

二元推力矢量喷管出口面积 A9 过渡态控制问题分析

李文涛

(沈阳发动机研究所 沈阳 110015)

(联系电话 13940387136 E-mail315590130@qq.com)

摘要: 本文研究了某型航空发动机二元推力矢量喷管出口面积 A9 过渡态控制问题。首先, 针对二元推力矢量喷口喉道面积 A8 收小时, 喷管出口面积 A9 过渡态跟随异常的问题, 从喷管调节片与作动筒之间的机械连接出发, 利用机理分析, 原因定位在 A8 作动筒和 A9 作动筒过渡态作动速率不匹配。其次, 利用过渡态 A9 作动筒控制规律计算模块进行了优化改进, 并增加了保护限制逻辑的方法, 提高 A8 和 A9 作动系统的协同性和匹配性, 满足控制指标要求。试车结果表明该方法解决了 A9 面积小于 A8 面积的超调问题, 保证了二元推力矢量发动机试车的安全。

关键词 航空发动机; 二元推力矢量喷口; 喷管出口面积; 过渡态控制规律; 保护限制

1 引言

二元推力矢量技术通常指喷管在飞机俯仰平面内具备偏转能力的技术。喷管控制与飞机控制协调工作可以为飞机提供俯仰控制力矩, 重点增强飞机俯仰控制能力^[1,2,3]。关于二元推力矢量技术的发展和应用, 国外航空强国均开展了几十年的预研和研制, 上世纪 70 年代初美国开始二元矢量推力矢量喷管方案的研究, 俄罗斯从 1980 年开始研究二元推力矢量技术。我国于上世纪 80 年代末开始了对二元推力矢量技术、二元推力矢量喷管控制及运动机构方案相关研究。

二元喷管控制系统是一个能够满足喷管收/扩调节片置位和协调各作动筒的驱动系统, 功能实现主要由控制器、喷口油源泵、燃油滤、A8 控制装置, A8 作动器, A9 控制装置, A9 作动器组成。

二元矢量喷管通过控制 A8 面积调节发动机工作状态, 通过控制控制 A9 面积和偏转角度达到改变推力大小和方向的目的。根据发动机工作点和工况要求及飞控系统推力矢量要求, 按设计的基本控制规律解算出的作动筒目标值, 利用电液伺服阀驱动液压作动筒对二元矢量喷管的调节片置位, 并以 LVDT 位置传感器作为反馈形成闭环控制, 控制功能示意如图 1。

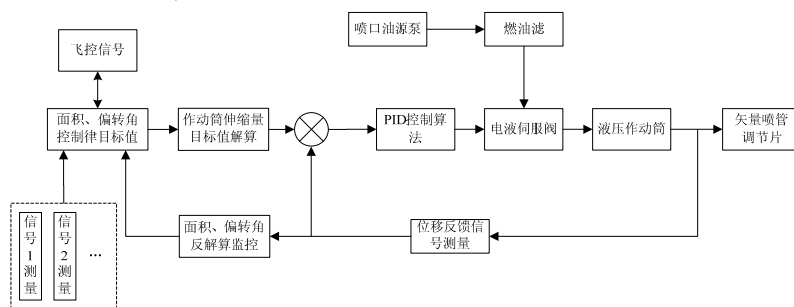


图 1 二元推力矢量喷管控制系统原理

2 问题描述

二元推力矢量喷口过渡态试验, 喷口喉道面积 A8 收小过程中, A9 面积与 A8 面积不匹配, 存在喷口出口面积 A9 小于 A8 的问题。图 2 中 A8 面积过渡态运动轨迹平滑, 满足发动机主机的要求, 而 A9 面积迅速减小, 然后反向增大, 最后慢慢变小收敛到目标位置。虽然稳态控制满足所有技术指标, 但是

过渡态运动过程中 A9 截面成为发动机真实的喉道，改变发动机的工作点。不但影响发动机的加速性，进而恶化飞机机动性，而且对发动机安全性有较大影响，容易导致发动机发生喘振。

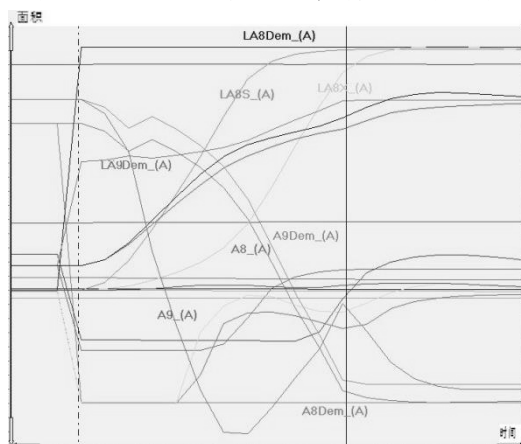


图 2 某次二元推力矢量试验数据曲线

3 原因分析

二元矢量喷口功能由 A8 作动筒推动 A8 拉杆控制 A8 收敛调节板实现对喷管喉道面积 A8 的控制，A9 作动筒推动 A9 拉杆控制 A9 扩张调节板实现喷管出口面积 A9 和俯仰矢量偏转角度的控制。具体到机械机构上，二元推力矢量矩形喷管为二维运动机构形式，A8 和 A9 作动筒与调节片之间均通过摇臂连杆连接，A8 作动筒活塞杆的伸缩带动摇臂转动，再通过拉杆将该转动变换为收敛调节片的转动，从而达到调节喉道面积的目的。A9 作动筒活塞杆的伸缩带动摇臂转动，再通过拉杆将该转动变换为扩张调节片的转动。因为扩张调节片前端和收敛调节片后端铰接，所以 A8 作动筒和 A9 作动筒之间的运动存在机械耦合和运动约束。换句话说，在 A8 的面积不变的前提下，A9 稳态面积独立可控，只与其 A9 作动筒的伸缩量有关，过渡态过程 A9 面积也与 A8 面积有直接关系。

从上面机械形式的分析可以得出 A9 作动筒过渡态给定值与 A8 面积和 A9 面积有关，偏转角度也会影响其目标值， $LA9_dem = f(A8_dem, A9_dem, \delta_j_dem, \dots)$ ，其中 δ_j_dem 是偏转角度目标值。

A9 面积给定算法同样需要建立与 A8 面积反解监控值的关系，其目的是防止 A9 面积给定数值出现明显阶跃，出现 A9 面积反解值和 A8 面积反解值不匹配的问题。我们建立关系 $A9_dem = F(A8_ff, P6, PH, T1, \dots)$ ，其中 $A8_ff$ 是反解监控数值，P6 是低压涡轮后压力，PH 是环境压力，T1 是环境温度。图 2 中试验结果显示，A9 面积的正解给定目标 $A9_dem$ 与 A8 反解监控数值 $A8_ff$ 运动趋势和力度一致，满足我们的设计要求。

由于 A8 面积的关系 $A8_dem = G(LA8_dem, \dots)$ ，则得到 $LA9_dem = f(LA8_dem, LA8, \dots)$ 。由于 $LA8_dem$ 试验过程中是阶跃变化，导致 $LA9_dem$ 也存在突变。图 2 中可以看到，A9 作动筒的给定 $LA9_dem$ 存在阶跃变化。

试验数据显示 A8 喷口收小的过程约 1.1 秒，收敛调节片要克服发动机喷管排出气流的载荷，而扩张调节片受发动机排气的气动载荷较小，所以 LA9 作动运动开始到 0.3s 这段时间起动快，此时 A9 面积的反解数值随之变小，导致过渡态过程存在 A9 面积控制异常的情况出现。另外，二元矢量喷管的 A8 喉道结构采用了上下布局的作动器，上下 A8 作动器之间没有机械同步装置，A8 作动筒的移动速率实际上并不一致，试验过渡态中下侧 A8 作动筒 LA8X 运动滞后于上侧 A8 作动筒 LA8S。过渡态上下两侧 A9 作动筒的给定控制计划为同一数值，上下两侧 A8 作动异步的问题突出了 A8 面积和 A9 面积的不匹配程度。

4 改进措施及验证

二元矢量喷管运动既要保证 A8 按主机要求进行面积控制,同时又要保证二元矢量喷管按要求偏转,在此过程中还要保证 A9 与 A8 面积比保持适当比例。二元矢量喷管的运动是由 A8、A9 控制装置和各个作动器实现的,但 A9 作动筒的伸缩量不可以完全独立控制,与 A8 作动筒当前的状态有直接关联,所以不能仅依靠调整控制参数解决问题。

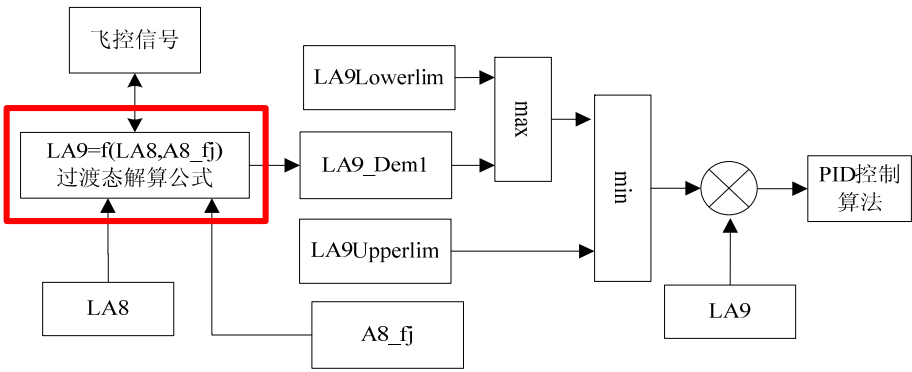


图 3 过渡态解算模块优化和限制保护控制逻辑

具体改进措施是 A9 作动筒作动过程中利用过渡态修正公式,从控制系统角度计算作动器给定值,即对图 3 中红圈部分的计算过程增加修正。同时上下侧 LA9 给定单独计算,与对应侧的 LA8 反馈数值相关,这部分的完善也在红圈部分的解算公式中实现。

由于 A8 作动筒和 A9 作动筒之间的运动存在机械约束,此时 A9 作动筒伸缩量给定值由于均按照理论数值给出,A8 作动筒作动慢的一侧 A9 作动筒接近与 A8 作动筒机械约束的上边界,很容易造成机械损伤。我们改进措施中在给定计算模块后增加保护逻辑。利用 UG 软件,仿真出 LA8 和 LA9 的限制关系,并拟合出 LA9 上下限,对 LA9 过渡态输出给定进行高低选后再与 LA9 反馈数值作差。

由于 LA9 给定变化而导致 LA9 运动全程速率的变化整个作动速率的变化,所以控制参数也是需要重新整定的,这样才能满足控制系统速率指标。而且给定在限制的范围内,控制系统仍然无法满足最终输出的 LA9 满足与 LA8 的机械关系,这部分仍然需要控制参数的调整,从系统角度满足控制约束。

落实上述改进措施后重新的试验数据曲线如图 4 所示,A9 面积反解值超调问题得到彻底解决,措施有效。

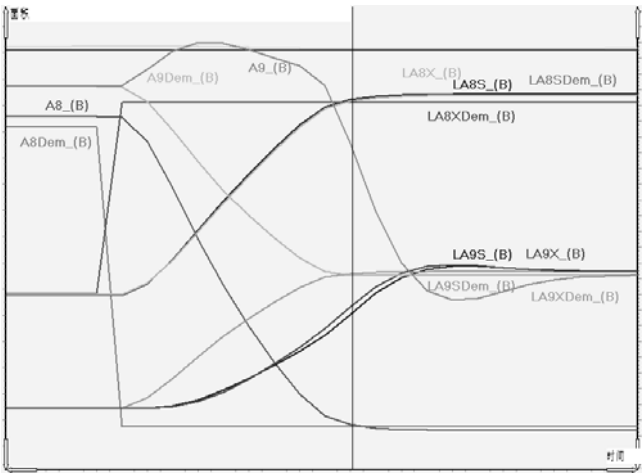


图 4 落实改进措施后试验数据曲线

另外试验数据的 LA8 和 LA9 的对应关系如图 5 和图 6。图 5 是改进前的试验数据，图 6 是改进后的试验数据。可以看到改进前的 LA9 给定数值存在阶跃变化导致了 LA9X 的作动过程超出了机械上边界。而改进后的 LA9 的给定值与 LA8 反馈的关系成线性变化，不存在阶跃变化，有效地解决了 LA8 和 LA9 运动不匹配导致 A9 面积过小的问题，也避免了 LA9 过渡态超上边界的问题，从而保证了发动机试车的安全。

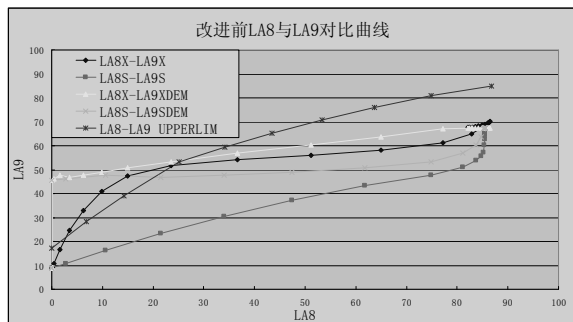


图 5 改进前 LA8 和 LA9 关系

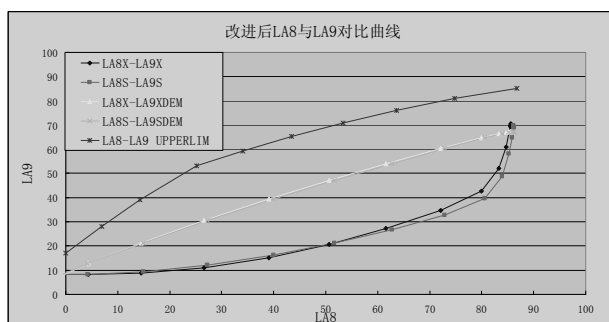


图 6 改进后 LA8 和 LA9 关系

5 结论

本文从二元推力矢量机械结构的角度建立了面积和作动器的理论关系，然后通过控制机理分析了问题的真实原因。通过建立一种 A9 作动筒过渡态控制解算公式，增加控制过渡态运动的匹配和协同程度进而达到提高二元矢量喷管出口面积控制品质的目的。该方法和设计的控制参数满足了二元矢量喷管过渡态控制的技术要求，保证了二元矢量发动机试车的安全。现阶段在静态条件下整定的控制参数后续还需要根据试车情况进一步优化，以便提升 A9 控制动态响应。

本文提出的过渡态控制优化和保护限制理念对航空发动机耦合回路控制算法设计也有一定的借鉴意义。

参考文献

- [1] 樊思齐, 航空发动机控制 (下册) [M]. 西北工业大学出版社, 2008.
- [2] 宁怀松, 张志学, 邵万仁. 等二元收扩喷管气动方案优化设计[J]. 航空发动机, 2016, 40 (3): 52-55.
- [3] 王海涛, 万小鹏, 侯明善. 推力矢量对飞机机动性能的影响[J]. 弹箭与制导学报, 2005, 25 (4): 450-452.