



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 103303492 A

(43) 申请公布日 2013. 09. 18

(21) 申请号 201210060779. 7

(22) 申请日 2012. 03. 09

(71) 申请人 陕西飞机工业(集团)有限公司
地址 723213 陕西省汉中市陕西汉中 34 号
信箱

(72) 发明人 朱永岗 何松青 袁志敏 史振良
何志国 骆李平 崔海东 宋娟妮
石强军 李晓茹 吕明 王卫东
朱磊 宁博 车意彬 陈丰华
张中 刘磊 徐鸿洋

(74) 专利代理机构 中国航空专利中心 11008
代理人 杜永保

(51) Int. Cl.
B64F 5/00(2006. 01)

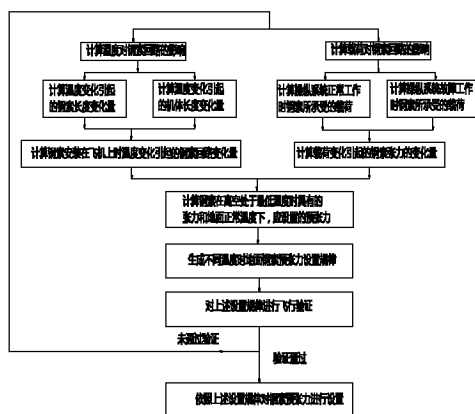
权利要求书2页 说明书5页 附图2页

(54) 发明名称

一种飞机软式操纵系统钢索预张力设计方法

(57) 摘要

本说明涉及一种飞机软式操纵系统,特别是涉及一种飞机软式操纵系统钢索预张力设计方法,包括:计算温度对机体回路的影响(1)、计算钢索安装在飞机上时温度变化引起的钢索回路变化量(2)、计算钢索在最低和正常温度时应设置的预张力(3)、生成不同温度时地面钢索预张力设置曲线(4)、生成不同温度时地面钢索预张力设置曲线(5)、依照上述设置规律对钢索预张力进行设置(6)、对上述设置规律进行飞行验证(7);与现有技术相比,本实用新型的有益效果是克服了软式系统工作时钢索预张力要么过小,系统工作时出现空行程和操纵滞后,要么过大使系统摩擦力增大,影响飞机的操纵性和钢索寿命,填补了国内中型飞机软式操纵系统钢索预张力设计的空白。



1. 一种飞机软式操纵系统钢索预张力设计方法,其特征是,本方法包括以下步骤:

第一步,计算温度对机体长度的影响,包括:

1) 计算温度变化引起的机体长度变化量: $\Delta L_1 = \alpha_1 \cdot L_1 \cdot \Delta T$

式中:

L_1 ——机体长度,单位为 mm;

α_1 ——机体膨胀系数,单位为 $1/^\circ\text{C}$;

ΔL_1 ——机体变化量,单位为 mm;

ΔT ——温度变化量,单位为 $^\circ\text{C}$;

2) 计算温度变化引起的钢索回路长度变化量: $\Delta L_2 = \alpha_2 \cdot L_2 \cdot \Delta T$

式中:

ΔL_2 ——钢索变化量,单位为 mm;

L_2 ——钢索长度,单位为 mm;

α_2 ——钢索膨胀系数,单位为 $1/^\circ\text{C}$;

计算载荷对钢索回路的影响,包括:

1) 计算操纵系统故障工作时钢索所承受的载荷:

$$F_1 = M \times \frac{\pi}{180 \cdot S} \times \delta$$

式中:

F_1 ——操纵系统故障工作时所承受的载荷,单位为 kg;

S ——钢索行程,即系统工作时钢索的位移量,单位为 m;

M ——操纵舵面铰链力矩,单位为 $\text{kg} \cdot \text{m}$;

δ ——操纵面偏度,单位为 $^\circ$;

2) 计算操纵系统正常工作时钢索所承受的载荷:

$$F_2 = F_1 \cdot K$$

式中:

F_2 ——钢索正常时钢索所承受的载荷,单位为 kg;

K ——助力器回力比,根据飞机操纵力要求而定;

第二步,计算钢索安装在飞机上时温度变化引起的钢索回路变化量:

$$\Delta L = \Delta L_1 - \Delta L_2$$

式中:

ΔL ——钢索安装在飞机上时温度变化引起的钢索回路变化量计算载荷变化引起的钢索张力的变化量:

$$\Delta P = \frac{E \cdot A \cdot \Delta L}{L_1}$$

式中:

ΔP ——钢索张力变化增量,单位为 N;

E ——钢索弹性模量,单位为 MPa;

A ——钢索截面积,单位为 mm^2 ;

第三步,计算钢索在高空处于最低温度($t_{\text{空}}$)时应具有的张力:

$$P_1 = F_2/2$$

式中

P_1 ——最低温度时钢索应具有张力,单位为 kg;

为满足上述最低温度 ($t_{空}$) 时应具有的张力,在地面正常温度 ($t_{地}$) 下,钢索应设置的预张力应为:

$$P_2 - \Delta P \geq P_1, \text{即 } P_2 - \Delta P \geq \frac{F_2}{2}$$

式中

P_2 ——正常温度下钢索应设置预张力,单位为 kg;

第四步,将 ΔP 带入上式,即:

$$P_2 \geq \frac{M \cdot \frac{\pi}{180} \cdot \delta \cdot K}{2} + \frac{E \cdot A \cdot (a_1 l_1 - a_2 l_2)}{L_1} (t_{地} - t_{空})$$

即钢索最小预张力 P_{2min} :

$$P_{2min} = \frac{M \cdot \frac{\pi}{180} \cdot \delta \cdot K}{2} + \frac{E \cdot A \cdot (a_1 l_1 - a_2 l_2)}{L_1} (t_{地} - t_{空})$$

对于某型飞机它所能飞到的最高高度,即最低温度 $t_{空}$ 是一个固定值,因此上述的 P_{2min} 应为相对于 $t_{地}$ 的函数关系为一条直线;

第五步,实际飞行中,根据不同的 $t_{空}$ 及 $t_{地}$,对上述最小预张力设置直线进行飞行验证,如果验证通过则进入第六步;如果未通过则回到第一步;

第六步,依照上述钢索预张力校准直线图对钢索预张力进行设置。

一种飞机软式操纵系统钢索预张力设计方法

一、技术领域

[0001] 本发明涉及飞机飞行控制技术领域,特别是涉及一种软式操纵系统钢索预张力设计方法。

二、背景技术

[0002] 软式操纵与硬式操纵同为飞机飞行操纵系统中主要的机械传动方式,通常在操纵线路较长和加装助力器系统中采用软式操纵较为有利,其原因是飞机结构弹性变形会造成硬式操纵中的助力器输入端刚性杆系位移变化,导致助力器滑阀往复运动易使驾驶杆及舵面发生自激振动,而软式操纵具有弹性补偿作用,能消除飞机结构弹性变形引起的助力器滑阀忽开忽关现象。一般大型飞机操纵系统多数采用软式操纵。

[0003] 然而随着飞机飞行包线的逐渐扩大,飞机承受的气动载荷和温差越来越大,钢索操纵线系变形也显著增大,出现操纵滞后和空行程,反映出飞机操纵不灵敏,其原因是钢索张力变化影响所致,为此钢索预张力的设计直接影响到飞机操纵性能。

[0004] 之前国内中型运输机软式操纵系统钢索预张力值来自国外文献资料,与国内使用环境适应性及匹配性不好,导致钢索预张力要么过小,系统工作时出现空行程和操纵滞后,要么过大使系统摩擦力增大,影响飞机的操纵性和钢索寿命。

[0005] 本发明通过对钢索预张力随温度变化规律理论计算,经飞行验证综合,形成地面钢索预张力校准图,填补了国内中型飞机软式操纵系统钢索预张力设计的空白,提高了飞机的操纵性,延长了钢索使用寿命。

三、发明内容

[0006] (一)发明目的

[0007] 本发明克服了之前钢索预张力与使用环境适应性及匹配性不好的问题,解决了软式系统工作时出现空行程和操纵滞后或使系统摩擦力增大,影响飞机的操纵性和钢索寿命等问题。

[0008] (二)发明内容

[0009] 飞机机体结构材料为铝,钢索材料为碳素钢,两者线膨胀系数不同,温度变化时,它们的伸缩程度不同,导致钢索张力发生变化。考虑到温度变化和机体变形对钢索预张力影响,计算出钢索回路随温度变化增量和钢索张力随温度变化增量,同时考虑钢索工作能力因素计算钢索承受的最大工作载荷。

[0010] 综合上述计算和《国军标有人驾驶飞机飞行控制系统通用规范背景材料及使用指南》中第 3.2.3.24.10 条款要求,计算出最低温度时($t_{空}$)钢索预张力和正常温度时($t_{地}$)钢索预张力,依据上述两点生成钢索预张力校准初图,经飞行验证综合后,获得钢索预张力校准图。钢索预张力设计流程框图 1 所示。

[0011] 一种飞机软式操纵系统钢索预张力设计方法,本方法包括以下步骤:

[0012] 第一步,计算温度对机体长度的影响,包括:

[0013] 1) 计算温度变化引起的机体长度变化量： $\Delta L_1 = \alpha_1 \cdot L_1 \cdot \Delta T$ 式中：

[0014] L_1 ——机体长度，单位为 mm；

[0015] α_1 ——机体膨胀系数，单位为 $1/^\circ\text{C}$ ；

[0016] ΔL_1 ——机体变化量，单位为 mm；

[0017] ΔT ——温度变化量，单位为 $^\circ\text{C}$ 。

[0018] 2) 计算温度变化引起的钢索回路长度变化量： $\Delta L_2 = \alpha_2 \cdot L_2 \cdot \Delta T$

[0019] 式中：

[0020] ΔL_2 ——钢索变化量，单位为 mm；

[0021] L_2 ——钢索长度，单位为 mm；

[0022] α_2 ——钢索膨胀系数，单位为 $1/^\circ\text{C}$ 。

[0023] 计算载荷对钢索回路的影响，包括：

[0024] 1) 计算操纵系统故障工作时钢索所承受的载荷：

$$[0025] F_1 = M \times \frac{\pi}{180 \cdot S} \times \delta$$

[0026] 式中：

[0027] F_1 ——操纵系统故障工作时所承受的载荷，单位为 kg；

[0028] S ——钢索行程，即系统工作时钢索的位移量，单位为 m；

[0029] M ——操纵舵面铰链力矩，单位为 $\text{kg} \cdot \text{m}$ ；

[0030] δ ——操纵面偏度，单位为 $^\circ$ 。

[0031] 2) 计算操纵系统正常工作时钢索所承受的载荷：

$$[0032] F_2 = F_1 \cdot K$$

[0033] 式中：

[0034] F_2 ——钢索正常时钢索所承受的载荷，单位为 kg；

[0035] K ——助力器回力比，根据飞机操纵力要求而定。

[0036] 第二步，计算钢索安装在飞机上时温度变化引起的钢索回路变化量：

$$[0037] \Delta L = \Delta L_1 - \Delta L_2$$

[0038] 式中：

[0039] ΔL ——钢索安装在飞机上时温度变化引起的钢索回路变化量计算载荷变化引起的钢索张力的变化量：

$$[0040] \Delta P = \frac{E \cdot A \cdot \Delta L}{L_1}$$

[0041] 式中：

[0042] ΔP ——钢索张力变化增量，单位为 N；

[0043] E ——钢索弹性模量，单位为 MPa；

[0044] A ——钢索截面积，单位为 mm^2 。

[0045] 第三步，计算钢索在高空处于最低温度 ($t_{\text{空}}$) 时应具有的张力：

$$[0046] P_1 = F_2/2$$

[0047] 式中

[0048] P_1 ——最低温度时钢索应具有的张力，单位为 kg；

[0049] 为满足上述最低温度 ($t_{\text{空}}$) 时应具有的张力，在地面正常温度 ($t_{\text{地}}$) 下，钢索应设

置的预张力应为：

$$[0050] \quad P_2 - \Delta P \geq P_1, \text{ 即 } P_2 - \Delta P \geq \frac{F_2}{2}$$

[0051] 式中

[0052] P_2 ——正常温度下钢索应设置预张力,单位为 kg。

[0053] 第四步,将 ΔP 带入上式,即：

[0054]

$$P_2 \geq \frac{M \cdot \frac{\pi}{180} \cdot S \cdot \delta \cdot K}{2} + \frac{E \cdot A \cdot (a_1 l_1 - a_2 l_2)}{L_1} (t_{\text{地}} - t_{\text{空}})$$

[0055] 即钢索最小预张力 $P_{2\min}$ ：

[0056]

$$P_{2\min} = \frac{M \cdot \frac{\pi}{180} \cdot S \cdot \delta \cdot K}{2} + \frac{E \cdot A \cdot (a_1 l_1 - a_2 l_2)}{L_1} (t_{\text{地}} - t_{\text{空}})$$

[0057] 对于某型飞机它所能飞到的最高高度,即最低温度 $t_{\text{空}}$ 是一个固定值,因此上述的 $P_{2\min}$ 应为相对于 $t_{\text{地}}$ 的函数关系为一条直线；

[0058] 第五步,实际飞行中,根据不同的 $t_{\text{空}}$ 及 $t_{\text{地}}$,对上述最小预张力设置直线进行飞行验证,如果验证通过则进入第六步；如果未通过则回到第一步；

[0059] 第六步,依照上述钢索预张力校准直线图对钢索预张力进行设置。

[0060] (三) 有益效果

[0061] 与现有技术相比,本发明的有益效果是通过对钢索预张力随温度变化规律的理论计算,经飞行验证综合,形成钢索预张力校准图,按此图进行校准的钢索回路在整个飞行包线内钢索线系依旧具有满足系统使用要求的张力,提高了飞机的操纵性和钢索寿命。为后续大中型飞机软式操纵系统钢索预张力设计,提供了可借鉴经验和方法。

四、附图说明

[0062] 附图 1 为本发明的流程图；

[0063] 附图 2 为钢索变形示意图；

[0064] 附图 3 为钢索预张力校准图。

五、具体实施方式

[0065] 下面结合附图,以某型飞机为例对本发明做进一步说明。

[0066] 某型飞机舵面上最大气动铰链力矩为 $30\text{kg} \cdot \text{m}$,钢索回路最大行程为 $\pm 80\text{mm}$,舵偏角为 $\pm 24^\circ$,助力器回力比为 0.4,系统摩擦力小于 6.5kg。

[0067] 地面时环境温度为 20°C ,飞机巡航高度 8000m 时,环境温度为 -32°C 。

[0068] (一) 计算温度对机体回路的影响

[0069] 1) 机体变化量

$$[0070] \quad \Delta L_1 = \alpha_1 \cdot L_1 \cdot \Delta T$$

$$[0071] \quad = 22.78 \times 10^{-6} \times 24800 \times [20 - (-32)]$$

$$[0072] \quad = 29.377\text{mm}$$

[0073] 2) 钢索变化量

$$[0074] \quad \Delta L_2 = \alpha_2 \cdot L_2 \cdot \Delta T$$

$$[0075] \quad = 11.5 \times 10^{-6} \times 24800 \times [20 - (-32)]$$

$$[0076] \quad = 148\text{mm}$$

[0077] 计算载荷对钢索回路的影响

[0078] 1) 操纵系统故障工作时钢索所承受的载荷

$$[0079] \quad F_1 = M \times \frac{\pi}{180 \cdot S} \times \delta$$

$$[0080] \quad = 30 \times \frac{\pi}{180 \times 0.08} \times 24$$

$$[0081] \quad = 157 \text{ kg}$$

[0082] 2) 操纵系统正常工作时钢索所承受的载荷

$$[0083] \quad F_2 = F \cdot K = 157 \times 0.4 = 62.8\text{kg}, K \text{ 取 } 0.4。$$

[0084] (二) 计算钢索安装在飞机上时温度变化引起的钢索回路变化量

[0085] 作为一个钢索回路始末的滑轮、鼓轮或扇形轮安装在机体上随机体的伸缩而产生相对位移,与钢索的伸缩变形量不一致而导致钢索回路增量 ΔL , 见图 2。

$$[0086] \quad \Delta L = \alpha_1 \cdot L_1 \cdot \Delta T - \alpha_2 \cdot L_2 \cdot \Delta T$$

$$[0087] \quad = 29.377 - 14.8$$

$$[0088] \quad \approx 14.5\text{mm}$$

[0089] 由于某型飞机钢索外面采取加装铝套管并收压措施后在同等载荷下经试验表明钢索变形量减小约 35% - 40%。

$$[0090] \quad \Delta L = 14.5 - 14.5 \times 35\% = 9.42\text{mm}$$

[0091] 计算载荷变化引起的钢索张力的变化量

$$[0092] \quad \Delta P = \frac{E \cdot A \cdot \Delta L}{L}$$

$$[0093] \quad \Delta P = \frac{140 \times 10^3 \times 6.02 \times 9.42}{24800} = 320.13\text{N} = 32.6 \text{ Kg}$$

[0094] (三) 计算钢索在高空处于最低温度 ($t_{空}$) 时应具有的张力以及为满足该最低温度 ($t_{空}$) 时应具有的张力,在地面正常温度 ($t_{地}$) 下,钢索应设置的预张力;

[0095] 根据《国军标有人驾驶飞机飞行控制系统通用规范背景材料及使用指南》中第 3.2.3.24.10 条款“闭合钢索装置要调整到预定载荷状态,此载荷应大于最大正常工作载荷的二分之一”。即:

[0096] 1) 最低温度 (-32°C) 时钢索应具有的张力

$$[0097] \quad P_1 = F_2/2$$

$$[0098] \quad = 62.8/2 = 31.4\text{kg}$$

[0099] 2) 为满足该最低温度 (-32°C) 时应具有的张力,如在地面正常温度 (20°C) 下,钢索应设置的预张力

$$[0100] \quad P_2 \geq P_1 + \Delta P$$

$$[0101] \quad \geq 31.4 + 32.6$$

[0102] $\geq 64\text{kg}$

[0103] 即 $P_{2\min}$ 为 64kg

[0104] (四) 飞行验证综合

[0105] 以上计算是假定其所处的环境与大气环境一致,但实际上,飞机结构是外表面在大气中,而内表面又处于机身内部空调工作区内,机体结构随温度的实际变形应小于以上理论计算值,同时由于结构形式的复杂性只考虑了纵向变形而没有考虑横向变形对纵向变形的制约,所以按计算绘制出的钢索预张力调整曲线初图,需通过飞行验证综合。

[0106] 按图 3 对某型飞机某通道钢索预张力在地面进行调整并通过测试系统对飞机在高空时钢索张力随温度变化关系进行测试。测试结果表明高空 $8000\text{m}(-32^{\circ}\text{C})$ 时,钢索剩余张力为 31.6kg ,见图 4。满足 GJB 2191-1994 第 3.2.3.2.4.10 条款规定“在所有工作条件下,包括机体变形,以及在整个设计使用温度内,钢索和机体存在不同伸、缩情况下,在闭回路钢索装置的操纵和回路线中,钢索安装调装载荷应保证钢索确实具有张力”要求。并通过某型两架飞机高温、高寒及 1000 小时以上的试飞验证,操纵系统没有发生过操纵延迟故障,能够满足飞行品质需要,为此表明:某型机钢索预张力设计方法有效。

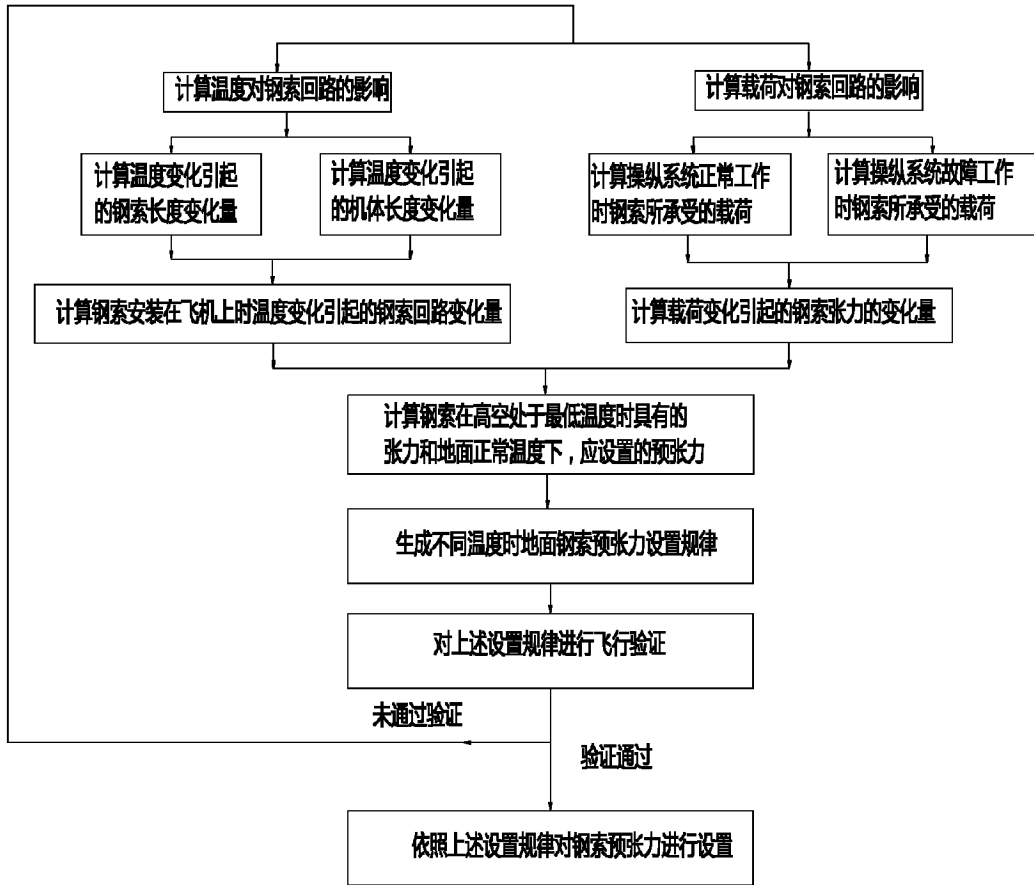


图 1

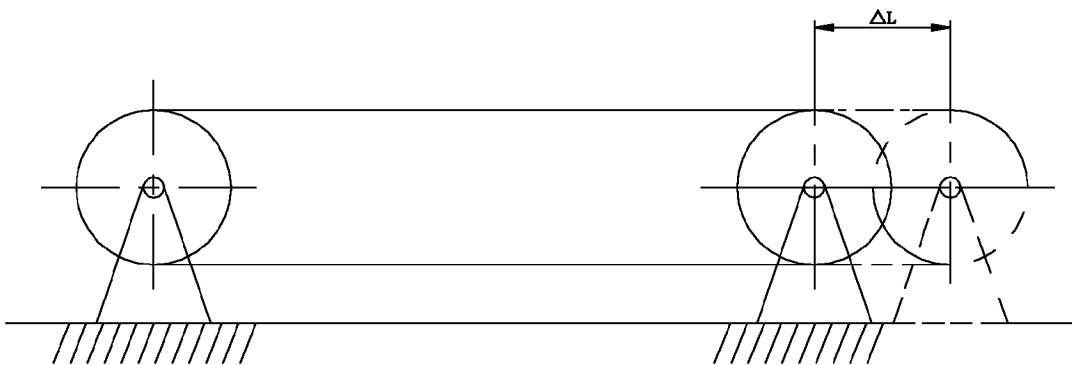


图 2

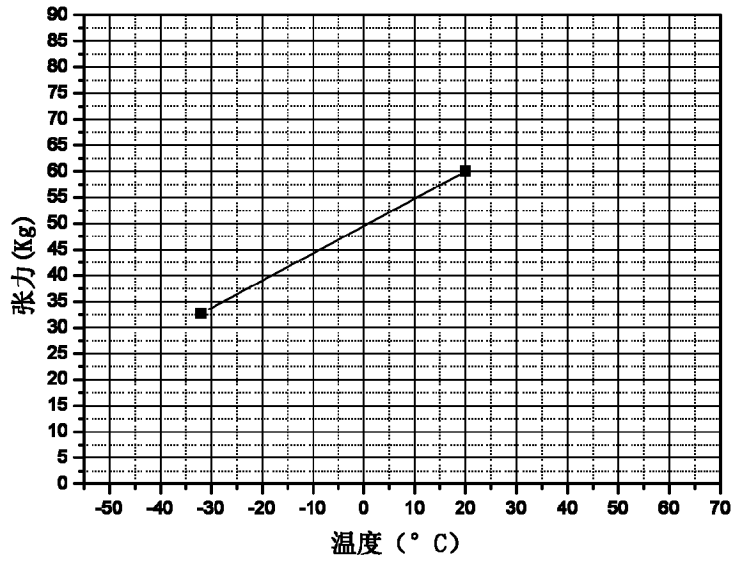


图 3