

创新 交流 合作 发展

第二十七届全国直升机年会
学 术 论 文 集
(下 册)

中国航空学会
直升机专业委员会

二〇一一年八月

V2-53/1004(27)-B



NUAA2013027110

V2-53
1004(27)-B1

第二十七届全国直升机年会

学 术 论 文 集

8月8日——8月12日

中 国 南 京



中 国 航 空 学 会

直 升 机 专 业 委 员 会

二〇一一年八月

2013027110

CAT 技术在液压附件测试系统中的应用研究

张学军¹ 刘书岩² 胡国才²

(1.海军装备部驻沈阳地区军事代表室, 沈阳 110034;

2.海军航空工程学院飞行器工程系, 山东烟台 264001)

摘要: 将计算机辅助测试(CAT)技术应用于飞行器液压附件的综合测试系统具有众多优点,如能够提高系统的测试功能、测试效率、测试精度以及数据处理与管理能力等等。对电液舵机、液压泵和助力器等附件性能测试中遇到的主要问题及解决措施进行了总结,希望能对类似测试系统的设计有一定的帮助。

关键词: 计算机辅助测试; 液压附件; 测试技术

1 引言

随着现代动态测试技术的发展, CAT 技术已经广泛应用于各种大型机械、电气、液压系统等性能检测^[1-4]。飞机和直升机的液压附件种类和数量多、配合精密、性能指标要求高^[5,6]。但是由于各种原因,飞机和直升机的液压系统附件的生产厂家多且分散,要求各厂家为其附件产品给部队、用户配备相应的测试设备并不现实,这为基层部队液压附件的测试、校验和维修带来了极大的困难。因此目前仍以模拟仪表、人工测量、手工记录与数据整理等传统方式为主。对于液压舵机、助力器和液压泵等复杂的精密附件来说,这些传统方式的测试效率和测试精度低,对测试人员的专业技能和测试经验要求高,这就大大制约了基层部队液压附件的测试与校验能力。

采用 CAT 技术将全机的液压附件测试集成到统一的测试系统中,可以大大提高液压附件的测试效率和测量精度,降低对测试人员的专业技能和测试经验的依赖程度,对于确保部队装备的完好率和出勤率具有重要意义。本文就测试系统研制调试中出现的问题及解决措施进行总结与归纳,希望对类似系统的设计提供一定的借鉴。

2 液压附件测试采用 CAT 技术的优势

与传统的手工测试相比,采用 CAT 技术具有以下几方面的优势:

(1) 测试功能强

采用传统的人工手动方式测试液压元件时,部分测试项目的测试结果不准确,或者根本无法测试,只能采用估算的方法。液压测试系统将计算机辅助测试技术与传统的测试方法相结合,可以实现对被测对象的所有测试项目的测试。除了测试被测元件的静态性能之外,用户还可以利用被测过程的数据,对被测元件展开综合研究,例如分析液压元件或系统的动态特性、进行数学建模、液压附件故障诊断等。

例如:某型液压助力器的执行机构最大运动速度测试项,是对助力器执行机构在空载情况下并在活门开度最大时的运动速度进行测试。助力器的行程为 $142 \pm 1 \text{ mm}$,空载情况下且活门开度最大时的运动速度标称值为 $215 \text{ mm/s} \sim 275 \text{ mm/s}$ 。当活门开度最大时,执行机构从一个极限位置运动到另一个极限位置的时间约为 0.5 s 。传统测试方法对于此类问题,通常采用百分表和秒表进行测试,使用百分表测试位移,并使用秒表对运动时间计时,在此基础上计算得出运动速度。由于人的反应时间约为 $0.15 \text{ s} \sim 0.4 \text{ s}$,而执行机构的运动时间又极短,因此采用秒表进行人工计时的误差较大,由此计算

得出的最大运动速度也会存在较大的偏差。在这种情况下,往往结合测试过程进行估算,以期估算结果接近实际值。但是,无论采用人工测试的方法,还是采用估算的方法,都无法得到最大运动速度的真实值。

对于上述测试项目,液压附件测试系统采用工控机实时采集由位移传感器变送的助力器执行机构位移数据以及对应的时间数据。在运动结束后,测试程序通过判断位移数据的变化,得出助力器执行机构开始运动的位移和对应的时刻,以及停止运动的位移和对应的时刻,并由此得出助力器执行机构的行程和全行程的运动时间,进而可以计算出助力器执行机构在空载情况下滑阀最大开度时的运动速度。通过该方法测试的运动速度准确性和可信度较传统方法大幅度提高。

(2) 测试精度高

将计算机辅助测试技术应用于液压附件测试系统,可以很大程度减少测试系统的误差和消除偶然误差,从而提高测试的精度。

通过工控机同时对各种信号的高速采样,降低了数据采样不同步性造成的误差;通过工控机连续地自动测试,避免了人为误差,减少了瞬态信息丢失引起的误差以及人为读数造成的误差;通过软件的数据处理和分析,例如采用多次采样平均、数字滤波等方法,可以在较大程度上抑制随即误差和系统误差;通过数字运算,可以消除模拟运算带来的计算误差。通过上述处理,可以大幅度提高测试系统的测试精度。

(3) 测试效率高

液压附件测试系统采用工控机采集处理数据,可在较短的时间内完成被测工况的采集、运算和存储,比传统的人工测试时间大幅减少。一个数据点的测试约为几毫秒到几十毫秒之间,比传统的人工测试要快得多。此外,利用软件的数据处理能力可用较少的数据点即可完成测试,提高工作效率。部分测试项目采用自动测试方法,自动化程度高,测试速度快。工控机一方面通过测量传感器、A/D采集卡,实时采集各种被测数据;另一方面,工控机通过D/A控制卡、控制执行器,对被测元件进行自动控制,实现对被测元件的自动测试。该测试系统的测试速度快,测试时间较传统的测试时间大幅缩短,测试效率大大提高。

(4) 数据处理方便

液压附件测试系统采用工控机采集处理数据,不仅可以测得被测元件的测试结果,还可以记录测试过程中的全部数据,并以图形、表格等直观形式进行显示,如能够以时间历程方式显示舵机旁路阀的压力和流量、液压泵的流量和压力等性能参数,便于用户了解测试全过程各种参数的变化规律。因此,应用CAT技术大大方便了测试数据的处理及数据管理。

3 测试系统调试问题及解决措施

采用综合与优化方法,研制了液压附件的CAT综合测试系统,按照附件功能设计成舵机、液压泵、助力器和液压阀等四个独立的测试台,各个测试台共用液压源和测试系统。电气控制分为低压总电源电气控制,分别布置在配电箱和电气控制柜内。将测试系统分成相应的四个模块,四个测试模块共用一个控制模块(即油源和电气系统)。整个系统如图1所示。

在调试过程中发现了多个问题,大多出现在关键液压附件如电液舵机、液压泵、主助力器测试的调试过程中。经深入分析和研究,提出并采取了相关的技术措施,使这些问题全部得到了解决。

3.1 电液舵机

电液舵机的测试项目多达二十多项，在研制和调试过程中出现的问题也较多，其中出现重大的技术问题主要包括以下几方面。

(1) 旁路阀性能测试

问题描述：在舵机的旁路阀性能测试中，降压过程中旁路阀门开启压力和升压过程中旁路阀门关闭压力无法准确测得。

由于供油压力一直在动态调整，流量随之不断变化，当旁路阀门打开和关闭时，流量会出现突变。初始设计时，采用自动测试的方法，自动判断开启和关闭压力。由于压力和流量处于不断调整之中，还伴随一定的波动，加上压力的调整速度也会对测试程序判断开启和关闭压力带来一定的影响，因此测试程序很难准确判断出开启和关闭压力。

通过分析后改进了设计方案，采用全程压力和流量的数据采集，对全部采集数据进行处理后绘制压力流量曲线，由测试人员观察曲线，通过点击曲线上的点获取开启压力和关闭压力。使该问题得到圆满解决。

(2) 伺服阀断开时动力活塞运动速度测试

问题描述：在伺服阀断开时动力活塞运动速度测试中，测得的运动时间与实际的运动时间相差较大，与标称值不符。

经反复分析和研究，发现问题主要出现在以下三个方面：1) 运动计时不准。原先采用测试程序中的 Timer 控件进行计时，由于 Timer 控件的优先级较低，在多线程工作时，会造成计时不准的问题；2) 实时采集判断对计时的准确性也造成一定影响；3) 动力活塞运动停止的判定标准不合理。原先在设置动力活塞的停止判定标准时，忽略了动力活塞运动到极限位置时的反弹问题。

采取相应的设计措施后，可正确测得动力活塞的运动时间，问题得到很好地解决。主要措施如下：1) 采用采集板卡硬件进行计时，解决软件计时误差大的问题；2) 采用运动后处理并计算运动时间的方法，减少实时处理对计时造成的影响；3) 修改动力活塞运动停止判定标准。

(3) 航向开环装置的调试及特性测试

问题描述：在伺服阀断开时动力活塞运动速度测试中，1) 测得的运动时间与实际的运动时间相差较大，与标称值不符；2) 动力活塞开始运动时对应的启动电流与传统测试方法测得的结果相差较大。

经反复分析、研究和调整，发现问题主要出现在以下几个方面：1) 将手动移动操纵杆调整动力活塞初始位置时所用的时间，也计算在动力活塞运动时间内；2) 动力活塞运动停止判定标准设置不合理；3) 测试启动电流时，电流的加载速度过快，加载步长过大；4) V/I 转换卡未调校，输入的控制电压与欲得到的输出电流之间存在一定的差异。

经采取对策，使伺服阀正常工作，航向开环装置调试及其特性的各测试项得到正确测量。主要措施如下：1) 修改测试程序，消除手动移动操纵杆对运动计时的影响；2) 修改动力活塞运动停止判定标准设置，减少活塞反弹等因素对计时的影响；3) 反复调试，找出合适的电流的加载速度和电流加载步长；4) 对 V/I 转换卡进行调校，消除设备误差对测试结果的影响。

3.2 液压泵

问题描述：液压泵的各项测试过程中，流量计测得的流量值与实际值（用量筒计量）不符，流量值远小于标称值。

(1) 实测液压泵的最大流量约为 8L/min, 与标称值 21L/min 相距甚远。随机资料规定, 要求液压泵的吸油压力不低于 0.2Mpa。经分析发现, 设计方案是采用非压力油箱, 由油源系统的低压大流量辅助泵给被测的被测液压泵吸油口加压。因辅助泵担负冷却器的输油功能, 其电机的起、停由油箱内的油液温度进行自动控制。寒冷天, 被测液压泵开始测试阶段, 油箱内的油液温度未达到告警值, 因此辅助泵未启动, 液压泵吸油口压力达不到规定值, 使供油量大大减少。

(2) 初始方案中, 流量计产生的脉冲信号传送给 PLC, 由 PLC 的 C200 计数器进行计数。经分析得知, PLC 的 C200 计数器属于一种低速计数器, 最大采集脉冲频率为 40Hz, 输入信号超过该频率, 认为其是开关量, 则不进行计数。

(3) 曾将初始方案进行改进, 采用 PLC 的 C235 高速计数器计量流量值, 可以解决大流量 ($>0.6\text{L/min}$) 情况下的流量计数问题, 但是又出现无法正确计量小流量 ($<0.6\text{L/min}$) 的问题。分析得知 C235 计数器在采样率低于 10Hz 时, 认为采样信号为开关量, 不进行计数。

经过详细分析、研究并采取了相应的对策, 解决了液压泵的性能测试中遇到的技术难题。采取的技术措施如下: 1) 增设辅助泵手动强制起、停功能, 需要时给被测的液压泵吸油口供压, 确保被测泵的吸油压力达到 0.2Mpa 以上; 2) 采用 C235 高速计数器计量流量值, 并将其条件改为常闭触点, 使其既可以进行大流量计数, 又可以进行小流量计数。

3.3 液压助力器

问题描述: 某液压助力器执行机构最大运动速度测试, 测得的运动速度远小于标称值。

经过检查和分析, 问题主要出现在以下三个方面: 1) 供油量不足, 无法满足助力器运动时的供油量要求; 2) 缓慢拨动助力器的输入摇臂, 不能将助力器滑阀瞬间打开至最大; 3) 测试过程中, 采用实时判断运动的开始和停止、实时计算运动速度, 会带来较大的运算误差。

采取相应的技术措施后, 测试系统可以准确测得空载情况下助力器输出的最大速度, 测试结果满足最大运动速度的指标要求。采取的技术措施如下: 1) 通过液压控制台上的“系统供油口”供压, 并将“流量阀”的开度调节到最大, 以满足助力器的运动所需要的供油量; 2) 将助力器滑阀的连杆机构迅速拨至极限位置, 使滑阀瞬间打开并保持在最大开度状态; 3) 通过采集运动全程的时间和位移数据, 然后计算其运动速度, 降低了测试和计算误差, 提高了助力器空载运动速度的测试精度。

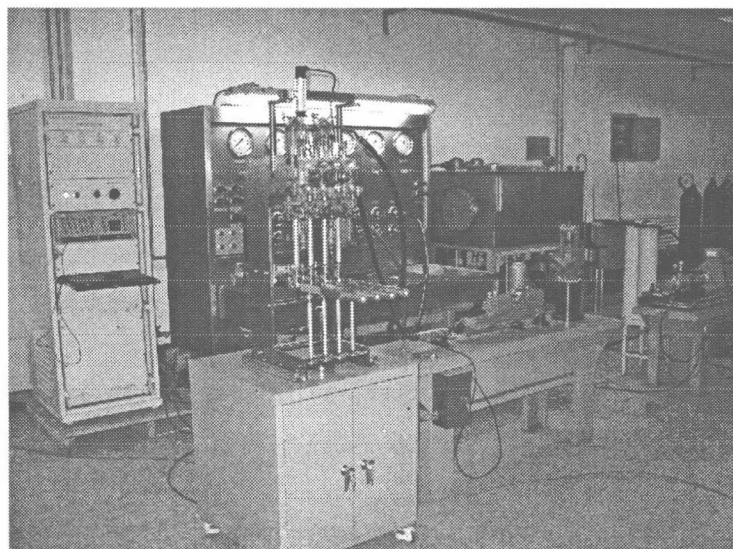


图 1 液压附件 CAT 综合测试系统

4 总结

将 CAT 技术应用于飞机和直升机液压附件的性能测试,能够大大提高测试效率和测试精度,降低对测试人员专业素质的要求,对于部队的装备维修具有重要作用。但是在液压附件 CAT 系统研制中,对于研制和调试过程中出现的问题和具体解决措施,需要进行仔细归纳和分析,提高测量数据的可靠性、可信性,使先进的测试系统在部队得到推广与应用,促进武器装备以及相关保障设备的建设步伐。

参考文献

- [1] 王跃科,叶湘滨,黄芝平等. 现代动态测试技术. 北京:国防工业出版社,2003.
- [2] 周生国,李世义等. 机械工程测试技术(第2版). 北京:国防工业出版社,2005.
- [3] 何进,李新军,路嵩梅. 一种无人机通用综合检测系统[J]. 北京航空航天大学学报,2006,32(1):27-30.
- [4] 毛美娟,朱子新,王峰. 机械装备油液监控技术与应用. 北京:国防工业出版社,2006.
- [5] T.M.巴史塔等著,吴金玉等译. 飞行器液压系统可靠性. 北京:航空工业出版社,1992.
- [6] 杜来林,宋晓军著. 飞机附件检修. 北京:航空工业出版社,2006.

Study of CAT technology applications in hydraulic component test system

ZHANG Xue-jun¹ LIU Shu-yan² HU Guo-cai²

(1. Military Representative Bureau of NED in Shenyang Area, Shenyang 110034, China; 2. Department of Airborne Vehicle Engineering, Naval Aeronautical and Astronautical University, Shandong Yantai 264001, China)

Abstract: Applications of computer aided test(CAT) technique to aviation vehicle hydraulic components test system have many advantages such as enhancement of test ability and improvement of test efficient, precision and data processing and management, etc. The main problems and their solutions during testing of electro-hydraulic servo actuator, hydraulic pump and hydraulic servo actuators are summarized in the paper. The authors hope that the investigations can give some helpful for similar test system design.

Key words: CAT; hydraulic component; test system

摆振柔软倾转旋翼机前飞稳定性分析

满健健 侯 鹏 董凌华 杨卫东

(南京航空航天大学直升机旋翼动力学重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 针对摆振柔软倾转旋翼的回转颤振以及潜在的“地面共振”和“空中共振”问题, 基于 Hamilton 原理, 利用多体方法描述动力学部件的空间运动关系, 考虑摆振柔软倾转旋翼与机翼之间的气弹耦合, 建立摆振柔软倾转旋翼气弹动力学分析模型, 可对摆振柔软倾转旋翼飞行器进行稳定性分析, 得到一些有意义的结论和规律, 为潜在的“地面共振”和“空中共振”问题提供理论分析方法, 可用于指导倾转旋翼机的动力学设计。

关键词: 直升机; 旋翼; 倾转旋翼; 摆振柔软; 稳定性

1 引言

倾转旋翼机复杂的旋翼/机翼气弹耦合特性导致倾转旋翼机具有多种严重的动力稳定性问题。采取摆振柔软桨毂的倾转旋翼机, 除需要考虑回转颤振问题以外, 还考虑潜在的“地面共振”和“空中共振”问题。倾转旋翼机的旋翼安装在机翼的外端, “地面共振”和“空中共振”现象主要是倾转旋翼与机翼之间的气动机械耦合问题。提高机翼的阻尼及桨叶摆振阻尼可以提高倾转旋翼机的气动机械稳定性, 但是相比较于摆振刚硬旋翼, 采用摆振柔软旋翼对于机翼的设计要求更高。

2 倾转旋翼前飞动力学模型的建立

本文基于 Hamilton 原理, 利用多体的方法描述各动部件的空间运动, 充分考虑倾转旋翼/弹性机翼之间的气动、惯性及结构耦合, 建立针对摆振柔软倾转旋翼/机翼耦合系统气弹动力学分析模型[1]-[3]。

2.1 倾转旋翼/机翼耦合系统坐标系定义

为了方便描述旋转桨叶的空间位置及运动变形, 需要建立一系列的参考坐标系^[4]: 惯性坐标系以下标 i 标示, 定义在未变形机翼的倾转轴上, 原点固定在未变形机翼弹性轴的端点处, 倾转铰相对机翼弹性轴存在偏置。变形后的机翼坐标系以下标 w 标示, 原点位于变形后的机翼弹性轴的端点处与惯性系间相差三个方向的变形角 $\{\theta_x, \theta_y, \theta_z\}$ 。倾转坐标系定义在倾转铰上, 以下标 p 标示。桨毂坐标系, 定义在等速万向铰中心, 原点在旋翼桨毂的中心处, 以下标 h 标示, 方向同倾转坐标系相同, 在倾转坐标系内有 $\{x_h, y_h, z_h\}$ 三个方向的偏心。旋转坐标系以下标 r 标示, 原点位于桨毂中心处, 相对桨毂坐标系旋转 ψ 方位角。桨毂刚体挥舞坐标系以下标 g 标

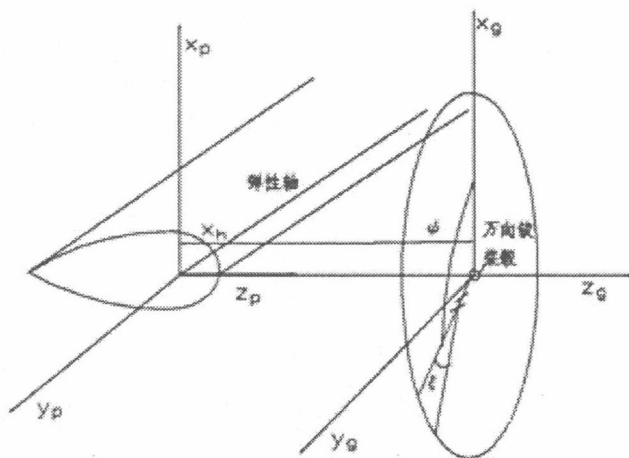


图1 摆振柔软倾转旋翼飞机模式示意图

示, 相对旋转坐标系有 $\beta_{Gi} + \beta_p$ 的仰角, 其中 β_{Gi} 为万向铰挥舞角, β_p 为预锥角。摆振坐标系以下标 ζ 标示, 绕桨毂刚体挥舞坐标系有 ζ 的摆振角。

机翼有前掠角, 机翼安装迎角, 机翼上反角, 则机翼与惯性系间存在一个转换矩阵 T_1 ; T_{wi} 是机翼的未变型坐标系与变型坐标系间的转换矩阵; T_p 是机翼变型坐标系与倾转坐标系间的转换矩阵; T_r 是倾转坐标系与旋转坐标系间的转换矩阵; T_g 是旋转坐标系与桨毂刚体挥舞坐标系间的转换矩阵; T_ζ 是摆振坐标系与桨毂刚体挥舞坐标系间的转换矩阵。

2.2 倾转旋翼机气弹动力学方程的推导

由哈密顿原理导出其表达式如下:

$$\delta \Pi = \int_{t_1}^{t_2} (\delta U - \delta T - \delta W) dt = 0 \quad (1)$$

其中:

δU 是弹性虚位能, 包含弹性机翼、桨毂弹性约束及各片桨叶的虚位能之和。

$$\delta U = \delta U_{wing} + \delta U_{hub} + \sum_{i=1}^{Nb} \delta U_{blade} \quad (2)$$

δT 是虚动能, 包含弹性机翼、倾转短舱和各片桨叶的虚动能之和。

$$\delta T = \delta T_{wing} + \delta T_{pylon} + \sum_{i=1}^{Nb} \delta T_{blade} \quad (3)$$

δW 是气动力虚功, 包含机翼及各片桨叶的气动力虚功。

$$\delta W = \delta W_{wing} + \sum_{i=1}^{Nb} \delta W_{blade} \quad (4)$$

2.3 倾转旋翼动力学模型

2.3.1 机翼模型的建立

机翼采用工程梁建模^[5], 具有三个自由度:

$$x_i = q_1(t) \eta_w(y_w) \quad (5)$$

$$y_i = q_2(t) \eta_w(y_w) \quad (6)$$

$$\theta_i = p(t) \varepsilon_w(y_w) \quad (7)$$

式中 η_w 与 ε_w 分别为机翼的弯曲和扭转模态型函数, y_w 是沿机翼展向位置。

机翼虚位能:

$$\delta U_{wing} = \int_0^{y_{tw}} EI_x \delta \left(\frac{\partial^2 z}{\partial y_w^2} \right) \left(\frac{\partial^2 z}{\partial y_w^2} \right) dy_w + \int_0^{y_{tw}} EI_z \delta \left(\frac{\partial^2 z}{\partial y_w^2} \right) \left(\frac{\partial^2 z}{\partial y_w^2} \right) dy_w + \int_0^{y_{tw}} GJ \delta p \varepsilon_w'^2 p dy_w \quad (8)$$

机翼虚动能:

$$\delta T_{wing} = \int_0^{y_{re}} m \delta \dot{q}_1 \dot{q}_1 \eta_w^2 dy_w + \int_0^{y_{re}} m \delta \dot{q}_2 \dot{q}_2 \eta_w^2 dy_w + \int_0^{y_{re}} I_{\theta_w} \delta \dot{p} \dot{p} \varepsilon_w^2 dy_w \quad (9)$$

机翼气动力虚功:

$$\delta W_{wing} = \int_0^{y_{re}} F_z \delta q_1 \eta_w dy_w + \int_0^{y_{re}} F_x \delta q_2 \eta_w dy_w + \int_0^{y_{re}} (M_p \delta \theta_w dy_w - F_z \bar{x}_A c \delta \theta_w dy_w) \quad (10)$$

其中 $\bar{x}_A$ 为气动中心与弹性轴偏置, c 为机翼剖面弦长。

2.3.2 短舱模型建立

短舱通过倾转铰与机翼端部刚性连接。倾转短舱上任意一点的空间位置矢量可表示为:

$$R_p = (T_1)^T \{x_i, y_i, z_i\}^T + (T_{wi} T_1)^T \{e_p, 0, 0\}^T + (T_p T_1^T T_{wi} T_1)^T \{x_p, y_p, z_p\}^T \quad (11)$$

可以推出短舱虚动能

$$\delta T_{pylon} = \int_V m \delta \dot{R}_p^T \dot{R}_p dv \quad (12)$$

其中 e_p 是倾转铰与机翼弹性轴的偏置量, m 是短舱的体密度, $\{x_i, y_i, z_i\}^T$ 是翼梢位置矢量, $\{x_p, y_p, z_p\}^T$ 是倾转短舱坐标系内位置矢量。

2.3.3 旋翼模型的建立

桨叶某一剖面质心在惯性系下的位置矢量为:

$$R_i = (T_1)^T \{x_i, y_i, z_i\}^T + (T_{wi} T_1)^T \{e_p, 0, 0\}^T + (T_p T_1^T T_{wi} T_1)^T \{x_h, y_h, z_h\}^T + (T_\zeta T_g T_r T_p T_1^T T_{wi} T_1)^T \{x, 0, 0\}^T \quad (13)$$

各片桨叶虚位能

$$\delta U_{blade} = \delta \zeta \cdot K_\zeta \cdot \zeta \quad (14)$$

其中 K_ζ 为摆振铰簧刚度, ζ 为摆振自由度。

各片桨叶虚动能

$$\delta T_{blade} = \int_0^R m \delta \dot{R}_i^T \dot{R}_i dx \quad (15)$$

桨毂虚位能的推导公式为

$$\delta U_{hub} = \delta \beta G_i \cdot K_{\beta G_i} \cdot \beta G_i \quad (16)$$

其中 $K_{\beta Gi}$ 为万向铰桨毂铰簧刚度, β_{Gi} 为万向铰自由度, 可以表示为桨毂坐标系下的两个自由度:

$$\beta_{Gi} = \beta_{Gc} \cdot \cos \psi + \beta_{Gs} \cdot \sin \psi \quad (17)$$

旋翼气动力采用叶素理论计算, 惯性系下桨叶剖面气动力表示为:

$$F_{ci} = (T_{\xi} T_g T_r T_p T_l^T T_{wi} T_l)^T \{0, F_y, F_z\}^T \quad (18)$$

其中 F_z 和 F_y 分别为桨叶剖面上的拉力和阻力, 可以推出桨叶气动力虚功:

$$\delta W_{blade} = \int_0^R \delta R_i^T F_{ci} dr \quad (19)$$

2.3.4 气弹耦合动力学方程集成

根据参考文献[5], 利用风车状态进行稳定性分析。把旋翼桨叶动力学方程从旋转坐标系转到不旋转坐标系^[6], 把机翼、短舱和桨叶的动力学方程组集得到摆振柔软倾转旋翼动力学方程:

$$M\ddot{q} + C\dot{q} + Kq = F \quad (20)$$

式中 M, C, K 分别是系统的质量、阻尼、刚度矩阵, F 是力矢量。其中 q 为自由度矢量, 包含 $\{q_1, q_2, p, \beta_{Gc}, \beta_{Gs}, \zeta_0, \zeta_{1c}, \zeta_{1s}\}$ 。

3 摆振柔软倾转旋翼气动机械稳定性分析

本文采用BELL公司在AMES风洞进行试验的半展长全尺寸模型, 模型数据取自文献[5]。

3.1 摆振柔软旋翼桨叶摆振运动对回转颤振边界影响

摆振自由度对于倾转旋翼/机翼的气弹耦合存在明显影响。如图2所示, 对于摆振刚硬的万向铰式倾转旋翼飞行器, 在飞机前飞模式下, 摆振自由度明显影响到机翼的扭转自由度。由图2可以看出, 桨叶的摆振自由度对回转颤振有明显影响。桨叶摆振运动对飞机前飞模式下机翼的弦向弯曲模态稳定性影响较小, 在接近颤振区之前, 摆振自由度虽然降低了机翼梁弯模态的阻尼, 但是可以明显提高机翼的扭转模态及挥舞前进型模态的阻尼。

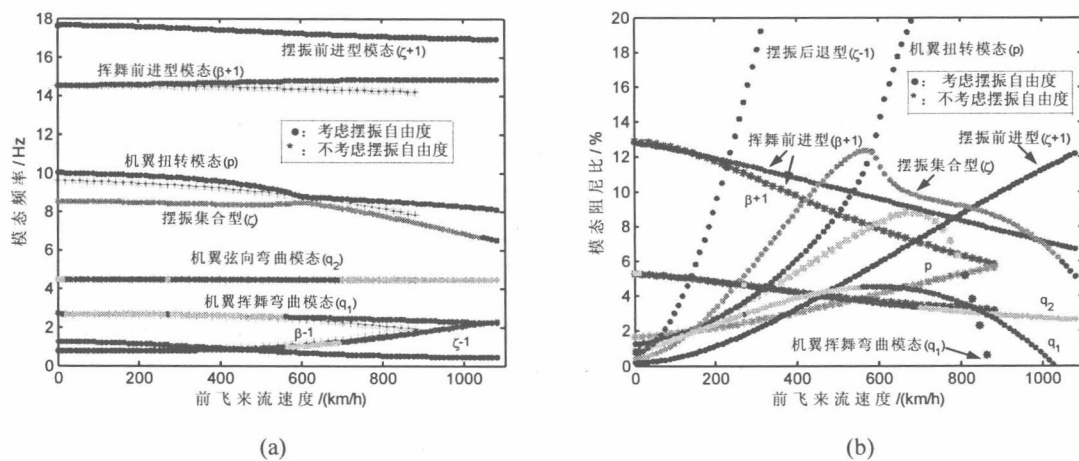


图2 桨叶摆振运动对机翼基阶模态频率的影响及对回转颤振边界速度的影响 ($n=458 \text{ r/min}$)

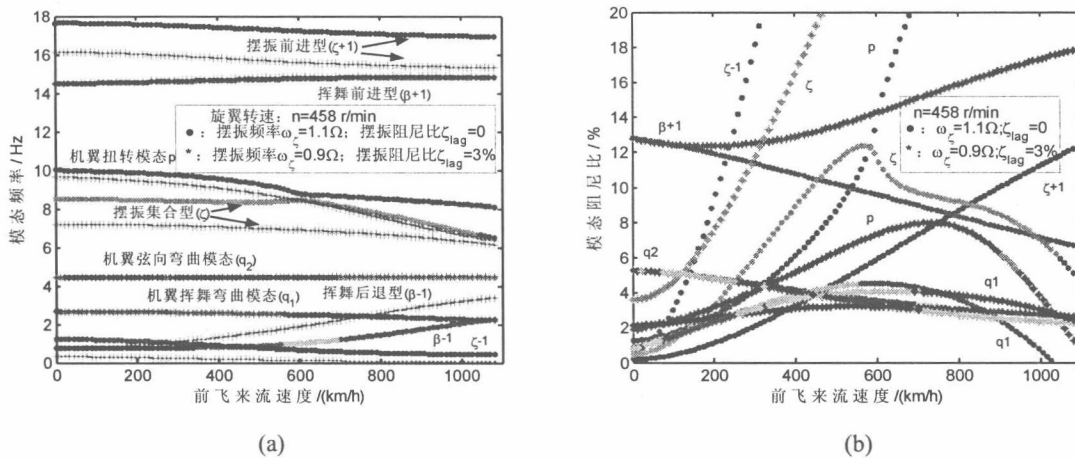


图3 桨叶摆振刚度对机翼基阶模态频率的影响及对回转颤振边界速度的影响 ($n=458 \text{ r/min}$)

图3为摆振刚度对倾转旋翼机前飞稳定性对比分析。从图3可以看出,摆振柔软旋翼桨叶的挥舞与摆振之间的耦合导致回转颤振现象更复杂,相对于摆振刚硬桨叶,摆振柔软桨叶与机翼扭转模态的耦合更严重,在接近颤振区之后,机翼的扭转模态可能更快的进入回转颤振状况。

桨叶摆振刚度对模态稳定性的影响可以通过进一步降低摆振刚度的方式来加以说明,计算对比曲线由图4给出。

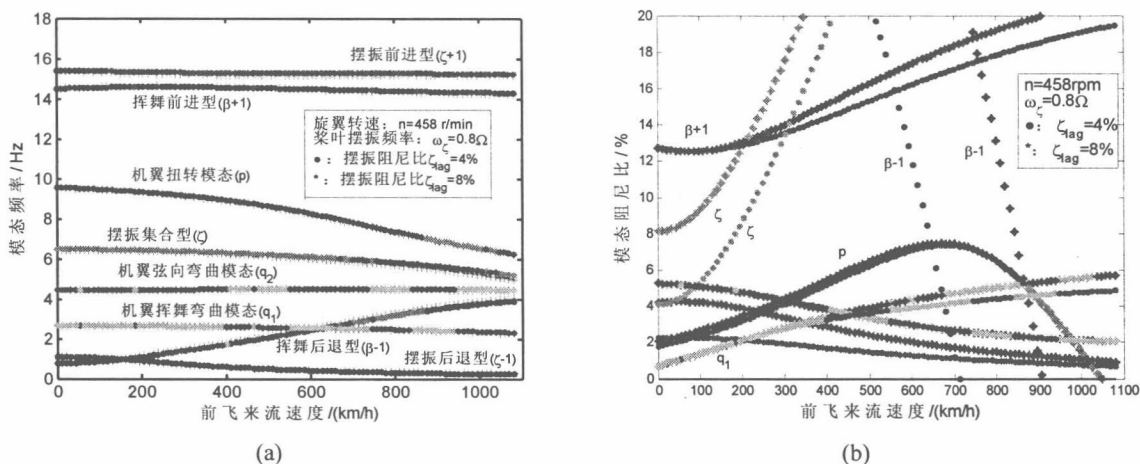


图4 带有摆振柔软桨毂倾转旋翼机翼基阶模态频率及基阶模态阻尼

从图4的计算结果可以看出,摆振柔软旋翼桨叶的挥舞与摆振之间的耦合导致旋翼的挥舞后退型模态稳定性严重下降,采用摆振柔软桨毂的倾转旋翼机可以通过提高摆振阻尼的方式保证必要的回转颤振边界速度。

3.2 摆振柔软倾转旋翼在过渡模式下的气动机械稳定性

当倾转旋翼机以过渡飞行模式飞行时,由于倾转短舱的传递作用,旋翼摆振平面内的扰动力可以同时与机翼弦向弯曲模态及挥舞弯曲模态发生耦合,导致更复杂的气动机械不稳定性问题。图5给出了倾转短舱由直升机模式倾转 30° 后的稳定性分析结果。

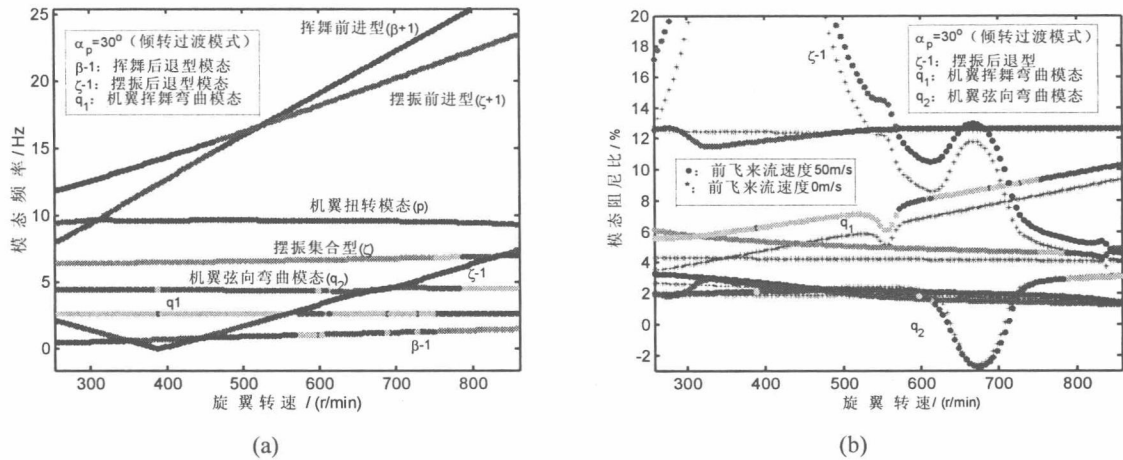


图 5 倾转过渡模式模态频率曲线及模态阻尼曲线 ($\alpha_p=30^\circ, v_f=50\text{m/s}$)

从图 5 可以看出,在倾转过渡模式,当旋翼转速通过摆振后退型模态与机翼的基阶模态频率接近的共振区时,都会引发机翼模态稳定性的降低,但是前飞速度可以明显提高机翼挥舞弯曲模态的气动阻尼。

3.3 摆振柔软倾转旋翼飞机模式气动机械稳定性

倾转旋翼机难以以飞机模式进行小速度前飞,但是对于飞机模式进行小速度情况下的稳定性分析有助于理解倾转旋翼在飞机模式飞行时的气动机械稳定性问题。

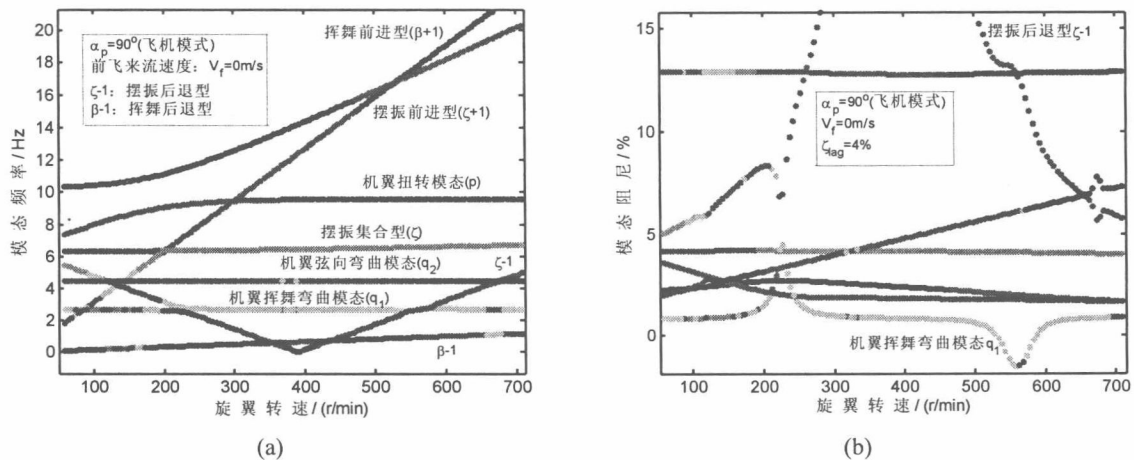


图 8 飞机模式模态频率曲线 ($\alpha_p=90^\circ, C_\zeta=0, v_f=0\text{m/s}$) 及飞机模式模态阻尼曲线 ($\alpha_p=90^\circ, C_\zeta=4\%, v_f=0\text{m/s}$)

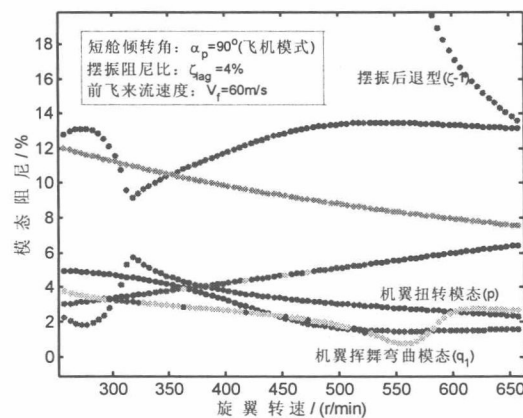


图 9 飞机模式模态阻尼曲线 ($\alpha_p=90^\circ, C_\zeta=4\%, v_f=60\text{m/s}$)

图 8 给出了飞机模式下摆振柔软倾转旋翼/机翼耦合系统在 0 前进比下随转速变化的稳定性变化规律。图 8 中可以看出在飞机模式下,旋翼的摆振后退型模态同机翼的挥舞弯曲模态发生明显不稳定耦合。倾转旋翼机通常在直升机模式下获得足够前飞速度后转换到飞机模式下前飞,图 9 是在较大前飞速度下的系统稳定性随转速变化规律。图 9 可以看出由于前飞速度提高了机翼挥舞弯曲模态阻尼,机翼气动阻尼明显提高了系统的稳定性,从图 9 中还可以看出随转速的提高,机翼的扭转模态阻尼持续降低,这主要是由于旋翼挥舞运动与机翼之间的气弹耦合所引起。

4 结论

本文建立的倾转旋翼/短舱/机翼气弹耦合动力学模型,充分考虑摆振自由度对系统稳定性的影响,可对摆振柔软倾转旋翼机气弹稳定性问题进行研究。相对于摆振刚硬桨叶,摆振柔软旋翼与机翼的耦合更严重,采用摆振柔软桨毂的倾转旋翼机可以通过提高摆振阻尼的方式保证必要的回转颤振边界速度。当倾转旋翼机前飞飞行时,前飞速度可以明显提高机翼挥舞弯曲模态的气动阻尼。对于飞机模式,旋翼摆振后退型模态主要与机翼的挥舞弯曲模态发生耦合,桨叶摆振阻尼有利于提高倾转旋翼的气动机械稳定性。过低的摆振刚度可能让倾转旋翼机在达到回转颤振边界之前进入“空中共振”不稳定区。对于采用摆振柔软旋翼的倾转旋翼机,必须合理设计摆振刚度,以避免直升机模式飞行时遇到的“地面共振”现象及前飞时“空中共振”的不稳定现象。

参 考 文 献

- [1] Dong Linghua, Yang Weidong, Xia Pinqi, Multi-body AeroElastic Stability Anasis of Tilt Rotor Aircraft in Helicopter Mode, Transactions of Nanjing University of Aeronautics&Astronautics,2006,Vol.23,pp161-167
- [2] 杨卫东,董凌华,变转速倾转旋翼机多体系统气弹响应分析[J].哈尔滨工业大学学报,2006,38(2):282—286
- [3] 薛立鹏,张呈林,前飞状态倾转旋翼机气弹稳定性建模 [J].航空动力学报,2009(02)
- [4] Srinivas, V. and I. Chopra(1996). Validation of a Comprehensive Aeroelastic Analysis for Tiltrotor Aircraft. The 52nd Annual Forum and Technology Display of the American Helicopter Society, Washington, DC.
- [5] Johnson, W. ,Dynamics of Tilting Proprotor Aircraft in Cruise Flight, NASATND - 7677, May 1974
- [6] Wayne Johnson , Helicopter Theory[M],USA: Dover Publications,Inc.,31 East 2nd Street, Mineola,N.Y.11501,1994

Stability Analysis of the Soft-in-plane Tilt-rotor in forward Flight

MAN Jian-jian, Hou Peng, Dong Ling-hua, Yang Wei-dong

(National Key Laboratory of Rotorcraft Aeromechanics.NUAA.Nanjing210016)

Abstract: In allusion to the problems of whirl flutter, potential ground resonance and air resonance, based on Hamilton's Principle, a dynamical analysis model which can be used to analyze the stability of the soft-in-plane tiltrotor aircraft is developed through the multi-body method with considerations of aeroelastic couplings of the soft-in-plane tiltrotor between rotor and wing. The model can be used to provide theory analysis methods to the potential ground resonance and air resonance. Some useful conclusions and disciplines can be used to provide the guide to dynamic design of tiltrotor aircraft.

Key Words: helicopter; rotor; tilt rotor; soft-in-plane; stability

低温环境对直升机旋翼载荷与强度的影响

王 建 秦瑞芬 吴艳霞
(中国直升机设计研究所,江西 景德镇 333001)

摘 要: 直升机一般具有二十年以上的日历使用寿命期, 决定其实际使用寿命的载荷主要来自旋翼系统高速旋转运动。由于直升机使用范围的广泛性, 必须考虑在高寒地区低温环境对直升机旋翼系统载荷和强度的影响。

本文讨论了低温环境对直升机旋翼载荷的影响系数, 给出了设计参考低温谱; 采用部件疲劳强度设计方法, 以旋翼系统阻尼器设计为例, 进行了低温影响强度分析。

该方法可以用于新研制直升机强度设计工作, 对新研直升机必须经过低温环境载荷测量验证。
关键词: 直升机; 旋翼; 低温; 载荷; 强度

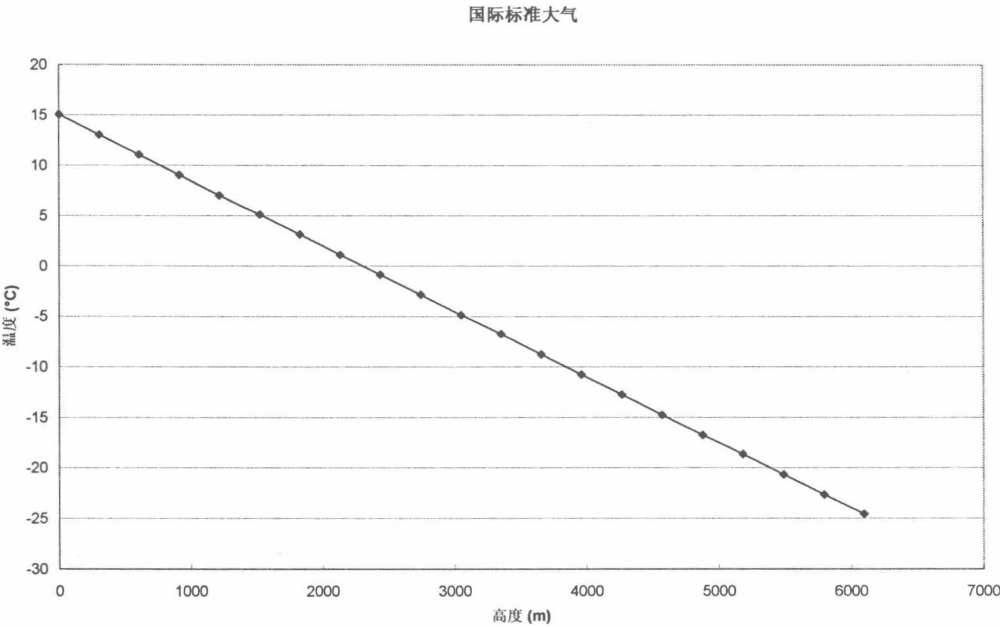
1 直升机使用环境

直升机用途非常广泛, 随着设计技术、材料技术和制造技术的进步, 现代直升机的使用寿命往往达到一万小时以上, 或者其服务寿命以日历时间表示超过二十年。在这样长的服务时间段内, 直升机会遇到各种复杂的使用环境, 对旋翼系统来说影响其使用寿命的环境因素主要有湿热、低温、盐雾和金属腐蚀等。这里主要讨论低温对直升机旋翼系统载荷和强度的影响。

低温环境主要有两方面的因素, 一方面我国国土面积广阔, 分布有寒带、温带和亚热带等气候分布区域, 在冬季南北温差能达到 20℃ 以上, 北方地区气温低于 -20℃ 的时间达到一个月以上。另一方面随着高度的增加, 大气温度下降, 一般标准大气条件下, 每千米温度降低 6 到 7℃, 可以用下图表示, 也可以近似地写为公式

$$T = 15 - 6H$$

其中, T 表示温度 (℃), H 表示高度, 以千米为单位。



标准大气条件下温度-高度曲线

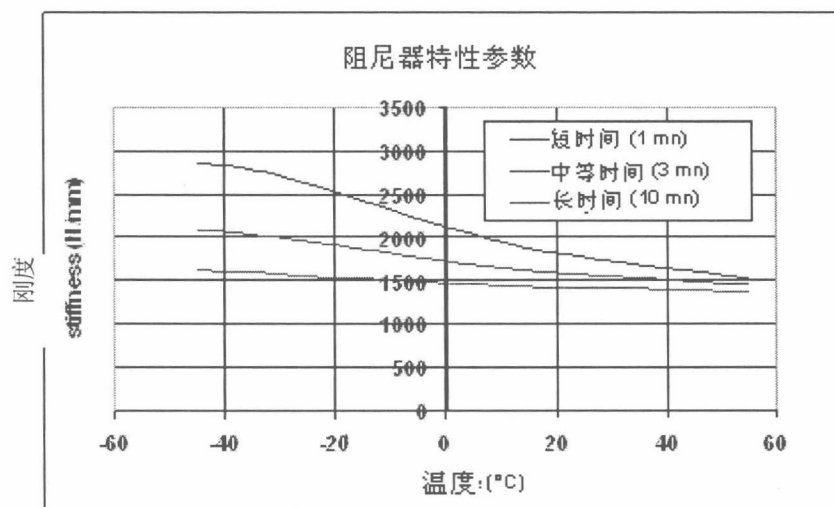
为了使直升机能够满足多种任务需求，在直升机设计中需要给出设计温度谱，这里我们给出为+50℃到-40℃，具体的分配在§3 中讨论。

2 环境温度对直升机旋翼系统载荷的影响

如前所述，这里只讨论低温环境对旋翼系统载荷的影响。我们知道，低温环境从三个方面影响旋翼系统的载荷，随着温度降低，空气密度 σ 增加，减缩重量 M/σ 下降，这种效应导致操纵载荷降低，相同直升机重量下旋翼升力下降，为了提高升力需要提升功率，这种情况主要影响静态载荷。

低温环境下音速降低导致马赫数上升，在直升机高速飞行时，桨叶叶尖马赫数达到最大，逼近音速下气动效应造成气流分离，这种现象会导致旋翼铰链力矩和操纵载荷增加，更进一步会导致旋翼升力增加。所以在低温环境下需要研究直升机最大飞行速度的影响，必要时需要限制最大飞行速度以控制其对旋翼系统载荷和强度的影响。

直升机旋翼系统部件除大量采用复合材料和高强度钛合金等材料外，一些关键承力件为了实现特殊功能还采用了橡胶等非金属材料，如起变距铰作用的球柔性弹性轴承和起减振作用的粘弹性阻尼器，其中粘弹性阻尼器在低温环境下刚度增加明显，对载荷和强度影响都很显著。下图中给出了试验得出的阻尼器刚度随温度的变化曲线。由图可以得出结论，对时间小于 1 秒的机动状态飞行，阻尼器刚度增加约 15%，对于巡航、爬升等稳定飞行状态，则有接近 5% 的增加量。



另外，在低温环境下，由于金属材料的收缩性，使具有预紧力矩要求的连接结构预紧力下降，需要对其连接强度进行检查，这里不进行讨论。

3 低温环境下的强度设计

在直升机结构设计阶段，确定直升机飞行谱过程中，除了给出正常温度环境下的飞行谱外，还要定义一个低温环境谱，这个低温环境谱包含了一个温度序列和它们所占的百分比，下表中给出了一个例子。旋翼部件强度设计必须考虑低温环境引起的载荷增加对静强度和寿命的影响，这里以粘弹性阻尼器为例讨论强度设计过程。

在结构设计阶段，由旋翼气动弹性计算得到正常温度下的设计载荷谱，采用材料 S-N 曲线按打样设计方法确定部件对应目标寿命要求的打样设计载荷 (SIZING LOAD)，对部件进行强度设计，确定部件尺寸，低温环境影响是根据经验首先确定对应每个温度段的载荷影响系数，结合低温谱对

打样设计载荷进行修正，得到新的打样设计载荷，对部件静强度载荷则采用最大载荷影响系数修正，下表中给出了对应钢材料无擦蚀的低温打样设计载荷修正，其对应 10000 小时设计目标寿命的打样设计载荷从未考虑低温谱的 $F_{sizing} = \pm 9417 \text{ N}$ 增加到 $F_{sizing} = \pm 10960 \text{ N}$ 。

温度谱 T(°C)	载荷影响系数	打样载荷 A-	安全寿命(h)	时间%	损伤
> 0°	1.00	10960.2	18091.9	45.7%	2.52599E-05
0°to -10°	1.13	9699.3	11372.4	16.3%	1.4333E-05
-10°to -20°	1.20	9133.5	8819.7	12.6%	1.42862E-05
-20°to -30°	1.30	8430.9	6420.5	16.3%	2.53874E-05
-30°to -35°	1.40	7828.7	4660.6	5.7%	1.22301E-05
-35°to -40°	1.45	7558.8	3997.5	3.4%	8.5054E-06
				100.0%	0.000100002
				总寿命	10000

4 低温环境旋翼载荷飞行试验

为了验证低温环境的影响，需要进行专门的低温环境载荷测量飞行试验，试验要求至少包含两个低温温度点，同时为了满足低温环境条件的要求，需要选择冬天高寒地区进行飞行试验，所以这种试验需要花费较长的时间。

原则上讲，低温环境飞行试验应在最低温度点进行，但受限于气候条件等因素的影响，往往很难达到要求，根据经验可以确定允许对试验数据进行 10℃ 范围内的外推，在这个温度范围内，载荷结果是可信的。

低温环境对旋翼系统载荷的影响以载荷影响系数表示，其值为相同飞行状态低温载荷与常温载荷之比，选择 17 种典型飞行状态，-25℃ 和 -35℃ 两个温度点在下表列出。

飞行状态		-25°C /ISA		-35°C /ISA	
		静载荷	动载荷	静载荷	动载荷
1	地面	1	1.34	1	1.40
2	悬停	1	1.32	1	1.38
3	地转	1	1.32	1	1.45
4	侧飞	1	1.32	1	1.45
5	进场	1	1.17	1	1.22
6	着陆/起飞	1	1.24	1	1.29
7	过渡	1	1.16	1	1.21
8	爬升	1	1.13	1	1.18
9	下降	1	1.12	1	1.17
10	特殊机动	1	1.00	1	1.10
11	左侧滑	1	1.23	1	1.28
12	右侧滑	1	1.00	1	1.04
13	左转弯	1	1.08	1	1.21
14	右转弯	1	1.08	1	1.21
15	左螺旋	1	1.19	1	1.32
16	右螺旋	1	1.19	1	1.32
17	自转	1	1.00	1	1.04