

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2017.06.030

操纵面操纵系统刚度设计研究

程芳*, 黄国宁, 郭润江

航空工业第一飞机设计研究院, 陕西 西安 710089

摘要: 对现代飞机操纵面操纵系统刚度进行了分析, 从满足气动弹性需求的角度给出了作动器动刚度和阻尼要求的确定方法。以某支线飞机升降舵操纵系统为例, 给出了操纵系统刚度和阻尼要求; 针对方向舵操纵面旋转频率过低问题, 提出了方向舵作动器布置下移与实肋对接的更改建议。经分析, 更改后的方向舵作动器布置能够满足气动弹性设计要求。

关键词: 操纵系统刚度; 作动器; 动刚度; 阻尼; 气动弹性

中图分类号: V211.47 **文献标识码:** A **文章编号:** 1007-5453(2017)06-0030-04

操纵面是飞机的重要部件之一, 与升力面相比, 操纵面颤振具有更加复杂的性态和参数影响规律。操纵面颤振可能在任何速度范围发生, 是最常见的颤振形式。现代飞机常采用不可逆操纵面, 与以往的飞机相比, 具有以下特点^[1]: (1) 操纵面采用质量不平衡设计; (2) 操纵系统为不可逆电传操纵, 舵机和助力器 (作动器) 为一体化设计; (3) 操纵面铰链轴到操纵面前缘的距离较常规操纵面要小得多。

由于以上设计特点, 操纵面的颤振速度就不可能采用传统质量平衡的手段来保证, 而是通过操纵面的自身刚度和操纵系统足够大的操纵刚度以及适量的阻尼来保证。因此, 作动器的刚度^[2]和阻尼特性对与操纵面相关的颤振速度有着十分重要的影响。

在设计早期阶段, 由于结构、系统等因素的不确定性, 预估操纵面的操纵刚度是一个比较困难的问题。以往经验做法是进行操纵面旋转频率的变参颤振分析, 从而提出操纵面旋转频率的最低要求, 并未直接对作动器动刚度和阻尼特性提出要求。提出的操纵面旋转频率最低要求, 在进行飞控系统设计时无法直接使用, 并不能指导作动器的设计; 而且一旦地面共振试验测量出的操纵面旋转频率低于要求, 结构设计和作动器等一系列相关的系统都存在更改的可能, 导致设计的反复。

本文通过对操纵面操纵系统组成环节的解析, 从气动弹性角度给出了作动器动刚度和阻尼要求的确定方法, 以便作

器供应商提供符合刚度和阻尼要求的作动器, 确保操纵面有足够高的旋转频率, 以保证不发生任何与操纵面相关的颤振。

1 操纵面操纵系统的构成

总操纵系统刚度 K 由作动器与安定面连接支持刚度 K_R 、作动器自身刚度 K_{act} 和操纵面作动器支持当量刚度 K_L 三部分组成。其中, K_L 是指从操纵面作动器后连接点到操纵面理论质心之间的当量刚度。总操纵系统刚度相当于由 3 个串连的弹簧组成, 原理示意图如图 1 所示^[3]。图中, J 为操纵面绕转轴的转动惯量。

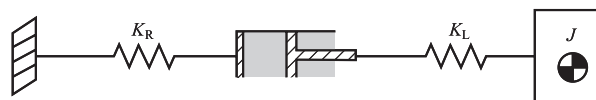


图 1 操纵系统原理示意图

Fig.1 The control system schematic diagram

总操纵系统刚度^[4] K 的表达式为:

$$\frac{1}{K} = \frac{1}{K_R} + \frac{1}{K_{act}} + \frac{1}{K_L} \quad (1)$$

从式 (1) 可以看出, 整个操纵系统中无论哪个刚度, 如果某一个环节操纵刚度太小的话, 整个系统的操纵刚度都不会太大, 且给其他环节的设计带来很大困难, 甚至有可能根本无法实现。 K_R 、 K_L 和 K_{act} 三个刚度最好一样大, 这时系统的

收稿日期: 2017-02-17; 退修日期: 2017-03-22; 录用日期: 2017-04-25

基金项目: 国家科技部国际合作专项基金 (2013DFA80710)

* 通讯作者. Tel.: 029-86832512 E-mail: avon_chf@163.com

引用格式: CHENG Fang, HUANG Guoning, GUO Runjiang. Control system stiffness design and analysis for control surface[J]. Aeronautical Science & Technology, 2017, 28 (06): 30-33. 程芳, 黄国宁, 郭润江. 操纵面操纵系统刚度设计研究[J]. 航空科学技术, 2017, 28 (06): 30-33.

总刚度才最好,但实际设计中是不容易做到的,尤其结构确定以后, K_R 和 K_L 的可调量是很小的,若此时总操纵系统刚度不够的话,只有加大作动器的刚度,而作动器选定以后其刚度的大小也基本是确定的,这就需要设计初期就对各个环节进行精心设计,最终使操纵面旋转频率能够满足设计要求。

若已知操纵面操纵摇臂高度 L 、操纵面绕转轴的转动惯量 J 和满足颤振要求的操纵面旋转频率 F_R ,则可求得系统总操纵刚度 K ,它们之间的关系如式(2)所示:

$$K = \left(\frac{2\pi F_R}{L} \right)^2 \cdot J \quad (2)$$

2 操纵面作动器刚度和阻尼要求的确定方法

操纵面作动器刚度要求确定的步骤如下:

- (1) 根据各个部件或全机的颤振计算结果,依据飞机的气动弹性包线,确定操纵面满足颤振设计要求的最低旋转频率。
- (2) 根据操纵面的旋转频率要求,确定各个操纵面需要的总操纵刚度 K 。
- (3) 通过静力有限元模型计算作动器与安定面连接支持刚度 K_R 。
- (4) 建立操纵面的动力有限元分析模型,通过模态分析确定操纵面操纵系统刚度 K_L 。
- (5) 在作动器刚度 K_{act} 未知的情况下,通过式(1)提出作动器刚度要求。
- (6) 通过结构和操纵系统的综合设计和多轮次迭代,可以确定出满足颤振要求的最优刚度组合。

一般情况下,在设计初期作动器刚度未知,结构特性一直处于变化过程中,无法获知 K_R 和 K_L 值,然而又需要在联合定义阶段向供应商提出作动器刚度要求。因此,在缺少 K_R 和 K_L 刚度的前提下,已知总操纵系统刚度 K ,需根据经验,合理分配 K_R 、 K_{act} 、 K_L 的比例,从而估算出作动器刚度要求。一般情况下,三者中 K_R 最大, K_L 最小。

根据适航 CCAR25.571, CCAR25.629, CCAR25.631, CCAR25.671, CCAR25.672 和 CCAR25.1309 等条款要求,为保证系统和部件任何非极不可能的失效和失效组合发生时仍具有颤振抑制能力,舵面应设置两套或两套以上的作动器和阻尼器。因此,作动器刚度要求针对的是一个作动器为工作状态、其余作动器断开的情况。作动器阻尼要求与其类似。

作动器具有主动和阻尼两种工作模式,可根据控制信号进行切换。控制信号失效或液压能源失效时,作动器自动转入阻尼模式。确定操纵系统阻尼要求的条件是:考虑极端故障情况,即一个作动器与结构连接且处于阻尼模式,其余作动器与结构断开。具体的方法是:给定操纵系统刚度,

改变阻尼值,直到满足舵面颤振的需求。

3 算例

3.1 升降舵作动器刚度要求和阻尼要求

某支线飞机升降舵布置有内外两个作动器,表1给出了对于仅有一个作动器工作、其余作动器断开的工作模式的升降舵旋转频率和操纵系统刚度要求。表1中升降舵绕转轴的转动惯量为 $1.048\text{kg} \cdot \text{m}^2$,摇臂高度为 73.66mm 。飞控和气动弹性专业综合提出的升降舵动刚度要求如图2所示。应通过作动器相关试验(如动刚度试验^[5])验证作动器动刚度是否满足要求。

表1 升降舵操纵系统刚度要求

Table 1 The control system stiffness requirement of elevator

参数	数值要求
F_R/Hz	≥ 27.7
$K/(\text{N/m})$	$\geq 8.110\text{E}+6$
$K_R/(\text{N/m})$	$\geq 5.680\text{E}+7$
$K_L/(\text{N/m})$	$\geq 1.420\text{E}+7$
$K_{act}/(\text{N/m})$	$\geq 2.840\text{E}+7$

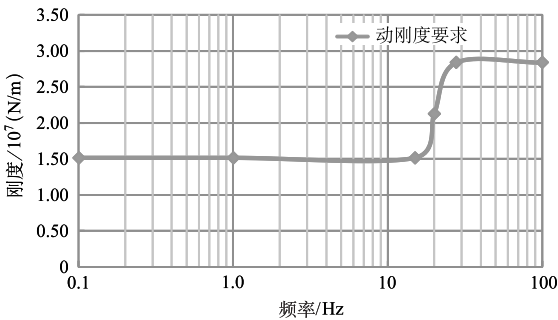


图2 升降舵作动器动刚度要求

Fig.2 The actuator stiffness requirement of elevator

在动力有限元模型作动器位置处,与采用扭转弹簧模拟作动器刚度类似,采用阻尼单元来模拟作动器阻尼特性。通过全机颤振分析,确定在某一固定操纵面旋转频率下,满足颤振要求的作动器最小阻尼值。在此基础上,通过操纵面旋转频率变参分析,确定不同操纵面旋转频率下的阻尼要求,得到的阻尼随操纵面旋转频率变化曲线,如图3所示。

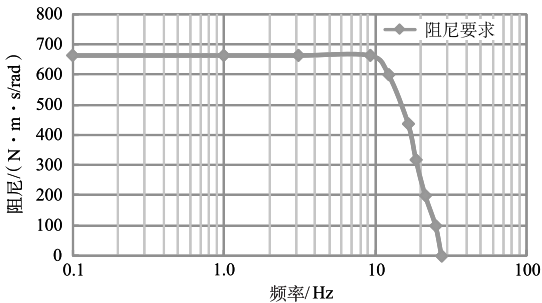


图3 升降舵作动器阻尼要求

Fig.3 The actuator damping requirement of elevator

3.2 方向舵操纵系统各部分刚度分析

(1) 作动器与安定面连接支持刚度 K_R 分析

某支线飞机方向舵布置有尖部、中部和根部3个作动器,图4给出了计算方向舵尖部作动器支持刚度 K_R 有限元模型,在刚度计算时,沿作动器方向施加载荷,计算出加载点位移,从而求得该作动器的 K_R 值。分析时,方向舵处于中立位置。方向舵其他作动器支持刚度 K_R 分析与其类似。

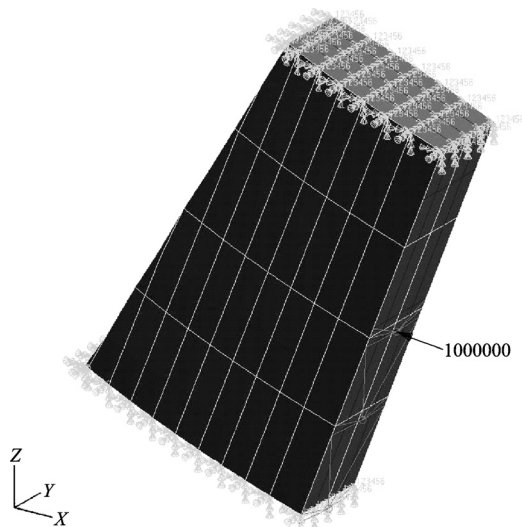


图4 方向舵尖部作动器 K_R 计算模型
Fig.4 The K_R calculation model of tip rudder actuator

(2) 作动器支持当量刚度 K_L 分析

操纵面的作动器支持刚度 K_L 采用操纵面有限元动力特性计算模型进行分析,如图5所示。计算内侧作动器对应的操纵面支持刚度时,内侧作动器对应的操纵面摇臂端点的位移自由度约束、转角自由度放开;各悬挂点的边界条件是:位移自由度约束、转角自由度放开,其他作动器断开。用 MSC.Nastran 软件计算操纵面的旋转频率,则可得到内侧作动器对应的操纵面作动器支持当量刚度 K_L 。其他作动器支持刚度的计算与此同理,图6给出了 K_L 计算模型。方向舵操纵系统各部分刚度值如表2所示。方向舵绕转轴的转动惯量为 $21.497\text{kg} \cdot \text{m}^2$,摇臂高度为 100mm 。

表2中, K_{RT} , K_{RM} 和 K_{RB} 分别为尖部、中部和根部作动器与主翼面连接支持刚度; K_{LT} , K_{LM} 和 K_{LB} 分别代表了方向舵尖部、中部和根部作动器连接到方向舵重心之间当量刚度; F_R 为当仅有方向舵尖部作动器为工作状态时的操纵面最低旋转频率。从表2中可以看出,方向舵操纵面旋转频率过低。

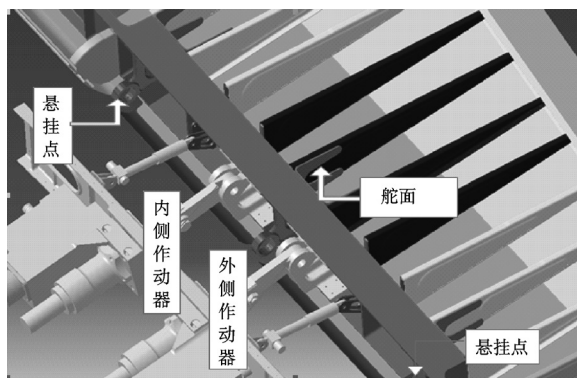


图5 操纵面系统的结构形式示意图
Fig.5 The structure diagram of control surface system

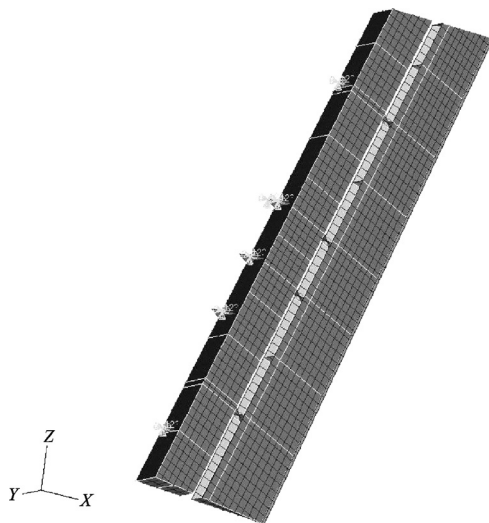


图6 方向舵 K_L 计算模型
Fig.6 The K_L calculation model of rudder actuator

表2 方向舵模型参数
Table 2 The parameters of rudder model

参数	数值
$K_{RT}/(\text{N/m})$	$1.205\text{E}+7$
$K_{RM}/(\text{N/m})$	$1.236\text{E}+7$
$K_{RB}/(\text{N/m})$	$4.381\text{E}+7$
$K_{LT}/(\text{N/m})$	$1.510\text{E}+7$
$K_{LM}/(\text{N/m})$	$2.116\text{E}+7$
$K_{LB}/(\text{N/m})$	$1.503\text{E}+7$
$K_{\text{act}}/(\text{N/m})$	$2.640\text{E}+7$
F_R/Hz	5.9

3.3 方向舵操纵系统刚度改进

在目前方向舵作动器布置位置处,在仅有方向舵尖部作动器为工作状态时,初步分析方向舵的旋转频率只有 5.9Hz ,频率较低。虽然该频率对颤振无明显影响,但与作动器工作带宽频率 ($3\sim 5\text{Hz}$) 较为接近,容易引起操纵面结构与系统的振动耦合,降低气动伺服弹性稳定性,威胁飞行安

全。因此,必须提高方向舵操纵面总操纵系统刚度。

经过分析发现,造成方向舵旋转频率过低的主要原因是由于操纵面作动器与主翼面连接支持刚度太弱。查看方向舵原有作动器布置方案发现,作动器与垂尾盒段并未对接在实肋处,仅通过工字形接头和扩散件连接,支持过弱,造成了作动器与安定面连接支持刚度 K_R 过低。最简单、易于实现的提高操纵面旋转频率的方式是把方向舵作动器下移半个肋距,使作动器与垂尾盒段实肋连接。

对更改后的方案进行分析,只有尖部作动器工作时,旋转频率从 5.9Hz 提高到 7.4Hz,满足要求。

4 结束语

通过对操纵面操纵系统组成环节的解析,以某支线飞机升降舵操纵系统为例,给出了操纵系统刚度和阻尼要求,针对方向舵操纵面旋转频率过低问题,提出了方向舵作动器布置下移与实肋对接的更改建议。

满足颤振设计要求的操纵面设计是一个不断迭代、更新的过程,涉及结构、系统以及气动弹性等多个专业。应重点关注以下几个方面:

(1) 应在设计早期就根据颤振要求对操纵面和作动器提出明确的设计要求,以免造成设计更改的被动局面。

(2) 对于不参与颤振的活动面,旋转频率也不应过低,否则结构会与系统的带宽频率较为接近,容易引起操纵面结构与系统的振动耦合,降低气动伺服弹性稳定性。

(3) 提高旋转频率最优的布置是作动器与盒段实肋连接。

(4) 应通过作动器相关试验,确保操纵面在安装作动器后,操纵面有足够高的旋转频率,以进一步确保活动面和翼面不发生任何形式的气动弹性不稳定现象。

AST

参考文献

- [1] 郭润江,霍应元. 大型飞机操纵面颤振设计考虑 [C]// 第十一届全国空气弹性学术交流会, 2009.
GUO Runjiang, HUO Yingyuan. The flutter design consideration of control surface for large aircraft[C]// The 11th Air Elasticity Academic Communication, 2009. (in Chinese)
- [2] YANG Ning, WU Zhigang, YANG Chao. Structural nonlinear flutter characteristics analysis for an actuator-fin system with dynamic stiffness[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2011 (24): 590-599.
- [3] Parker. ARJ21-700 primary flight controls system requirements document [R]. DOC. No: 227GD011 (E), 2007.
- [4] Parker. ARJ-21 aileron infinite-frequency stiffness analysis & damping performance analysis[R]. 2004.
- [5] Layton D, Gaines V. F-22 actuator dynamic stiffness (impedance) testing[R]. AIAA-2007-1792, 2007.

作者简介

程芳 (1979—) 女, 硕士, 高级工程师。主要研究方向: 飞机气动弹性。

Tel: 029-86832512 E-mail: avon_chf@163.com

Control System Stiffness Design and Analysis for Control Surface

CHENG Fang*, HUANG Guoning, GUO Runjiang

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

Abstract: The control system stiffness of modern airplane was analyzed. The actuator dynamic stiffness and damping requirement of control surface were proposed according to the aeroelasticity requirement. Taking the elevator of the regional airplane as an example, giving stiffness and damping requirement of the control system, and put forward a suggestion to move the actuator down and make it join the real rib for solving the issue of too low rotation frequency of rudder. The improved rudder layout scheme could meet the aeroelasticity requirement.

Key Words: control system stiffness; actuator; dynamic stiffness; damping; aeroelasticity

Received: 2017-02-17; Revised: 2017-03-22; Accepted: 2017-04-25

Foundation item: Special Foundation for International Cooperation of the Ministry of Science and Technology of China (2013DFA80710)

*Corresponding author. Tel.: 029-86832512 E-mail: avon_chf@163.com