

某型飞机反推力装置加载试验

The Loading Test of the Reserves Thrust System

是贤珠/Shi Xianzhu

(上海飞机设计研究院, 上海 201203)

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201203, China)

摘要:

由于反推力系统必须在模拟气动载荷下做试验,以验证反推力系统功能的安全可靠性。因此在液压系统地面模拟试验中需配置一套反推力装置加载系统,以实现对反推力在展开和收起过程中所受气动载荷的模拟。在简要介绍反推力系统及其加载系统的基础上,主要研究如何完成某型飞机反推力装置加载试验,并满足其性能要求。

关键词: 反推力加载试验;反推力系统;反推力加载系统

[Abstract] Because of the reserves thrust system must be tested in condition of simulating the dynamic loading in order to validate the dependability of reserves thrust system. So we must develop a reserves thrust loading system to simulate the dynamic loading during extension/restriction. This article will simply introduce the reserves thrust system and the reserves thrust loading system first, then mainly focuses on the methodology of how to perform the reserves thrust system load test and how to fulfill its performance requirement for the aircraft.

[Keywords] Reserves Thrust Loading Test; Reserves Thrust System; Reserves Thrust Loading System

0 引言

根据某型飞机反推力系统地面模拟试验任务书要求,反推力系统必须在模拟气动载荷下做试验,以验证反推力系统功能的安全可靠性。因此在液压系统地面模拟试验中需配置一套反推力加载及测试系统,以实现对反推力装置在展开和收起过程中所受气动载荷的模拟。

在某型飞机反推力系统加载试验中,反推力系统是作为液压能源的用户进行试验,并不需要验证反推力子系统内部功能。而且由于要做到低成本、高效益,我们准备采用单通道集中加载方式,左、右反推力装置4个作动器分别采用1个加载作动器,既能满足试验要求,又大幅节约了成本。

1 反推力装置加载试验概述

1.1 国内外进展情况

在航空领域中,我国各大研究所/院和高校在系统加载试验方面都具有一定的经验,如哈尔滨工业大学和702所研制的多点电液伺服静力加载系统^[1];南京理工大学研制的能实时模拟火箭炮随动系统在不同带弹量、不同位置下的不平衡力矩的电液加载仿真台等等^[2]。但做反推力装置加载试验国内尚属首次,因此可供参考的经验相当有限,国外做过类似的试验,比如Smiths公司,在做CF34-10A发动机反推力系统试验时,采用多通道一一对应、分别加载的方式,所需成本很高。

1.2 技术方案要点

(1) 该加载系统支架主体主要采用与铁鸟匹配的型材焊接而成。本加载系统将反推力系统的四个作动器输出点通过机械接口耦合支架连接起来,最终通过一套电液伺服加载系统来跟踪气动载荷曲线。由于反推力系统的四个输出点存在初始行程差,使得四个作动器输出点在垂向上不共面。直接的硬耦合会使反推力系统在作动过程中受力极不均匀,并可能存在除径向以外的作用力,可能会直接导致飞机上的反推力液压系统的损坏。因此,在保证反推力液压系统安全的前提下,如何实现加载时反推力四个作动器动态受力平衡将是本项目的一大难点。

(2) 加载系统采用专用伺服控制器控制、工业控制计算机作为监控机的分层控制结构;专用伺服控制器实现电液伺服系统的实时控制;工业控制计算机主要进行系统控制参数、输入信号的设定以及收集系统的主要控制参量并实时显示,以对整个系统进行实时地监控;专用伺服控制器与工业控制计算机之间进行联网通信。工业控制计算机还负责和招标方液压综合试验控制台的通讯,可接受远程控制,接收来自计算机控制系统的“接通ICV(隔离控制阀)”、“接通DCV(方向控制阀)”、“接通CL(反推力整流罩锁)”、“断开ICV”等按时序自动工作的远程控制指令和分别控制ICU、DCV及CL的手动远程控制指令,并及时做出响应和给出应答信息。

(3) 为了有效减小加载过程中干扰力的影响，在系统设计上，特别在伺服阀和伺服液压缸间的双向通道旁都增加了一对小容量高频响的蓄能器，用来补偿顺载时，伺服阀补油不及时所带来的附加多余力的影响，以实现输入力曲线的高精度实时跟踪控制。同时，方案中还将伺服阀的A、B口接通，进一步保证顺载时加载作动筒所需的大流量。

(4) 利用工控机，设计了系统操作与监控软件界面以及多种输入信号的生成、数据采集、处理与显示、故障监控与报警等功能软件，并能在所配置的液晶显示器上显示，以实现人机交互等一系列功能。基于专用电液伺服系统控制器，设计本系统的专用实时控制软件，以完成对系统多种要求的控制任务。所有软件均采用模块化编程，并具有二次开发能力和较好的可维护性。

(5) 为增加系统的安全性和可靠性，不仅设计了软件保护功能而且设计了必要的电气与多重液压保护装置，如在系统油源过载保护的前提下，还在伺服阀和伺服液压缸间增加了相应的电磁溢流阀，可以有效地保护伺服阀和整个系统。加载系统具有超差、超限和故障保护功能，以确保试验设施和试验人员的安全。在试验过程中如有异常或过载时，应能自动报警，并能自动关闭加载系统。

2 反推力系统

2.1 系统概述

某型飞机反推力系统用于飞机着陆时将CF34-10A发动机外涵道气流反向以获得发动机反向推力。反推力系统的正常工作为人工操纵、电气控制和液压作动相结合。由1号和2号液压能源系统提供压力。反推力液压作动系统原理图见图1。

2.2 系统描述

反推力系统的正常工作是通过飞行员给油门杆指令，同时发动机FADEC（发动机全权限数字控制单元）判断飞机满足反推力使用要求后，控制作动系统按顺序动作，使反推力整流罩打开/关闭。

FADEC接收反推力系统液压作动筒位置信号、飞机传送的起落架着陆信号、机轮速度和油门杆信号来判断是否满足反推力系统工作要求。

反推力系统打开顺序：系统加压、作动筒有杆腔加压 \Rightarrow 来自ICV的高压液压油推动第3锁释放 \Rightarrow 第3锁完全打开后高压油输送给DCV，DCV阀门作动 \Rightarrow 作动筒解锁&打开，反推力整流罩打开。

反推力系统关闭顺序：DCV断电、作动筒收回 \Rightarrow 整流罩完全闭合 \Rightarrow 10S后CL断电 \Rightarrow 20S后ICV断电。

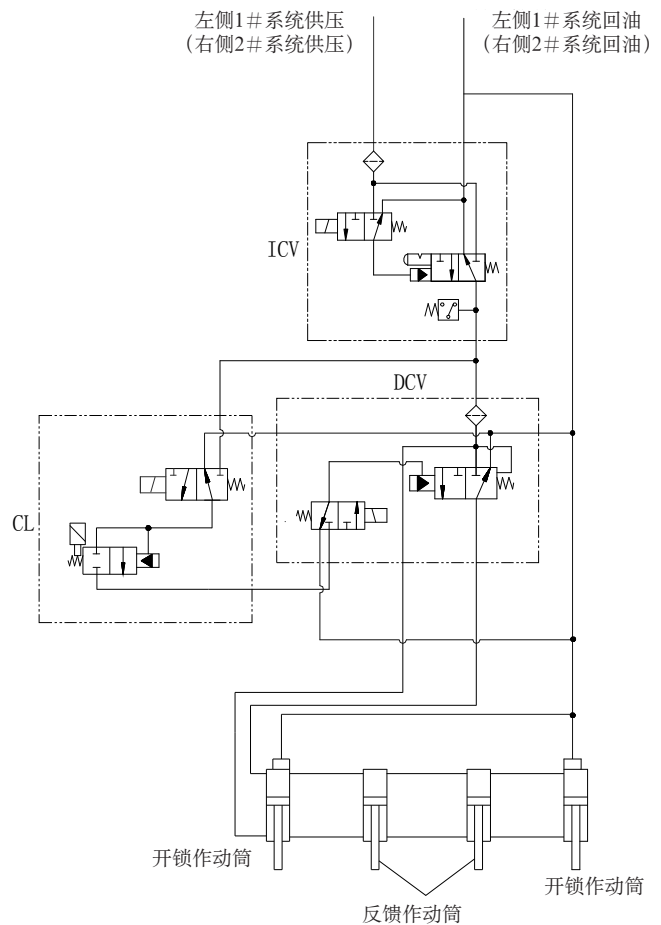


图1 反推力液压作动系统原理图

3 推力加载系统

3.1 加载系统原理

根据对反推力加载装置的功能及具体技术要求，所拟定的系统原理图如图2所示，具体步骤如下：

(1) 试验人员通过控制台向伺服控制系统发出外部指令，经伺服控制器和电液伺服阀作动加载作动筒，并通过加载作动筒和反推力作动筒的连接实现对反推力系统的加载；

(2) 拉压力传感器作为反馈元件，提供反馈信号，用于实现闭环控制；

(3) 来自反推力作动筒位移传感器的信号控制指令通过A/D转换器进入伺服控制系统；

(4) 反推力控制器用来控制反推力作动筒按时序工作。

3.2 加载系统组成

加载系统由加载台架、液压系统、全数字伺服控制系统、反推力控制器、电液伺服阀、加载作动筒、传感器及多功能安全模块等组成。

3.3 加载系统仿真

3.3.1 仿真软件

加载系统主要采用MATLAB里的仿真工具包Simulink完成对动态系统的建模、仿真和分析。如果仿真结果不符合要求，则可以修改系统模型的参数及仿真步长等参数，继续进行仿真。为了满足复杂的输入输出关系，可自己编写S-函数来实现。S-函数可以写成m文件的形式。

3.3.2 仿真框图

仿真框图如图3所示。

4 反推力系统试验

4.1 试验概述

4.1.1 试验原理

试验原理如图4所示。

4.2 试验内容及试验结果

4.2.1 耐压试验

4.2.1.1 试验状态

反推力液压作动系统与能源系统隔离，采用“系统密封及耐压试验装置”进行加压。

4.2.1.2 试验过程及结果

操作反推力系统并给系统增压，目击检查系统外部密封性（无泄漏）及耐压强度（无永久性变形），试验结果正常。

4.2.2 磨合试验

4.2.2.1 试验状态

反推力系统与液压能源系统连接（左侧与1#能源系统连接，右侧与2#能源系统连接）。

4.2.2.2 试验过程及结果

(1) 给系统排气，即反推力系统打开和收回各工作5次。

(2) 排气后，继续操作反推力系统，使反推力系统展开并收回各10次，目击检查，在展开和收回过程中应无卡滞和异常响声。试验结果正常。

4.2.3 功能试验

4.2.3.1 试验状态

(1) 分别按空载、正常着陆加载和终止起飞加载三种状态进行。

(2) 展开时液压泵转速为4 238r/min，收回时液压泵转速为3 560r/min。

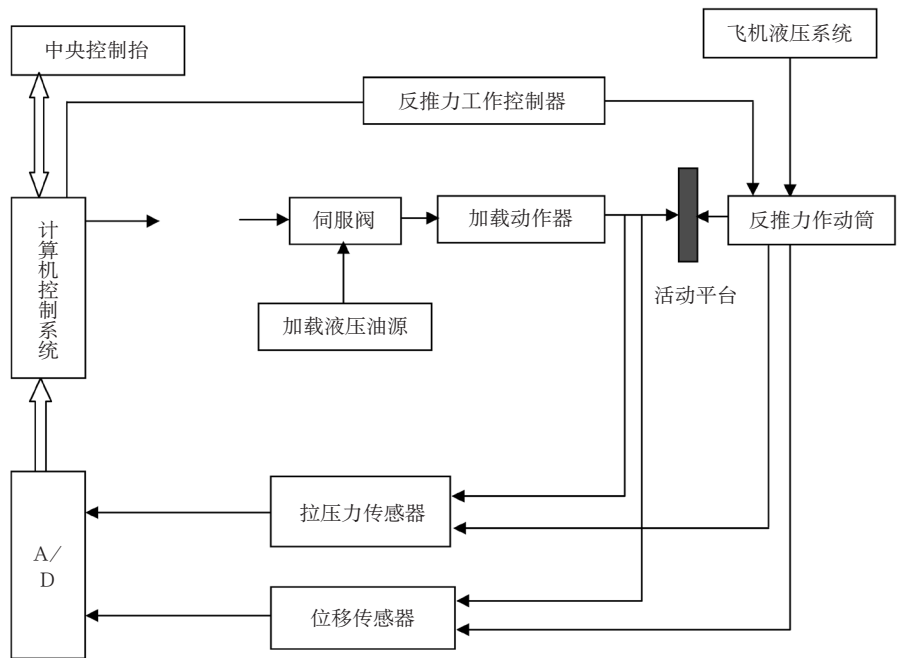


图2 反推力加载系统原理图

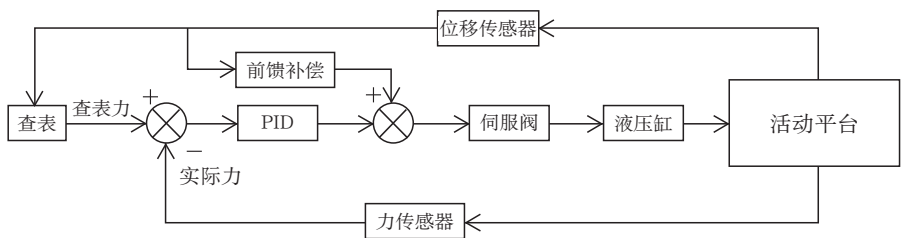


图3 系统仿真框图

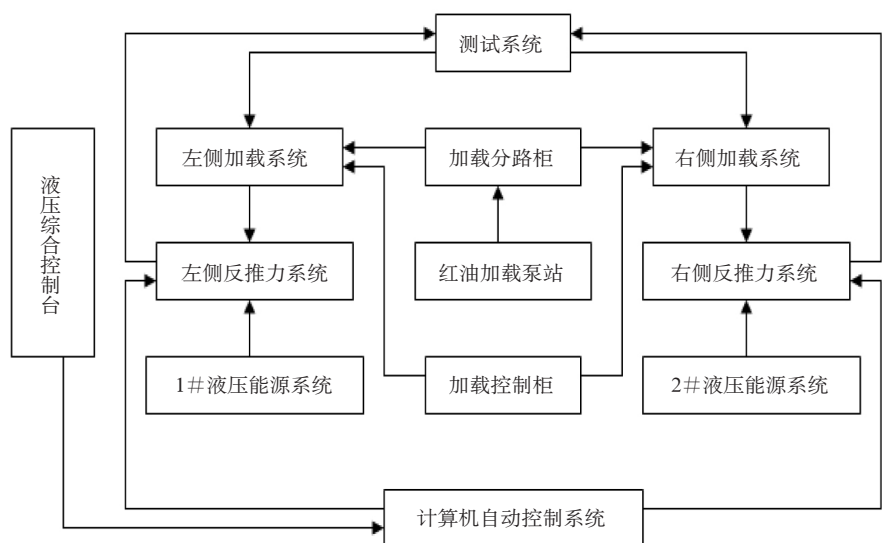


图4 试验原理框图

min;

4.2.3.2 试验过程及结果

启动液压泵，转速调至4 238r/min时，展开反推力系统，再调转速至3 560r/min时，收回反推力系统，各自重复3次，试验结果均正常。加载曲线及精度见图5~图7（系统动态精度 $\leq 15\%$ ；加载力静态精度： $\leq 5\%$ ）。

4.2.4 故障模拟试验

4.2.4.1 能源系统故障供压状态试验

4.2.4.1.1 试验状态

- (1) 故障模拟试验加载按终止起飞加载进行；
- (2) 泵转速：展开时为4 238r/min，收回时为3 560r/min。

4.2.4.1.2 试验过程及结果

分别按以下4种状态进行试验。

- (1) 仅1[#]液压泵供压，通过PTU给2[#]系统供压，收放反推力系统；
- (2) 1[#]液压泵和2[#]电动泵供压，收放反推力系统；
- (3) 1[#]电动泵和2[#]液压泵供压，收放反推力系统；
- (4) 1[#]电动泵和2[#]电动泵供压，收放反推力系统；

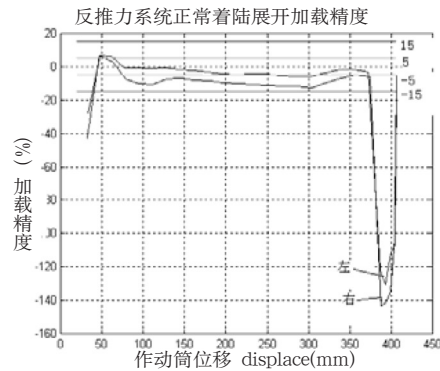
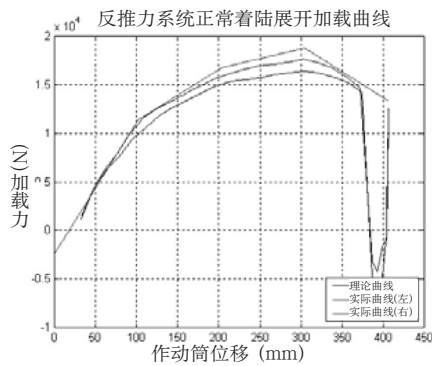


图5 反推力系统正常着陆展开加载曲线及精度

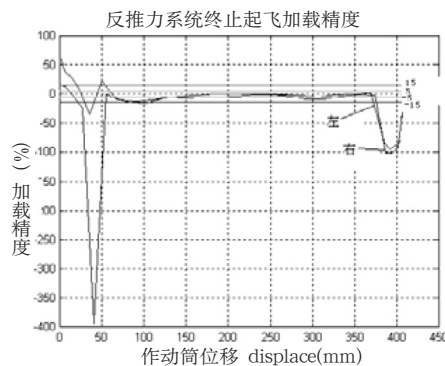
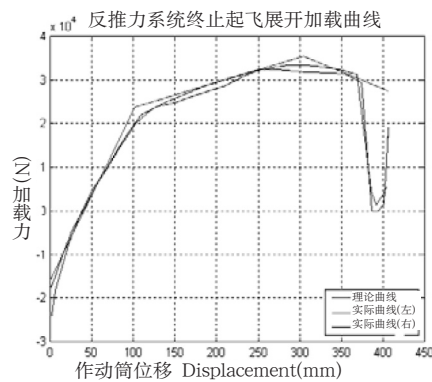


图6 反推力系统终止起飞展开加载曲线及精度

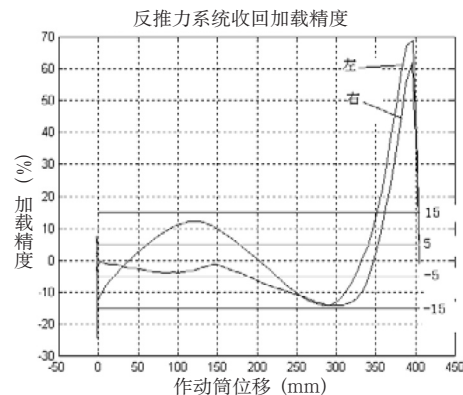
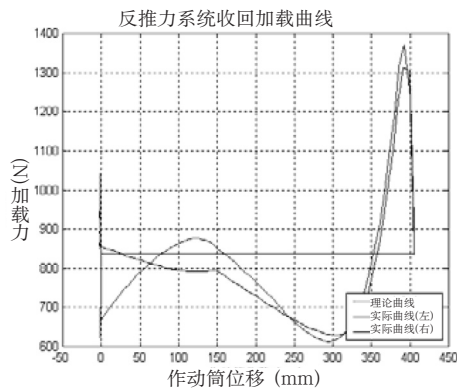


图7 反推力系统收回加载曲线及精度

(5) 以上(1)~(4)试验各自重复3次。

试验结果正常。

4.2.4.2 反推力作动系统自身故障试验

4.2.4.2.1 试验状态

(1) 故障模拟试验加载按正常着陆状态进行；

(2) 泵转速：展开时为4 238r/min，收回时为3 560r/min。

4.2.4.2.2 试验过程及结果

分别按以下4种状态进行试验。

(1) 反推力作动筒分别正常展开到50%、60%和70%时，给DCV断电(1[#]试验)，观察反推力是否能够收回，并记录左右作动时间；

(2) 反推力作动筒分别正常收回到80%、70%和60%，给DCV通电(2[#]试验)，观察反推力是否能够展开，并记录左右作动时间；

(3) 反推力作动筒分别正常展开到50%、60%、70%时，给ICV断电(3[#]试验)，观察反推力是否能够展开，并记录左右作动时间；

(4) 反推力作动筒分别正常收回到80%、70%和60%时，给ICV断电(4[#]试验)，观察反推力是否能够展开，并记录左右作动时间。

试验结果正常。

4.2.5 耐久性试验

在完成1 000次系统耐久性试验后，所有现象均正常，符合可靠性要求。

4.3 试验结论

试验结果表明，耐压试验和磨合试验结果正常，反推力系统展开和收回时间符合任务书要求范围，模拟故障情况下的反推力系统工作状态也符合任务书要求。

5 结论

本文研究的反推力加载装置为某型飞机的最终投入使用提供了试验数据，且试验结果符合要求。在本文中，共有3个创新点和难点：

(1) 在某型飞机反推力系统加载试验中，反推力系统是作为液压能源用户进行试验，并不需要验证反推力子系统内部功能；而且由于试验任务书所提的动态加载精度 $\leq 15\%$ ，经过详细计算，如果进行集中加载，平均到每个作动筒的载荷与作动筒实际载荷的误差最大不超过15%，因此，采用集中加载的方式，在理论是可行的。采用此种集中加载的方式，左右两侧加起来只需2个通道，既能满足试验要求，又大幅节约了成本。因此，本项目所采用的集中加载方式在反推力加载试验中为国内航空领域首创。

(2) 如何实现加载时反推力四个作动器动态受力平衡。

为了解决该难点，本方案采用专门的机械接口连接四个作动器输出点和耦合支架。四个作动器输出点首先分别和四个滑动导杆相连，此四个滑动导杆可以保证只有径向的加载载荷才能作用于反推力作动筒，其他方向的载荷由导杆承受。滑动导杆进一步和耦合支架连接，其中耦合支架可以为板式或桁架结构。四个作动器的连接点在安装时可以沿径向进行行程差补偿。通过该处的行程差补偿，可以使原本不共面的四个作动器输出点在耦合支架上形成共面。在加载过程中，耦合支架一直保持垂直，当加载作动筒的载荷加至耦合支架时，能保证载荷均匀地作用于四个通道。

同时，在每个反推力作动筒末端分别连接力传感器，实时监控各通道的最大载荷，如果载荷超过安全阈值，可以使系统进行安全保护，停止加载，保证了集中加载方式的安全性；同时在台架上安装了机械限位装置，进一步增加系统的安全性。

(3) 为了有效减小加载过程中干扰力的影响，在系统设计上，特别在伺服阀和伺服液压缸间的双向通道旁增加了一对小容量高频响的蓄能器，用来补偿顺载时，伺服阀补油不及时所带来的附加多余力的影响，以实现输入力曲线的高精度实时跟踪控制。同时，在电液伺服控制系统的设计上，特别在伺服液压缸A、B腔间增加了一旁通油道，并专门设置了一定孔径的阻尼孔，以满足抑制多余力的需要。

本文研究的项目正应用于某型飞机。在某型飞机的反推力试验中，由于此项目的应用，不仅大大节约了科研成本，而且填补了国内航空领域在此项上的空白。这个项目不仅可以在航空领域，也能在其它多通道加载领域得以应用。

参考文献：

- [1] 黄献龙, 黄焕泽. 多点电液伺服静力加载系统设计[J]. 适应技术与适应机, 1998: 3-8.
- [2] 陈机林. 电液加载仿真台的设计与自适应控制[J]. 机床与液压, 2005: 2-7.
- [3] 王益群, 王燕山. 电液力控制研究的进展[J]. 液压与气动, 2002: 10-25.
- [4] 刑伟红, 刘殿春. 飞机/发电机推进系统反推力装置[J]. 航空发电机, 2004: 10-30.
- [5] 江加和, 喻统武, 宋子善. 电液伺服加载系统数字控制的研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2000: 23-31.
- [6] 裴忠才, 王占林, 王立国. 电液负载仿真台的理论分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2000: 12-18.