

卡箍对飞机液压管道动态应力的影响分析

王晶¹, 陈果¹, 郑其辉², 罗云², 侯民利², 蒲柳²

(1. 南京航空航天大学 民航学院, 江苏 南京 210016; 2. 成都飞机工业(集团)有限责任公司 四川 成都 610092)

摘要:以某型飞机液压管道为研究对象,使用六面体实体单元对管道进行有限元建模,并结合真实的发动机舱载荷曲线、飞机导管极限工作压力脉冲和管道压力脉动,计算了管道的动力响应;研究了卡箍对管道动态应力的影响,并与国军标《GJB 3054-97 飞机液压管路系统设计、安装要求》提出的施加卡箍的原则进行了对比,结果达到了较好的一致性;在国军标的基础上,提出了管道中的弯管卡箍配置原则。所得研究结果为管道振动抑制技术中卡箍优化配置提供了依据。

关键词:飞机液压管道;卡箍;基础激励;冲击压力;压力脉动

中图分类号: O242.21 文献标识码: A 文章编号: 1671-654X(2014)01-0064-04

Effect of Clamp on Aircraft Hydraulic Pipeline Dynamic Stress

WANG Jing¹, CHEN Guo¹, ZHENG Qi-hui², LUO Yun², HOU Min-li², PU Liu²

(1. College of Civil Aviation, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Chengdu Aircraft Industrial (Group) Co., Ltd, Chengdu 610092, China)

Abstract: The actual aircraft hydraulic pipes are illustrated as the object of study, the finite element mode of pipes are established by the means of hexahedron solid element, and calculating the pipes dynamic responses through true engine cabin load, aircraft pipes limit work pressure pulse and pipes pressure fluctuation. And then the effect of clamp on aircraft hydraulic pipeline dynamic stress is studied. It achieves better consistency through comparing the calculation results and the clamp applying principle that put forward by 《GJB 3054-97 aircraft hydraulic system design, installation requirements》. What's more, this paper put forward clamp configuration principle about bend pipe, the studying results can provide basis for clamp optimization configuration in pipelines vibration inhibition technology.

Key words: aircraft hydraulic pipeline; clamp; base excitation; shock pressure; pressure fluctuation

引言

飞机管路由振动引起的故障^[1]大致有两类:一类是振动疲劳,一类是振动磨损。管路的振动疲劳是管路在一定的振动应力作用下,先局部形成永久性累积损伤,然后经一定循环次数的裂纹扩展直至断裂的过程。管路的振动磨损,则是因管路振动引起管路连接、固定处配合面产生相对位移而形成的摩擦表面损伤;或是因管路振动位移过大,而与相邻物体(如机匣、管路等)产生反复碰撞摩擦而形成的表面损伤,严重时可在管路表面形成明显的磨损凹坑而导致管路损坏。

根据某型飞机实际使用中的情况可以发现,在大多数的设计制造类故障中,导管故障占到50%,充分说明导管问题是制造类故障的主体。产生这些故障大

部分原因是由于管道承受了较大的载荷而产生的。因此,有必要对管道的基础激励、冲击压力和压力脉动下对管道系统的振动进行有效的抑制。施加卡箍是管道振动抑制技术中最通用、最方便和最经济适用的方式。

目前,如何针对具体管道系统实现卡箍的优化配置,从而减小管道的振动的依据是《GJB 3054-97 飞机液压管路系统设计、安装要求》,但是该标准只针对普通的直管和弯管提出了管道的卡箍施加原则,对直管和弯管相结合的管道如何施加卡箍并没有做出明确的规定。

因此,本文建立管道的动力学模型,研究管道的振动机理,在此理论上分析卡箍对实际飞机液压管道振动抑制的影响,可以为管道卡箍的优化配置提供依据。

收稿日期:2012-11-28 修订日期:2014-01-04

基金项目:国家自然科学基金(61179057)资助项目

作者简介:王晶(1987-),女,辽宁营口人,硕士研究生,主要研究方向为航空发动机状态检测与故障诊断、信号分析。

1 管道压力脉动计算

设空间有一向量 \bar{R} ,它在局部坐标系上的投影为 $(R_X R_Y R_Z)$,在整体坐标系上的投影为 $(\bar{R}_X \bar{R}_Y \bar{R}_Z)$ 。其中 XYZ 为局部坐标系^[2] , X 为管道轴向,总体坐标系为 $X'Y'Z'$ 。管道轴向与总体坐标 X' 轴、 Y' 轴、 Z' 轴的夹角分别为 $\alpha \beta \gamma$ 。

根据它们之间的关系可以得到:

$$\bar{R} = \lambda^T R \tag{1}$$

令 $h = \sqrt{\cos^2 \alpha + \cos^2 \gamma}$,可以得到方向余弦矩阵:

$$\lambda = \begin{bmatrix} \cos\beta & \cos\beta & \cos\gamma \\ \frac{-\cos\alpha \cos\beta}{h} & h & \frac{-\cos\gamma \cos\beta}{h} \\ \frac{-\cos\gamma}{h} & 0 & \frac{-\cos\alpha}{h} \end{bmatrix} \tag{2}$$

对管道上的某一结点进行力分析^[3-4] ,在局部坐标系下,管道受到的激振力分别为 $(R_{X1}, 0, 0)$ 和 $(-R_{X2}, 0, 0)$,则在整体坐标系下,该节点的脉动压力沿 X' 、 Y' 和 Z' 三个方向的力分别为:

$$[\bar{R}_{1X} \bar{R}_{1Y} \bar{R}_{1Z}]^T = \lambda_1^T [R_{X1} \ 0 \ 0]^T \tag{3}$$

$$[\bar{R}_{2X} \bar{R}_{2Y} \bar{R}_{2Z}]^T = \lambda_2^T [-R_{X2} \ 0 \ 0]^T \tag{4}$$

$$[\bar{R}_X \bar{R}_Y \bar{R}_Z] = \lambda_1^T [R_{X1} \ 0 \ 0]^T + \lambda_2^T [-R_{X2} \ 0 \ 0]^T \tag{5}$$

$$R_{X1} = S_1 \Delta P = \frac{1}{4} \pi d_1^2 \Delta P \tag{6}$$

$$R_{X2} = S_2 \Delta P = \frac{1}{4} \pi d_2^2 \Delta P$$

式中 ΔP 是管道内压力变化量,压力不均匀度 $\beta = \frac{\Delta P}{P}$,

S_1 和 S_2 分别为节点两端的管道流通面积, d_1 和 d_2 分别为管道两端的直径。 λ_1 和 λ_2 分别为节点左右的管道单元的坐标变换矩阵。由式(5)可见,若遇到管道截面变化或管道转向(弯头处)时,压力脉动就产生很大的激励力。

2 卡箍对飞机液压管道基础振动影响分析

在研究卡箍对管道的动态应力的影响时,本文利用直管道对《GJB 3054-97 飞机液压管路系统设计、安装要求》^[5] 进行验证,使用实际的飞机液压管道研

表1 本文使用的实际飞机液压管道材料特性参数

管道	功能	材料	密度 /kg/m ³	弹性模量 /MPa	泊松比
直管道	—	1Cr18Ni9Ti	7 850	206	0.3
113	吸油	1Cr18Ni9Ti	7 850	206	0.3
155	回油	LF2M	2 180	71	0.32

究卡箍对管道动态应力的影响,管道材料特性参数如表1所示。

在一般情况下,如果不导致共振,基础激励的振动对管路系统并没有明显的影响,但是当激振频率和管道的固有频率重合发生共振时,就会使导管产生很大的振动应力,使管道振动强烈^[6]。

2.1 卡箍对直管道振动的抑制

本文采用直管道作为研究对象,管道外径为20 mm,内径为18 mm,长度为1 000 mm。管道两端设置为弹性约束,刚度为 10^7 N/m。设置管道的激振频率为150 Hz,根据真实的发动机舱载荷曲线,如图1所示得出两端的位移为0.21 mm。通过谐响应分析得出,当管道卡箍之间的距离为400 mm时,管道上面产生的最大应力,当管道之间的距离大于400 mm时,管道上产生的最大应力在逐渐增加,管道的固有频率变化趋势与应力变化趋势相反。通过二者与管道标准中数值对比,可以看出本文仿真方法正确性。

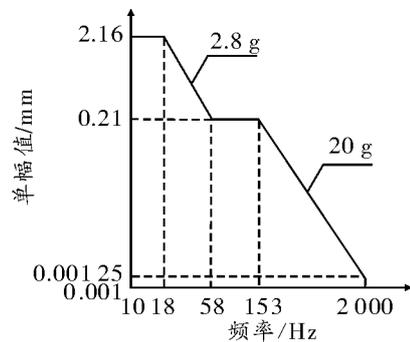


图1 发动机舱载荷曲线

2.2 卡箍对弯管道振动的抑制

以某型飞机吸油管道113为研究对象,并在管道的不同位置施加卡箍如图2所示。

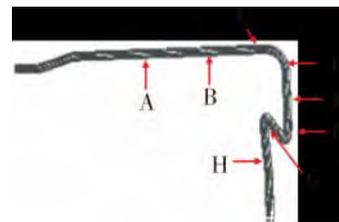


图2 管道113的有限元模型

施加卡箍的顺序如表2所示,每两个卡箍相互组合,形成28种卡箍的施加方式,设置管道的激振频率为150 Hz,通过发动机舱载荷曲线可以得出管道两端的位移为0.21 mm,卡箍的刚度为 10^7 N/m。通过谐响应分析,得出管道在不同卡箍组合下,管道的最大应力分布图,如图3所示。从图中可以看出,当卡箍为第

10种组合形式(B、F)时,管道的最大振动应力最小,且最大振动应力为34.78 MPa,第16种(C、F)组合和第22种组合形(D、H)式次之,最大振动应力分别为46.78 MPa 62.88 MPa,卡箍的第1种(A、B)卡箍组合、第8(B、C)、第28种组合(G、H)的振动应力均比较大,最大振动应力分别为187.5 MPa,194.56 MPa和177.67 MPa。其余卡箍的组合形式没有对管道的振动有明显的抑制效果,但是管道的振动也相对减小。可以发现,在管道的直管位置和管道的靠近弯管位置同时施加卡箍,并且卡箍沿管线的间隔应在100 mm到390 mm之间,当管道之间的卡箍间隔小于100 mm或管道之间间隔大于390 mm时,管道的振动不能得到抑制。当在管道的两个直管部分同时施加卡箍时,不能十分明显地减小管道的振动,但是管道的振动情况会稍微减小。

表2 管道施加卡箍组合形式

组号	卡箍	组号	卡箍	组号	卡箍	组号	卡箍
1	A、B	8	B、C	15	C、E	22	D、H
2	A、C	9	B、D	16	C、F	23	E、F
3	A、D	10	B、E	17	C、G	24	E、G
4	A、E	11	B、F	18	C、H	25	E、H
5	A、F	12	B、G	19	D、E	26	F、G
6	A、G	13	B、H	20	D、F	27	F、H
7	A、H	14	C、D	21	D、G	28	G、H

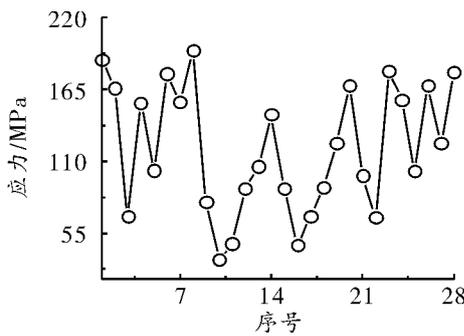


图3 不同卡箍间隔下管道113的应力

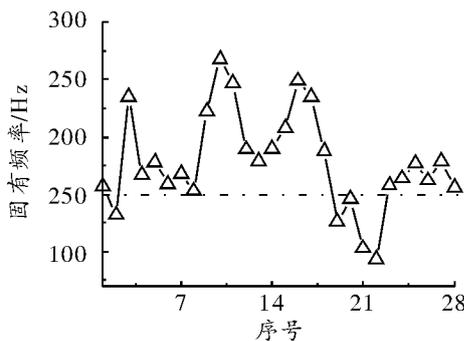


图4 直管道随着卡箍间隔变化的固有频率

通过模态分析,得出管道在不同约束情况下的固有频率,如图4所示,图中所示的虚线是管道没有施加卡箍时的频率150 Hz,当卡箍的组合形式为第10种,16种和22种时,管道的频率变化较大,分别为267.89 Hz,234.78 Hz和102.07 Hz。其余卡箍组合形式下的管道的固有频率变化较小。因此,在上述三种组合形式下管道的振动应力最小,验证了总结出的弯管中施加卡箍原则的正确性。

3 卡箍对某型飞机液压管道冲击压力的抑制

流速突变会在管路系统中产生冲击压力^[7]。换向阀快速切换也会产生很大的冲击压力。作动筒活塞快速制动时也会引起液压冲击,冲击压力在导管中以音速传播^[8]。当压力传到导管转弯处就会产生一个侧向力^[9],使导管弯曲,承受较大的弯曲应力,影响导管的使用寿命。因此,有必要对导管的冲击压力进行分析,得出导管在承受冲击压力时产生的振动应力和位移分布,为抑制导管的振动提供依据。

以某型飞机液压回油管道155为研究对象,管道外径为20 mm,内径为18 mm。当飞机液压管道承受冲击压力时,根据《GJB 3054-97 飞机液压管路系统设计、安装要求》施加卡箍的原则,应将卡箍施加在靠近管道的弯管部位,施加在管道的直管部分不能有效的抑制管道的振动。因此,本文分别在A处和B处施加弹性约束,刚度为 10^8 N/m。A处表示靠近管道弯管的位置,B处表示卡箍在直管位置。如图5所示。根据真实的导管极限工作压力脉冲,得出管道承受的冲击压力曲线,在对管道进行瞬态结构分析时,设置4个载荷步。

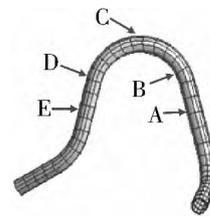


图5 管道155约束条件

在第一个载荷步中定义函数:

$$\begin{cases}
 y = 432t & (0 \leq t \leq 4.3 \times 10^{-2} \text{ s}) \\
 y = -280t + 33.04 & (4.3 \times 10^{-2} \text{ s} \leq t \leq 8 \times 10^{-2} \text{ s}) \\
 y = -341t + 49.82 & (8 \times 10^{-2} \text{ s} \leq t \leq 9.675 \times 10^{-2} \text{ s}) \\
 y = 210t - 10.29 & (0.109 \text{ s} \leq t \leq 0.119 \text{ s}) \\
 y = -140t + 31.36 & (0.119 \text{ s} \leq t \leq 0.13 \text{ s})
 \end{cases}$$

在第二个载荷步中定义函数为:

$$y = 13.3 \quad 0.13 \text{ s} \leq t \leq 0.44 \text{ s}$$

在第三个载荷步中定义函数:

$$y = -20.62t + 10.63 \quad 0.44 \text{ s} \leq t \leq 0.52 \text{ s}$$

在第四个载荷步中定义函数:

$$y = 0.52 \quad 0.52 \text{ s} \leq t \leq 0.88 \text{ s}$$

通过瞬态结构分析,得到管道在施加约束 A、B、C、D 和 E 位置的最大振动应力和最大振动位移的比较,如表 3 所示。从表 3 中可以看出,在管道 A、C 和 E 处施加弹性约束,并不能减小管道的振动,在 A、C 和 E 处时产生的振动应力和位移与不施加约束时相比,略有减小,但是效果不明显,在 B、D 处施加约束时产生的振动应力和振动位移明显比在管道 A、C 和 E 处施加约束时要小很多,这说明在 B、D 处施加约束比在 A、C 和 E 处施加约束更加能够有效地抑制管道的振动情况。因此,在靠近管道弯头处施加约束,可以减小管道的悬臂,进而减小管道因冲击压力引起的振动应力和位移,达到抑制管道振动的效果。该计算结果也较好地验证了《GJB 3054-97 飞机液压管路系统设计、安装要求》的正确性。

表 3 管道因冲击压力引起的最大振动应力和位移

约束位置	最大振动应力/MPa	最大振动位移/mm
无卡箍	153.786	1.564
A	132.643	1.425
B	46.03	0.574
C	145.74	1.558
D	52.831	0.587
E	124.92	1.374

4 卡箍对飞机液压管道压力脉动的抑制

以实际飞机管道 113 为研究对象,比较管道在不同约束情况下的应力和位移分布情况^[10-11]。其中设置管道中约束均为弹性约束,刚度为 10^7 N/m 。在进行谐响应分析时,在管道管弯头位置施加沿管线方向为 53.414 N 的激振力,定义分析频率范围是 500 ~ 1 000 Hz,定义 100 个求解频率,设置 3 种约束情况,如图 2 所示,约束 1 的情况是在图中所示 A 和 E 处(均直管)位置施加约束,约束 2 的情况在图中所示 E 和 G 处施加约束,B 和 C 之间的间距为 156 mm,约束 3 是在图中 A 和 G 处施加约束,A 和 B 之间的距离为 350 mm。以整个管道为分析对象。

通过谐响应分析得出管道在不同约束情况下的振动应力的分布,如图 6 所示。可以看出,管道在没有约束的情况下,振动应力很大,在约束 1 的情况下,管道的振动应力有所减小,但效果不是十分明显,在约束 2 的情况下,管道的振动应力更小,当时在脉动频率为 600 Hz 和 900 Hz 时,管道的振动应力仍然较大,在约

束 3 的情况下,管道的振动应力在每个脉动频率位置都很小,这说明,当管道受到脉动压力时,使用约束 3 施加卡箍的方式,能够十分有效地减小管道的压力脉动,也就是在管道受到脉动压力时,管道的卡箍应放置在振动较大的直管部位,另一个卡箍应放置在靠近管道弯管位置,对于管道 113 而言,两个卡箍之间应保持在 350 mm 左右。

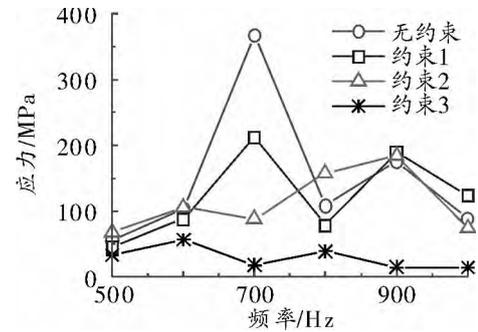


图 6 管道在不同约束情况下振动应力

5 结束语

本文以实际的飞机液压管道为研究对象,利用实际发动机舱载荷曲线、管道极限工作脉冲曲线,分别对管道在基础激励、冲击压力和压力脉动激励下讨论了卡箍对管道基础激励、冲击压力和压力脉动的影响,对管道振动抑制的结果表明,合理配置卡箍的位置和间隔对抑制管道振动具有重要意义。本文以《GJB 3054-97 飞机液压管路系统设计、安装要求》为基础,对管系中的直管道和弯管道卡箍优化配置进行计算,可以为实际管道中卡箍的优化配置提供理论指导。

参考文献:

- [1] 刘敬民. 管道振动及现场消振措施. 压缩机技术 [J]. 1993, 31(5): 23-25.
- [2] 党锡淇, 陈守五. 活塞式压缩机气流脉动与管道振动 [M]. 西安: 西安交通大学出版社, 1984.
- [3] Lin T C, Morgan G W. A Study of Axisymmetric Vibration of Cylindrical Shells as Affected by Rotatory Inertia and Transverse Shear [J]. Journal of Applied Mechanics, 1956, 28(6): 1165-1176.
- [4] Lee U, Pak C H, Hong S C. The Dynamics of a Piping System with Internal Unsteady Flow [J]. Journal of Sound and Vibration, 1995, 180(2): 297-311.
- [5] 航空工业部第三零一研究所. GJB 3054-97. 飞机液压管路系统设计、安装要求 [S]. 北京: 航空工业部第三零一研究所, 1995.

(下转第 72 页)

分别计算 CRTF 和 CF6-80C2 风扇结果的分析讨论, 可得出如下结论:

1) 三种经验模型分别预测传统风扇(CF6-80C2 风扇) 进出口管道声压级的计算结果表明, H-W 模型的计算结果与 Heidmann 模型和 K-J-G 模型有一定差异, 只从实验结果出发无法判断哪个模型在低频部分更精确; 在高频部分三种模型趋势一致, 且都与实验值比较接近。

2) 三种经验模型分别预测对转风扇进出口管道声压级的计算结果表明, Heidmann 模型和 K-J-G 模型预测结果较为一致, H-W 模型预测结果与两者有一定差别。

3) 通过对转风扇噪声和传统风扇噪声的对比来看, 对转风扇相对传统风扇有效降低了叶尖线速度和转速, 但是两者的噪声水平相差不大。可以认为, 虽然对转风扇叶尖线速度减小有利于降低噪声, 但是对转风扇相对于传统风扇多了一个转子, 由此带来更加复杂的交互噪声, 使得两者噪声水平相差不大, 对转风扇

对于降低噪声并没有预想的效果好, 对转风扇相对于传统风扇在降噪方面并没有明显优势。

参考文献:

- [1] 乔渭阳. 航空发动机气动声学 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2010.
- [2] 季路成, 权晓波, 徐建中. 一个 1+1 对转涡轮的初步设计 [J]. 工程热物理学报, 2001, 22(4): 438-440.
- [3] 蔡睿贤. 有关对转涡轮基本设计与应用的进一步思考 [J]. 航空动力学报, 2001, 16(3): 193-198.
- [4] Pempie P, Ruet L. Counter-rotating Turbine Designed for Turbopump Rocket Engine [R]. AIAA-2003-4768: 2003.
- [5] Sharma P B, Jain Y P, Jha N K, et al. Stalling Behavior of a Counter-rotating Stage [C]. 7th International Symposium on Air Breathing Engines, 85-7087.
- [6] 李杰, 余锦涛. 新概念发动机: 对转涡轮发动机 [J]. 航空制造技术, 2012, 55(11): 58-61.
- [7] 武兆伟, 乔渭阳. 航空发动机风扇噪声经验预测方法分析 [J]. 噪声与振动控制, 2008, 28(4): 112-114.

(上接第 63 页)

- [2] Chen G, Li C G, Wang D Y. Nonlinear Dynamic Analysis and Experiment Verification of Rotor-Ball Bearing-Support-Stator Coupling System for Aeroengine with Rubbing Faults [J]. ASME Journal of Engineering for Gas Turbine and Power, 2010, 132. 022501-1-022501-9.
- [3] Chu F L, Lu W X. Experimental Observation of Nonlinear Vibrations in a Rub-impact Rotor System [J]. Journal of Sound and Vibration, 2005, 283: 621-643.

(上接第 67 页)

- [6] 周瑞祥, 苏新兵, 王建平, 等. 飞机燃油管路切断阀关闭时水锤压力的影响因素分析 [J]. 液压与气动, 2003(10): 24-26.
- [7] 马良. 海底管道在水流作用时诱发的振动效应 [J]. 中国海洋平台, 2000, 15(2): 30-34.
- [8] 蒲家宁. 管道水击分析与控制 [M]. 北京: 机械工业出版社, 1991: 54-255.

- [4] 于明月, 陈果, 李成刚, 等. 基于小波分析和支持向量机的转静碰摩部位识别 [J]. 航空动力学报, 2013, 28(1): 46-53.
- [5] 王波, 唐海龙, 仲如浩. 可视化航空发动机性能仿真 [J]. 航空动力学报, 2009, 24(3): 602-607.
- [6] 吕亚国, 刘振侠. 航空发动机内流空气系统通用分析软件设计 [J]. 计算机仿真, 2009, 26(7): 99-103.

- [9] 焦宗夏. 飞机液能源管路系统的振动特性分析 [J]. 北京航空航天大学学报, 1997, 23(3): 316-321.
- [10] 黄佑. 飞机液压系统脉动仿真及压力脉动和导管脉动应力控制技术研究 [J]. 航空工程, 2000(3).
- [11] 伊建玉, 杨维群, 袁庆禄, 等. 压缩机气体管道的振动原因及消振方法 [J]. 压缩机技术, 2002, 9(4): 38-39.