

民用飞机偏航阻尼器的改进设计

An Improved Design of the Yaw Damper of Civil Aircraft

刘洋 郑晓辉 / 上海飞机设计研究院

摘要: 飞机机体结构对大气湍流的响应往往会导致不期望的偏航振荡运动, 而简单的偏航阻尼器很难改善这种响应。本文以某民用飞机为例, 分析了振荡产生的原因, 并对偏航阻尼器提出了两种改进的设计方案。通过对比分析, 选择了一种能满足工程需求的较为合理的改进方案。

关键词: 民用飞机; 湍流; 偏航阻尼器; 滤波器

Keywords: civil aircraft; turbulence; yaw damper; filter

0 引言

民用飞机在飞行过程中经常遇到较强的大气湍流, 此时机体结构自身的响应往往会导致不期望的振荡运动, 给飞机带来很多不利影响。首先, 伴随着振荡运动的附加气动力会造成机体的疲劳损伤, 影响使用寿命, 甚至损坏机体结构, 影响飞机的安全^[1]; 其次, 湍流导致的附加过载使某些部件承受较大的附加载荷, 从而导致结构设计重量的增加, 影响飞机的性能; 再次, 湍流导致的振动、颠簸会使飞机的操纵难度加大, 乘客的舒适度也随之降低。

由此可见, 如何减弱由湍流导致的机体振荡运动, 是民用飞机设计过程中必须考虑的重要问题。解决这个问题可以从多个角度入手, 如选择合适的机体材料、优化结构方案等^[2], 但更为有效、经济的方法, 则是采用主动控制技术, 优化控制方案。例如, 某民用飞机通过控制技术的改进, 使载荷减少15%, 机翼结构重量减轻大约200kg, 提高了机翼系统所承受的净重储备; 某民用飞机采用先进的“偏航阵风阻尼器”, 使方向舵对侧风进

行动态响应, 减轻了垂尾载荷, 并可以使空乘人员在飞机遇到湍流时仍能较为轻松地在通道上为乘客服务^[1]。

本文以某民用飞机为背景, 分析了其在湍流激励作用下产生的偏航振荡问题, 并从主动控制的角度入手, 对原有的简单偏航阻尼器进行改进设计, 提出了符合工程经验的设计方案, 为有效解决偏航振荡问题提供有益的借鉴。

1 问题分析

1.1 基本假设

此处将引用某民用飞机的若干资料作为分析问题的基础, 这些资料来自于参考文献^[2], 涉及飞机的材料和运动等方面的特性。首先, 设 r 为飞机的偏航速率, δ_r 为方向舵偏度, 那么对于该机型有如下近似的传递函数:

$$G^*(s) = \frac{r(s)}{\delta_r(s)} = \frac{8.75(4s^2 + 0.4s + 1)}{(s/0.01 + 1)(s^2 + 0.24s + 1)} \quad (1)$$

考虑机身结构的有限元分析结果, 为正确反映来自方向舵和气流的激励作用对机身横向偏转的影响, 上述传递函数需要再加上一个修正项,

改为:

$$G(s) = \frac{r(s)}{\delta_r(s)} = \frac{8.75(4s^2 + 0.4s + 1)}{(s/0.01 + 1)(s^2 + 0.24s + 1)} \cdot \frac{1}{\left(\frac{s^2}{\omega_b^2} + 2\zeta \frac{s}{\omega_b} + 1\right)} \quad (2)$$

其中, ω_b 是横向偏转的频率(为10 rad/s), ζ 是横向偏转的阻尼系数(为0.02), 这两个参数取决于机体的材料、结构形式等。

对于偏航控制系统的设计, 该机型采用了简单的比例控制规律, 将速度陀螺仪测量的偏航速率反馈至方向舵: $\delta_r(s) = -kr(s)$, 反馈的增益为 $k=1$ 。

1.2 偏航振荡的原因分析

在引入方向舵和气流的激励因素之后, 传递函数为(2), 比(1)多了一个修正项。将两种情况进行比较, 这里考虑带简单反馈的闭环系统, 当传递函数中没有修正项时有修正项时, 闭环系统的幅频曲线如图1所示、阶跃响应曲线如图2所示。

通过图1和图2所示的对比可以发现: 当传递函数中考虑修正项时, 闭环系统的幅频曲线在 $\omega=10$ rad/s附近多了一个谐振峰, 而相应的阶跃响应也变成了较高频率的振荡曲线。因此,

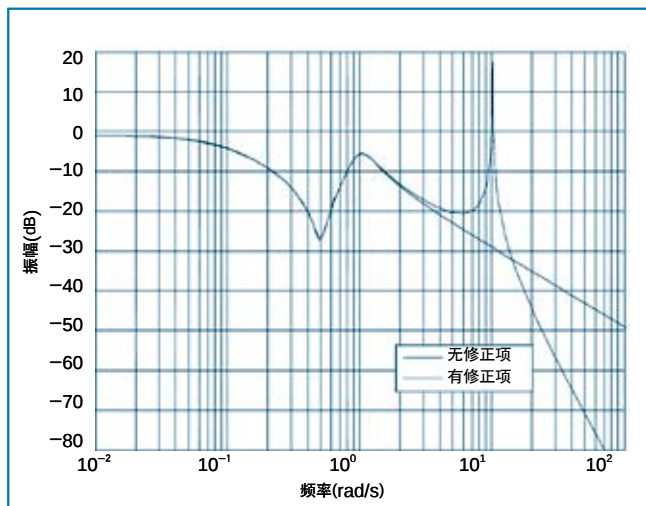


图1 闭环系统幅频曲线的对比

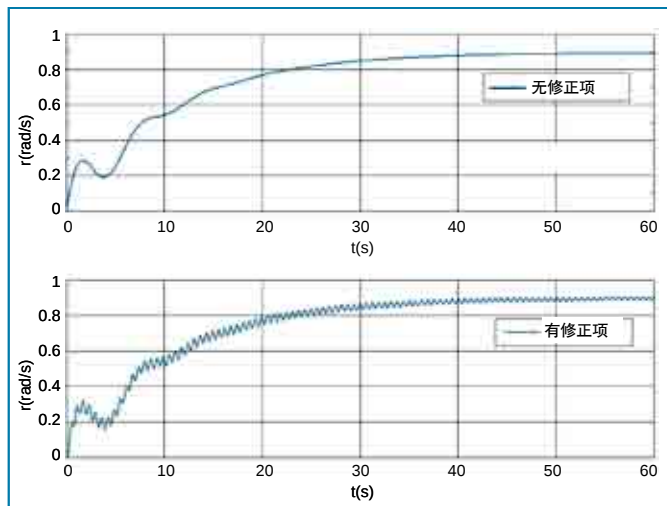


图2 闭环系统阶跃响应曲线的对比

正是 $\omega=10$ rad/s附近的这个谐振频率导致了较大幅度的振荡,而这也符合理论的预测,因为产生共振峰频率 ω 应该在结构固有频率 ω_b 的附近。

2 解决方案

为了削减振荡,考虑对偏航控制系统进行改进,选择合适的滤波器加入控制回路中,代替原有的简单的比例控制反馈。

2.1 增加低通滤波器

在反馈回路中增加一个低通滤波器 $D(s)$ ^[2],新的反馈为 $\delta_r(s)=-kD(s)r(s)$ 其中 $D(s)$ 的表达式为

$$D(s) = \frac{1}{s/\tau + 1} \quad (3)$$

这里,我们要选择合适的参数 τ ,其选取原则将基于以下两点考虑:一是要尽可能消除振荡,即闭环系统的谐振峰值 M_r 要尽可能小,这里要求 M_r 小于0dB,二是开环系统的相角裕度 PM 要有一定的限制,这里要求 $PM \geq 60^\circ$ 。根据以上两个原则,经过数值试验,可以确定 τ 的选择区间为(0.09, 5.23)。

图3显示了 PM 和 M_r 随参数 τ 的变化情况,从图中也可大致看出 τ 的选

择区间,并且可以看出:随着 τ 的增长, PM 趋于平稳而 M_r 显著增长,随着 τ 的减小, PM 显著减小而 M_r 趋于平稳,因此 τ 的取值必然在中间某个区域,而且 PM 不会超过 100° , M_r 不会小于 -1.5 dB,所以通过改变 τ 来改善控制效果的程度是有限的。

为了在这个有限的区间内选取一个相对较好的参数 τ ,可以作如下考虑:由于我们希望有尽可能大的相角裕度 PM 和尽可能小的幅值 M_r ,因此,这里以 PM/M 最大为判据,在区间(0.09, 5.23)上选取一个最优的 τ ,其值为1.70。此时,开环系统的相角裕度 $PM=94.66^\circ$,幅值裕度 $GM=28.03$ dB,闭环系统的谐振峰值 $M_r=-0.9546$ dB。

2.2 增加陷波滤波器

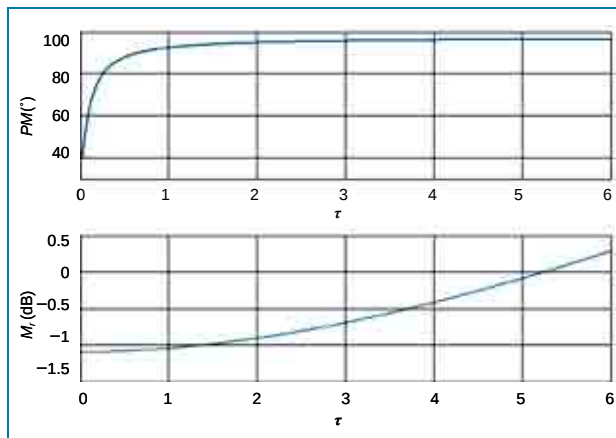
这里选取的陷波滤波器形式为

$$N(s) = \frac{s^2 + 2\xi\omega_b s + \omega_b^2}{s^2 + 2\eta\omega_b s + \omega_b^2}$$

可以选择合适的系数 ξ 、 η 来达到较好的效果,通过数值试验可以发现,比值 ξ/η

越小,陷波效果越好。图4显示了把 ξ 取为结构阻尼0.02、动态改变 η 大小时谐振峰值 M_r 的变化情况,可以看出,随着 η 增大, M_r 在迅速减小之后趋于平缓。根据工程经验, M_r 最好能小于 -10 dB,为达到这个要求,需要 $\eta > 0.07$ 。图5是 η 取不同值时闭环系统的幅频曲线,可见 $\eta=0.08$ 时 M_r 已经小于 -10 dB。

当然, η 并非越大越好,因为随着 η 的增大,响应时间也会更长,图6是 η 取不同值时闭环系统的阶跃响应曲线,可以看出,随着 η 增大,初始段的响应也越来越慢,因此,选取

图3 PM 和 M_r 随参数 τ 的变化

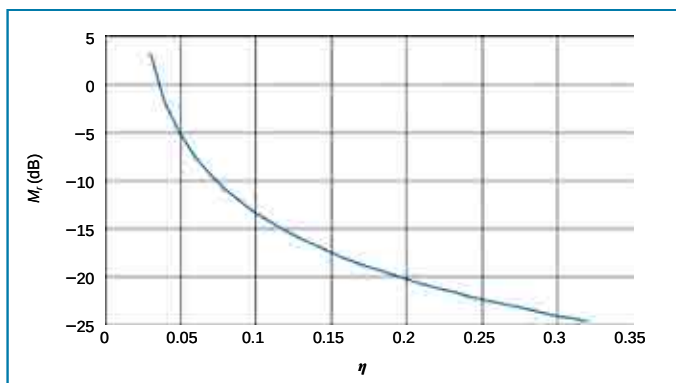
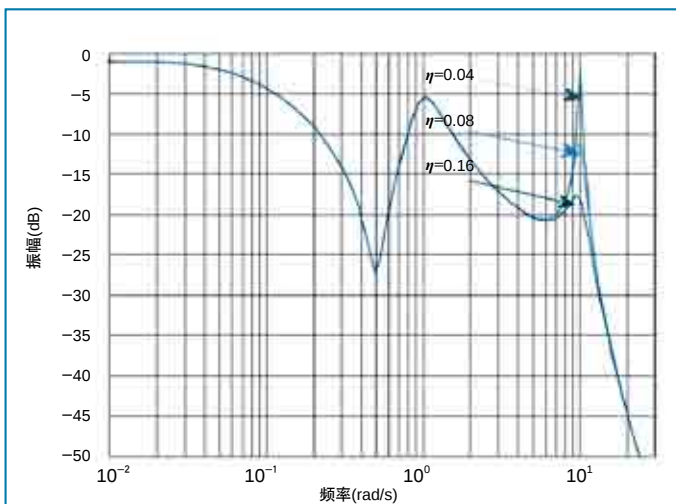
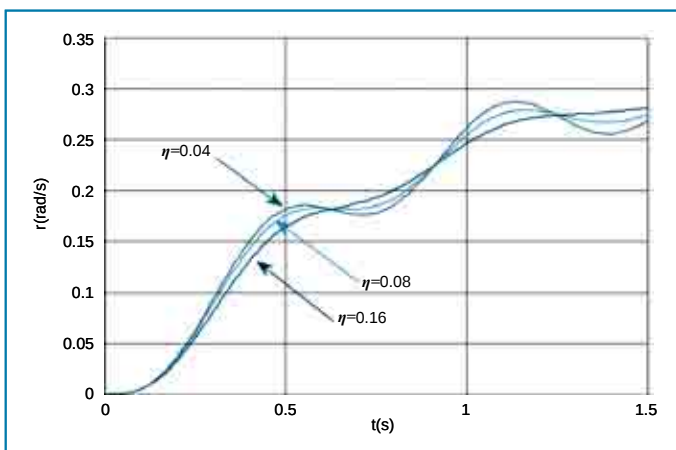
图4 M_r 随 η 的变化趋势图5 η 取不同值时系统的幅频曲线图6 η 取不同值时系统的阶跃响应曲线

表1 改进前后的主要性能指标比较

	谐振峰值 M_r (dB)	幅值裕度 GM (dB)	相角裕度 $PM(^{\circ})$	初始响应 时间 T_i (s)
改进前	17.36	1.10	97.52	0.54
方案1(低通滤波器)	-0.95	28.03	94.66	0.57
方案2(陷波滤波器)	-10.98	13.16	97.46	0.59

能够满足 $M_r < -10\text{dB}$ 但响应尽可能快的 η , 即取 $\eta=0.08$, 此时, 开环系统的相角裕度 $PM=97.46^{\circ}$, 幅值裕度 $GM=13.16\text{dB}$, 闭环系统的谐振峰值 $M_r=-10.98\text{dB}$ 。

3 方案比较与分析

把以上两种改进方案与改进之前的结果进行比较, 各主要指标见表1, 幅频曲线如图7所示, 阶跃响应曲线如图8所示。图表中“方案1”为增加 $\tau=1.70$ 低通滤波器, “方案2”为增加 $\xi=0.02$ 、 $\eta=0.08$ 的陷波滤波器。

在幅频特性方面, 从图7可以看出, 方案1、2都降低了谐振峰值, 其中以方案2的效果更为显著。结合表1来看, 方案2可以把 M_r 降到 -10dB 以下, 更能满足工程要求, 而方案1虽然比改进前也有明显改善, 但从图3可以看出, 其 M_r 无法进一步降低, 工程适用性不如方案2。因此从幅频曲线来看, 方案2 是满足要求的更好选择。

在稳定裕度方面, 由表1可以看出, 方案1、2都显著提高了幅值裕度, 其中方案1的 GM 更大, 工程经验要求 GM 最好大于 9dB , 因此方案2也是合适的; 对于 PM 而言, 两个方案和改进前并无大的差别, PM 都在 90° 以上, 可以满足要求。

在响应速度方面, 更关注起始阶段的响应快慢, 图8显示了 1.5s 之内的阶跃响应曲线, 定义该曲线上第一个极大值点所对应的时间为“初始响应时间” T_i , 从表1可以看出, 方案改进后, 控制方案变得复杂, 响应速度变慢, 因此滤波效果和响应速度是一对矛盾, 但表1显示 T_i 并没有显著的增长, 这个比较小的代价是可以接受的。

综合以上分析, 可以认为: 选择合适的陷波滤波器

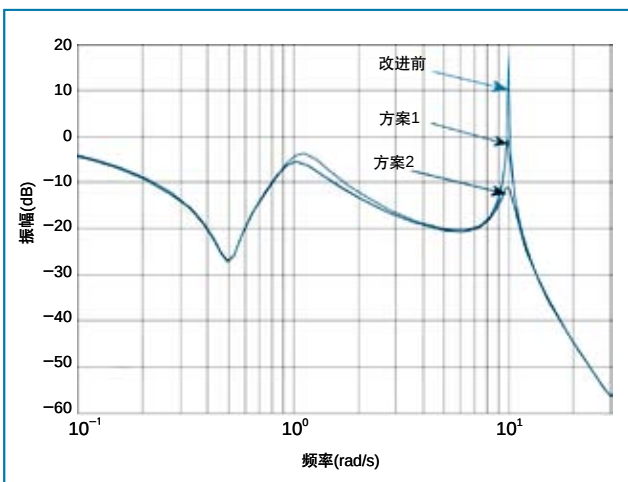


图7 改进前后系统的幅频曲线比较

发动机不可控高推力适航部分豁免方法研究

Research on Partial Exemption Application Method for Uncontrollable High Engine Thrust

戚学锋 杨铁链 / 上海飞机设计研究院动力燃油部

摘要: 介绍了发动机不可控高推力 (UHT) 问题的产生背景, 论述了申请 § 25.901(c) 条款有关不可控高推力的部分豁免的思路和方法。结合 FAA 关于不可控高推力的指导材料, 给出了有关不可控高推力的持续适航工作建议, 对于飞机申请 § 25.901 条款有关不可控高推力的部分豁免具有一定的指导意义。

关键词: 不可控高推力; 适航; 部分豁免

Keywords: uncontrollable high engine thrust(UHT); certification; partial exemption

0 引言

发动机不可控高推力故障定义为机组不能通过正常的方式(指机组手动操纵油门杆或自动油门控制)减少发动机所产生的过多的推力。

对于运输类飞机, 正常方式通过

机组直接用油门杆或者间接通过自动油门可实现对发动机推力的控制。传统的发动机控制系统中, 存在很多单个或者多个故障组合导致发动机控制系统失去其正常控制能力。其中一部分故障使得实际的发动机推力明显高于

指令值, 或者在较低油门控制命令时发动机仍保持在高推力状态。这类故障称之为发动机不可控高推力故障。

例如, 发动机燃油计量装置卡在相对高的燃油流量位置。此时, 机组丧失用油门杆或自动油门控制推力的

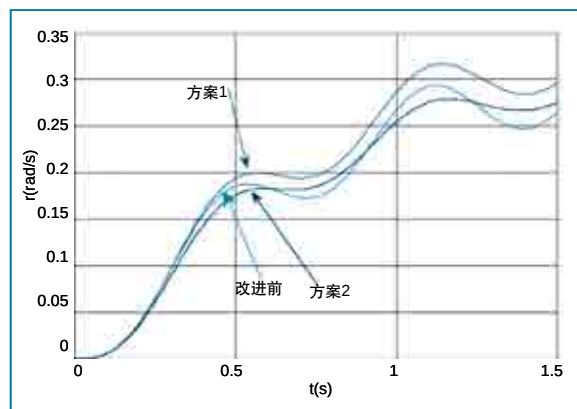


图8 改进前后系统的阶跃响应比较

可以在响应速度不明显变慢的情况下大幅度降低谐振峰值, 同时有较高的稳定裕度, 因此可以作为偏航阻尼器的一种较为理想的改进方案。

4 结论与展望

本文针对民用飞机在湍流所致的

偏航振荡时可能存在的振幅较大的问题, 探讨了民用飞机偏航阻尼器的改进设计。研究表明, 在偏航阻尼器的控制回路中增加合适的陷波滤波器能够显著抑制振荡峰值, 具有较大的稳定裕度, 并且不会明显增加响应时间, 是一个较为合适的解决方案。

偏航振荡的抑制是

民用飞机设计中的一个

重要问题, 本文对偏航阻尼器的改进设计进行了一定的尝试, 但在实际问题中需要考虑更多的因素来寻求更优化的解决方案。例如, 可以考虑改变结构阻尼和频率, 但这意味着改变材料或结构形式, 是一个影响全局的问题, 可能导致成本的增加和研制周期

的滞后; 又如, 从运动和控制角度考虑, 本文的基本假设里只考虑了方向舵偏度和偏航速率的关系, 这是一个较为简化的假设, 实际飞行中的偏航运动还受其他因素的影响, 如果增加副翼偏度等因素作为控制变量, 将有可能得到更好的结果^[2]。总之, 要削弱湍流导致的偏航振荡问题, 精细的主动控制技术是一个切实可行的研究方向, 具有较好的应用前景。

参考文献

- [1] 费玉华. 阵风减缓直接升力控制方案的仿真研究[J]. 飞行力学, 2000, 18(1).
- [2] Powell J D, Abbas E N. 动态系统的反馈控制[M]. 朱齐丹, 张丽珂, 原新, 等译. 北京: 电子工业出版社, 2004.