

轴对称矢量喷管控制系统半物理仿真试验

蒲雪萍

(中国燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘 要: 介绍了轴对称矢量喷管控制系统半物理仿真试验的方法、内容和结果。采用模拟矢量喷管、模拟喷管喉道面积反馈、模拟飞机的矢量操纵命令等仿真方法进行了半物理仿真试验。通过仿真试验验证了控制系统的各功能, 进一步完善了数学模型和控制软件, 考核了系统的可靠性。

关键词: 矢量喷管控制系统; 半物理仿真; 试验

中图分类号: V 233. 7⁺ 57 文献标识码: A 文章编号: 1672-2620(2003)02-0018-04

A Semi-physical Simulation of Axisymmetric Vectoring Nozzle

PU Xue-ping

(China Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China)

Abstract: In this paper, methods, procedures and results of the semi-physical simulation experiment for AVEN are introduced. A semi-physical simulation test is carried out by simulating vectoring exhaust nozzle, nozzle aperture feedback and aircraft vectoring operation order. Functions of control system are verified, mathematic models and control programs are improved and system reliability is demonstrated from the simulation.

Key words: control system for AVEN; semi-physical simulation; experiment

1 引言

20 世纪 90 年代, 中国燃气涡轮研究院对轴对称矢量喷管(AVEN)技术进行了较为深入的研究, 不仅完成了轴对称矢量喷管的结构设计、加工, 同时还对其控制系统进行了研究。在完成控制系统的设计、加工和调试之后, 为了验证、调试和完善整个控制系统, 并保证与喷管和发动机联合试车时的安全性和可靠性, 我们对控制系统进行了半物理仿真试验。通过试验和调整, 完善了数学模型和控制系统, 达到了预期目标。

2 半物理仿真系统的构成

矢量喷管技术的研究在我国尚处于起步阶段, 中国燃气涡轮研究院研究设计的轴对称矢量喷管及

其控制系统采用了一些先进技术, 设计了一个较为先进的飞机矢量推进系统。矢量喷管控制系统半物理仿真属于航空动力系统仿真技术范畴, 更具体地说, 应归为航空发动机控制系统研究中的半物理仿真。我国航空动力行业控制系统在实时仿真方面做了大量工作, 但在针对飞机矢量推进系统的研究方面, 国内目前还没有建立起一套较为完善的仿真试验器。我们利用 614 所一套简易的喷管仿真试验器, 进行了轴对称矢量喷管控制系统半物理仿真试验。矢量喷管半物理仿真系统的构成如图 1 所示。该系统主要包括液压油源、液压执行机构、喷管喉道面积(A_8)控制液压作动筒及反馈传感器、喷管出口面积(A_9)控制液压作动筒及反馈传感器、喷管半物理仿真试验器、数字电子控制器、摇杆操纵装置、试验操纵盒、电源和测显系统等。

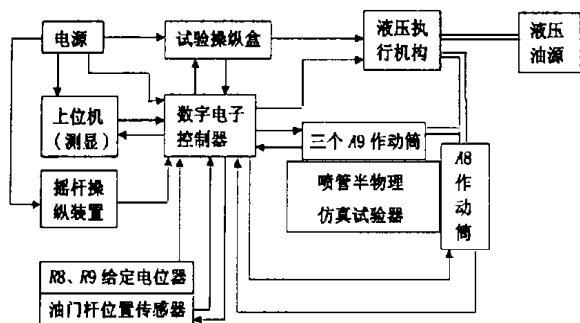


图 1 矢量喷管半物理仿真系统图

Fig. 1 Semi-physic simulation system diagram for AVEN

液压油源用于驱动 A8、A9 液压作动系统, 保证提供一定压力和流量的液压油。进行仿真试验时, 我们分别采用了真实矢量喷管运动机构和模拟鱼鳞片构成的模拟喷管, 用一角位移传感器 (RVDT) 的输出模拟喷管喉道直径反馈信号, 用电子摇杆模拟飞机的矢量操纵命令。下面对几种模拟装置进行简要说明。

2.1 模拟矢量喷管

模拟矢量喷管的实物主要由三部分组成: 一是发动机加力机匣的模拟实物, 它是固定在地平面上的一个直径与加力机匣安装边相仿的安装基座。其上有三个均布的径向安装槽, 用于固定调整喷管矢量运动的驱动作动筒。二是矢量喷管的矢量运动作动环模拟实物, 它是一个内、外直径分别为 700 mm、1 200 mm 的一个圆环。其上也相应地地开有三个沿圆环均布的径向安装槽, 用于固定矢量运动驱动作动筒的活塞杆端部。试验中, 该作动筒和作动环均采用真实组件, 其安装与支撑亦采用真实构件。三是模拟矢量运动连杆机构和鱼鳞片的模拟装置, 当作动环在驱动作动筒推动下进行平移时, 该装置可模拟喷管的收扩控制; 作动环进行摇摆运动时, 该装置可模拟矢量喷管的扩张段的全方位矢量偏转控制。

2.2 喷管喉道面积 A8 反馈信号模拟装置

因确定将该矢量喷管安装在 PД-33 发动机上试车, 所以喷管试验件控制系统仿真试验采用了 PД-33 发动机上控制喷管喉道直径 (R8) 作动筒的行程与喉道直径反馈信号的转换装置。它通过一钢丝绳与作动筒活塞相连, 钢绳的长度随作动筒活塞杆的伸缩而变; 钢丝绳另一端带动一刻度盘旋转, 转盘再带动装于其上的反馈传感器 RVDT 的轴转动, 从而输出反映喉道面积 A8 的反馈信号。

2.3 摇杆操纵装置

在装机之前, 利用电子摇杆来模拟飞机对矢量喷管发出的矢量命令信号。当摇动电子摇杆时, 其 X、Y 轴两个方向的电位器输出阻值跟随变化, 经电路处理后成为相应变化的 0~5V 的直流电压信号, 然后再将其输入到数字电子控制器, 进而实现对矢量喷管的矢量控制。

3 系统工作原理

由模拟飞机矢量操纵命令的摇杆操纵装置发出矢量操纵命令, 数字电子控制器接收矢量操纵命令及油门角度信号, 根据由反馈信号所反映的当前状态喷管喉道面积 A8、出口面积 A9 和矢量角 (偏转角 δ_v , 周向角 δ_w), 综合计算出控制增量。通过 D/A 转换成模拟信号, 再经驱动放大后, 驱动机械液压执行装置上的电液伺服阀。电液伺服阀按照控制增量开 (闭) 分油活门, 高压油通过分油活门进入操纵喷管喉道与出口直径的作动筒的左 (右) 腔, 使作动筒活塞向右 (左) 移动, 从而使对应的喷管喉道面积 A8、出口面积 A9 和矢量角 (δ_v , δ_w) 发生改变, 达到矢量控制的目的。数字电子控制器在综合计算控制的同时, 通过 RS422 通讯口不断向测显系统发送当前 A8、A9 和矢量角 (δ_v , δ_w)、作动筒位置、故障信息以及调试中所关心的中间变量和相关参数, 并实时地将它们显示并记录下来。

4 半物理仿真试验

4.1 标定及重复性测试

作动筒安装前, 首先通过电子控制器对 A9 三个作动筒行程与反馈信号间的关系进行了标定测试, 并进行了重复性检查。经测试分析, 其线性和重复性都很好, 并依据测试数据, 对控制程序进行了软件系数修改。

4.2 系统联合调试及数据采集和分析

整个系统安装调整完成后, 进行了各种必要的仿真模拟试验。在试验过程中, 使进口油压一直保持为 5MPa。

4.2.1 点动试验

通过点动试验检查各装置是否能正常工作, 各反馈信号是否正常。

a. 点动 A8 作动筒, 使 R8 由安装位置逐步变化到最小。经观察, A8 作动筒动作平滑, 数采显示

反馈信号正常。

b. 点动 A9 三个作动筒, 使它们同步运动, 测量了三个 A9 作动筒行程 $S1$ 、 $S2$ 、 $S3$ 。从图 2 可以看出, 三个 A9 作动筒的同步性很好。

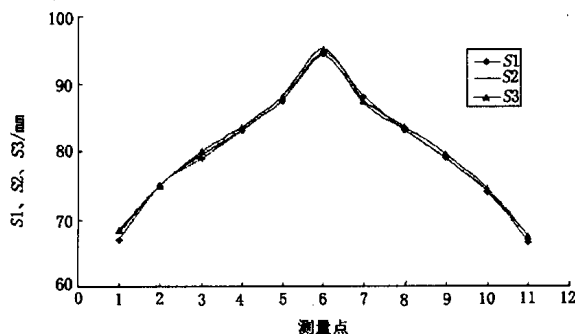


图 2 三个 A9 作动筒同步性测试曲线图

Fig. 2 Synchronization test results for three A9 cylinders

c. 点动矢量, 首先点动 A9 三个作动筒同步运行到中间某状态, 再点动 A9 三个作动筒异步运动。对于偏转角 $\delta\varphi$, 步距为 0.01° (每点动一下, 角度的变化量); 对于周向角 $\delta\varphi$, 步距为 6° 。点动使作动环偏转到最大, 再在 360° 范围改变作动环矢量周向角。经观察, 运动平滑, 可操纵性好。最后将 A9 恢复到最大非矢量状态。

4.2.2 联动试验

联动就是使作动筒连续运动, 其目的是检查各机构的联动性, 并通过实测数据来验算数学模型的准确性。

由电位器设定 $R8$; 根据 A8 反馈信号和 $R9$ 与 $R8$ 的关系 $R9 = f_1(R8)$ 来确定 $R9$; 由摇杆来实现矢量偏转控制。

a. 非矢量状态 A8、A9 的控制:

设定油门杆角度 $PLA \leq 20^\circ$ 或 $PLA > 20^\circ$,

使 $R8$ 从最小 (240mm) 到最大 (370mm),

则 $R9 = 1.05 \times R8$ ($PLA \leq 20^\circ$),

或 $R9 = (R8)^2 + 0.8 \times R8$ ($PLA > 20^\circ$),

作动筒行程 $Si = f_2(R8, R9)$,

计算控制三个作动筒的行程, 从而控制 A8、A9。

b. 矢量状态 A8、A9 及矢量角 ($\delta\varphi$, $\delta\varphi$) 的控制:

设定 $PLA \leq 20^\circ$ 或 $PLA > 20^\circ$, 连续摇动摇杆,

使 $R8$ 从最小 (240mm) 到最大 (370mm),

则 $R9 = 1.05 \times R8$ ($PLA \leq 20^\circ$),

或 $R9 = (R8)^2 + 0.8 \times R8$ ($PLA > 20^\circ$),

$Si = f_3(\delta\varphi, \delta\varphi, R8, R9)$ 。

在试验中, 通过计算控制作动筒的行程来控制

A8、A9 及矢量角 ($\delta\varphi$, $\delta\varphi$)。由测显系统进行参数采集、显示、记录。经反复试验观察, 整个系统工作稳定、协调, 可控性很好, 作动环能跟随摇杆平滑运动。图 3 示出了三个 A9 作动筒行程随摇杆的变化关系曲线。

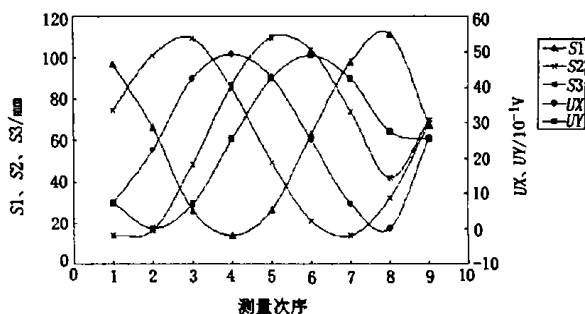


图 3 A9 作动筒行程随摇杆的变化关系曲线图

Fig. 3 A9 cylinder movement with cranking to the ocker

图 3 中, $S1$ 、 $S2$ 、 $S3$ 分别为三个 A9 控制作动筒的行程, UX 、 UY 为矢量给定在 X、Y 轴方向的电压值 (V)。

现以 $S1$ 为例, 画出实测值与由运动数学模型计算的对应理论值对比曲线图, 如图 4 所示。由曲线可以看出, 考虑测量误差等因素, 所建的轴对称矢量喷管运动数学模型准确反映了实际运动规律。

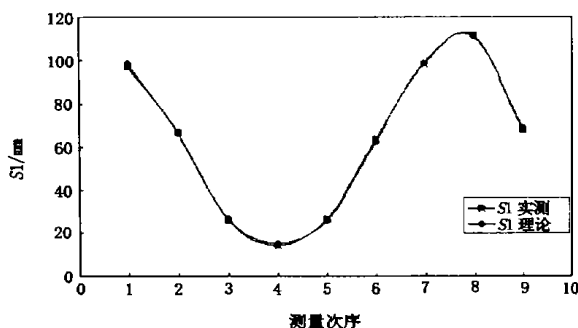


图 4 实测值与理论计算值对比图

Fig. 4 Comparison between predicted and measured data

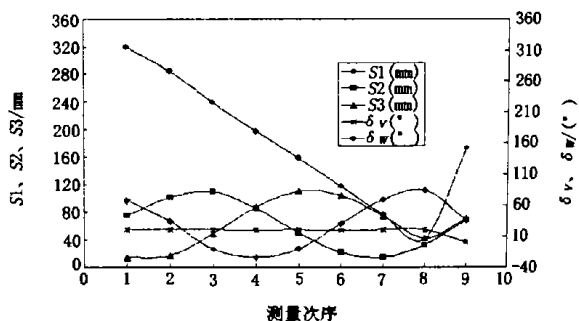


图 5 矢量运动关系曲线图

Fig. 5 Vectoring movement profile

图 5 为三个 A_9 作动筒行程与矢量偏转角 ϕ 和方位角 ϕ_v 的关系曲线。可以看出,系统实现了最大偏转角至 20° 的全方位矢量运动控制。

4.3 故障模拟试验

为了试车运行的安全,控制系统设置了一些保护措施,如紧急停车、复位、传感器和控制器故障监测等。仿真模拟试验时,也对这些功能进行了模拟试验。使系统工作在上述试验运动状态,按下紧停键,作动环立即停止运动,即使继续摇动摇杆,作动环也不再运动。在连续摇动摇杆过程中,按下复位键,喷管出口 A_9 立即回到非矢量状态,不再随摇杆进行矢量偏转。人为设置传感器故障和控制器通道故障,都能及时准确无误地显示故障情况。

5 结论

a. 在矢量喷管控制系统与其控制对象——轴

对称矢量喷管进行联合试验前,通过半物理仿真试验,验证了所建立的数学模型的正确性,并对数学模型中的一些系数进行了修正,使其控制更加准确,从而进一步完善了控制软件。

b. 试验验证了矢量喷管运动机构和控制系统设计的有效性,能按预先设想的方式实时、灵活地控制喷管出口面积 A_9 及 A_9 作动环在 360° 全方位偏转。验证了控制软件的设计方法、算法构架、编程方法的合理性,并检验了预先要求设置的所有控制功能,提前排除了控制系统可能出现的问题。

c. 通过半物理仿真试验,保证了与矢量喷管及发动机联合试验时控制系统的可靠性,从而保证了矢量喷管试验的安全,加速了矢量喷管冷、热态试验的进程。

参考文献: (略)

IHPTET 计划中第三阶段 JTDE 的技术进展

美国 IHPTET(高性能涡轮发动机综合技术)计划中第三阶段 JTDE(联合技术验证发动机)的技术进展主要如下:

- 1 GE 公司/AADC 公司将通过 XTE77 验证机验证先进风扇、低压涡轮以及加力燃烧室技术,以便给用于 F-35 JSF 的 F136 发动机提供更大的工作裕度、更高的安全性和未来的增长能力。
- 2 先进风扇、低压涡轮和加力燃烧室技术已用在 P & W 公司的 XTE67 验证机上。XTE67 核心机利用这些低压转子技术,将有助于第三阶段目标的验证,给 F135 发动机提供更大的工作裕度、更高的安全性和未来能力的增长。
- 3 中等展弦比风扇具有线性摩擦焊、前掠叶片、整体叶盘、固定进口导叶和低成本等特点,并可利用失谐技术减轻高周疲劳、降低成本、减轻重量。
- 4 串列风扇转子技术可通过单级风扇的高转速来提高压比,从而减少轴向长度、重量、零件数和成本。
- 5 瓦片式涡轮叶型设计采用了低成本的先进材料和冷却方案。
- 6 第 2 级低压涡轮叶片涂有先进的低导热热障涂层和陶瓷研磨密封涂层,用以改善耐久性和提高性能。
- 7 第 2 级低压涡轮盘采用重量轻的叶片固定法,能使重量减轻 6kg,既满足了全寿命要求,又能使转子转速提高 11%。
- 8 固定面积射流矢量喷管技术可以减轻重量,降低成本,并改善飞行器的一体化。
- 9 射流矢量喷管方案的模块化与仿真在 NASA 格林研究中心的台架模型试验中得到了证实。
- 10 薄膜磨面密封件在第三阶段条件下能实现低漏气量和高耐久性。
- 11 采用正处于开发之中的陶瓷元件的高性能混合轴承,可实现更高的工作转速,提高表面耐久性,以及延长轴承寿命。
- 12 灵活的 FADEC 采用了模块化设计,将整台研制成本分散到多种发动机型号中。FADEC 以先进处理器和较小矩形连接器为特色,能缩小总体尺寸,并降低生产和维护成本。

(情报组供稿)