航空科学技术
Aeronautical Science & Technology
Mar. 25 2024 Vol. 35 No.03 77-86

多电飞机电动水平安定面作动系统体系架构设计及评估

马浩林，付剑，张文森，郑超群
北京航空航天大学，北京 100191

摘　要：电动水平安定面作动系统是一种冗余式的电力驱动和复杂机械承载传输的机电作动系统，主要用于驱动水平安定面完成飞机的俯仰配平工作。然而当前电动水平安定面作动系统的架构设计缺少系统性、完整性的设计流程及评估指标，导致新产品开发周期长、可靠性不高、设计裕量大。针对这一问题，从轻量化指标出发，本文提出了一套系统性的架构设计及评估方法。该方法从系统余度架构设计开始，利用启发式算法确定系统余度数目及余度方案配置，对系统各部件展开了详细的分析及筛选，并基于相似率对各部件参数进行设计，在得到的32种可行方案中选取了4个典型架构，分析了余度配置形式、部件功能形式以及关键设计参数等对架构重量的影响。最终实现了架构的自动生成、筛选和定量评估，为国产电动水平安定面作动系统的设计研制和冗余式机电作动系统在关键飞控舵面上的应用提供技术支撑。

关键词：水平安定面作动器；架构设计；冗余配置；传力路径；轻量化

中图分类号：V242.5　　**文献标识码：**A　　DOI：10.19452/j.issn1007-5453.2024.03.009

近年来绿色航空的发展理念和多电飞机的技术需求越发紧迫，采用功率电传技术的机电作动系统（EMA）凭借结构简单、维修性好、安装空间小、无泄漏等优势，取代了飞机上某些传统的液压作动器[1]。但同时EMA也存在散热困难、机械卡滞等一系列技术难题[2-3]，限制了其在主飞控系统中的应用，目前仅应用于扰流板次级飞控舵面和机轮刹车中。

水平安定面作动系统（THSA）是民用飞机的水平尾翼舵面的作动系统，其主要作用是驱动水平安定面完成飞机的俯仰配平工作，提供飞机在纵向轴线即俯仰运动的稳定性[4]。传统的THSA是液压能驱动，如空客A320和波音737飞机的THSA采用的是双液压马达驱动，但最新的多电飞机空客A350和波音787的THSA都改进为双电机驱动，即电动水平安定面作动系统（ETHSA），它取消了原有的大量液压管路，消除了泄漏的风险，提高了系统整体的维修性。然而，ETHSA这一新产品的应用存在也诸多的研究热点，如电机及驱动器的热管理、系统的功重比优化、安全及可靠性的提升等。虽然国产商飞ARJ21和C919也采用了ETHSA，但均是国外供应商的配备产品。为了提升该技术产品的自主研发能力，需要突破以ETHSA为代表的这类复杂冗余式EMA的架构设计和性能评估等核心关键技术。

作动系统的架构设计及评估是根据需求对作动系统的余度形式和数目、关键部件的动能形式进行设计，并对其相关属性如重量（质量）、成本、尺寸等进行对比评价。Zhu等[5]首先使用故障树评估了作动系统的可靠性和不同余度配置下的失效概率，提出了两个并联双三相电机驱动的EMA配置，具有防卡滞功能，并对其容错能力进行了验证。王琦等[6]对飞行管理系统进行余度配置的优化，从安全性、经济性和可靠性三个维度考虑，将飞管系统分解为子系统，由于问题的复杂程度较高，收敛条件较多，选择使用遗传算法对问题进行求解。结果表明，遗传算法可以在较快的收敛速度前提下，有效地解决多约束条件下的余度配置方案。Tobias等[7]采用了基于模型的方法对减速式EMA进行了多目标架构/概念设计，通过EMA功能阶段的划分和建立部件知识库进行了架构生成，并根据部分设计约束和快速重量估算筛选出备选架构，针对备选架构进行基于模型的多

收稿日期：2023-09-05；退修日期：2024-01-08；录用日期：2024-02-02
基金项目：航空科学基金（20200007051001）；北京航空航天大学2021年研究生精品课程建设项目（07113107）
引用格式：MA Haolin，Fu Jian，Zhang Wensen，et al.Architecture design and evaluation of electrical trimmable horizontal stabilizer actuation system for more electric aircraft[J].Aeronautical Science & Technology，2024，35(03)：77-86.马浩林，付剑，张文森，等.多电飞机电动水平安定面作动系统体系架构设计及评估[J].航空科学技术，2024，35(03)：77-86.

目标优化，优化目标包括重量和成本。但其设计过程中未考虑可靠性设计要求，因此未关注各部件的余度数目。综合而言，传统的单余度EMA的架构设计及评估已有大量的研究，但针对多余度和复杂承力路径的EMA或者ETHSA，仍缺乏一套系统性的架构设计及评估方法。

本文在详细研究国外现役的ETHSA架构的基础上对性能需求展开分析，在功能、性能和安全等多重设计约束下，采用遗传算法优化设计余度架构形式，并对电机、齿轮箱和丝杠副等关键部件进行筛选匹配设计，从生成的32种可行架构中优选出4种架构，并以轻量化指标为核心目标对架构优劣展开评估，最终实现了在设计过程中架构的自动生成、筛选和定量评价。

1 系统设计分析

1.1 系统组成

图1为EMA的基本结构组成，包括伺服控制器、功率驱动单元、电机、丝杠副、传感器和舵面。

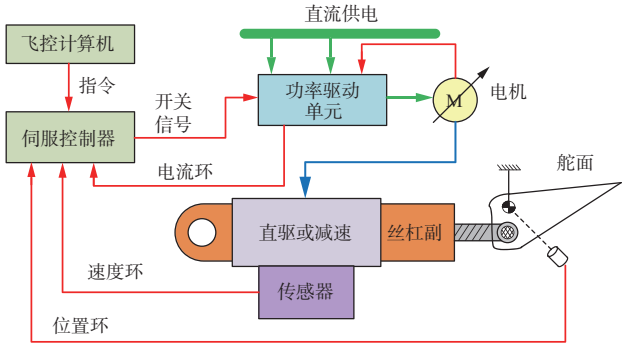


图1 EMA系统组成

Fig.1 Components of EMA system

各部件的主要功能为：(1)伺服控制器接收飞控计算机指令，并实现闭环控制律的算法；(2)功率驱动单元接收伺服控制器的信号控制电机；(3)电机将电能转换为机械能，提供转矩和转速，必要时可接齿轮减速装置；(4)丝杠副将机械旋转运动转换为直线运动，从而驱动舵面偏转；(5)传感器可采集电流、速度、位置信号；(6)舵面承受空气负载力的扰动。

水平安定面面积大，微小的偏转会改变飞机稳定性，在飞行过程中舵面位置不能处于漂浮状态和失控，否则可引发严重事故甚至灾难，其安装位置如图2所示。因此对于驱动该舵面的ETHSA，要求其具备故障容错能力，同时配备防逆转机构防止大负载力反驱造成供能装置的损坏。而

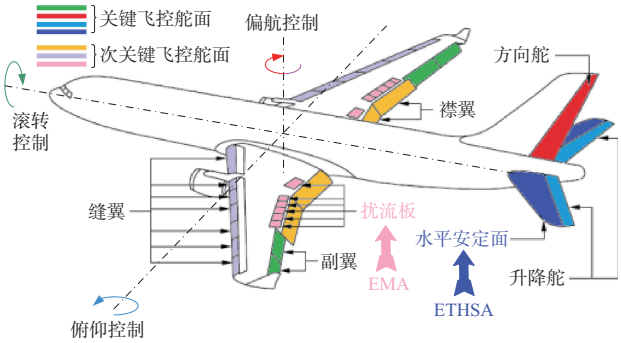


图2 水平安定面安装位置及功能示意图

Fig.2 Trimmable horizontal stabilizer installation position and function diagram

目前传统的单余度EMA无法满足该功能需求。

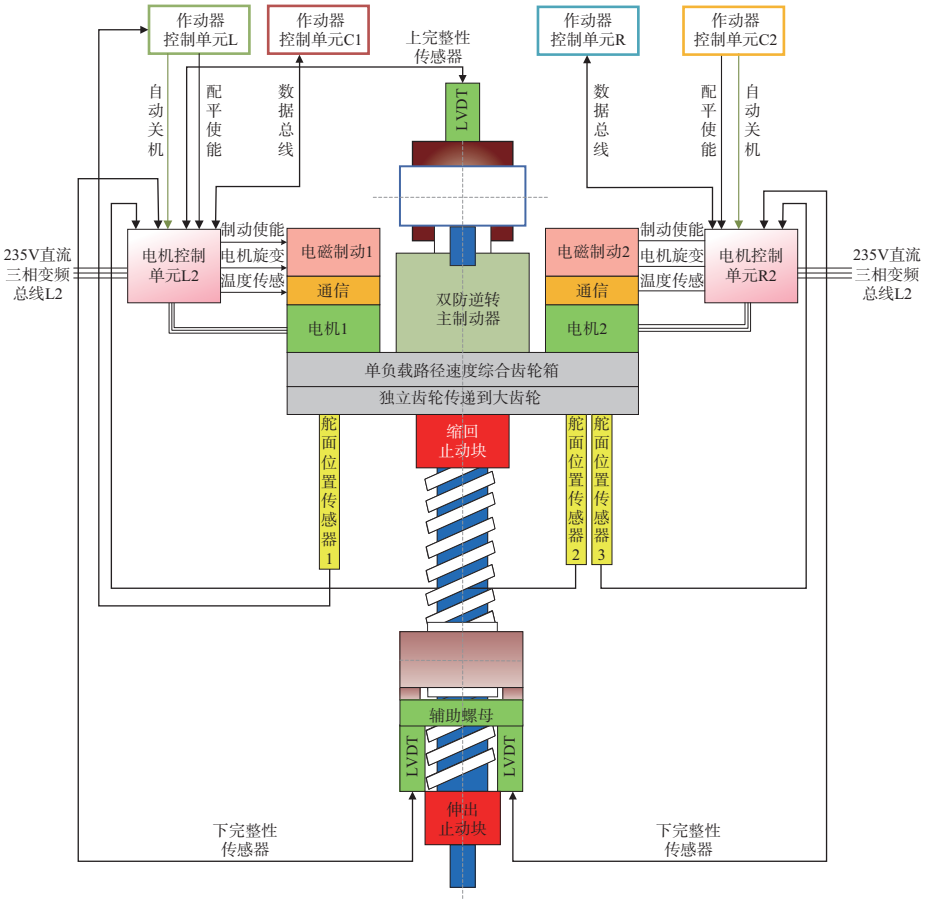
为满足飞控系统的可靠性和安全性要求，须增加故障/安全部件以配置余度等级，如波音787采用的就是由MOOG公司制造的ETHSA，如图3所示。它包括两个并联的电机，其控制单元采用分布式布置，与作动器本体相互分离，接收来自飞控计算机的指令，发送给对应的作动器，并反馈电机和位置测量等相关信息。ETHSA两个电机采用速度综合的齿轮传动机构，可以实现主/备工作模式，且每个电机还配备了一个失电刹车(POB)装置。机械传输采用双传递力的路径，备用路径采用安全杆和备用螺母。三个位置传感器分别将信号反馈到两个控制器和主飞控计算机。因此，可以实现对位置信号监测正确性的表决，提高作动器的故障定位能力。

1.2 性能需求分析

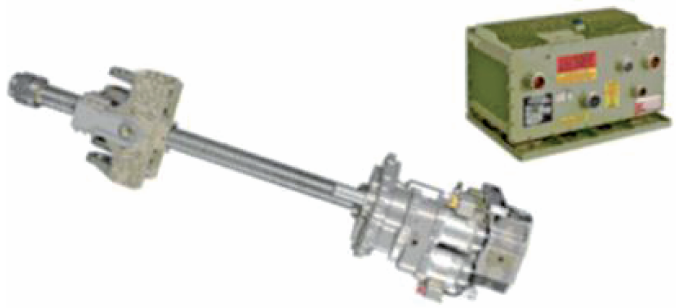
ETHSA在满足安全可靠的条件下，根据其功能特点具有如下设计需求：(1) 水平安定面作动器系统需要反馈当前水平安定面的位置；(2) 作动系统需具备两种工作模式：正常和故障安全/锁定模式；(3)作动器停止工作时具备在气动载荷下保持静止的能力；(4)作动器需满足设计的带载速率要求：载荷F_{L1}=30kN，作动器运动速率v_1=15mm/s；载荷F_{L2}=40kN，作动器运动速率v_2=12mm/s；载荷F_{L3}=50kN，作动器运动速率v_3=8mm/s；(5)作动器承力路径在额定压载和额定拉载下均不发生塑性变形。

对于需求(3)，ETHSA停止工作时，在气动载荷作用下，为防止滚珠丝杠副被反向驱动，必须设置防逆转机构；舵面在空气载荷作用下处于飘浮状态会引发事故，为保证防逆转机构的安全可靠，至少配备一种纯机械的形式。

根据需求(4)，电机的额定转速、最大转速、最大转矩分别需要满足式(1)



(a) 作动系统架构图



(b) 作动器实物及控制器

图3 波音787飞机水平安定面作动系统

Fig.3 Boeing 787 trimmable horizontal stabilizer actuation system

$$\begin{cases} \omega_{\max,\mathrm{req}} = \dfrac{v_1}{P_\mathrm{h}} \bullet 60 \bullet i \\ \omega_{\mathrm{rate,req}} = \dfrac{v_3}{P_\mathrm{h}} \bullet 60 \bullet i \\ T_{\max,\mathrm{req},j} = T_j + J_\mathrm{m} \dfrac{2\pi \bullet i \bullet v_j}{P_\mathrm{h}} \\ T_{\max,\mathrm{req}} = \max\left(T_{\max,\mathrm{req},j}\right) \end{cases} \tag{1}$$

式中，$\omega_{\max}$，ω_{rate}，$T_{\max}$ 分别为电机最大转速、额定转速和最大转矩；P_h 为滚珠丝杠导程；J_m 为电机等效惯量；j=1,2,3 分别代表了需求(4)中作动器的三个功率点；i 为齿轮箱传动比。

根据需求(1)和需求(2)，ETHSA需要安装相应传感器进行舵面位置、电机转速/位置等必要物理量的测量。

根据需求(4)可知，对于导程为 P_h 的丝杠副，其最大转速满足

$$N_{\max,\mathrm{req}} = \frac{v_1}{P_\mathrm{h}} \bullet 60 \tag{2}$$

根据需求(4)和需求(5)，丝杠副的额定静载荷的需求

值为$C_{0a,\,req}$，工作时的容许轴向载荷的需求值为$F_{lim,\,req}$。

2 系统余度架构设计

基于系统组成分析，本文提供了符合我国民机发展的ETHSA架构设计方案。余度技术是提高系统任务可靠性和安全性的有效手段之一[8]。因此，本文根据民航的适航标准要求，从余度数目、余度形式两点进行系统余度架构设计，形成了对ETHSA的余度配置方案。

2.1 余度配置策略

随着余度数目增加，系统可靠性的增加速度放缓，但成本和重量等却在加速增长。因此每个部件的余度数目的设计和配置要兼顾经济性和重量等因素。

ETHSA余度数目配置求解复杂，可行域较大，且存在非线性因素制约，传统的求解算法计算效率低，因此引进了整数优化的遗传算法，以可靠性为目标，重量为约束的余度数目选择优化方法[9]。

若将ETHSA简化为单余度的形式，可以将其看作一个由控制器、驱动器、电机、齿轮箱和传动机构5部件组成的串联系统，经过余度配置之后的架构为典型的串-并联系统，其可靠性指标的表达式为

$$R=\prod_{i=1}^{5}\left[1-\left(1-\lambda_i\right)^{N_i}\right] \tag{3}$$

式中，$\lambda_1 \sim \lambda_5$为由部件故障引起的影响飞机飞行安全的概率。

约束条件主要考虑余度配置增加带来的重量增加，在不考虑其他因素的情况下，重量模型如下

$$W=\sum_{i=1}^{5}W_iN_i \tag{4}$$

式中，$W_1 \sim W_5$为各部件的重量，$N_1 \sim N_5$为各部件的余度数目。

将余度数目配置问题转换为优化设计问题，即寻找在满足重量约束条件下，系统可靠性最高的余度配置策略

$$\begin{cases}\max R(\boldsymbol{N})\\ \text{s.t.}W(\boldsymbol{N})\leqslant W_{\lim}\end{cases} \tag{5}$$

式中，N为余度配置矢量；W_{lim}是重量最高可接受值，参照国外先进产品的参数指标，令W_{lim} = 50kg，其他相关参数见表1。优化过程如图4所示，随着优化的过程，目标函数最优值与种群目标函数均值逐渐收敛，在50代左右趋于稳定。

最终得到的余度数目配置为控制器三余度，其他部件双余度。符合目前国际主流产品的设计结果[10-12]。由于可靠性数据和重量都是通过工程经验和查阅相关文献得到，本文的余度数目优化结果仅作为所提研究方法的可行性参考。遗传算法能够更高效地解决以上问题，如果各个部件重量、安全性和成本等参数更加准确，就可以改进为多目标

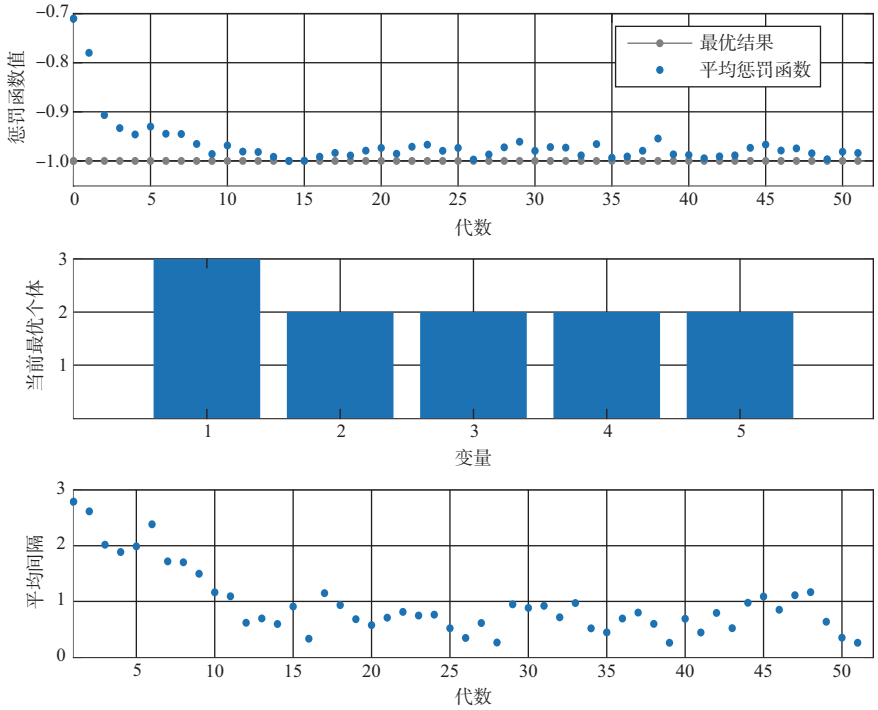


图4 遗传算法迭代过程及优化结果

Fig.4 Genetic algorithm iteration process and optimization results

表1 余度数目优化设计相关参数

Table 1 Parameters related to the optimization design of the number of redundancies

部件	故障概率/h	重量/kg	余度范围
控制器	1.6×10^{-5}	1.00	1~4
驱动器	2.3×10^{-5}	4.00	1~4
电机	1.5×10^{-5}	4.00	1~4
齿轮箱	5.1×10^{-6}	7.23	1~4
传动机构	4.0×10^{-7}	7.66	1~4

的优化问题。

2.2 功能部件架构筛选设计

依据2.1节优化得到的余度数目将各功能部件的实现形式进行实例化设计，详细架构筛选流程如图5所示。

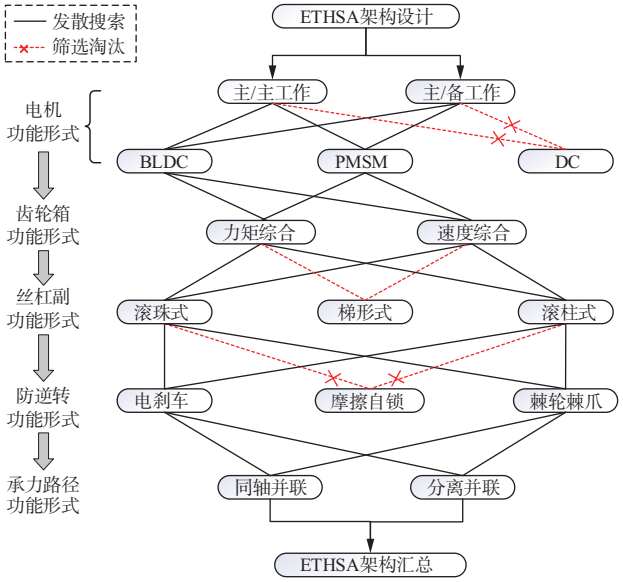


图5 ETHSA架构设计方法

Fig. 5 ETHSA Architecture Design Methodology

其中黑色实线表示根据部件功能形式进行架构的发散搜索，红色虚线表示当前架构下筛选淘汰的配置，不会向下继续发散搜索，最终可行的架构方案共计32种。

工程中常用的旋转电机类型包括了直流电机(DC Motor)、梯形波反电动势的无刷直流电机(BLDC Motor)和正弦波反电动势的永磁同步电机(PMSM Motor)。直流电机成本低且控制简单，控制器的成本也低。然而，其工作效率和功率密度不高，内部电刷还容易受到恶劣环境的干扰。而PMSM和BLDC两种类型电机，由于不需要电刷，大大降低了维护需求，可靠性优势明显，能满足恶劣环境下的使用要求。此外，双电机的工作配置可以分为主/主和主/备两种模式，主/主在重量指标上有优势，但是需要通过复杂控制策略解决力矩纷争难题，需要很高的控制开发成本。

齿轮箱是连接电机和丝杠之间重要的机械传动部件，针对双电机工作形式，齿轮箱可选择转矩或速度综合形式。速度综合能容许某通道的卡滞，可是一旦某通道力矩输出异常会引起所有通道失效。

梯形丝杠副简称ACME，其摩擦因数较大，传动精度和效率也较低，相同尺寸下其容许载荷远小于滚珠丝杠，因此在大承载的机电作动系统很少采用ACME丝杠，但在部分小型公务机有少量应用。滚珠和滚柱丝杠副具有效率高、承载大、寿命长等优点，广泛用于航空航天和机床加工等高精度或高效率要求的场合。由于接触点增加，同等结构尺寸下，滚柱丝杠副与滚珠丝杠副相比具有更高的承载能力和更低的接触应力[13]，但滚柱丝杠加工制造更复杂，成本大大增加，因此滚柱丝杠的适用性需要结合工程需求和产品的经济性共同决定。

ETHSA冗余的机械承力路径，根据其安装形式可以分为同轴并联式或分离并联式[14]。前者需要在主丝杠内部同轴安装安全拉杆，两条承力路径工作在主/备模式，主路径正常工作时辅助路径不承载；后者安装方式简单，两条机械路径平行安装，主/主工作，共同承载。

3 系统体系架构评估

系统体系架构常见的评估指标包括重量、成本、可靠性或安装空间等。本文将重量作为主要评估指标，其余指标作为设计约束。最后选取了4种典型方案对评估指标进行说明。

3.1 相似率法则的指标计算

相似率法则是使用一个已知的成品为基准对象，在小范围内对相似的系列产品进行完整参数估计，以获取待设计产品的尺寸参数、重量及仿真等参数，目前该方法已经广泛应用于机电产品的设计中[15]。其中，相似率有两个基本假设[16]。

(1)待设计产品与基准产品具有几何相似性，所有的部件等比放大缩小形成新的部件。由此可以定义几何相似比

$$l^*=l/l_{\mathrm{ref}} \tag{6}$$

式中，l为所研究部件特征尺寸，l_{ref}为基准部件的同一特征尺寸。从本质上来说，相似率相当于基准产品在几何参数附近进行了小范围线性化处理。

(2)待设计的系列部件和基准部件材料完全相同，如材料密度ρ和弹性模量E，由此可定义材料相似比

$$E^*=E/E_{\mathrm{ref}}=1,\rho^*=\rho/\rho_{\mathrm{ref}}=1 \tag{7}$$

根据以上两个假设，再结合相关部件设计过程中的基本准则，即可得到待设计的系列部件参数与基准参数之间的比例关系，定义不同参数之间的相似比为

$$x^*=x/x_{\mathrm{ref}} \tag{8}$$

式中，x为待设计元件的参数相似估算结果；x_{ref}为基准元件的设计参考参数；x^*为相似比。

采用相似率可以减少输入参数的数量，且很容易将所有参数与基准部件对应参数的关系，与关键设计参数x（定义参数）的相似比x^*相关联。相似估算的输入为定义参数，输出为几何参数、仿真参数及极限参数的估算结果。

以一个长度为l_{d}、直径为d的丝杠副为例，在所有几何尺寸变化相同的情况下，其体积V的相似率为

$$V^*=\frac{V}{V_{\mathrm{ref}}}=\frac{\pi d^2 l_{\mathrm{d}}}{\pi d_{\mathrm{ref}}^2 l_{\mathrm{d}}}=d^{*2}=l^{*2} \tag{9}$$

进一步可以计算该丝杠重量M和转动惯量J的相似率为

$$\begin{cases} M=\int \rho \mathrm{d}V \Rightarrow M^*=l^{*2} \\ J=\int \dfrac{d^2}{4}\mathrm{d}V \Rightarrow J^*=l^{*4} \end{cases} \tag{10}$$

其限制因素主要有额定静载荷$C_{0\mathrm{a}}$，容许最大工作载荷F_{lim}，额定动载荷C_{a}，最大极限转速N_{max}

$$\begin{cases} C_{\mathrm{a,\,est}} \leqslant C_{\mathrm{a,\,req}}, C_{0\mathrm{a,\,est}} \leqslant C_{0\mathrm{a,\,req}} \\ F_{\mathrm{lim\,,\,est}} \leqslant F_{\mathrm{max,\,req}}, N_{\mathrm{max\,,\,est}} \leqslant N_{\mathrm{max,\,req}} \end{cases} \tag{11}$$

上述各参数的相似比为

$$\begin{cases} C_{0\mathrm{a}}^*=\dfrac{C_{0\mathrm{a,\,est}}}{C_{0\mathrm{a,\,ref}}}=d_1^{*2}\Rightarrow l^{*2} \\ F_{\mathrm{lim}}=\dfrac{f_2\cdot\pi^2\cdot E\cdot I}{2l_{\mathrm{a}}^2}=\bar{f}_2\dfrac{d_1^4}{l_{\mathrm{a}}^2}10^4\Rightarrow l^{*4} \\ C_{\mathrm{a}}^*=\dfrac{C_{\mathrm{a,\,est}}}{C_{\mathrm{a,\,ref}}}=d_1^{*2}\Rightarrow l^{*2} \\ N_{\mathrm{max}}=\dfrac{120000}{d_{\mathrm{s}}}\Rightarrow l^{*-1} \end{cases} \tag{12}$$

对于电机，按照温升极限和强度极限，电机的相似率定义参数可以选择为最大转矩[16]。

考虑齿轮箱的最大传动比和电机转速极限，齿轮箱的备选减速比也可定义为N维的矢量。因此，最后得到的各部件重量估算结果和总重量均为和丝杠导程和齿轮箱减速比相关的$M\times N$矩阵。齿轮箱各级减速齿轮的定义参数可以选择为传递的扭矩和传动比，设计约束选择为轮齿接触疲劳应力和弯曲应力，相似律推导可以参阅参考文献[17]。

对于丝杠副，主要考虑其在最大轴向负载力（拉载或压载）下不发生塑性变形，同时为保证其寿命和可靠性，额定动载荷要满足疲劳极限，最后还需要考虑丝杠副的最大极限转速。

防逆转机构的定义参数为锁定舵面所需的防逆转摩擦扭矩和棘轮齿数，设计约束为许用接触线应力和许用弯曲应力，其中非标准的棘轮棘爪和摩擦盘的重量可通过相似率进行估算，而推力轴承这类标准件，其重量可以从产品样本中获取。

3.2 系统架构轻量化评估

多电飞机机载机电系统的轻量化设计是飞机工程师关注的重点问题之一，因此选取4种比较典型的ETHSA架构进行研究。

3.2.1 架构方案描述

表2为4种典型ETHSA架构，包含了各架构的余度和部件组成。

表2 4种典型架构方案组成

Table 2 Four typical architectural solutions

架构	架构1	架构2	架构3	架构4
电机	主/备+PMSM	主/主+PMSM	主/备+PMSM	主/主+PMSM
齿轮箱	力矩综合	力矩综合	力矩综合	力矩综合
丝杠副	滚珠式	滚珠式	滚珠式	滚珠式
防逆转	棘轮棘爪+电刹车	棘轮棘爪+电刹车	棘轮棘爪+电刹车	棘轮棘爪+电刹车
承力路径	同轴并联	同轴并联	分离并联	分离并联

架构1的结构组成如图6(a)所示，目前应用于空客A350飞机的THSA，采用主/备电机驱动模式，每个电机都配备了扭矩限制器，齿轮箱采用力矩综合的方式。防逆转机构用于在电机无扭矩输出时的制动，它配备了失电刹车POB组件，在断电后可对机械传动轴进行锁定。作动器的机械承载机构也是余度配置，采用主/备双传力路径，正常操纵时，滚珠丝杠和主螺母作为主传力路径承受来自舵面的气动载荷；单主路径失效时，无法传递气动载荷后，启用安全拉杆和备用螺母组成的辅助传力路径。若主路径滚珠丝杠发生故障，辅助传力路径的间隙被消除，安全拉杆开始承受气动载荷；当主螺母出现故障，备用螺母转为工作模式，代替主螺母传递气动载荷。由于存在间隙，安全拉杆、备用螺母和备用接头作为辅助传力路径不承受载荷。架构2如图6(b)所示，作动器采用两个主/主工作模式的电机，其他的配置与架构1类似。

架构3和4的机构组成分别如图6 (c)和图6 (d)所示，不同于架构1和2，其将安全拉杆设置在主承力路径的内部，

采取双滚珠丝杠的传动方式，因此正常情况下，负载在两个承力路径上是均匀分布的。载荷路径的布置形式可以是垂直于机身排列，也可以是沿机身纵向排列。当采用垂直于机身的布置形式时，任何一条承力路径失效，对于作动系统的影响是相同的，不对称载荷会产生不确定的扭矩。当采用纵向排列形式时，两个负载路径的速度比必须恒定，存在速度不同、两个滚珠丝杠的磨损也不同的问题，同时会导致力纷争，因此需要采用机械同步或者载荷控制的约束。

3.2.2 架构轻量化影响因素分析

图7所示为ETHSA的架构设计及评估流程，通过调研分析和算法编程即可完成各架构的参数估算，根据计算结果可以构建架构的三维模型，进一步评估系统的重量开展轻量化影响因素的分析。图8为4种典型架构的最小重量对比分析图。

通过对比1~4架构下最小总重量和各部件重量，可以看出架构2的总重量最优；从图8 (b)可以看出，丝杠副重量占据主导作用，且承力路径结构形式影响较大，而防逆转机构的重量变化不大。当采用分离安装的并行承力路径时，单根丝杠副设计载荷减半，丝杠轴径减小，丝杠可选择更小的导程，从而架构3和4的齿轮箱减速比相对架构1和2较小。此外，双电机主/主模式（架构2和4）相对于主/备模式（架构1和3）重量明显减轻。另外，小导程丝杠副会使得电机至丝杠端的总减速比增加，降低了电机需求扭矩，减小了电机的重量，因此相比于架构2，架构4更具有重量优势。

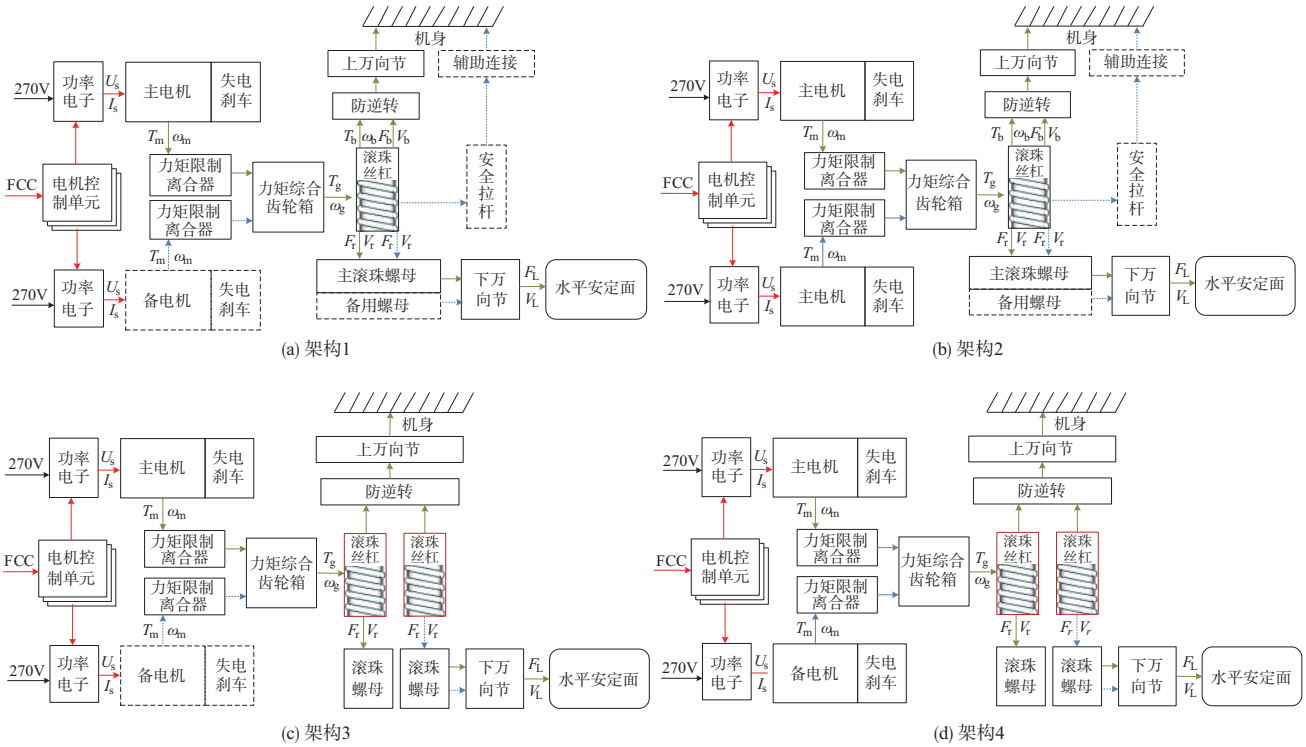
图9 (a)表示采用架构1和2的双电机工作模式对架构重量的影响。它们的区别仅在于双电机工作模式的差异，防逆转机构、丝杠副和齿轮箱的组成相同，重量无明显差异。主/主模式下，电机的扭矩需求值理论上是主/备模式下一半，电机本身减重34.8%，总重量减重8.3%。

图9 (b)表示采用架构1和3的冗余承力路径安装方式对架构重量的影响，一个是同轴并联安装，另一个是分离并联安装。丝杠导程分别为10mm和8mm，丝杠公称直径分别为45.1mm和38.0mm，减速比分别为85和71。架构1只有一个丝杠，整体重量更小，而架构3中两条路径同时承载，丝杠公称直径较小，选用导程更小，齿轮箱和电机重量更小，但综合下来丝杠副的重量仍占主导作用，相对于架构1，架构3丝杠副增重41.4%，总重量仅增重5.8%。

4 结论

本文以国产电动水平安定面作动系统为研究对象，对其体系架构设计及评估方法进行了研究，得出了如下结论：

（1）针对大型多电飞机水平安定面的性能需求，利用启



(a) 架构1　(b) 架构2

(c) 架构3　(d) 架构4

图6　4种典型架构的架构组成

Fig.6　Structural components for 4 different architectures

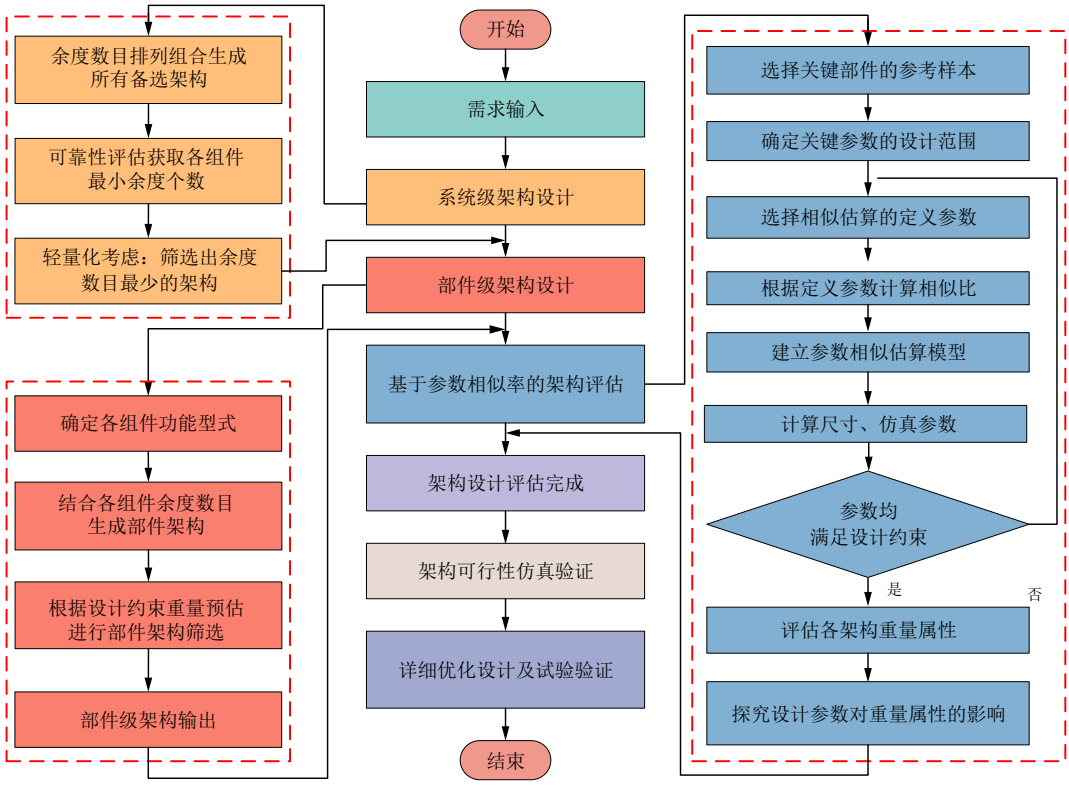


图7　系统体系架构设计及评估流程

Fig.7　System architecture design and evaluation process

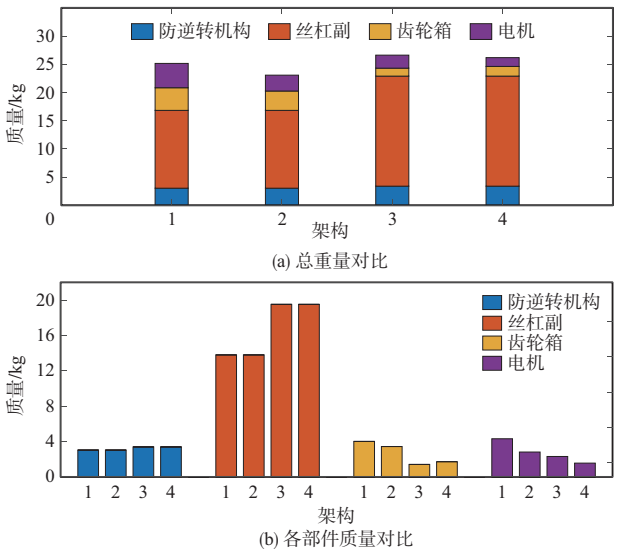


图8　4种典型架构的最小质量对比

Fig.8　Comparison between minimum mass for four typical architectures

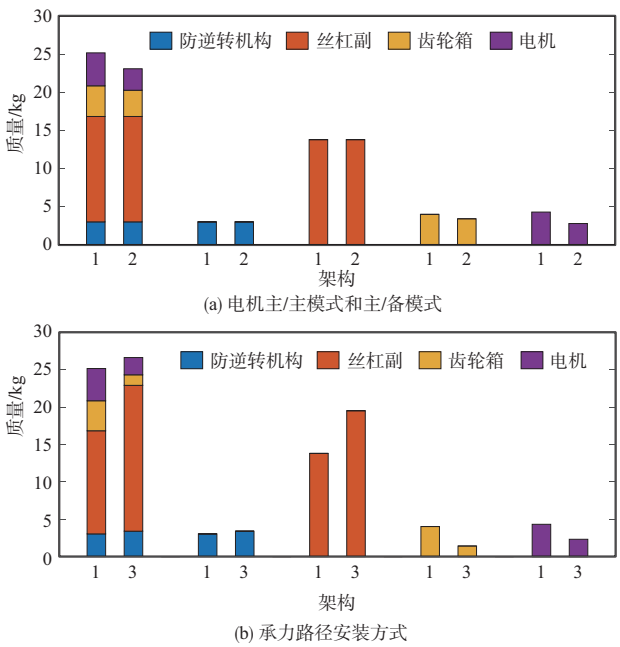


图9　部件功能形式对架构总质量的影响

Fig.9　Component function form on architectural mass

发式算法和相似率法则筛选计算得到32种可行的电动水平安定面作动系统的设计方案，并选取了其中4种典型架构开展了分析，研究表明丝杠副对系统总重量的影响最大。

(2)在满足安全性的前提下，开展了电动水平安定面作动系统不同部件功能形式下重量影响因素的理论分析，其

中双电机主/主工作模式较主/备模式的设计可减重8.3%，机械承力路径分离并联的设计形式较同轴并联的形式增重5.8%。

（3）基于系统工程的设计理念，形成了一种电动水平安定面作动系统架构设计和体系评估流程，解决了高可靠机电作动系统的多余度驱动和复杂承力路径的均衡配置难题，为推动多电化的作动系统在未来国产大型多电飞机关键舵面上的应用奠定了基础。 AST

参考文献

[1] 宋庆国. 百年未有之大变局下的航空科技发展[J]. 航空科学技术, 2021, 32(3): 1-5.
Song Qingguo. The development of aviation science and technology under changes unseen in a century[J]. Aeronautical Science and Technology, 2021, 32(3): 1-5. (in Chinese)

[2] Ni K, Liu Y, Mei Z, et al. Electrical and electronic technologies in more-electric aircraft: a review[J]. IEEE Access, 2019, 7: 76145-76166.

[3] Garcia A, Cusido J, Rosero J A, et al. Reliable electro-mechanical actuators in aircraft[J]. IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, 2008, 23(8): 19-25.

[4] SAE Aerospace. Trimmable horizontal stabilizer：Actuator descriptions[R]. SAE AIR6052, 2011.

[5] Zhu S, Cox T, Xu Z, et al. Design considerations of fault-tolerant electromechanical actuator systems for more electric aircraft (MEA) [C]. IEEE Energy Conversion Congress and Exposition (ECCE), 2018: 4607-4613.

[6] 王琦, 崔巍. 基于遗传算法的多余度电传系统可靠性设计研究[J]. 南昌航空大学学报(自然科学版), 2015, 29(2): 16-20+74.
Wang Qi, Cui Wei. Study of redundancy reliability design based on the genetic algorithm[J]. Journal of Nanchang Hangkong University (Natural Sciences), 2015, 29(2): 16-20+74. (in Chinese)

[7] Tobias K, David A, Frank T. Virtual performance evaluation for electro-mechanical actuators considering parameter uncertainties[C]//Proceedings of the 6th International Conference on Recent Advances in Aerospace Actuation Systems and Components, 2014: 136-143.

[8] 王少萍. 工程可靠性[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2000.
Wang Shaoping. Engineering reliability[M]. Beijing: Beihang University Press, 2000. (in Chinese)

[9] 曾怡兰，韩东，刘壮壮. 基于遗传算法的常规复合式高速直升机飞行性能参数优化[J]. 航空科学技术, 2023, 34(9): 52-61.
Zeng Yilan, Han Dong, Liu Zhuangzhuang. Parameter optimization based on genetic algorithm for flight performance of high-speed compound helicopter with single main rotor [J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(9): 52-61. (in Chinese)

[10] 靳红涛，焦宗夏，王少萍，等. 高可靠三余度数字式作动器控制器设计与实现[J]. 北京航空航天大学学报, 2006(5): 548-552.
Jin Hongtao, Jiao Zongxia, Wang Shaoping, et al. Design and realization of high reliability tri -redundancy digital actuator controller[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006(5): 548-552. (in Chinese)

[11] Wang L, Maré J C. A force equalization controller for active/active redundant actuation system involving servo-hydraulic and electro-mechanical technologies[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2014, 228(10): 1768-1787.

[12] 刘文虎，郑继敏，文军. 高可靠航天多余度伺服技术发展综述[J]. 自动化与仪器仪表, 2020(9): 20-23+28.
Liu Wenhu, Zheng Jimin, Wen Jun. A summary of development of highly reliable space redundant servo system [J]. Automation & Instrumentation, 2020(9): 20-23+28. (in Chinese)

[13] Lemor P C. The roller screw, an efficient and reliable mechanical component of electro-mechanical actuators[C]// Proceedings of the 31st Intersociety Energy Conversion Engineering Conference,1996: 215-220.

[14] Johnsen S, Thielecke F. Integration analysis of trimmable horizontal stabilizer actuators and technology evaluation[J]. CEAS Aeronautical Journal, 2011, 2(1-4): 11-19.

[15] 王文跃，侯俊杰，毛寅轩，等. 面向复杂产品研制的MBSE体系架构及其发展趋势研究[J]. 控制与决策, 2022, 37(12): 3073-3082.
Wang Wenyue, Hou Junjie, Mao Yinxuan, et al. MBSE architecture for complex product development and trends[J].

Control and Decision, 2022, 37(12): 3073-3082. (in Chinese)

[16] Budinger M, Liscouët J, Hospital F, et al. Estimation models for the preliminary design of electromechanical actuators[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2012, 226(3): 243-259.

[17] Budinger M, Liscouët J, Cong Y, et al. Simulation based design of electromechanical actuators with modelica[C]. ASME/IEEE 2009 International Conference on Mechatronic and Embedded Systems and Applications; 20th Reliability, Stress Analysis, and Failure Prevention Conference, 2009: 231-240.

Architecture Design and Evaluation of Electrical Trimmable Horizontal Stabilizer Actuation System for More Electric Aircraft

Ma Haolin, Fu Jian, Zhang Wensen, Zheng Chaoqun

Beihang University, Beijing 100191, China

Abstract: Electrical trimmable horizontal stabilizer actuation system is a special electromechanical actuation system with redundant electrical power drive paths and complex mechanical transmission loads, which drives the trimmable horizontal stabilizer to achieve the pitching work of the aircraft. However, the current architecture design of the electrical trimmable horizontal stabilizer actuation system lacks a systematic and integrated design process and evaluation index, which leads to long development cycle, low reliability, and a large design margin of the new system. To solve this problem, a systematic architecture design and evaluation method based on the lightweight index is proposed. At the beginning of the design of the system redundancy architecture, a heuristic algorithm is used to determine the number of system redundancy and the configuration of the redundancy scheme. The components of the system are analyzed and reviewed in detail, and the parameters of each component are designed based on the scaling laws. From the 32 possible schemes, 4 typical architectures are selected to analyze the influence of the form of the redundancy configuration, form of component function and the main design parameters on the weight of the architecture. Finally, the automatic generation, screening and quantitative evaluation of the architecture are realized, which provides technical support for the design and development of a domestic electrical trimmable horizontal stabilizer actuation system and the application of redundant electromechanical actuation system for the key flight control surfaces.

Key Words: trimmable horizontal stabilizer actuator; architecture design; redundant configuration; load path; lightweighting

Received: 2023-09-05; **Revised:** 2024-01-08; **Accepted:** 2024-02-02

Foundation item: Aeronautical Science Foundation of China (20200007051001); 2021 High Quality Graduate Course Construction Project (07113107)