



航空发动机

Aeroengine

ISSN 1672-3147, CN 21-1359/V

《航空发动机》网络首发论文

题目：航空发动机机械液压式三腔测扭系统仿真与试验
作者：刘飞明，郑振轩，陈志刚，谷悦，张梦昊，朱玉川
网络首发日期：2026-07-07
引用格式：刘飞明，郑振轩，陈志刚，谷悦，张梦昊，朱玉川. 航空发动机机械液压式三腔测扭系统仿真与试验[J/OL]. 航空发动机.
<https://link.cnki.net/urlid/21.1359.V.20260707.1351.026>



网络首发：在编辑部工作流程中，稿件从录用到出版要经历录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿等阶段。录用定稿指内容已经确定，且通过同行评议、主编终审同意刊用的稿件。排版定稿指录用定稿按照期刊特定版式（包括网络呈现版式）排版后的稿件，可暂不确定出版年、卷、期和页码。整期汇编定稿指出版年、卷、期、页码均已确定的印刷或数字出版的整期汇编稿件。录用定稿网络首发稿件内容必须符合《出版管理条例》和《期刊出版管理规定》的有关规定；学术研究成果具有创新性、科学性和先进性，符合编辑部对刊文的录用要求，不存在学术不端行为及其他侵权行为；稿件内容应基本符合国家有关书刊编辑、出版的技术标准，正确使用和统一规范语言文字、符号、数字、外文字母、法定计量单位及地图标注等。为确保录用定稿网络首发的严肃性，录用定稿一经发布，不得修改论文题目、作者、机构名称和学术内容，只可基于编辑规范进行少量文字的修改。

出版确认：纸质期刊编辑部通过与《中国学术期刊（光盘版）》电子杂志社有限公司签约，在《中国学术期刊（网络版）》出版传播平台上创办与纸质期刊内容一致的网络版，以单篇或整期出版形式，在印刷出版之前刊发论文的录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿。因为《中国学术期刊（网络版）》是国家新闻出版广电总局批准的网络连续型出版物（ISSN 2096-4188，CN 11-6037/Z），所以签约期刊的网络版上网络首发论文视为正式出版。

航空发动机机械液压式三腔测扭系统仿真与试验

刘飞明¹, 郑振轩¹, 陈志刚¹, 谷悦², 张梦昊², 朱玉川^{2*}

(1. 中国航发湖南动力机械研究所 湖南 株洲 412002;
2. 南京航空航天大学 机电学院 江苏 南京 210016)

摘要：针对当前机械液压式扭矩测量系统缺乏理论指导的问题，开展了航空发动机机械液压式三腔测扭系统理论以及实验研究，根据测扭系统原理将系统模型分为节流孔流量模型、溢流口流量模型、测扭腔压力模型和测扭活塞动力学模型四个部分，分别建立其数学模型，并建立了其 Simulink 仿真模型，利用仿真模型分析了偏载对测扭系统的影响，仿真结果显示，当偏载大于测扭活塞最大静摩擦力时出现高负载处测扭腔溢流口关闭现象，导致测扭腔压力最终与低负载处平衡，从而产生测量误差；在三腔偏载系数分别为 0.95, 1.00, 1.05，啮合力为 1200N 的工况下相对测量误差为 6.25%。为验证理论模型的准确性，以磁致伸缩执行器为力加载装置搭建了机械液压式三腔测扭系统实验平台，对比正弦载荷下仿真与实验环形测扭腔压力，结果表明实验与模型的相对误差小于 5%，验证了仿真模型的准确性。

关键词：航空发动机,机械液压式测扭,数学建模,MATLAB/Simulink

中图分类号：V233.91

文献标识码：A

Research on the Mechanical Hydraulic Three Chamber Torque Measurement System for Aircraft Engines

LIU Fei-ming¹, ZHENG Zhen-xuan¹, CHEN Zhi-gang¹, GU Yue², ZHANG Meng-hao², ZHU Yu-chuan^{2*}

(1. China Aviation Hunan Power Machinery Research Institute, Zhuzhou 412002;
2. College of Mechanical & Electrical Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016)

Abstract: In response to the lack of theoretical guidance in the current mechanical hydraulic torque measurement system, theoretical and experimental research on the mechanical hydraulic three chamber torque measurement system for aircraft engines has been carried out. Based on the principle of the torque measurement system, the system model is divided into four parts: orifice flow model, overflow flow model, torque measurement chamber pressure model, and torque measurement piston dynamics model. Mathematical models are built for each part, and Simulink simulation models are established to analyze the impact of partial load on the torque measurement system. The simulation results show that when the partial load exceeds the maximum static friction of the torque-measuring piston, the overflow port of the torque measurement chamber at the high-load side closes, causing the chamber pressure to ultimately balance with the low-load side and consequently generating measurement errors. The partial load coefficients of the three chambers are 0.95, 1.00, and 1.05, respectively. The relative measurement error under the condition of a measured meshing force of 1200N is 6.25%. To verify the accuracy of the theoretical model, a mechanical hydraulic three chamber torsion measurement system experimental platform was built using a magnetostrictive actuator as the force loading device. The simulated and experimental annular torsion measurement chamber pressures were compared under sinusoidal loads, and the results showed that the relative error between the experiment and the model was less than 5%, verifying the accuracy of the simulation model.

Key words: Aero-engine, Mechanical hydraulic torque test, Mathematical modeling, MATLAB/Simulink

0 引言

航空发动机的扭矩是航空发动机的一项重要控制参数^[1,2]，对于配有涡桨或涡轴发动机的飞机，航空发动机与飞机螺旋桨不仅有功率参数的

匹配关系，还有着转速、扭矩参数的匹配关系^[3-5]。飞机旋转扭矩突变容易造成严重后果，因此航空发动机测试人员需要对涡桨或涡轴发动机的旋转扭矩参数的准确测量进行严格的评估。

按照扭矩测试原理的不同，扭矩测量方法可

分传递法、能量转换法、平衡力法这三大类^[6], 能量转换法由于精度不高, 不适用于扭矩的精确测量。国内外许多学者都开展了扭矩测量传感器研究^[7], 一些学者基于传递法研制了扭矩测量设备, 该方法通过测量被测传动轴扭转角度计算扭矩的大小。2007 年美国的霍尼韦尔^[8]开发了一种光学扭矩测量系统, 该系统在已知长度的扭转载荷旋转轴上可以精确测量偏转角度。2017 年天津大学吴素艳^[9]提出了一种基于光纤光栅技术的扭矩测量方法补偿了温度的变化对测扭误差的影响。2021 年美国的 Mateev 等人^[10]提出了一种动态扭矩测量传感器, 由磁性弹性体涂层直接涂覆在旋转轴上制成, 基于磁性弹性体材料的变形以及磁场振幅和方向的相应变化计算得到扭矩值。2022 年中北大学戴志萍^[11]提出一种电容式旋转轴动态扭矩传感器, 通过电容变化计算扭矩大小。综上所述, 基于传递法的扭矩传感器种类繁多、发展迅速, 但这些传感器在使用过程中容易受到电磁干扰等环境因素的影响^[12]。基于平衡力法的测扭方式有测功机测扭和机械液压式测扭两种, 国内外目前已经开发出多种测功机^[13,14], 其中水力测功机具有单位质量吸功能力强、转动惯量小、扭矩测量范围宽、操作方便和可靠性高的优点^[15,16], 经常被用于航空发动机试验台中, 进行航空发动机扭矩测量实验, 但测功机质量体积较大, 仅适用于研发过程。机械液压式测扭利用斜齿轮的力分解特性, 即斜齿轮承受的扭矩时会产生轴向分力。利用润滑系统提供的油压作用于测扭活塞与斜齿轮轴向力平衡, 通过压力传感器测量活塞内的滑油压力即可得到轴向分力的大小进而得到扭矩的大小。2015 年中国南方航空工业公司的席莉娅、侯宪勇^[17]对某型航空发动机扭矩曲线不合格故障进行了分析, 提出了误差来源以及处理方法; 2017 年中国航发南方工业有限公司的陈蔚兴^[18]提出了一种活塞式测扭机构的衬套的磨合方法, 目的在于通过衬套的配合面与机匣孔间的充分磨合, 减小活塞的附加摩擦阻力, 从而提高测扭精度。

综上所述, 现有机械液压式扭矩测试方法缺乏液压系统设计理论, 在实际应用中存在测试准确性偏低、测试结果重复性差的问题。本文开展

针对机械液压式三腔测扭系统的理论与实验研究, 首先分析了三腔测扭系统的工作原理并建立了其数学模型, 之后利用建立的模型分析了偏载对测量结果的影响, 最后根据三腔测扭系统的工作特点, 采用小体积、大输出力的磁致伸缩执行器构建力加载装置, 并通过传感器、信号采集装置与磁致伸缩执行器构成力闭环控制系统为实验提供稳定的被测轴力, 利用搭建的三腔测扭实验系统开展动态测试实验验证数学模型的准确性。

1 结构与工作原理介绍

机械液压式三腔测扭系统是一种适用于配有行星齿轮结构的减速器中的测扭系统, 行星减速器的三个斜齿轮上各安装一个测扭活塞与测扭腔的液压力平衡, 即三腔测扭。

机械液压式三腔测扭系统的结构包括: 斜齿轮 1~3、轴承、测扭活塞、滑油导杆、固定节流孔、环形腔等, 其中, 三组测扭活塞和滑油导杆构成开度可变的溢流口, 三个溢流口与一个固定节流孔一起构成 B 型半桥。机械液压式三腔测扭系统的原理图如图 1 所示。

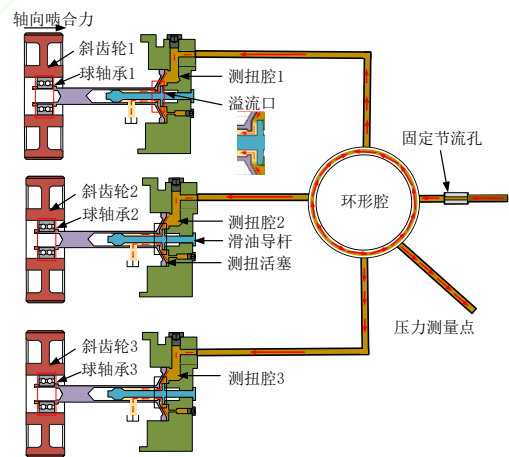


图 1 机械液压式三腔测扭系统原理图

三腔扭矩测试系统工作原理: 滑油泵产生的压力油, 经固定节流孔流入环形腔, 经环形腔分三路分别进入三个测扭腔中, 通过测扭活塞与三个斜齿轮上的轴向啮合力平衡, 环形腔油压即反映了减速器所传递的扭矩。斜齿轮 1~3 上的轴向啮合力通过角接触球轴承作用于测扭活塞上, 与测扭腔 1~3 中油压作用于测扭活塞有效作用面积上的液压力相平衡。斜齿轮 1~3 与角接触球轴承外圈固定连接, 当斜齿轮 1~3 工作时, 角接触球轴承将斜齿轮轴向啮合力分量作用于测

扭活塞凸台，带动测扭活塞轴向运动，从而改变溢油口开度的大小，引起滑油溢油量变化，使测扭腔压力发生改变以保持测扭活塞受力平衡。通过腔压传感器测得环形腔油压从而计算测扭活塞所受轴力大小，然后通过斜齿轮轴力-扭矩计算关系即可求得减速器传递的扭矩值。

2 数学模型建立

实际工作状态下三腔测扭系统的内部结构参数和流体运动是复杂的，为便于理论模型的建立对其实际模型进行简化，提出如下假设：

- (1) 液压油动力粘度不随压力发生变化；
- (2) 忽略瞬态液动力的影响，忽略测扭活塞及管道连接处的泄露和液压卡紧力的影响；
- (3) 忽略气蚀、固体颗粒磨损对系统性能的影响；
- (4) 三腔测扭系统入口压力恒定、无脉动，三腔测扭系统出口压力为零。

三腔测扭系统数学模型主要包括节流孔流量模型、溢流口流量模型、测扭腔压力模型和测扭活塞动力学模型。

2.1 节流孔流量模型

三腔测扭系统的固定节流孔选用短孔作为节流元件，通过短孔的压力流量方程为^[19]：

$$Q_0 = C_{d0} A_0 \sqrt{\frac{2}{\rho} (p_s - p_{ch})} \quad (1)$$

式中， Q_0 为通过节流孔流量， C_{d0} 为节流孔流量系数， A_0 为节流孔通流面积， ρ 为油液密度， p_s 为供油压力， p_{ch} 为测扭腔压力。

2.2 溢流口流量模型

三腔测扭系统溢流口结构如图 2 所示。

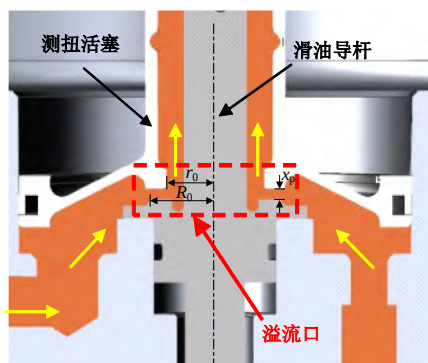


图 2 机械液压式三腔测扭系统溢流口结构图

其流动状态简化为两环状平行平板形成的间

隙流动，可以得到三腔测扭系统溢流口流量与测扭腔压力关系为^[19]：

$$Q_1 = \frac{\pi x_{p1}^3 p_{ch}}{6\mu \ln(R_0 / r_0)} \quad (2)$$

$$Q_2 = \frac{\pi x_{p2}^3 p_{ch}}{6\mu \ln(R_0 / r_0)} \quad (3)$$

$$Q_3 = \frac{\pi x_{p3}^3 p_{ch}}{6\mu \ln(R_0 / r_0)} \quad (4)$$

式中， Q_1 、 Q_2 、 Q_3 为通过溢流口 1、2、3 的流量， p_{ch} 为测扭腔压力， μ 为油液动力粘度； r_0 、 R_0 为溢流口内、外圆半径， x_{p1} 、 x_{p2} 、 x_{p3} 为溢流口 1、2、3 的开度。

2.3 测扭腔压力模型

根据三腔测扭系统工作原理，腔内流体因腔容积的变化不断受到压缩，流体的可压缩性可用有效体积模量来表示。则根据流量连续性方程，三腔测扭系统测扭腔压力 p_{ch} 的计算公式为：

$$\dot{p}_{ch} = \beta_e \frac{Q_{in} - Q_{out} - Q_{leak} - A_p \dot{x}_{p1} - A_p \dot{x}_{p2} - A_p \dot{x}_{p3}}{V_0 - A_p x_{p1} - A_p x_{p2} - A_p x_{p3}} \quad (5)$$

式中， Q_{in} 、 Q_{out} 分别为流入和流出测扭腔的流量， Q_{leak} 为测扭腔的泄露流量，建模时忽略油液泄露，则取 $Q_{leak}=0$ ， A_{p1} 、 A_{p2} 、 A_{p3} 为三个测扭活塞的有效面积， β_e 为泵腔油液的有效体积弹性模量， V_0 为三个测扭腔的初始体积， x_{p1} 、 x_{p2} 、 x_{p3} 为溢流口 1、2、3 的开度。

2.4 测扭活塞动力学模型

在三个溢流口均处于打开状态时，测扭活塞在负载力的作用下，克服摩擦阻力和液压力，实现活塞杆运动，输出连续位移。图3为测扭活塞受力示意图。

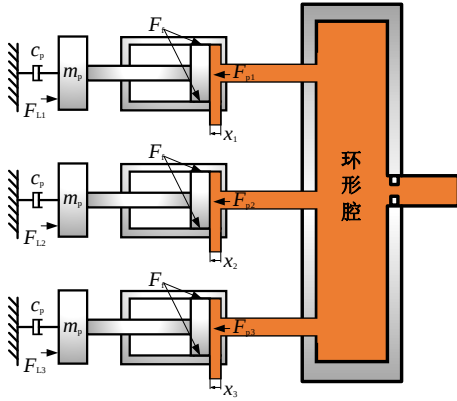


图3 机械液压式三腔测扭系统测扭活塞受力示意图

测扭活塞动力学微分方程如下：

$$F_p - F_{L1} - F_f = m_p \ddot{x}_1 + c_p \dot{x}_1 \quad (6)$$

$$F_p - F_{L2} - F_f = m_p \ddot{x}_2 + c_p \dot{x}_2 \quad (7)$$

$$F_p - F_{L3} - F_f = m_p \ddot{x}_3 + c_p \dot{x}_3 \quad (8)$$

式中， F_p 表示测扭腔液压力， F_f 为测扭活塞与机匣孔内壁之间的摩擦力， m_p 为测扭活塞的有效质量， c_p 为测扭活塞运动阻尼， F_{L1} 、 F_{L2} 、 F_{L3} 分别为测扭腔1、2、3对应的外负载力， x_1 、 x_2 、 x_3 为测扭腔1、2、3对应的测扭活塞杆位移，大小与三个溢流口开度 x_{p1} 、 x_{p2} 、 x_{p3} 相等，方向与液压力方向相同。

若某个测扭腔出现溢流口关闭现象，则该腔测扭活塞还将收到机匣壁面的支持力，其动力学方程为：

$$F_p + F_n - F_{L0} - F_f = m_p \ddot{x}_0 + c_p \dot{x}_0 \quad (9)$$

式中， F_n 为该腔测扭活塞所受机匣壁面的支持力， F_{L0} 为该腔对应的外负载力， x_0 为该腔对应的活塞杆位移。

3 仿真模型搭建与仿真分析

3.1 仿真建模与参数设置

根据机械液压式三腔测扭系统数学模型建立其 Simulink 仿真模型，如图 4 所示。

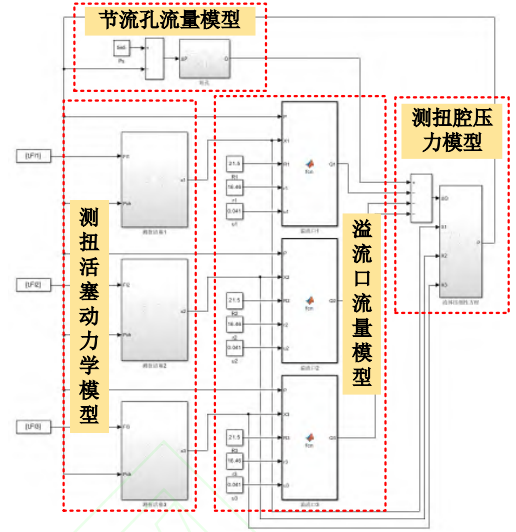


图4 机械液压式三腔测扭系统 Simulink 仿真模型

仿真模型中主要参数如表 1 所示。

表 1 仿真模型主要参数及取值

名称	符号	单位	数值
测扭活塞等效质量	m_p	kg	1.2
测扭活塞等效阻尼	c_p	N s m ⁻¹	1280
供油压力	P_s	MPa	0.5
固定节流孔直径	d_0	m	1.2×10^{-3}
测扭活塞最大静摩擦	F_{max}	N	15
测扭腔初始体积	V_0	m ³	7.5×10^{-5}
油液密度	ρ	kg m ⁻³	970
油液有效体积弹性模量	β_e	Pa	1.5×10^9
油液动力粘度 (25℃)	μ	N s m ⁻²	0.041

3.2 仿真分析

三腔测扭系统工作时三个测扭活塞所受到的轴向力分别来自同一轮系上的三个不同行星齿轮，理想状态下三个行星轮承受相同载荷，对测扭活塞的轴向力也相同。实际上，由于不可避免的制造与装配误差以及支承构件的弹性变形等因素，各个行星轮与中心轮之间的轮齿侧隙并不相等，因此在运行过程中，如果中心轮或行星架的轴线不能自由偏转来实现状态的调整，就会出现中心轮仅与个别行星轮接触的情况，这将导致个别齿轮的受力增加，使行星齿轮系发生偏载^[18]。这会导致三个测扭活塞所受轴向力不同从而影响测扭过程。

行星轮系间各个星轮的偏载程度可以用偏载系数 K_{pi} 来描述：

$$K_{pi} = \frac{F_i}{F_{ave}}, \quad (i=1, 2, 3) \quad (10)$$

式中， F_i 为各个行星轮中承受的轴向啮合力

力, F_{ave} 为各个行星轮承受的平均轴向啮合力。

本文以测量扭矩最大工况为研究对象, 对应啮合轴力为1200N, 偏载系数范围为0.95~1.05。仿真输入条件: 0~0.2s三腔输入轴力均保持1200N恒定。根据偏载系数范围设置6种不同的工况, 其中测扭腔1的偏载系数分别为1.00、0.99、0.98、0.97、0.96和0.95; 为清晰区分偏载工况下的动态响应曲线, 避免多组数据重叠导致分析困难, 设置对应的偏载作用时间分别是0.2s~0.7s, 对应测扭腔2与测扭腔3的偏载系数如表2所示。

表 2 仿真工况主要参数及取值

	测扭腔 1 偏载系数	测扭腔 2 偏载系数	测扭腔 3 偏载系数	偏载时间(s)
工况 1	1.00	1.00	1.00	0.2
工况 2	0.99	1.00	1.01	0.3
工况 3	0.98	1.00	1.02	0.4
工况 4	0.97	1.00	1.03	0.5
工况 5	0.96	1.00	1.04	0.6
工况 6	0.95	1.00	1.05	0.7

绘制工况1~工况6测扭腔液压力如图5所示, 对应工况下三腔的溢流口开度如图6-8所示。

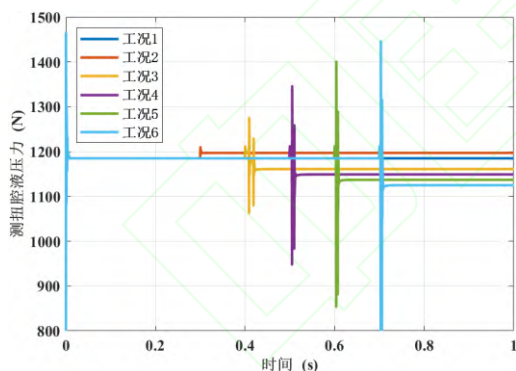


图 5 不同偏载系数下测扭腔液压力

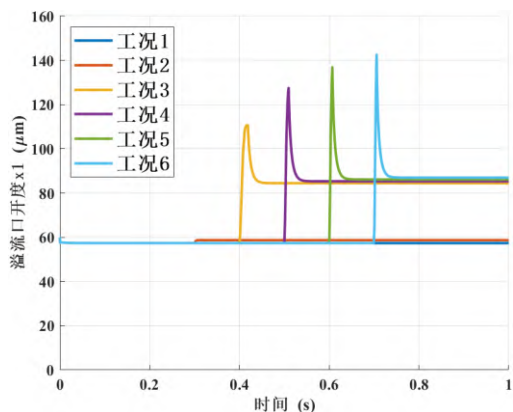


图 6 不同偏载系数下测扭腔 1 的溢流口开度

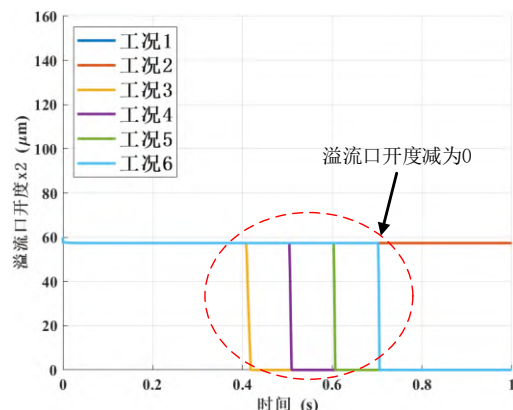


图 7 不同偏载系数下测扭腔 2 溢流口开度

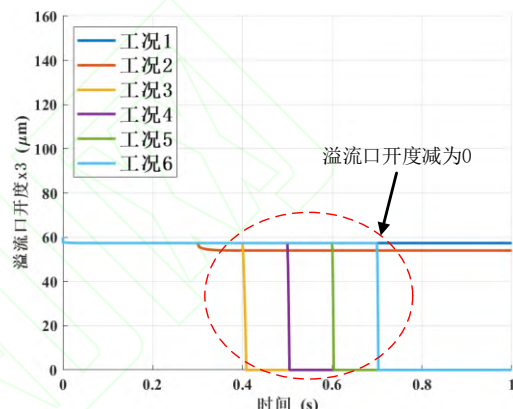


图 8 不同偏载系数下测扭腔 3 溢流口开度

观察图5中的仿真结果, 在输入啮合轴力为1200N的工况下, 不同偏载系数对测扭腔液压力的影响如表3所示。结合测扭活塞最大静摩擦力 F_{max} 分析仿真结果与可知:

(1) 施加偏载前, 平均啮合轴力的测扭腔液压力为1185N, 测量误差等于测扭活塞最大静摩擦力15N, 误差占比1.25%。

(2) 施加偏载后, 在工况2即偏载系数为0.99时, 偏载小于测扭活塞最大静摩擦力, 测扭腔压力增大, 且与载荷较大的负载力平衡; 在其余工况即偏载系数小于0.99时, 偏载大于测扭活塞最大静摩擦力, 测扭腔压力减小, 且与载荷较小的负载力平衡。

(3) 最大偏载系数为0.95时, 测扭腔液压力为1125N, 测量误差为75N, 误差占比6.25%, 误差变化为5%, 与腔1的最大偏载系数0.95对应。

表 3 不同偏载系数下测扭腔液压力大小

	偏载前测扭 腔压力(N)	偏载后测扭 腔压力(N)	偏载前后测量 压力变化(N)
工况 1	1185	1185	0

工况 2	1185	1197	+12
工况 3	1185	1161	-24
工况 4	1185	1149	-36
工况 5	1185	1137	-48
工况 6	1185	1125	-60

观察图6~8中的仿真结果可知,当发生偏载现象且测扭腔1的偏载系数小于0.99时,偏载大于测扭活塞最大静摩擦力,受载荷较大的测扭腔即测扭腔2与测扭腔3溢流口开度减小至0,出现溢流口关闭现象,导致测扭腔压力与受载荷较小侧的负载力平衡,从而产生测量误差。

4 实验研究

4.1 实验组成与原理

航空发动机机械液压式三腔测扭系统实验装置主要由液压油源、测扭系统以及力加载装置组成,其中,力加载装置是本实验的关键核心部件之一,要求其具有小体积、大输出力的特点。本研究提出采用高功率密度、大输出力以及微位移的磁致伸缩执行器作为航空发动机机械液压式三腔测扭系统实验的力加载装置,并采用力传感器构建力闭环控制系统,保证加载力的控制精度,

提高实验的精确性和可信度。

搭建的机械液压式三腔测扭系统实验原理如图9所示。主要实验设备有功率放大器、磁致伸缩力加载执行器、力传感器、机械液压式三腔测扭台、压差传感器、液压站、上位机、PCI板卡、数据采集卡等,实验中用到的传感器相关参数如表4所示。

表 4 实验设备参数

设备名称	量程	精度
力传感器	0~3000N	0.5%
压差传感器	0~1MPa	0.5%

功率放大器通过放大控制信号得到大电流用以驱动磁致伸缩执行器,磁致伸缩力加载执行器与力传感器之间通过定心小球传递轴向力,避免由于力加载执行器输出杆偏心产生的径向力影响测量结果。液压站为机械液压式测扭台供油,压差传感器和力传感器分别用于测量环形腔压力与输入轴向力大小。实验过程中首先通过磁致伸缩力加载执行器后端的粗调螺钉调节初始轴力的大小,之后通入电流驱动磁致伸缩力加载执行器,记录三个轴力与环形腔压力大小。

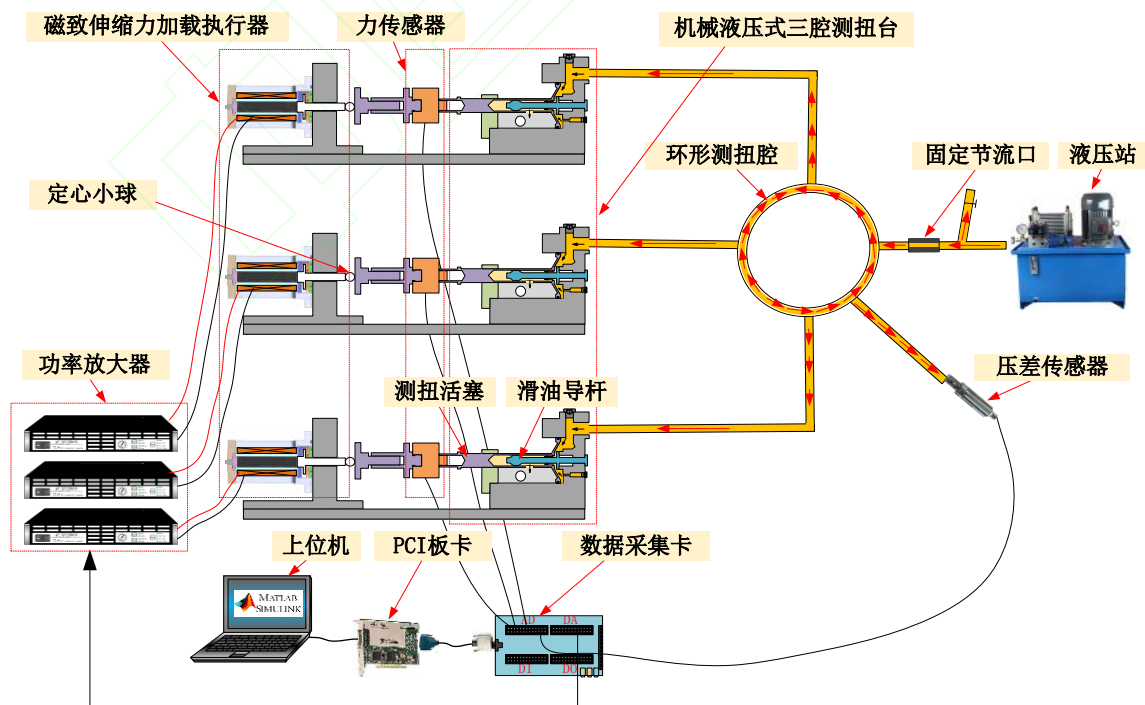


图9 机械液压式三腔测扭系统实验原理图

4.2 实验结果

为验证前文所建立模型的准确性,利用搭建

的实验平台进行三腔测扭实验。

实验开始前,首先通过调节磁致伸缩力加载执行器后端的粗调螺钉使测扭系统三个腔初始负载力均为500N,之后通过功率放大器输入给三个磁致伸缩执行器幅值为5A的正弦偏置电流信号,记录三个力传感器测得的输入轴力大小与压力传感器测得的环形测扭腔压力大小,实验测得的三腔输入轴力大小如图10所示。

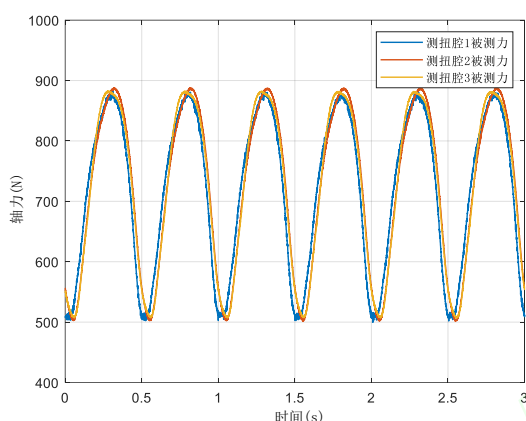


图 10 三腔输入轴力大小

将实验测量得到的输入力作为Simulink仿真模型的输入,仿真与实验结果对比如图11所示。

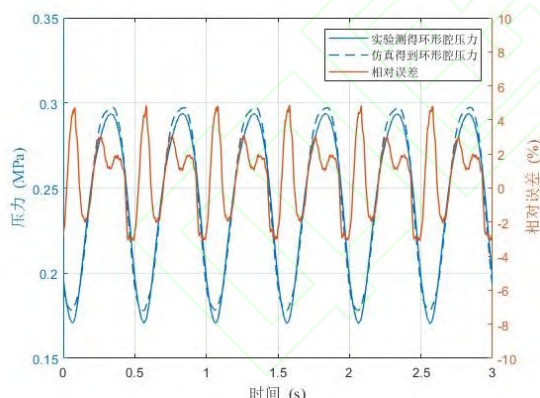


图 11 实验与仿真结果对比

观察图11可以发现,仿真与实验结果相对误差在5%以内,仿真结果与实验结果具有很好的一致性。

5 结论

(1) 建立了机械液压式三腔测扭系统的数学模型,并以数学模型为基础搭建了其Simulink仿真模型,为分析机械液压式三腔测扭系统特性提供了基础。

(2) 仿真分析了偏载对测扭系统测试精度的影响,结果表明偏载工况下偏载大于测扭活塞最大

静摩擦力时出现高负载处测扭腔溢流口关闭现象,测扭腔压力与低负载处平衡,从而导致测量误差。

(3) 搭建了机械液压式三腔测扭系统实验平台,对比仿真与实验结果,相对误差小于5%,验证了仿真模型的准确性。

参考文献:

- [1] 孙丰诚.航空发动机性能寻优控制技术研究[D].南京航空航天大学,2007.
Sun Fengcheng. Research on Optimization Control Technology for Aircraft Engine Performance [D]. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007
- [2] 方昌德,马春燕.航空发动机的发展历程[M].航空工业出版社,2007.
Fang Changde, Ma Chunyan. The Development History of Aircraft Engines [M]. Aviation Industry Press, 2007.
- [3] Frealle, Jean-Luc Charles Gilbert, and Alain Michel Perbos. Detection of the overspeed of a free turbine by measuring using a torque meter: US20130098042 A1[P]. 2012.
- [4] BODIN R M. Speed or torque probe for gas turbine engines:US8549931[P]. 2013.
- [5] 李立新,廖明夫,余索远,等.涡轴发动机测扭装置发展现状及趋势[J].航空动力学报,2024,39(X):20220982.
LI Lixin, LIAO Mingfu, YU Suoyuan, et al. Current situation and development trend of torque measuring device for turboshaft engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39 (X) : 20220982.
- [6] 王岩,储江伟.扭矩测量方法现状及发展趋势[J].林业机械与木工设备,2010,(11):14-18.
Wang Yan, Chu Jiangwei. Current Status and Development Trends of Torque Measurement Methods [J]. Forestry Machinery and Woodworking Equipment, 2010, (11): 14-18.
- [7] 宋春华,徐光卫.扭矩传感器的发展研究综述[J].微特电机,2012,40(11):58-60.
Song Chunhua, Xu Guangwei. A review of the development and research of torque sensors [J]. Micro Special Motor, 2012, 40 (11): 58-60.
- [8] Liu J Z T, Cook J D, Hintz F W, et al. Wireless torque sensor: U.S. Patent 7,307,517[P]. 2007-12-11.
- [9] 吴素艳,黄银国,赵美蓉,等.基于光纤光栅的扭矩测量系统设计[J].纳米技术与精密工程,2017,15(2):135-139.
Wu Suyan, Huang Yinguo, Zhao Meirong, et al. Design of Torque Measurement System Based on Fiber Bragg Grating [J]. Nanotechnology and Precision Engineering, 2017, 15 (2): 135-139.

- [10] Mateev, Valentin, and Iliana Marinova. Magnetic elastomer sensor for dynamic torque and speed measurements. *Electronics*, 2021, 10(3): 309.
- [11] 戴志萍. 电容式旋转轴动态扭矩传感器设计与优化[D]. 太原:中北大学, 2022.
- DAI Zhiping. Design and optimization of capacitive rotary shaft dynamic torque sensor[D]. Taiyuan:North University of China,2022.
- [12] 李志鹏, 王博男, 孟旭, 等. 电磁式扭矩传感器原理、研究现状及发展趋势[J]. 仪器仪表学报, 2021, 42(1): 1-14.
- LI Zhipeng, WANG Bonan, MENG Xu, et al. Principle study status and development trend of the electromagnetic torque sensor[J]. *Chinese Journal of Scientific Instrument*, 2021, 42(1): 1-14.
- [13] Grantham C, Tabatabaei-Yazdi H. A novel power electronic machineless dynamometer for load testing and efficiency measurement of three-phase induction motors. In *Proceedings IPEMC 2000. Third International Power Electronics and Motion Control Conference*, 2000.
- [14] ZHOU L, WEI Y, HUANG S, et al. Design and research on variable-frequency speed-regulating electric power dynamometer motor. *Proceedings of the Fifth International Conference on Electrical Machines and Systems*, 2001.
- [15] 李宗帅, 董春, 刘颜. 国内外电力测功机发展现状[J]. 电机与控制应用, 2007, 34(5).
- Li Zongshuai, Dong Chun, Liu Yan. Development Status of Power Dynamometers at Home and Abroad [J]. *Motor and Control Applications*, 2007, 34 (5).
- [16] 周腊吾, 郭浩, 赵晗, 等. 测功机系统的研究综述[J]. 电机与控制应用, 2020, 47(12).
- Zhou Lawu, Guo Hao, Zhao Han, et al. A review of research on dynamometer systems [J]. *Motor and Control Applications*, 2020, 47 (12).
- [17] 席莉娅, 侯宪勇. 某型航空发动机扭矩曲线不合格故障分析[J]. 现代工业经济和信息化, 2015 (14): 53-54.
- Xi Liya, Hou Xianrong. Fault analysis of unqualified torque curve of a certain type of aircraft engine [J]. *Modern Industrial Economics and Informatization*, 2015 (14): 53-54.
- [18] 陈蔚兴. 活塞式测扭机构的衬套的磨合方法: CN201710508692.4 [P]. 2017-12-01.
- Chen Weixing. Running in method for bushings of piston type torsion measuring mechanism: CN201710508692.4 [P]. 2017-12-01.
- [19] 李壮云. 液压元件与系统[M]. 北京: 机械工业出版社, 2011: 82-83.
- LI Zhuangyun. *Hydraulic Component and System* [M]. Beijing: China Machine Press, 2011: 82-83. (in Chinese)
- [20] 李铭. 行星齿轮传动系统载荷分析与可靠性预测方法研究[D]. 东北大学, 2018.
- Li Ming. *Research on Load Analysis and Reliability Prediction Method of Planetary Gear Transmission System* [D]. Northeastern University, 2018.

基金项目: 无

作者简介: 刘飞明 (1986 年), 男, 高级工程师, 主要从事航空发动机设计工作; E-mail: liufeiming0920@163.com