

飞发一体化控制先进技术发展分析

Analysis to the Development of Advanced Technology for Integrated Flight-Propulsion Control

■ 季春生 / 中国航发动控所

随着航空技术的发展和现代战争军事需求的提高，新一代作战飞机对长航时、机动性、安全性和维修性等提出了更高要求，其中基于飞机、发动机耦合的一体化控制是实现上述指标的关键技术。

飞发一体化控制（Integrated Flight-Propulsion Control, IFPC）技术是充分考虑和利用对机体和发动机的控制作用及其相互影响，将飞发控制功能进行一体化自顶向下的综合设计，使飞机能最大限度地发挥其性能潜力，以满足新任务能力的需求。

传统的飞机和发动机设计是通过协调确定物理界面以及机械、电气和通信接口后独立进行的，不考虑相互间的耦合作用^[1]，在设计指标上都留有一定的裕度，使得飞机和发动机均难以发挥最大的性能潜力，也无法实现飞机和发动机的最优匹配。实际上，飞机和发动机之间存在着强烈的耦合作用。其中，飞机对发动机的影响主要体现在飞机前体上，而发动机对飞机的影响主要体现在飞机后体上，这些影响给飞机和发动机的控制均带来一定的问题^[2]。

对飞机和发动机进行独立设计的方法已不能满足现代飞机的需求，这在客观上向飞机和发动机提出了综合设计与一体化控制的要求。另外，电力电子技术和计算机技术的高速发展以及高速通信总线的应用，使得对飞机和发动机进行一体化控

制以实现系统最优成为可能。采用飞发一体化控制可以提高系统的整体性能，减轻飞行员的操纵负担，大大增强飞机的作战能力。

IFPC技术发展状况

美国开展飞发一体化控制研究的时间较早，取得的成绩非常显著，代表了飞发一体化控制技术的发展水平。从公开发表的文献来看，其相

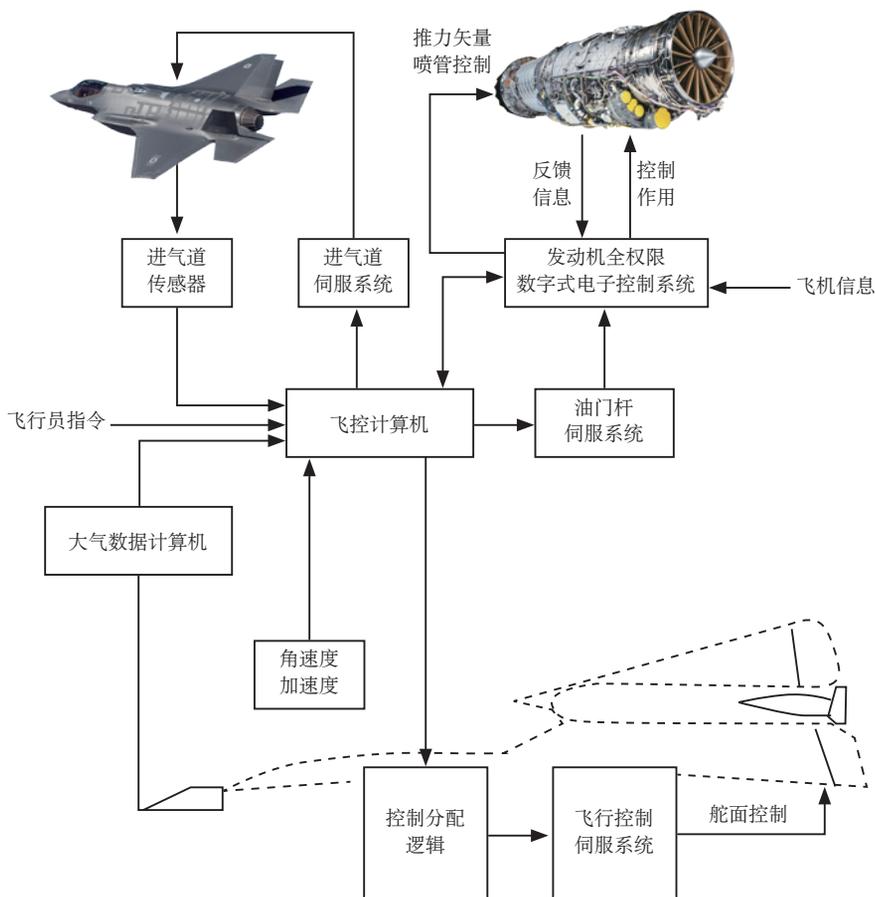


图1 飞发一体化系统的基本组成

关研究基本上可以分为两个方向：一是研究飞机和发动机综合控制系统的设计；二是从飞机和发动机整体性能最优的角度出发，研究推进系统的实时优化算法。这两个方向都充分考虑了飞机和发动机之间的耦合，在各自的研究领域探索可行的解决方案^[3]。

1983年，美国国家航空航天局(NASA)组织实施了高度综合数字电子控制(HIDEC)研究计划，在F-15上开展了发动机自适应数字式控制系统(ADECS)和性能寻优控制(PSC)等飞发一体化控制技术研究^[4]。飞行试验结果表明，飞发一体化控制为飞机带来显著收益：不同飞行状态下发动机推力增加8%~10%；耗油率降低11%~16%；平飞加速时间缩短2%~24%；爬升率增加14%~76%。此外，在20世纪80年代后期还开展了YF-22的综合飞行推进控制(IFPC)的验证工作。发动机推力矢量技术的应用研究将飞发一体化控制技术推向一个新的高度，F-22和F-35上均采用了矢量推力的飞发一体化控制技术。目前，带有矢量推力的飞发一体化控制系统已成为四代机的标准装备，是保证飞机具有高敏捷性、过失速机动能力和短距起降能力的主要技术支柱。

俄罗斯的发动机本体技术成熟，但计算机和总线技术逊于西方国家。俄罗斯一开始实施的飞发一体化控制主要是推力矢量与飞行控制的综合，目的是将可调喷管作为飞机的一个可调舵面，大幅提升飞机的过失速机动性能以及短距起降能力，但在挖掘发动机性能潜力上的作用并不明显。

20世纪90年代以来，我国的高

校和科研院所对航空发动机性能寻优控制进行了大量的研究。2018年中国航展上，国产歼10矢量技术试验机进行了精彩的飞行表演，表明国内已初步掌握飞发一体及推力矢量控制技术。

IFPC组成及功能

飞发一体化控制系统主要包括气动操纵面(舵面)、油门杆、进气道、

推力矢量喷管和发动机本体5个控制回路(如图1所示^[5])，其中由飞行控制系统负责对前3个回路进行控制，发动机全权限数字式电子控制(FADEC)系统接收飞机飞行状态参数、飞行控制系统对油门杆和矢量喷管的控制指令、发动机的温度、压力等信息，通过控制律计算实现对燃油流量、导叶角度、喷管面积和推力矢量角度的控制，保证发动

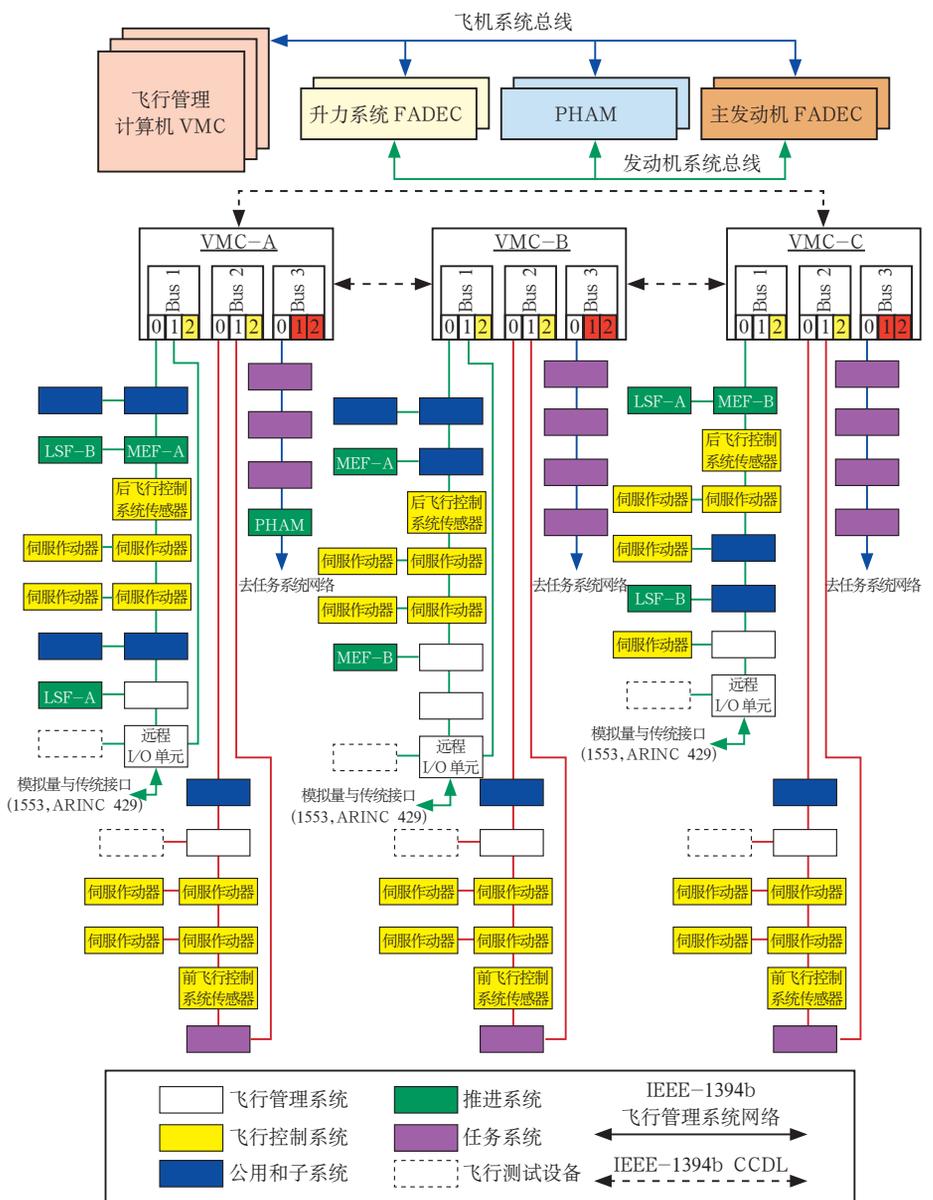


图2 F-35的IFPC系统架构

机在给定的飞行状态下具有最佳性能，并按预先设定的程序提供发动机极限工作参数保护。

F-35作为一款先进的多用途隐身战斗机，突破了传统飞行控制系统和发动机之间的交互关系，具有常规起降（CTOL）和短距/垂直起降（STOVL）功能，这就需要通过飞发一体化控制来平衡飞机气动力和发动机推力，以提供最佳的飞行品质。飞机给升力系统的执行机构（联轴器、升力风扇进口导叶作动器、升力风扇喷管和滚转喷管）提供的油源采用冗余设计，用以确保系统的安全性。同样，给飞机来油增压的燃油泵也采用冗余设计，为发动机的执行机构（风扇导叶、压气机导叶作动器、主燃烧室和加力燃烧室燃油计量油针、喷管和三轴偏转喷管）提供可靠油源。飞行控制安全设计准则适用于飞行相关的所有方面，包括失效管理和故障容错在发动机上的应用。

系统架构

F-35的IFPC系统是一个网络化的系统，架构如图2所示^[6-14]，主要包括飞行管理计算机（VMC）、IEEE-1394b（简称1394b）通信网络和远程输入/输出（RIO）单元。

VMC是IFPC的核心，为三余度配置，实现飞行控制和其他子系统控制功能。双-双余度配置的主发动机全权限数字电子控制器（MEF）和升力系统全权限数字式电子控制器（LSF）通过1394b总线进行通讯，并针对CTOL和STOVL飞行模式执行相应的发动机和升力系统控制功能。

F-35的研制采用以美国为主导的多国合作模式，IFPC系统选择了集中控制和分布控制的混合方案，

这使得控制系统设计工作可以在较高级子系统（飞行控制）和较低级子系统（发动机控制、作动器控制、升力系统舱门控制、燃油控制）之间进行划分。采用严格的接口控制和功能需求分解方法，可以确保系统集成和系统升级的兼容性。

飞行管理计算机

F-35的飞行管理计算机结构组成如图3所示，由电源模块、I/O接口板、处理器模块和机箱等组成。

电源模块将外部28V直流电源转化为+5V电源给VMC内部各电路供电。I/O总线接口包含多路1394b总线接口，1394b总线接口分为两种：一种负责VMC之间的交叉通道数据链路（CCDL）通信，另一种负

责VMC同外部RIO设备之间的通信。处理器模块包含两个PowerPC处理器，工作频率大于400MHz，处理能力大于900 MIPS。处理器模块主要完成飞行控制和公用设备（如燃油、电源、液压系统控制）管理功能的解算和系统管理功能（包括同步、余度管理、机内自检测（BIT）等）^[6]。

发动机全权限数字电子控制器

F-35战斗机配备1台普惠公司生产的F135发动机，其全权限数字式电子控制器结构组成如图4所示，由电源模块、信号处理模块、处理器模块、驱动模块、压力处理单元和机箱等组成^[8-9]。

飞机和发动机自带交流发电机分别向每个电子控制器提供1路电

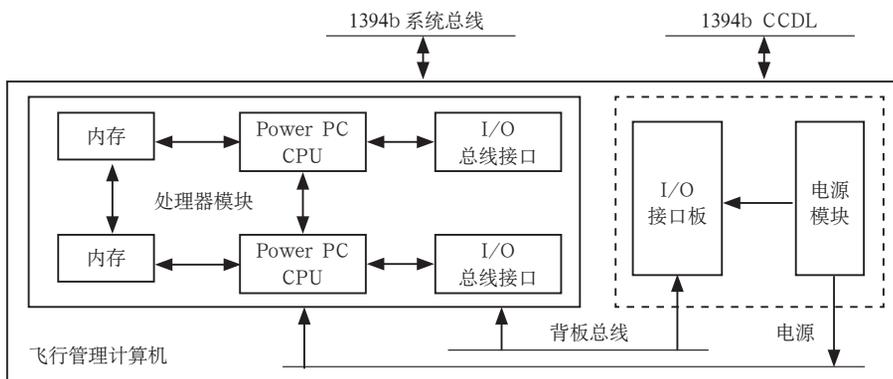


图3 F-35的飞行管理计算机结构组成

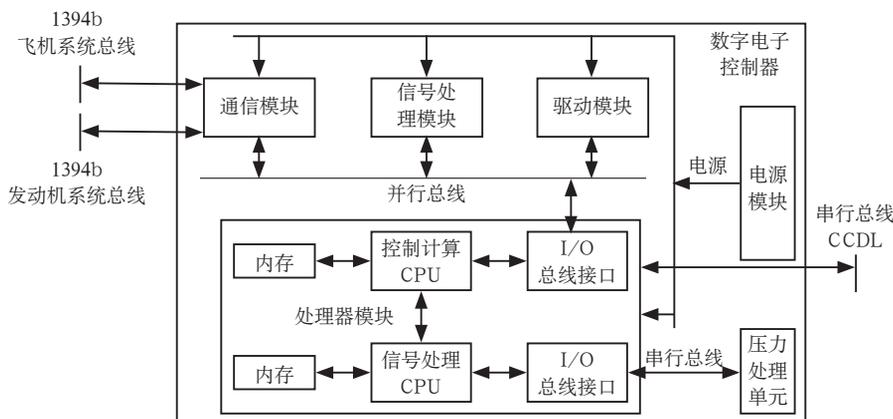


图4 F135发动机全权限数字电子控制器结构组成

源，电源模块将外部28V直流电源转化为+15V和+5V给电子控制器内部各电路供电。通信模块包含多路1394b总线接口，1394b总线接口功能分为两种：一种负责发动机电子控制器同内部发动机健康管理系（PHAM）和升力系统电子控制器之间的通信，另一种负责电子控制器同外部RIO设备之间的通信。电子控制器内部通信模块、信号处理模块、驱动模块和两个CPU之间采用传统的并行总线进行通信，信号处理CPU与压力处理单元之间通过串行总线进行通信，两个控制器控制计算CPU之间通过串行总线进行CCDL通信。处理器模块包含两个PowerPC处理器，工作频率大于400MHz，处理能力大于900 MIPS。处理器模块主要完成发动机和矢量喷管控制以及系统管理功能（包括同步、余度管理、BIT、故障隔离和申报等），其中信号处理中央处理器（CPU）主要负责发动机和执行机构

传感器信号的诊断和处理以及机载模型的运算，控制计算CPU主要负责控制律计算。

系统总线和拓扑结构

IFPC总线采用符合AS5643规范的军用版本1394总线，通信速率达到400Mb/s，系统中所有设备间的通信都通过该总线完成。同时，该总线还提供软件加载功能。

IFPC按高安全性等级要求，组建了基于1394b总线的三余度拓扑结构，每个余度包含2条环形拓扑和1条树形拓扑。在环形拓扑内，1394b协议提供的环检测和环断开功能能够自动检测总线拓扑是否存在环路。若检测到环断开，则自动禁止断开处两个端口间的连接，断开环路形成树状拓扑。如果环中任意一个节点失效，那么总线将故障节点自动重构为新树结构的末端，使其不影响其他节点间的通信，为IFPC提供第一级的容错能力。每台VMC均作为1394b的总线控制器（Control Computer，CC），按

周期发送帧起始（STOF）消息，通知总线上新的一帧开始，通过STOF消息完成总线同步^[10]。

3台VMC之间通过CCDL进行消息表决，为IFPC提供了多级冗余容错，使其具有更高的安全性。

IFPC控制律及控制方法

飞发一体化控制是飞行控制和发动机控制两个专业综合设计的产物。传统的设计方法中，两个子系统的控制律各自独立设计，然后以一种特定的方式集成，以解决两者之间的相互影响，这种方法只能得到次优的系统性能。如果系统的整体性能达不到设计要求，将导致重新设计控制律。因此，采用综合控制设计方法来开展飞发一体化控制系统的控制律设计和验证，可从源头上保证控制性能。

IFPC的控制律架构

F-35的IFPC控制律架构如图5所示^[11]。

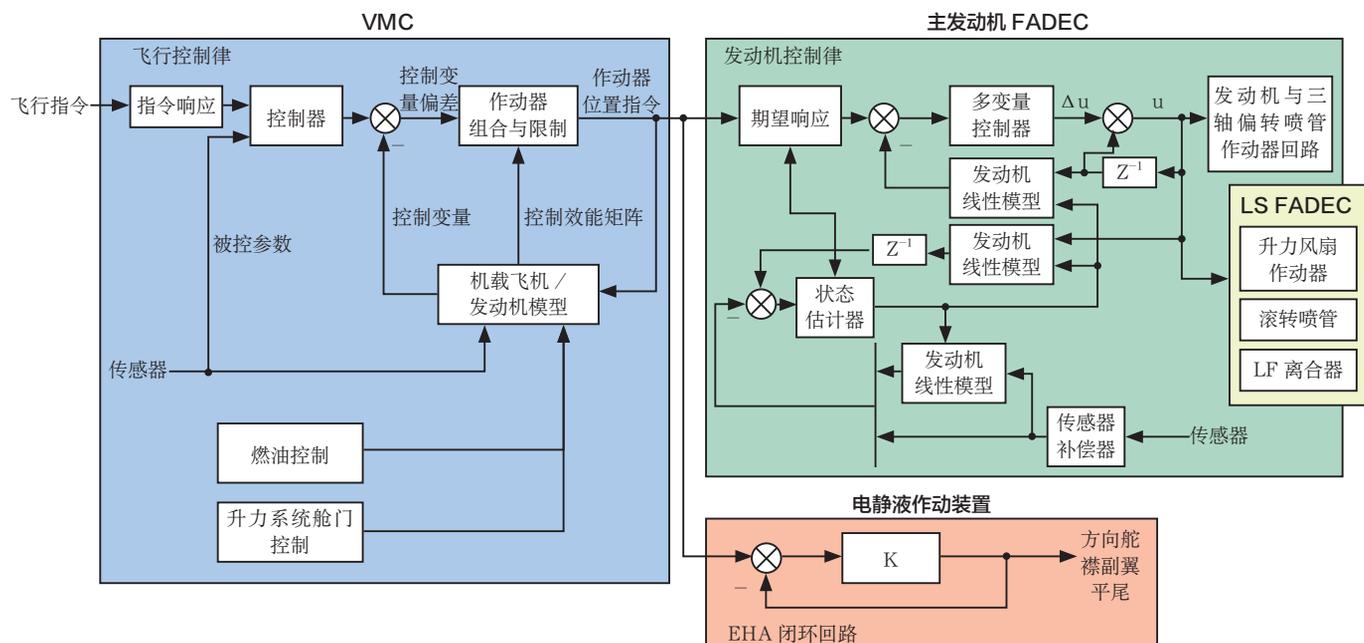


图5 F-35的IFPC控制律架构

IFPC系统是一个复杂的多变量闭环系统，包括6自由度飞行控制、5自由度推力控制、燃油系统控制和升力系统控制，其中最底层的控制回路是基于位置反馈的作动器闭环控制，通过它可以获得精确的位置响应。除了正常的飞行控制功能外，飞行控制逻辑还对较低层级的子系统控制器执行监视功能。每个子系统控制器向VMS申报故障状态信息，以便出现故障时对故障实现自动隔离，并通过余度管理对控制功能进行重新分配。

通过功能划分把整个控制律架构分解成若干独立设计的部分，以便简化控制逻辑。通过位置、力或在驾驶舱内的开关读取飞行控制指令，并在控制律运算时进行一系列转换。在飞行控制律中，这些飞行控制指令将解算成与飞机平移和滚动加速度相对应的被控参数。此外，将推力控制视作虚拟作动器来响应飞行控制指令，期望响应模块将虚拟作动器的输入指令解算成发动机实际控制所对应的被控参数，由多变量控制器将被控参数和发动机的限制参数解算成发动机和升力系统作动器的控制变量。发动机作动器回路在发动机电子控制器中完成闭环控制，升力风扇导叶、滚转喷管和升力风扇离合器作动回路在升力系统电子控制器中完成闭环控制。表1反映了飞机姿态控制和所选执行机构之间的关联关系。

基于非线性动态逆的飞行控制方法

非线性动态逆（NDI）从早期在X-35上的实现并应用到F-35系统，支持3种类别的飞机使用同样的飞行控制律架构。在STOVL设计

中，最为复杂的是需要直接控制6个自由度，为了减少飞行员工作负荷和增加系统安全，须进一步加强控制律设计。控制律设计的首要目标是使STOVL像常规飞机一样起飞和降落，设计方法在很大程度上依赖于STOVL飞机模型的完整性和精度。如果控制律使用了低精度的性能模型，则可以通过精确的分配算法，将控制效能发挥至最大。

NDI的前端是指令响应和控制器模块，操纵体验、指令限制和动态响应是根据飞行任务情况和操纵品质等相关的参数确定的。在指令响应模块中，将各个飞行指令解算成期望的响应（如驾驶杆—俯仰率），

表1 飞机姿态控制和执行机构之间的关联

姿态控制	执行机构
俯仰	升力风扇进口导叶作动器
	收敛喷管作动器
	主燃油计量油针
	三轴偏转喷管作动器
	升力风扇喷管作动器
	平尾电静液作动器（EHA）
滚转	风扇/压气机导叶作动器
	滚转喷管作动器
	襟副翼/平尾EHA
偏航	三轴偏转喷管作动器
	方向舵EHA
垂直起降	主燃油计量油针
	收敛喷管作动器
	升力风扇进口导叶作动器
	风扇/压气机导叶作动器
	升力风扇喷管作动器
转换	三轴偏转喷管作动器
	风扇/压气机导叶作动器
	离合器卡箍作动器
	离合器锁作动器
	升力风扇喷管作动器/三轴偏转喷管作动器

以便在规定飞行阶段提供最佳的操纵性能。在控制器模块中，将输入的期望响应解算成具有单个自由度的控制变量（如俯仰率→俯仰加速度），从设计方程可以得到飞行性能参数的详细描述。

NDI的后端主要进行控制稳定性和控制分配设计。机载模型是高精度的简化性能模型，包含了空气动力学、推进系统和飞机质量特性，它主要有两个功能：估算内部回路控制变量的变化率；计算作动器组合方案的控制效能矩阵。通过重新分配伪逆解，求出飞机作动器和推进系统虚拟作动器的输入指令。对于气动控制，作动器指令由独立的舵机响应完成；而对于推力控制，虚拟作动器（如总推力、俯仰力矩）及其适配的具体作动器控制由发动机数字电子控制器完成。由于控制分配是超定的（作动器数量多于自由度数量），因此将会优选一些作动器用于飞机的总体性能优化和其他约束（如前起落架负载）处理。当作动器控制遇到位置或速率限制时，将会重新定义解决方案，把期望的指令分配到其他可用的作动器。同样，当作动器控制失效时，作动器选择器会将该作动器从解决方案中删除，重新分配其他可用的作动器。

基于非线性约束动态逆的发动机控制方法

非线性约束动态逆（CDI）是一种新开发的具有动态逆和模型预测控制的多变量控制结构，能够对复杂的、耦合的、非线性的推进系统动力学问题进行解耦，使它们看起来类似一组独立的虚拟作动器。与常规的发动机控制相比，该系统在4个喷管上控制5个自由度的推力。这

些响应必须是线性的，具有较高的带宽，且在自由度之间的耦合相对较少。虚拟作动器指令响应所需的带宽必须大于发动机控制回路的带宽，与发动机作动器带宽接近。此外，同大多数发动机控制类似，控制律在接近或到达限制值的条件下运行，并且不与虚拟作动器响应耦合。CDI本质上是基于模型的控制方法，包括1个计算发动机响应飞行控制律期望的模型、1个用于计算不可测量参数(例如推力)的发动机非线性模型、1个用于动态逆的发动机和作动器局部线性化模型。

状态估计器模块将反馈测量参数和模型预测参数进行比较，通过改

变模型状态和输出偏差来补偿模型误差。对于发动机控制律，所有目标值和限制值都是多变量控制器计算更新时非线性动态逆的选择对象。对于任意给定的更新，多变量控制器将确定有效的目标值和极限值，并完成对这些参数值的动态逆过程。除了包含限制功能外，发动机控制律结构上半部分还提供了动态前馈功能，允许由期望响应模块设置的虚拟作动器响应带宽大于由状态估计器模块设置的反馈回路带宽。

控制律设计流程

NASA的格伦研究中心开发出一种自顶向下的系统方法，用于复杂系统的控制律设计，相应的设计

流程如图6所示。在这套综合控制设计方法中，首先考虑所有子系统的相互作用进行统一建模和控制律设计，然后按子系统功能对控制律进行分解。为了降低控制律设计的复杂性，前面3个阶段均采用线性模型并针对主要飞行状态点进行设计。综合设计为系统达到性能最优提供了基线，并为子系统功能分配提供参考^[15]。

上述综合控制设计方法在STOVL验证机的IFPC项目中获得实践验证，后续又成功推广应用于F-35项目的开发。洛马公司和普惠公司的联合设计团队负责设计和开发F-35飞发一体化控制系统，通过采用上述基于模型的综合控制设计和分析方法，将性能需求分解成传统的设计目标，成功开发出高度综合的先进控制系统和控制律，为CTOL和STOVL操纵提供了一流的飞行品质。

飞发一体化控制技术的发展思路

从一些先进战斗机的发展历程可以看出，飞发一体化控制技术随着电子技术和软件技术水平的发展不断完善，可从以下几个方面来考虑未来飞发一体化控制技术的发展。

多电分布式系统架构

通过分析F-35飞发一体化控制系统架构和控制律架构可以得出：随着电力电子技术、计算机技术的发展，新一代战斗机的IFPC系统已经采用网络化、多电、分布式开放系统架构；在整个系统中实现了功能的冗余配置和故障容错，系统安全性得到了根本保证；飞控系统大量使用电静液作动器，取消了集中式的液压能源，减少

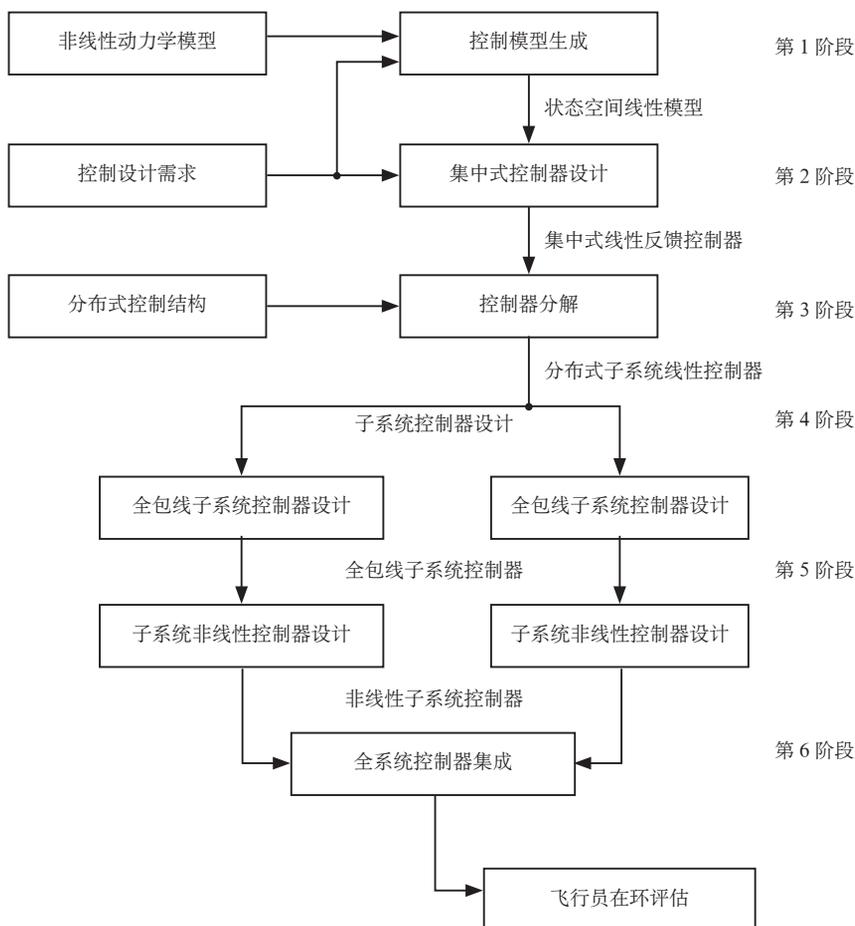


图6 飞发一体化控制律设计流程

了大量液压管路。采用多电分布式系统架构的结果可降低系统的复杂性,从而提高维修性和可靠性,另外,体积、质量、功耗、布线复杂度以及全生命周期开发和维护费用也将得到大幅度降低。

光纤通信总线

在当今电磁环境日益恶劣、电子对抗愈发激烈的情况下,提高飞机电子产品的抗电磁干扰能力势在必行。而解决这一问题的最根本办法就是发展光传系统,即应用光纤技术实现机载总线的信号传输。

采用光纤作为军用1394总线信号的传输介质,将电信号转换为光信号进行数据的传输,能够将总线数据传输速率提高到3200Mb/s以上,同时能够有效防御电磁效应、电磁干扰,可极大地提高系统的抗电磁干扰能力,而且光纤自身的质量和体积远远小于电缆,可大大减小电缆的质量和体积。

嵌入式操作系统

新一代战斗机由于飞行控制、发动机控制功能复杂,安全性等级高,要求飞控计算机和发动机电子控制器必须带有嵌入式实时操作系统,实现分区管理、进程管理、时间管理、分区间通信、健康监测和软件在线加载等功能,符合ARINC653标准和DO-178C规范要求,应该加速国产嵌入式操作系统的研发与应用。

高温电子元器件

随着新一代作战飞机飞行速度和隐身性能的提高以及复合材料蒙皮、高效率发动机和大功率用电设备的使用,可用于冷却的热沉将越来越小。目前已经设计出一些特殊用途的硅电路,可以在300℃下长期

工作。因此,需要加速基于绝缘衬底上的硅(SOI)、碳化硅(SiC)等工艺的高温电子元器件的研发与应用,提高发动机控制系统的耐高温能力。

商用货架产品技术

为了降低成本,提高经济可承受性,使产品具备良好的升级扩展能力,F-35战斗机大量使用商用货架产品(COTS),值得学习和借鉴,通过大量使用COTS,加速国产元器件成熟,形成“小型化、模块化、轻质量、高可靠、高性能”的微电子工业格局。

结束语

现代战争对新一代作战飞机在长航时、机动性、隐身性、能量管理和维修性等方面提出了更高要求,从战斗机的发展历程可以看出,飞发一体化控制是战斗机先进性的重要技术特征,建议适时开展下一代飞发一体化控制技术的研究和应用,重点突破多电分布式系统架构、光纤通信总线、嵌入式时分分区操作系统、高温电子元器件等关键技术。

航空动力

(季春生,中国航发动力所中推平台总师,研究员,从事航空发动机控制系统架构设计研究)

参考文献

- [1] 左芸.飞/推综合控制半物理仿真平台及监控系统设计[D].南京航空航天大学,2004.
- [2] 刘增文.涡轮冲压组合发动机一体化数值模拟[D].西北工业大学,2007.
- [3] 袁春飞.飞行/推进系统综合优化控制模式及其关键技术[D].南京航空航天大学,2004.
- [4] Stewart J F. Integrated flight propulsion control research results using the NASA

- F-15 HIDE flight research facility[C]. AIAA-92-4106-CP, 1992.
- [5] 张汝麟,宋科璞.现代飞机飞行控制系统工程[M].上海:上海交通大学出版社,2015.
- [6] 张喜民,徐昇.先进战斗机的综合飞行器管理系统综述[J].电光与控制,2011,18(11).
- [7] Advisory Group for Aerospace Research & Development. Integrated vehicle management systems [R]. France: North Atlantic Treaty Organization, AGARD-AR-343, 1996.
- [8] Budrow S. System analysis and integration of diagnostics and health management for the F-119-PW-100[C]. AIAA-98-3545, 1998.
- [9] Rajagopalan R, Wood B C, Schryver M. Evolution of propulsion controls and health monitoring at Pratt and Whitney[J]. AIAA 2003-2645, 2003.
- [10] 田泽,索高华.1394总线技术综述[J].电子技术应用,2016,42(6).
- [11] Walker G, Wurth S, Fuller J. F-35B integrated flight-propulsion control development[C]. AIAA 2013-4243.
- [12] Bai H. Analysis of a SAE AS5643 Mil-1394b based high-speed avionics network architecture for space and defense applications[C]. IEEE Aerospace Conference, 2007.
- [13] Mourn R. SAE AS5643 and IEEE-1394 flexible deterministic solution for aerospace and defense[R]. SAE Aerospace Systems and Technology Conference, 2014.
- [14] 陈宗基,孔繁斌,李卫琪,等.先进战斗机的飞行控制计算机系统研究[J].航空学报,2007(4).
- [15] Glenn Research Center. Integrated flight/propulsion control[EB/OL]. <https://www.grc.nasa.gov/www/cdbt/projects/ifpc/index.html>, 2008-02-29.