

# 基于Vee模型的高升力控制系统设计



师振云<sup>1,\*</sup>,江飞鸿<sup>1</sup>,安刚<sup>2</sup>

1.航空工业第一飞机设计研究院,陕西 西安 710089

2.航空工业庆安集团有限公司,陕西 西安 710086

**摘要:**本文通过总结某高升力控制系统研发中因忽视需求分析导致系统“健壮性”不足、故障隔离率低、试验阶段故障频发等问题,提出基于Vee模型的高升力控制系统设计流程,推出以用户需求寻找系统设计边界为核心的新的系统设计思想,总体上划分系统设计阶段及各阶段工作内容、实施方法和评判标准;借助需求管理工具和联合仿真保证各研制阶段设计输入与输出的有效性,通过仿真计算在系统物理试验开始前发现问题并提出改进方向,有效缩短系统研发周期、降低研发技术风险和管理风险。

**关键词:**高升力控制系统; Vee模型; 设计流程; 需求捕获; 风险管控

中图分类号:V249.1

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2020.08.008

高升力控制系统(high-lift control system, HLCS)是军、民用飞机的重要组成部分,用于控制飞机前缘缝翼和后缘襟翼按设计极性、速度和时序运动至目标位置。高升力控制系统通过控制襟翼增大机翼有效面积,提高升力系数,改善飞机低速特性,实现起降阶段增升功能<sup>[1-2]</sup>;通过控制缝翼增加机翼弯度,增大飞机失速迎角,提高飞机边界工况的安全性满足适航条例<sup>[3]</sup>。国内高升力控制系统研发能力相对薄弱,高升力控制系统研发过程中存在的不足如下。

## (1) 需求捕获不完整

系统设计往往忽视需求捕获和传递,顶层设计输入的不完整导致系统地面试验和飞行试验阶段问题多发,需要不断完善系统架构。

## (2) 故障危害分析不足

系统设计偏重于功能和原理的物理实现而忽视了对部件级工作边界的定义,导致系统故障信息综合处理能力不足,使用过程中出现外场可更换单元(LRU)和内场可更换单元(SRU)级故障定位困难的问题。

## (3) 系统“健壮性”不足

系统设计过程中忽视了对部件失效容错能力的考虑,导致系统可能存在电气单点故障,产生单个部件失效导致系统功能丧失的问题。

## (4) 联合仿真能力不足

系统综合设计阶段由于缺少联合仿真,直到物理试验

阶段才暴露出部件功能、性能无法满足系统要求的问题。

以上问题的根本原因是高升力控制系统缺少体系化设计思想,工作界面模糊导致设计问题遗留到试验阶段,给项目带来技术风险和进度风险,应从两方面开展工作。

## (1) 需求捕获

从飞机级开展需求捕获工作,定义研制总要求到交联系统对高升力控制系统的设计约束,理清系统设计“边界”和系统服务对象是系统设计工作的基础和先决条件。

## (2) 规范系统设计流程

严格划分高升力控制系统的设计阶段,清楚定义各设计阶段的工作界面;每阶段都采取有效的验证方法,确保各阶段设计工作的正确与完整。

通过梳理高升力控制系统设计流程,结合航空全三维基于特征表述方法(model based definition, MBD)<sup>[4-6]</sup>,提出基于Vee模型的高升力控制系统设计流程。

## 1 高升力控制系统Vee模型定义

高升力控制系统Vee模型如图1所示。基于Vee模型的高升力控制系统设计流程将系统总体设计分解为需求捕获、功能分解和综合设计三个阶段,通过管理工具、仿真计算和物理试验多种方法综合定义工作内容、验证方法和评判准则,确保设计流程完整可追溯。高升力控制系统Vee模型的左侧代表设计输入沿设计阶段自上而下的逐级传

收稿日期:2020-03-09; 退修日期:2020-04-01; 录用日期:2020-06-20

\*通信作者:Tel.: 029-86832243 E-mail:32305449@qq.com

引用格式: Shi Zhenyun, Jiang Feihong, An Gang. High lift control system design based on Vee model[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(08):48-56. 师振云,江飞鸿,安刚. 基于Vee模型的高升力控制系统设计[J]. 航空科学技术, 2020, 31(08):48-56.

递, Vee 模型的右侧代表各阶段的验证要求。

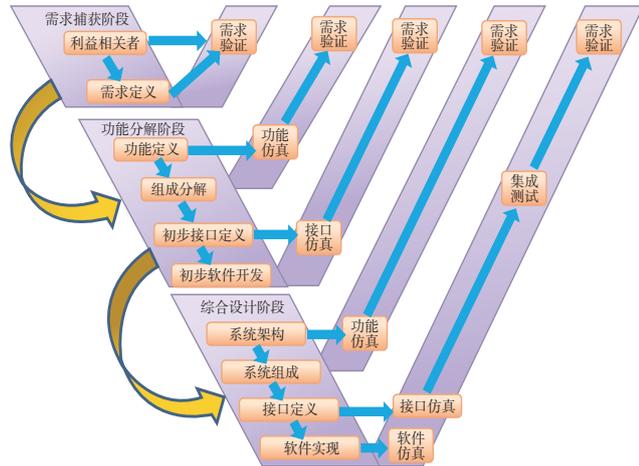


图1 基于Vee模型的高升力控制系统设计流程  
Fig.1 HLCS design process based on Vee model

基于 Vee 模型的高升力控制系统设计,核心是满足利益相关方的需求和限制,通过定义工作界面和工作内容确保本阶段设计输入和输出的正确完整,实现总体设计流程的可控、可验证。基于 Vee 模型的高升力控制系统设计从需求捕获阶段、功能分解阶段和综合设计阶段逐级开展工作。

## 2 需求捕获阶段

需求是对产品必须符合的性能要求及设计约束的表述。IEEE 1233(1996)<sup>[7]</sup>定义有 25 种需求,但高升力控制系统的需求仅包括功能需求、性能需求及设计约束三类。

高升力控制系统需求捕获阶段的主要工作是寻找系统设计的利益相关方,完成设计需求提取。利益相关方是指对系统有明确需求或限制的实体,包含系统研发过程中的各级用户及交联系统<sup>[8]</sup>。利益相关方的需求可能有多个,而寻找利益相关方是个不断完善的动态过程,任何遗漏都将导致系统需求缺失,引起系统研制反复。初始设计阶段,通过分析与系统有交联关系的对象和实体,抽取系统初始设计需求;系统设计过程中,利益相关方需求的调整应及时贯彻到系统设计当中。高升力控制系统利益相关方包括飞行员、地勤人员、飞机级利益相关方(飞机总体、强度、结构、“四性”和适航)和交联系统利益相关方(航电系统、电气系统、液压能源系统和飞控系统)。

以某型飞机安全性对高升力控制系统的需求为例。飞机级安全性根据飞机故障模式划分高升力控制系统的失效模式和危险等级并提出故障概率要求,将直接影响系统架构的冗余配置。表 1 为某高升力控制系统故障模式及故障

概率要求<sup>[9]</sup>。

表 1 某高升力控制系统功能危险分析

Table 1 Failure model and effects analysis of HLCS

故障模式	飞行阶段	危险等级	发生概率
襟翼丧失收/放且有通告	F1	IV	< 6.0E-03
襟翼不对称收/放	F1, F5, F6	I	< 6.0E-09
襟翼无通告丧失收/放	F1, F5, F6	II	< 6.0E-07
襟翼非指令收/放	T2, F1, F6, L1	I	< 6.0E-09
襟翼倾斜	F1, F5	I	< 6.0E-09

表 1 中, I 为灾难性; II 为危险; IV 为轻微; F1 为爬升阶段; F5 为下降阶段; F6 为进场阶段; T2 为起飞(抬前轮)阶段; L1 为着陆滑跑阶段。

通过综合系统利益相关方的需求内容,得到高升力控制系统利益相关方需求图谱,作为系统的顶层设计输入,如图 2 所示。

高升力控制系统利益相关方需求图谱可以捕获系统设计需要的所有设计输入,包括功能需求、性能需求及设计约束。为确保利益相关方和系统需求捕获的完整性,采用需求管理软件 DOORS/ERS 仿真,确保所有利益相关方需求均得到满足。本阶段的设计输出是仿真确认后的高升力控制系统设计需求,是功能分解阶段的设计输入。

## 3 功能分解阶段

高升力控制系统功能分解阶段的主要工作是对照利益相关方需求图谱抽取系统总体功能,构建系统硬件组成,明确各组件功能定义和工作界面,实现系统由“黑盒”向“白盒”的过渡。通过系统功能定义分解,高升力控制系统的功能包括收放控制、位置把持、状态上报、故障保护、自检测和故障告警。高升力控制系统功能分解到硬件组成,系统控制模块包括操纵手柄、超控板、计算机、舵面位置传感器和舵面倾斜传感器;作动模块包括驱动装置、减速装置、扭矩保护装置和传动装置。高升力控制系统功能分解及组件功能定义如图 3 所示。

功能分解和定义完成后,开展系统接口设计工作。接口设计分为机械接口设计、电气接口设计和总线接口设计。机械接口设计采用 CATIA V5 搭建三维模型,模拟真实组件安装及运动协调,同时考虑结构支撑刚度和安装通道的限制;电气接口和总线接口采用 CHS 软件构建二维模型,仿真电气信号定义、接口关系及电缆敷设路径。以某高升力控制系统为例,功能分解确认系统组成后,利用 CHS 仿真

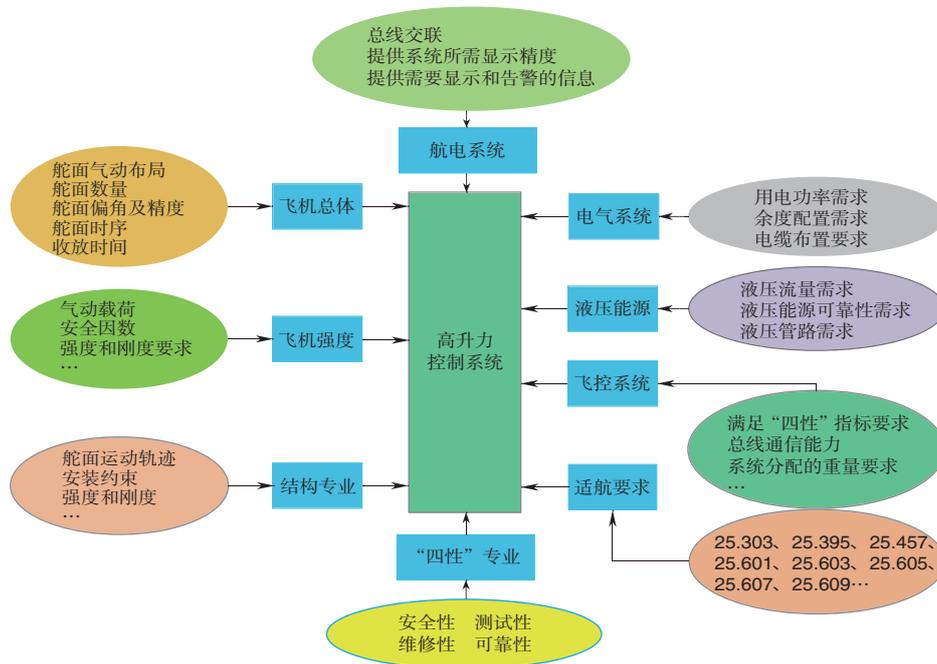


图2 高升力控制系统利益相关方需求图谱

Fig.2 Requirements fingerprint of HLCS stakeholder

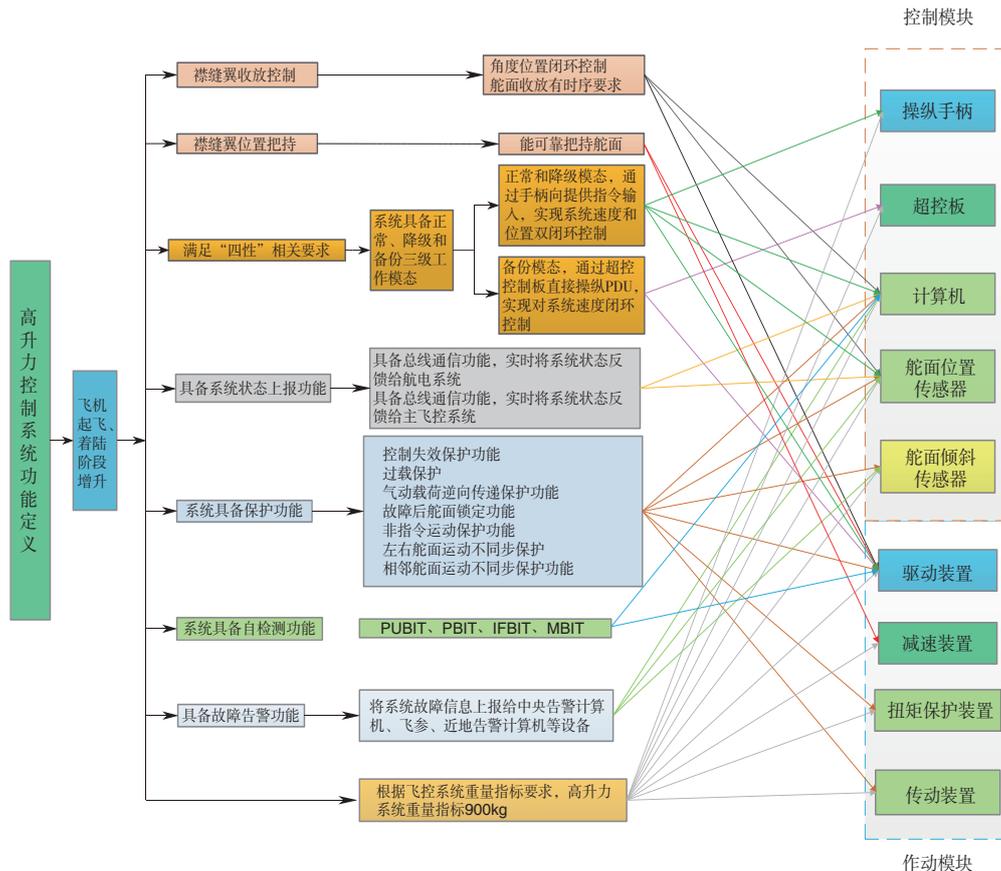


图3 高升力控制系统功能分解及硬件组成

Fig.3 HLCS function decomposition and hardware composition

系统内、外部总线交联关系如图4所示。本阶段的设计输出包括系统的总体功能定义、硬件组成、组件功能定义及经仿真确认的系统接口,是综合设计阶段的设计输入。

### 4 综合设计阶段

高升力控制系统综合设计阶段的主要工作是开展系统详细设计,包括系统架构设计、余度设计、软件设计和系统性能计算与仿真。

#### 4.1 架构设计

根据系统功能分解阶段的设计输出构建高升力控制系统架构。系统架构设计综合权衡过程中,可能同时存在多种满足所有利益相关方需求的结构形式,从以下方面综合考虑选择最优架构:(1) 功能完备性:系统架构必须支撑系统所有功能需求,不能出现缺失或重复。(2) 可靠性:不同系统架构的可靠性有所差异,选择可靠性更高的系统架构。(3) 技术成熟度:为降低系统研发风险,优先选择技术成熟度更高的系统架构。(4) 重量(质量)与安装:优先考虑

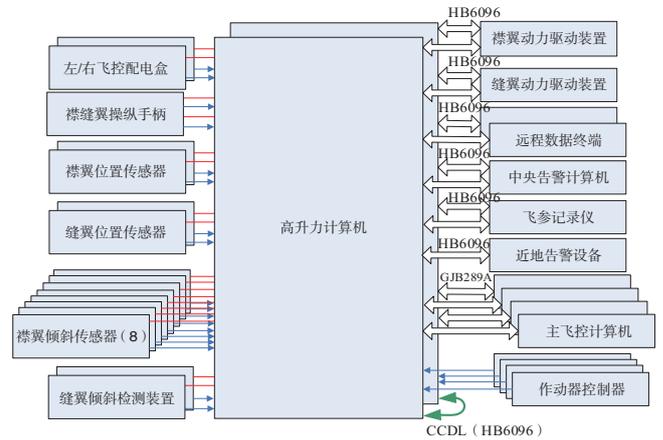


图4 高升力控制系统HB 6096和GJB 289A总线接口  
Fig.4 HB 6096 and GJB 289A bus interface of HLCS

重量轻、安装便捷的系统架构。(5) 经济性: 优先考虑经济性更高、供货渠道更稳定的系统架构。

以两种类似高升力系统架构为例开展对比分析,如图5所示。两种方案在系统架构层面类似,差别主要集中在系

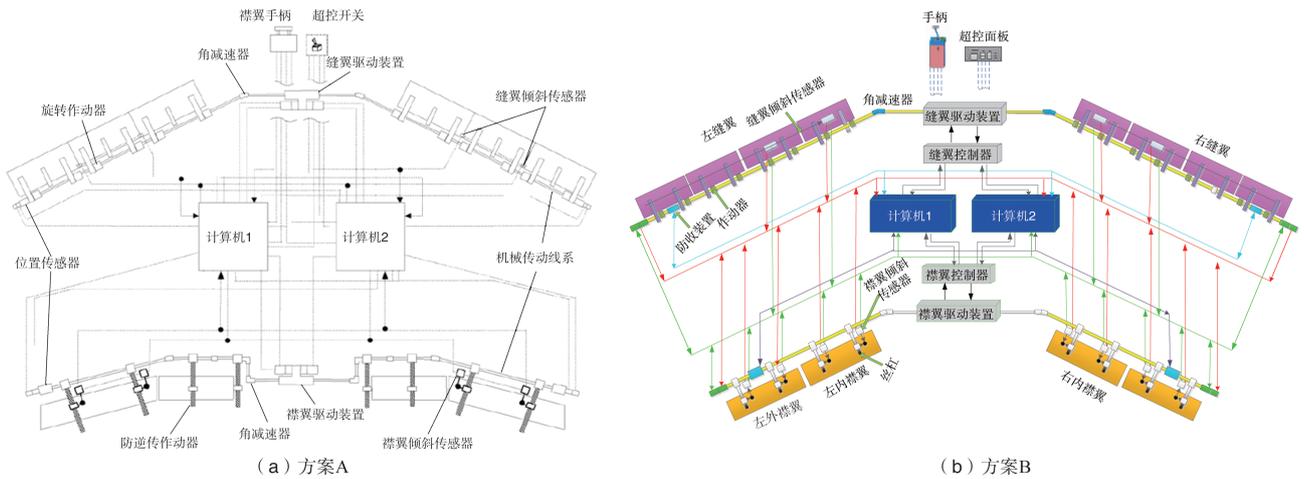


图5 两型高升力系统架构  
Fig.5 Two different HLCS configuration

统组件集成度和系统功能实现层面。

为找出最优高升力系统架构,从功能完备性、可靠性、技术成熟度、重量及经济性等方面综合类比方案A和方案B的优点和不足,见表2;权衡后确认A方案更优。

#### 4.2 余度配置

高升力控制系统余度配置以系统安全性评估为基础。安全性评估过程是找到系统研制中所有需要满足的安全性设计要求,并对确定的安全性设计要求进行验证的过程,如图6所示。

通过开展系统功能危害性评估(FHA)和故障模式及危

表2 某两型飞机高升力系统的差异性

Table 2 Differences between two HLCS configurations

类项	所采取的形式	优缺点对比
功能完备性	方案A、B均能实现系统所有功能,方案B采用翼尖刹车+结构防逆传同时实现抵抗舵面气动载荷功能,功能存在重叠	方案A更优
系统可靠性	方案A采用物理综合技术(计算机与驱动装置的控制功能综合、系统扭矩限制功能与驱动装置功能综合),产品数量减少,系统可靠性提高	方案A更优
技术成熟度	方案A、B均采用成熟设备和体系架构	无明显差异
重量	方案A总重650kg,方案B总重670kg	方案A更优
经济性	方案A与方案B相当	无明显差异

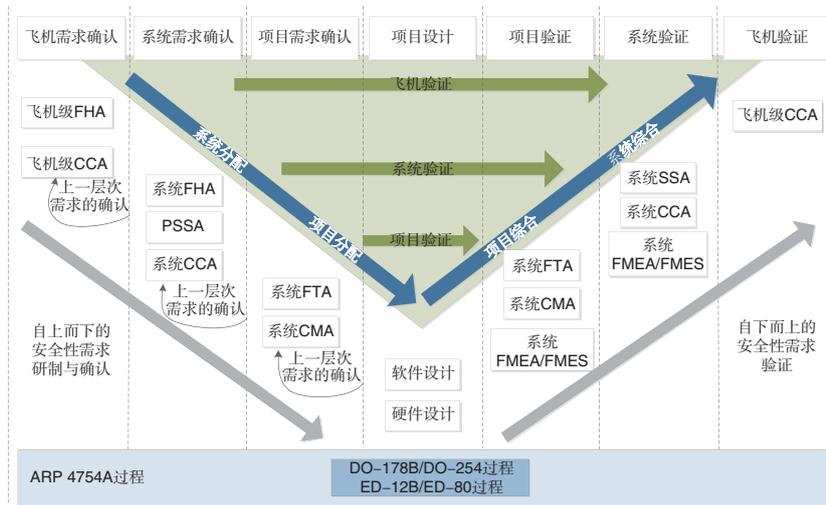


图6 系统安全性评估流程图  
Fig.6 System safety assessment diagram

险分析(FEMA)构建故障树分析(FTA)<sup>[10-11]</sup>,分析故障树并结合设备当前可达平均无故障时间(MTBF),针对可能导致系统失效状态的单个及叠加故障,设计系统架构时考虑对应的防范措施用于消除或减小失效可能性,或降低失效后对系统的危害度影响,实现系统余度最优配置。基于国内工业水平,参考GJB/Z 299C<sup>[12]</sup>电子设备可靠性预计手册可靠性数据,分析配置高升力控制系统架构的余度需求。某高升力控制系统架构满足飞机安全性设计要求后,系统余度配置建议见表3。

表3 系统架构安全性设计  
Table 3 System safety assessment and redundancy

序号	名称	安全需求	实际故障率	余度故障	建议
1	手柄	8.1E-6	1.1E-5	2余度 1.1E-10	2余度
2	计算机	9.2E-5	1.1E-4	2余度 1.2E-8	2×2余度
3	超控板	1.4E-5	1.2E-5	满足要求	单余度
4	位置传感器	1.6E-5	1.2E-5	2余度 1.5E-10	2余度
5	驱动装置	8.8E-5	8.3E-5	满足要求	单余度
6	刹车	2.2E-5	2.0E-5	2余度 4.0E-10	2余度

4.3 软件设计

软件设计从系统功能出发,以功能需求为牵引构建控制算法,编写软件代码实现功能。以某高升力系统I类故障“襟翼非指令运动保护”功能为例,故障模式包含:(1)系统发出控制指令,襟翼不响应;(2)系统没有发出控制指令,襟翼运动;(3)系统发出控制指令,襟翼运动与指令相反;(4)襟翼指令差值为零,襟翼继续运动。

“襟翼非指令运动保护”功能针对各故障模式的伪代码如下:故障模式(1): {if(襟翼指令差≠0 &&襟翼运动=0),系统告警但不强行制动};故障模式(2): {if(手柄运动=0&&指令差连续25拍增大),告警并强行制动};故障模式(3): {if(手柄运动≠0 &&襟翼运动极性与指令相反),告警并强行制动};故障模式(4): {if(襟翼指令差≠0 &&襟翼运动角度≥1.1°),告警并强行制动}。

4.4 系统性能计算

高升力控制系统架构搭建和余度配置完成后,需开展系统性能计算,预计系统动静态性能,查找系统中不满足技术要求的设计点,在试验件投产前修正。以某高升力控制系统缝翼驱动装置功率计算为例,作动模块采用驱动装置集中驱动+机械线系(包含支座、减速器、联轴器、作动器)分布作动方式,图7中1#~8#滑轨为气动载荷与机械传动的结合点,实现驱动装置输出扭矩的分流传递,驱动舵面运动。

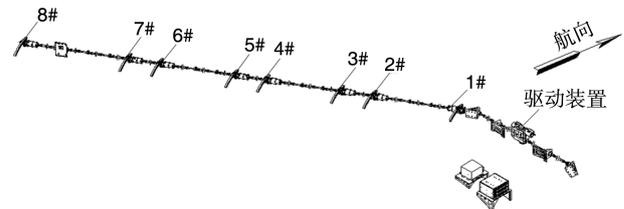


图7 高升力控制系统功率分流法原理  
Fig.7 Power split calculation principle of HLCS

驱动装置功率需求计算采用功率分流法,1#~8#滑轨上气动载荷总和与驱动装置输出扭矩实现力平衡,求取驱动装置输出功率。

$$P_{\text{pdu}} = \frac{T_1 \times n}{9550 \times i} = \frac{n}{9550 \times i} \times \sum_{i=1}^8 \frac{T_i}{\eta_i} = \frac{n}{9550 \times i} \times \sum_{i=1}^8 \frac{F_i \times r_i}{\eta_i} = \frac{0.167 \times \theta}{9550 \times i \times t} \times \left( \frac{F_1 r_1}{\eta_1} + \frac{F_2 r_2}{\eta_2} + \frac{F_3 r_3}{\eta_3} + \frac{F_4 r_4}{\eta_4} + \frac{F_5 r_5}{\eta_5} + \frac{F_6 r_6}{\eta_6} + \frac{F_7 r_7}{\eta_7} + \frac{F_8 r_8}{\eta_8} \right) \quad (1)$$

式中： $P_{\text{pdu}}$ 为驱动装置输出功率； $T_1$ 为舵面气动总载荷； $n$ 为舵面收放速度； $i$ 为系统总减速比； $\eta_i$ 为驱动装置到第*i*个滑轨点的传输效率； $F_i$ 为第*i*个滑轨的气动载荷，具体数值见表4； $\theta$ 为舵面偏转角度； $t$ 为舵面运动时间； $r_i$ 为第*i*根滑轨的运动半径，见表4。

表4 各站位点气动载荷及滑轨半径

Table 4 Aerodynamics on different track points and track radius

滑轨站位	气动载荷/N	滑轨半径/m
1	12422.24	1.248
2	8479.92	1.303
3	7823.91	1.297
4	6715.91	1.236
5	7724.48	1.231
6	7038.61	1.188
7	6298.10	1.188
8	3330.09	1.188

查阅设计手册<sup>[13]</sup>，支座效率 $\eta_b = 0.98$ ，减速器效率 $\eta_r = 0.93$ ，联轴器效率 $\eta_c = 0.98$ ，作动器效率 $\eta_a = 0.6$ ，滑轨效率 $\eta_s = 0.98$ 。利用功率分流法，驱动装置到站位1~站位8的传动效率分别是：

$$\begin{aligned} \eta_1 &= \eta_b^2 \times \eta_r \times \eta_c^2 \times \eta_a \times \eta_s = 0.5147 \\ \eta_2 &= \eta_b^5 \times \eta_r \times \eta_c^4 \times \eta_a \times \eta_s = 0.4459 \\ \eta_3 &= \eta_b^6 \times \eta_r \times \eta_c^5 \times \eta_a \times \eta_s = 0.4379 \\ \eta_4 &= \eta_b^9 \times \eta_r \times \eta_c^8 \times \eta_a \times \eta_s = 0.3879 \\ \eta_5 &= \eta_b^{10} \times \eta_r \times \eta_c^9 \times \eta_a \times \eta_s = 0.3725 \\ \eta_6 &= \eta_b^{13} \times \eta_r \times \eta_c^{12} \times \eta_a \times \eta_s = 0.33 \\ \eta_7 &= \eta_b^{14} \times \eta_r \times \eta_c^{13} \times \eta_a \times \eta_s = 0.3169 \\ \eta_8 &= \eta_b^{17} \times \eta_r \times \eta_c^{16} \times \eta_a \times \eta_s = 0.2751 \end{aligned}$$

联合式(1)求得驱动装置总功率 $P_{\text{pdu}}$ ：

$$P_{\text{pdu}} = \frac{2 \times T_1 \times n}{9550 \times i} = \frac{2 \times n}{9550 \times i} \times \sum_{i=1}^8 \frac{T_i}{\eta_i} = \frac{2 \times n}{9550 \times i} \times \sum_{i=1}^8 \frac{F_i \times r_i}{\eta_i} = 7.58 \text{ kW} \quad (2)$$

#### 4.5 系统性能仿真

系统性能计算完成后开展系统性能仿真。以某高升力控制系统襟翼作动模块性能仿真为例，利用Matlab开展系

统动静性能建模。襟翼作动模块组件包括驱动装置和机械传动组件。

驱动装置建模驱动装置采用无刷直流电机+减速器形式，工作原理如图8所示。无刷直流电机三相绕组电压平衡方程：

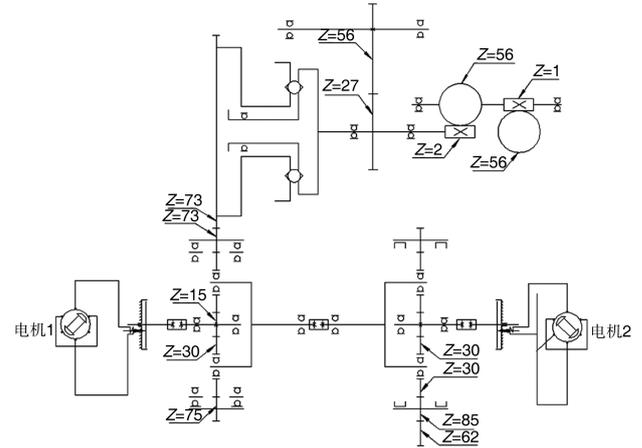


图8 动力驱动装置原理

Fig.8 Working principle of power unit

$$\begin{bmatrix} u_a \\ u_b \\ u_c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} r & 0 & 0 \\ 0 & r & 0 \\ 0 & 0 & r \end{bmatrix} \begin{bmatrix} i_a \\ i_b \\ i_c \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} L - M & 0 & 0 \\ 0 & L - M & 0 \\ 0 & 0 & L - M \end{bmatrix} p \begin{bmatrix} i_a \\ i_b \\ i_c \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} e_a \\ e_b \\ e_c \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中： $u_a, u_b, u_c$ 为定子绕组三相电压； $i_a, i_b, i_c$ 为定子绕组三相电流； $e_a, e_b, e_c$ 为定子绕组三相电动势； $L$ 为每相绕组自感； $M$ 为每相绕组间的互感。

电机机械运动方程：

$$T_e - T_L = J \frac{d\omega}{dt} + f\omega \quad (4)$$

式中： $T_e$ 为电磁转矩； $T_L$ 为负载转矩； $\omega$ 为电机旋转机械角速度； $J$ 为电机与负载转动惯量； $f$ 为黏滞摩擦因数。

根据能量守恒，减速器转动惯量折算到电机转轴前后保持一致，有：

$$J = J_a + \frac{J_b}{j_1^2} + \frac{J_c}{(j_1 j_2)^2} + \dots + \frac{J_f}{j^2} \quad (5)$$

式中： $J$ 为舵机总转动惯量， $J_a, J_b, \dots$ 为该级减速器的转动惯量； $j_1, j_2, \dots$ 为该组减速器减速比。根据电机方程和减速器转动惯量计算方程，搭建驱动装置仿真模型如图9所示。

机械传动组件建模机械传动组件建模除考虑效率和传动比外，还需考虑机械结构间隙对系统性能的影响，采用带二间隙惯性系统转矩补偿模型，如图10所示<sup>[14]</sup>。

驱动装置与机械传动装置模型联合构建襟翼作动模块

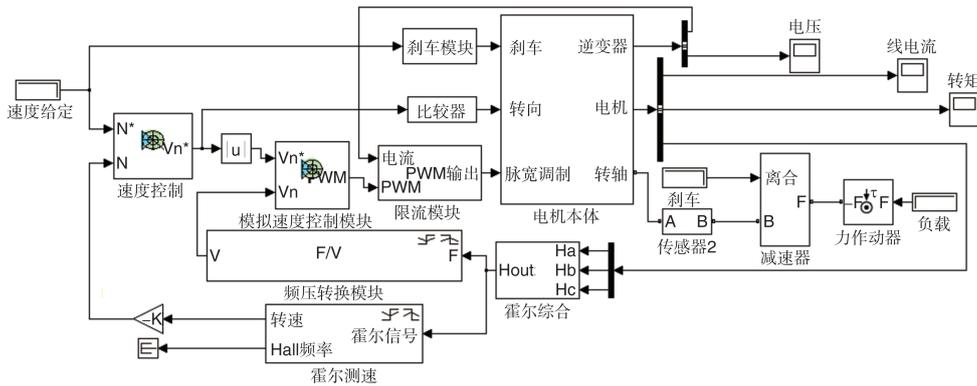


图9 驱动装置 Matlab 模型

Fig.9 Matlab model of drive unit

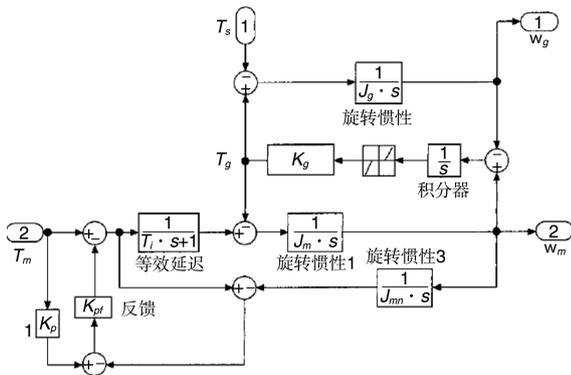


图10 有间隙二惯性系统模型

Fig.10 Two-inertia system model with backlash

仿真模型如图 11 所示。

对比襟翼作动模块的设计工作剖面与仿真结果。图 12 (a)为系统运动特性设计曲线,正常模式转速 1450r/min、应急模式转速 725r/min;图 12(b)为系统仿真曲线,能够满足设计要求;图 12(c)表示驱动装置转速  $n=7500r/min$ ,负载转矩  $15N \cdot m$  时的工作特性;图 12(d)表示左 1 角减速器转矩变化。

仿真结果表明,襟翼作动模块在正常模式和应急模式时的运动特性能够满足设计要求;襟翼作动模块外载  $15N \cdot m$  时,驱动装置电流峰值已达 60A,会对飞机电网系统产生较大压力,需进一步优化提升驱动装置和机械传动线系的效率。

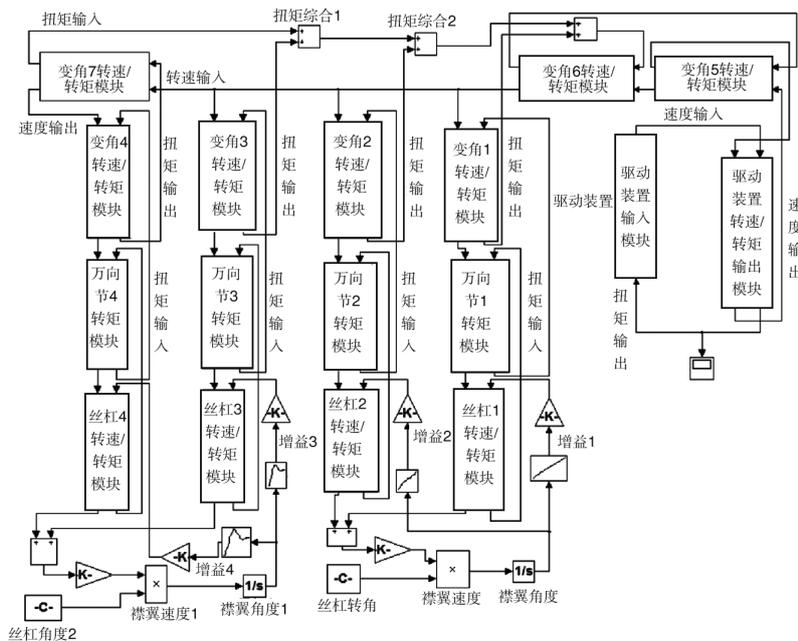


图 11 某型高升力控制系统襟翼作动模块 Matlab 仿真模型

Fig.11 Flap actuating module Matlab simulation of certain HLCS

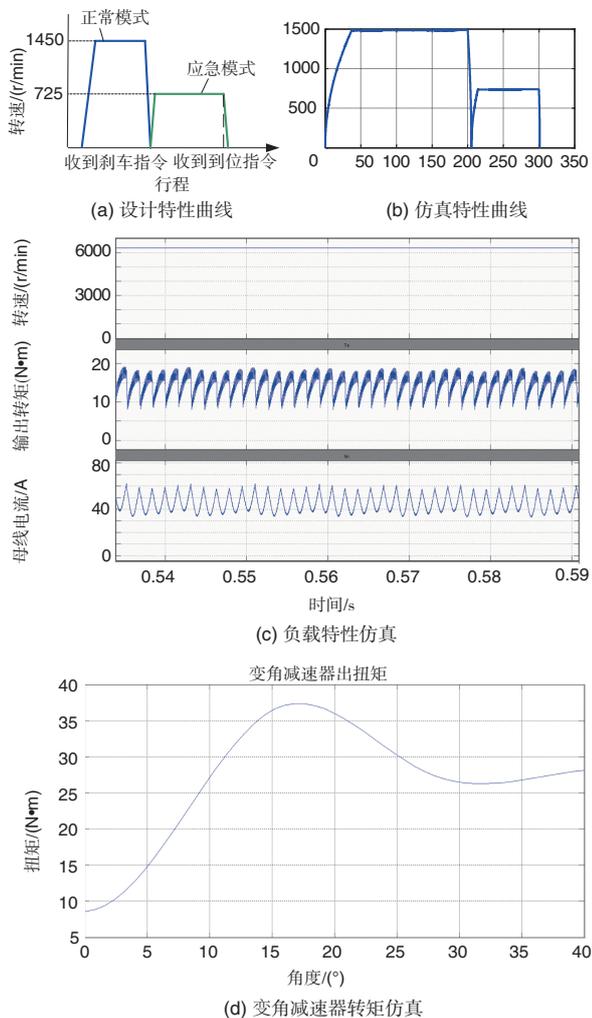


图 12 襟翼作动模块设计工作剖面与仿真结果

Fig.12 Design working profile and simulation result of certain flap actuating module

## 5 结束语

本文提出的基于 Vee 模型高升力控制系统设计流程是一种新的设计思想,核心是寻找系统设计的利益相关方,捕获设计需求,寻找设计边界;通过对系统设计流程阶段的详细划分,提出了各工作阶段的工作内容、实施方法及评判标准。基于 Vee 模型的高升力控制系统设计过程中,更注重对 DOORS/ERS 等需求管理工具和 CATIA V5、CHS、MATLAB 等仿真工具的应用,通过提升系统需求管理和功能性能计算仿真,有效控制设计环节的输入与输出,最大限度减少人为影响因素,有效避免产品生产完成后通过试验才能发现问题的弊端。基于 Vee 模型的高升力控制系统设计流程可有效缩短系统研发周期、节约成本、降低系统研发技术和管理风险,可作为高升力控制系统研发的新的设计思想。

AST

## 参考文献

- [1] Gamer P L, Meredith P T, Stone R C. Areas for future CFD development as illustrated by transport aircraft application[R]. AIAA-1991-1527, 1991.
- [2] 徐向荣,孙军帅.民用飞机高升力系统浅析[J].中国制造业信息化,2011,40(19):61-63.  
Xu Xiangrong, Sun Junshuai. Summary on the elevating system of civil aeroplane [J]. Manufacture Information Engineering of China, 2011, 40(19):61-63. (in Chinese)
- [3] 中国民用航空局. CCAR-25-R4 中国民用航空规章第 25 部:运输类飞机适航标准[S].中国民用航空局,2011.  
Civil Aviation Administration of China. CCAR-25-R4 Civil aviation regulation of China part 25: Airworthiness standard of transport category airplane[S]. Civil Aviation Administration of China, 2011. (in Chinese)
- [4] 李海泳,唐秀梅,亢亚敏.基于 MBD 技术的航空制造数字化工艺实施应用[J].航空制造技术,2013(13):40-42.  
Li Haiyong, Tang Xiumei, Kang Yamin. Application of MBD based digital aeronautical manufacturing process[J]. Aviation Manufacturing Technology, 2013(13): 40-42. (in Chinese)
- [5] Zamov P. Concept for a multidisciplinary design process an application on high lift systems[J]. World Academy of Science, Engineering and Technology, 2013 (73): 15-20.
- [6] 邹宁,王淑芳,杜圣超.飞机研制中的产品数据管理研究[J].航空科学技术,2017,28(2):43-48.  
Zou Ning, Wang Shufang, Du Shengchao. Research on product data management in aircraft development[J]. Aeronautical Science & Technology, 2017, 28(2):43-48.(in Chinese)
- [7] IEEE1233 Guide for developing system requirements specifications [S]. The Institute of Electrical and Electronics Engineers, 1996.
- [8] 修忠信,王鹏,郭强.民用飞机系统安全性设计与评估技术概论[M].上海:上海交通大学出版社,2013.  
Xiu Zhongxin, Wang Peng, Guo Qiang. System safety design & assessment in civil aircraft [M]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University Press, 2013. (in Chinese)
- [9] Struber H. The aerodynamic design of A350 XWB-900 high lift system[R]. 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences. St Petersburg, 2014.
- [10] SAE ARP4761 Guidelines and methods for the safety

- assessment process on civil airborne systems and equipment [S]. Society of Automotive Engineers, 1996.
- [11] United States Department of Defense. MIL-DTL-9490E Flight control systems-design, installation and test of piloted aircraft, general specification [S]. United States Department of Defense, 2008.
- [12] 信息产业部电子第五研究所.GJB/Z299C 电子设备可靠性预计手册[S].北京:总装备部军标出版发行部,2007.  
The fifth electronic research institute of MIIT. GJB/Z299C Reliability prediction handbook of electronic equipment[S]. Beijing: General Armament Department Military Standard Publishing Department, 2007. (in Chinese)
- [13] 成大先. 机械设计手册[M]. 北京:机械工业出版社出版, 2010.  
Cheng Daxian. Handbook of mechanical design[M]. Beijing: China Machine Press,2010. (in Chinese)
- [14] 师振云,魏麟欢,高亚奎.基于大功率无刷直流电机舵机的建模与分析[J].航空科学技术,2017(4):37-42.  
Shi Zhenyun, Wei Linhuan, Gao Yakui. Modeling & research based on high power brushless DC electrical actuator[J]. Aeronautical Science & Technology, 2017(4): 37-42. (in Chinese) (责任编辑 王为)

### 作者简介

师振云(1982-)男,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞行器控制系统总体设计。

Tel:029-86832243

E-mail:32305449@qq.com

## High Lift Control System Design Based on Vee Model

Shi Zhenyun<sup>1,\*</sup>, Jiang Feihong<sup>1</sup>, An Gang<sup>2</sup>

1. AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China

2. AVIC Qing'An Group Co.,Ltd., Xi'an 710086, China

**Abstract:** By summarizing inadequate system robustness, low failure isolation rate and frequent failures at experiment stage, which are caused by ignorance of requirement analysis, this paper proposes a Vee based high lift control system design process, and advances a new theory of taking the system stakeholder's requirements to find out design boundary as the core. The new process also gives suggestion on how to divide design stage, to define work content, formulate simulation plan and constitute criterion of each phase. Requirements elicitation management tools and simulation software could guarantee the validation of each point input and output. With the help of Vee model based design process and software, it is also possible to find out and solve problems before physical experiment phase, thus optimizing direction, cutting down R&D cycle and reducing technical and management risk.

**Key Words:** high lift control system; Vee model; design process; requirements elicitation; risk management

Received: 2020-03-09; Revised: 2020-04-01; Accepted: 2020-06-20

\*Corresponding author. Tel. : 029-86832243 E-mail: 32305449@qq.com