

飞机操纵拉杆自振频率工程 估算问题

Natural Frequency Engineering Estimation Issue for Aircraft Control Bar

曹春泉 余慧玲 / Cao Chunquan Yu Huiling

(中航通飞研究院有限公司, 珠海 519040)

(China Aviation Industry General Aircraft Institute Co., Ltd., Zhuhai 519040, China)

摘要:

国内目前使用的航空设计参考资料中对于操纵系统拉杆自振频率的工程估算公式,大多形式上接近但各参数的量纲单位却不一致,估算得到的结果差别较大;对于操纵拉杆与飞机发动机转速达到共振的描述也不合适。从机械振动原理推导证明使用公制量纲参数的拉杆自振频率计算的工程公式,并用 Nastran 软件分析非等截面拉杆的自振频率。

关键词: 飞机; 拉杆; 自振频率; 共振

中图分类号: V227

文献标识码: A

[Abstract] The engineering formulas recommended by the Chinese aviation reference materials used for estimating the natural frequency of a bar in the aircraft control system designing are similar in form. However, due to the difference in the dimensional units of the quoted parameters in each formula, the estimated results of the natural frequency of a bar are obviously distinct from each other. Based on the estimated results, the description about how the bar in the control system resonates with the engine speed is not appropriate for the aircraft design in my viewpoint. Based on the mechanical vibration theory, this paper has derived the engineering formula for computing the natural frequency of a bar using the metric dimension parameters. What's more, this paper has analyzed the natural frequency of a non-uniform cross section bar by the method of Nastran software.

[Key words] Aircraft; Bar; Natural Frequency; Resonance

0 引言

在设计飞机的硬式操纵系统时,除要求考虑拉杆的强度余量、刚度变形外,还要求考虑拉杆的自振频率,以避免拉杆与发动机产生共振。

操纵系统设计时,通常使用工程算法来计算拉杆自振频率。在研制某轻型水陆两栖飞机和某大型水陆两栖飞机时,发现多本设计手册及航空标准中给定的公式和相关的共振频率的算法和说明都不一致,计算出的结果也千差万别。本文从实际工作出发,说明国内现有设计参考资料,包括一些航空标准在估算拉杆自振频率中存在的问题;参考机械振动原理说明采用公制单位的拉杆自振频率估

算公式,并给出避免拉杆与发动机共振的设计要求。

1 设计手册中工程算法存在的问题

国内相关的参考资料,如航空工业出版社出版的《飞机设计手册》第12册《飞行控制系统和液压系统设计》^[1],徐鑫福编著的《飞机飞行操纵系统》^[2]等都是直接引用了公式(1);据了解,拉杆自振频率的工程算法可能来自苏联,但各设计手册在引用时还存在差别。

$$f = \frac{94.2}{l^2} \sqrt{\frac{EI}{m}} \quad (1)$$

式中: EI 为拉杆的弯曲刚度, $N \cdot cm^2$ 。其中 E 是弹性模量, I 是杆的横剖面的惯性矩;

m 为拉杆的单位长度质量, kg/cm;

l 为拉杆的(有效)长度, cm。有效长度指的是拉杆两端铰接点中心间的距离, 即两端轴承间的距离。

第 12 册中注明公式计算结果的单位是 Hz, 而在《飞机飞行操纵系统》中则是 1/min。

《飞机设计手册》第 9 册《载荷、强度和刚度》^[3] 第 44 章典型结构的振动计算, 其双铰支梁的计算公式是:

$$f = \frac{60\pi^2}{2 \times \pi \times l^2} \sqrt{\frac{g \times E \times I}{\rho \times A}} \quad (2)$$

胡海岩主编《机械振动基础》^[4] 中论述弹性梁的弯曲振动, 简支梁的固有圆频率是 $w_n = \frac{(n\pi)^2}{l^2}$

$\sqrt{\frac{EI}{\rho \times A}}$, $n=1, 2, 3, \dots$, 折算到以 1/min 为单位的固有频率就是:

$$f = \frac{60 \times (n\pi)^2}{2 \times \pi \times l^2} \sqrt{\frac{E \times I}{\rho \times A}} = 30\pi \times \frac{n^2}{l^2} \sqrt{\frac{E \times I}{\rho \times A}} \quad (3)$$

(2) 式和(3)式中:

E 是弹性模量, I 是杆的横剖面的惯性矩, 单位分别是 Pa 和 m^4 ;

ρ 是材料的密度, 单位是 kg/m^3 ;

A 是拉杆截面的面积, 单位是 m^2 ;

l 是拉杆的有效长度, 单位是 m。

HB/Z 287《飞机操纵系统强度、刚度设计指南》^[5] 中提供的估算公式为:

$$f = 94.2 \sqrt{\frac{EI}{m/l^2}} \quad (4)$$

(4) 式中: 频率 f 的单位是 Hz; l 是拉杆的有效长度, 单位是 mm; E 是弹性模量, 单位是 MPa; I 是拉杆剖面惯性矩, 单位是 mm^4 ; m 是拉杆的单位长度质量, kg/mm。

2 算法总结和验证

以某常规尺寸的拉杆来验证以上公式。

直径 30mm×28mm 的 2A-12 铝管, 长度 1m, 其弹性模量 E 是 70 560MPa, $I = \pi \times \frac{D^4 - d^4}{64} = 9.5889 \times 10^{-9} m^4$, 故 EI 为 $676.6 N \cdot m^2$; m 为 0.246kg/m。

折算为式(1)所需单位为 $EI = 676.6 \times 10^4 N \cdot cm^2$, m 为 $2.46 \times 10^{-3} kg/cm$, 计算结果为 494.3/min。

式(2)的计算结果是 15 473/min;

式(3)的计算结果是 4 942.8n/min, 其中 $n=1, 2, 3, \dots$

式(4)的计算结果是 $1.56 \times 10^{11} Hz$ 。

对比以上各式的计算结果, 四值都不相等且相差很大; 若计入单位的不同, 将是五种计算结果, 这为实际工作带来较大困扰。为此以各量的单位为准来化解公式的值。

式(1), $EI/m = N \cdot cm^2 / (kg/cm)$, 其中 $N = kg \cdot m/s^2$, 要划归为统一单位应该是 $EI/m = 100 cm^4/s^2$; l 单位是 cm, 这样公式(1)折算的结果应该是

$$f = \frac{94.2}{l^2} \sqrt{\frac{EI}{m}} = \frac{94.2}{cm^2} \sqrt{100 cm^4/s^2} \times s/min \quad (5)$$

亦即要按式(1)使用各量纲单位, 应该是 $f = \frac{942}{l^2} \sqrt{\frac{EI}{m}}$, 这样拉杆的计算频率值与式(3)中的结果是一致的。

即得出式(1)的问题, 原著中的公式少了 10 倍的值, 导致工程设计人员不能直接拿归化单位的数值直接计算, 必须归化“N”这个单位才能计算出正确的结果。同样可发现式 2 中出现的 g 是不应该存在的, 其存在导致各值单位不能归化到 1/min 的单位。因此正确的拉杆的自振频率应该以式(3)计算得出; 而《飞机设计手册》第 12 册中使用的 Hz 单位也是不正确的。式 4 明显不对, 其拉杆长度用于根式中, 其余均在根式外。

3 共振条件的修正

在《飞机设计手册》第 12 册中提到拉杆不会被发动机引起共振的条件是“拉杆自振频率与发动机转速及转速的整数倍相差 300 ~ 400Hz 以上”, 《飞机飞行操纵系统》提到“拉杆自振频率与发动机转速及转速的整数倍相差 300 ~ 400/min 以上”。拉杆的自振频率有多阶, 如式(3)所示, 而发动机的转速只是一个范围, 如国产 WJ6 涡轮螺旋桨发动机, 其转速是 10 400r/min ~ 12 300r/min。因此不应该是与发动机转速的整数倍相差 300 ~ 400/min, 而应该是拉杆自振频率的 1、4、9 等倍数与发动机的转速相差 300 ~ 400/min。

一般拉杆的一阶振动幅度比较大, 考虑到二阶就比较多了, 三阶以上都是可以不用考虑的; 而发动机的转速是不同的, 如普惠公司生产的活塞发动机, 其带动螺旋桨的转速是 2 575r/min。对使用 10 000r/min WJ6 发动机的飞机与使用 2 575r/min

发动机的飞机运用“频率与转速差 300 ~ 400/min”这同一条判据明显是不适宜的,为此应考虑共振区的概念。

在欠阻尼系统中,半功率点对应的输入频率是 $(\sqrt{1+\varepsilon^2}-\varepsilon \sim \sqrt{1+\varepsilon^2}+\varepsilon) \times w_n$, 阻尼 ε 越大共振区越长,但位移振幅和速度振幅越小;振幅达到极大值的频率是 $w_n \sqrt{1-2\varepsilon^2}$, 加速度共振的频率是 $w_n / \sqrt{1-2\varepsilon^2}$, 只有系统阻尼小于 0.577 4 时,位移共振和加速度共振才会出现在速度共振区内。过阻尼时,系统的振动影响较小,因此共振区就最大考虑阻尼比为 0 ~ 0.577 4 时的范围,此时频率比是 0.577 3 ~ 1.732 1。发动机的转速与拉杆的自振频

率比应尽量避免这个范围。

4 非等截面拉杆的频率设计

飞机上的拉杆,为了统一使用某直径的拉杆接头,会将拉杆在端头位置进行收口操作。如将 32mm×29.6mm 的圆管,在端头收缩到 22mm×19.6mm,并在端头加装杆端轴承,这样在拉杆的端头会形成部分质量集中。为此以某轻型水陆两栖飞机升降舵操纵系统的拉杆为原型,进行理论计算和模态分析计算,以分析质量的局部集中是否会对自振频率产生明显影响。

拉杆的圆管部分如图 1 所示。

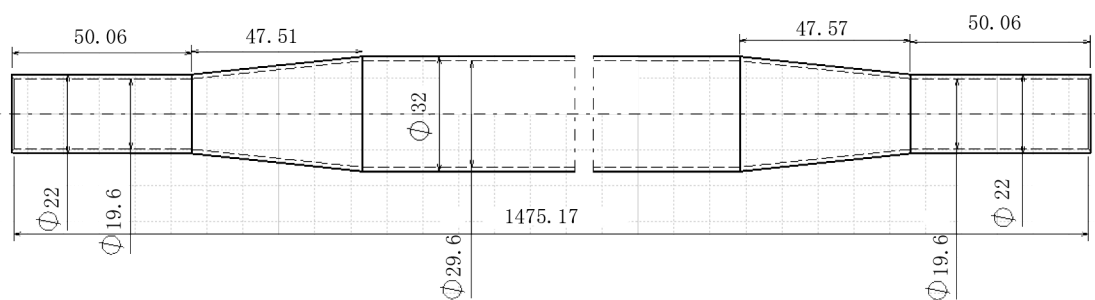


图 1 某型飞机中使用的拉杆

从图中可以发现,收缩段相对于拉杆的总长是很小的,而且因为收缩过程中圆管的质量没有损失,按总质量除总长的方法得到拉杆的单位质量,得到拉杆的计算频率是一阶 2 396.4/min,二阶是 9 585.6/min;模态分析结果得到一阶 2 410.1/min,二阶是 9 605.4/min;两者结果接近。因此从工程计算的角度可以将收缩拉杆按等直杆进行频率估计计算。

5 结论

通过以上分析,确定应该使用式 $f = \frac{60 \times (\pi n)^2}{2 \times \pi \times l^2}$

$\sqrt{\frac{E \times I}{\rho \times A}} = 30 \pi \times \frac{n^2}{l^2} \sqrt{\frac{E \times I}{\rho \times A}}$ 对操纵系统拉杆自振频率进行工程估算;式中各量采用公制标准单位,得到的频率单位是 1/min,与发动机转速的一般单位 r/min 相同,易于工程人员使用,也符合国内工程设计人员的一般习惯。

针对一般参考资料中提到的“拉杆自振频率与发动机转速及转速的整数倍相差 300 ~ 400Hz 以

上”,进行判据修正,即“拉杆自振频率的一阶振型的 0.577 3 ~ 1.732 1 倍应不包括发动机的定常转速范围;二阶振型的 0.577 3 ~ 1.732 1 倍应尽量不包含发动机的定常转速范围”。收缩拉杆可以使用总质量除以总长度得到等效直管进行频率计算,其局部质量集中影响拉杆的自振频率不明显。

参考文献:

- [1] 王永熙. 飞机设计手册第 12 册:飞行控制系统和液压系统设计[M]. 北京:航空工业出版社,2003(12):44.
- [2] 徐鑫福,冯亚昌. 飞机飞行操纵系统[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,1988:297.
- [3] 解思适. 飞机设计手册第 9 册:载荷、强度和刚度[M]. 北京:航空工业出版社,2001:1040.
- [4] 胡海岩. 机械振动基础[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2006:104.
- [5] 唐黎清. HB/Z287-1996 飞机操纵系统强度、刚度设计指南[S]. 1996.