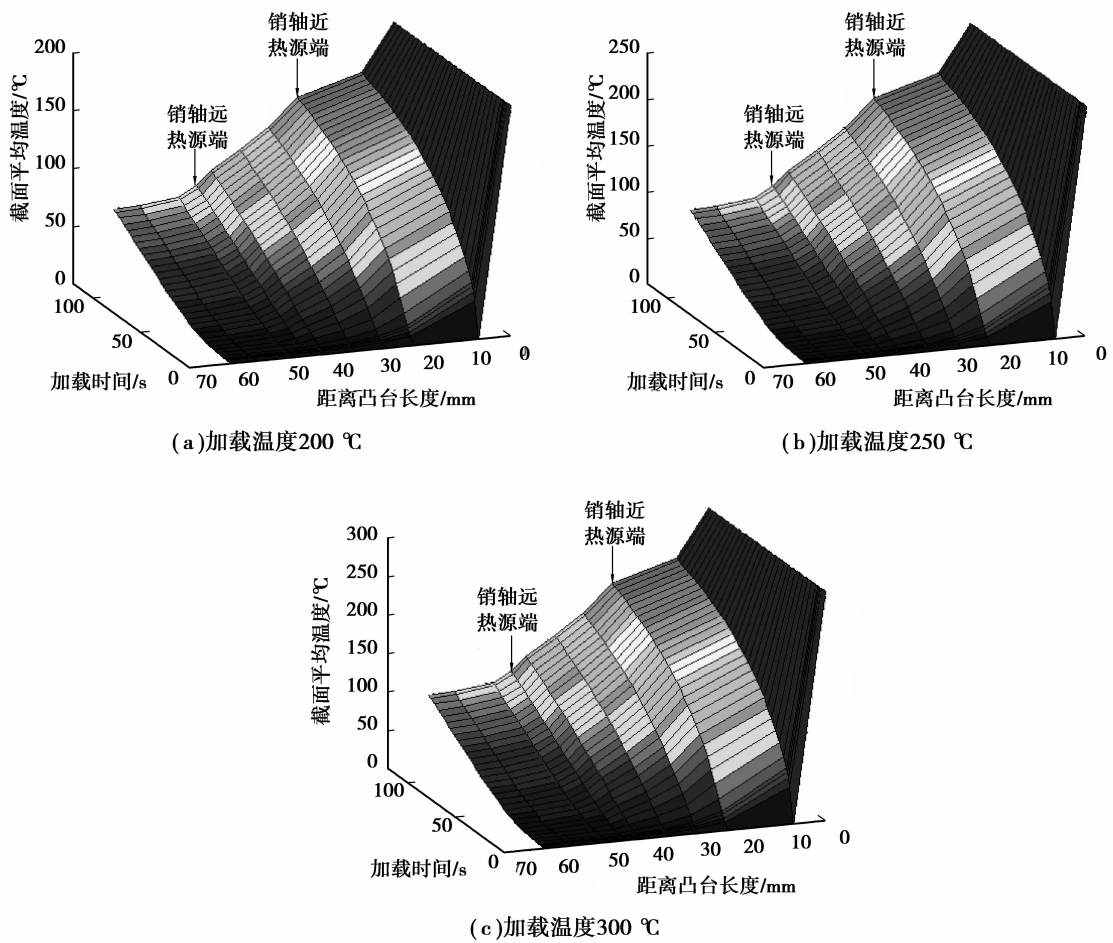


图 6 输出机构温度分布情况

当加载时间延长至 6 min 时,销轴两端温度随时间变化情况如图 7 所示。

由图 7 可以看出,随着加载时间的延长,销轴温度依然逐渐升高,但升温速度极大放缓,特别是对近热源端而言。当凸台保持高温状态 2 min 时,销轴近热源端温升已达到初始温差的 80%,而到 6 min 时,近热端温度比 2 min 时升高了初始温差的 17%。因此可以认为,热源温度对减速器的有效工作时间有极大影响。

销轴不同位置温度差异也较大,如图 8 所示。图 8 为 250 °C,加载 6 min 后销轴温度分布情况。

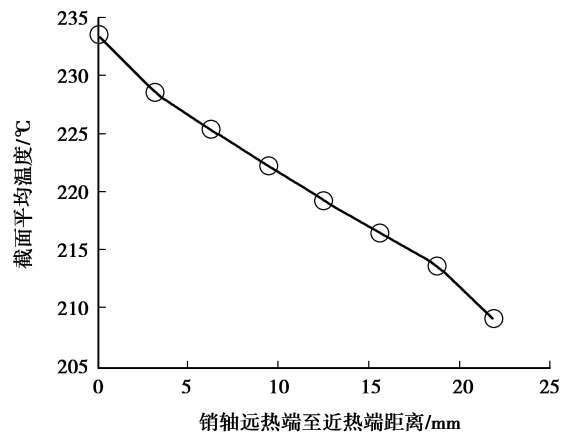
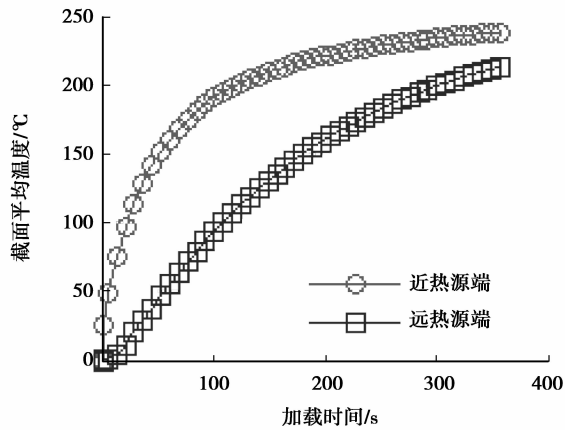


图 7 销轴两端温度

图 8 销轴不同位置温度

由图 8 可以看出,由销轴近热端移动至远热端时,截面温度近似呈现线性降低趋势,到最后,远热端温度比近热端降低了约 15%,因此,在进行飞行器减速器设计时,摆线轮在定位时尽量靠近销轴远热端可有效提高机构正常工作寿命。

3 结 论

1)有限元方法可以有效地分析飞行器输出机构传热情况,在不同加载情况下输出机构温度随时间分布情况具有相似性。

2)对于飞行器舵机所用的摆线减速器,舵翼温度和摆线轮定位位置是影响减速器正常工作时间的较大因素。

3)为提高飞行器舵机寿命,可从降低舵翼温度以及将摆线轮靠销轴远热端定位两方面着手。

参考文献:

- [1] Goldstein R J, Ibele W E, Patankar S V, et al. Heat transfer—A review of 2003 literature [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2006, 49(3-4): 451-534.
- [2] Luchev O A. Steady state model for the thermal regimes of shells of airships and hot air balloons [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 1992, 35(10): 2683-2693.
- [3] Saravanan S, Jagadeesh G, Reddy K P J. Convective heat-transfer rate distributions over a missile shaped body flying at hypersonic speeds [J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2009, 33(4): 782-90.
- [4] 郭朝邦, 贺济洲, 李文杰, 等. HTV-2 飞行器热防护技术分析 [J]. *飞航导弹*, 2012(12): 81-84.
GUO Chaobang, HE Jizhou, LI Wenjie, et al. Analysis of HTV-2 thermal protection technology [J]. *Winged Missiles Journal*, 2012(12): 81-84.
- [5] 苏大亮. 高超声速飞行器热结构设计与分析 [D]. 西安: 西北工业大学, 2006.
- [6] 杨亚政, 杨嘉陵, 方岱宁. 高超声速飞行器热防护材料与结构的研究进展 [J]. *应用数学和力学*, 2008, 29(1): 47-56.
YANG Yazheng, YANG Jialing, FANG Daining. Research progress on the thermal protection materials and structures in hypersonic vehicles [J]. *Applied Mathematics and Mechanics*, 2008, 29(1): 47-56.
- [7] 张利珍, 王晓明, 董素君, 等. 高超声速飞行器热载荷计算及影响因素分析 [J]. *北京航空航天大学学报*, 2009, 35(3): 308-312.
ZHANG Lizhen, WANG Xiaoming, DONG Sujun, et al. Calculation of thermal load and impact factor analysis for hypersonic vehicle [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2009, 35(3): 308-312.
- [8] Caldwell N, Gutmark E, Ruggeri R. Heat transfer model for blade twist actuator system [J]. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2007, 21(2): 352-360.
- [9] Caldwell N, Gutmark E, Ruggeri R. Thermal analysis of a blade-twist actuator system [J]. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2007, 21(4): 712-719.
- [10] NICHOLAS C, EPHRAIM G, ROBERT R. Performance Predictions of a Blade Twist Actuator System [C]// *Proceedings of 2007 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, January 8-11, 2007, Reno, Nevada, Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics*, 2007: 1-10.
- [11] Lynch S P. Failures of structures and components by metal-induced embrittlement [J]. *Journal of Failure Analysis and Prevention*, 2008, 8(3): 259-274.
- [12] Inoue K, Deng G, Kato M. Evaluation of the strength of carburized spur gear teeth based on fracture mechanics. 1st Report, stress intensity factor considering the effect of residual stress distribution in the case [J]. *Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers Series C*, 1989, 55(514): 1488-1493.
- [13] Yu Z W, Xu X L. Failure analysis of cracked gear shafts [J]. *Journal of Failure Analysis and Prevention*, 2009, 9(1): 43-48.
- [14] 吴琦. 摆线齿轮减速器 [D]. 北京: 北京邮电大学, 2010.
- [15] 张海峰. 小型摆线齿轮行星传动的设计与研究 [D]. 南京: 南京理工大学, 2004.
- [16] Ansys Inc. Multipoint constraints and assemblies [DB/CD]. ANSYS 12.0 help document, 2009.