

大型飞机推力管理功能研究

Civil Aircraft Thrust Management Function Research

孙鹏 刘超 柯劭 / Sun Peng Liu Chao Ke Jie

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

摘要:

推力管理是现代民用客机的重要功能,能改善飞机的燃油经济性。对推力管理功能的提出及其功能与系统组成做了全面介绍与分析,同时介绍了当前先进机型在推力管理功能框架设计上的一些先进理念,总结了推力管理功能涉及的两项关键技术。

关键词:民用飞机;推力管理;导航技术

[Abstract] Power Thrust management is the critical function of modern civil airplane, which can improve the airplane's fuel efficiency. This paper gave the full introduction and analysis for thrust management and system architecture, and introduced the advance concepts on the structure of design for power thrust management, and summarized the two key technologies relevant to power thrust management.

[Key words] Civil Airplane; Thrust Management; Navigation

0 引言

现代民用飞机在追求高性能、高安全性的同时,对燃油经济性也提出了更高的要求。特别是在目前全球油价大幅上涨的情况下,如何实现飞机更经济地运营成为飞机设计师们考虑的重点。通过采用新材料、优化气动外型来减阻减重是其中的一条重要途径,同时通过优化飞行路径,降低飞机飞行油耗也是其中的一个热点方向。推力管理技术是基于飞行航迹的优化而产生的,目前该技术已在干线飞机上得到广泛应用。本文将系统介绍大型飞机推力管理系统原理,以及当前先进大型飞机推力管理设计的设计理念。

推力管理是根据飞机不同飞行阶段以及不同飞行状态,计算飞机的推力并进行自动调节,同时结合发动机的寿命、燃油经济性等需求优化发动机推力。

推力管理功能需要多个系统综合完成,涉及航路规划、飞机姿态的控制,以及发动机推力调节等功能,这些功能分布在飞行管理系统(FMS)、自动飞行系统以及发动机数字式全权限电子控制系统(FADEC)中。在飞机系统架构设计时,需要考虑如

何保证系统的可靠性与安全性,并对系统进行有机结合。由于国内没有相关设计经验,再加上与该功能相关的系统相对复杂,大型飞机推力管理功能的实现有一定的难度。

1 推力管理的基本原理

推力管理的主要目的是实现航迹与推力的综合优化,从而提高飞机的燃油经济性,同时保证发动机的寿命。从推力管理的功能需求出发,将飞机功能模块进行分解,如图1所示。

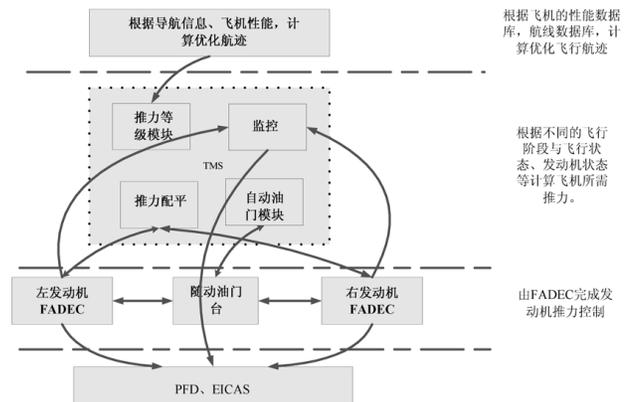


图1 推力管理原理框架

优化的航迹需求是推力管理的输入条件,现代飞机由飞行管理系统(FMS)提供航迹信息,同时FMS会根据飞机的状态确定计算出飞机最经济的爬升速度、转弯角度等。

发动机推力的控制,实际是控制发动机低压风扇的转数(N1)。在N1一定时,发动机推力与空速、温度成一定的函数关系,并以发动机性能数据库的形式进行储存。发动机推力特性曲线如图2所示。

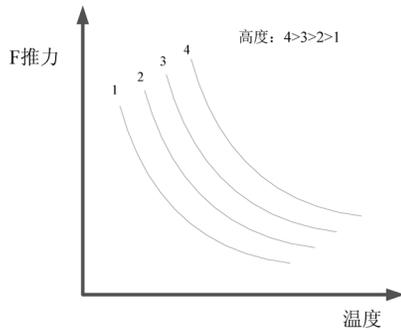


图2 发动机推力特性曲线

一般将飞机的飞行阶段划分为起飞(TO)、爬升(CLB)、改平(LVL)、巡航(CRZ)、下降(DES)、进场(APP)、复飞(GA)等几个阶段,每个阶段对推力的需求是不同的。一般会将推力按不同的飞行阶段划分不同的等级以方便调节,如图3所示。表1为飞行阶段与推力等级的关系。

由于发动机存在制造误差,以及飞行状态的特殊性,翼吊双发发动机的N1转数可能不同步,这种小范围的不同步与发动机推力的不对称是不同的,可以采用电子配平(ETTS)实现与发动机N1转数的同步。

根据以上的分析,推力管理主要完成推力等级计算、发动机N1同步管理、自动油门控制、以及监控油门杆和发动机转数。所以将推力管理功能划分为以下几个模块,各个模块的关系如图4所示。

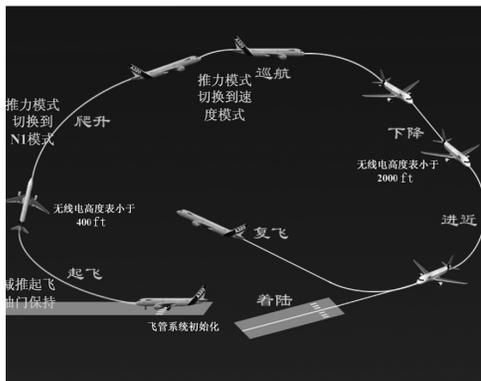


图3 飞行阶段与推力模式

表1 飞行阶段与推力等级的关系

序号	飞行阶段与推力等级划分	飞行剖面(由FMS进行规划)
1	起飞,减推起飞(TO1、TO2)	
2	CLIMB(CLB1, CLB2, MAX CLMB)	最经济爬高(ECON CLB)、最大角度爬高(MAX ANGLE CLB)、人工速度爬高、最大速度爬高(MAX RATE CLB)、巡航阶段爬高(CRZ CLB)单发爬高(ENG OUT CLB)
3	改平阶段(LVL OFF)	
4	巡航阶段(CRZ)	最经济巡航(ECON CRZ)、最长距离巡航(LRZ CRZ)、单发巡航(ENG OUT CRZ)、人工速度巡航(某个Ma CRZ)
5	下降阶段(DES)	最经济速度下降(ECON SPED DES)、最经济航迹下降(ECON PATH DES)、人工速度沿航迹下降、距离时阶段下降(CRZ DES)
6	进场阶段(APP)	
7	复飞阶段(GA)	

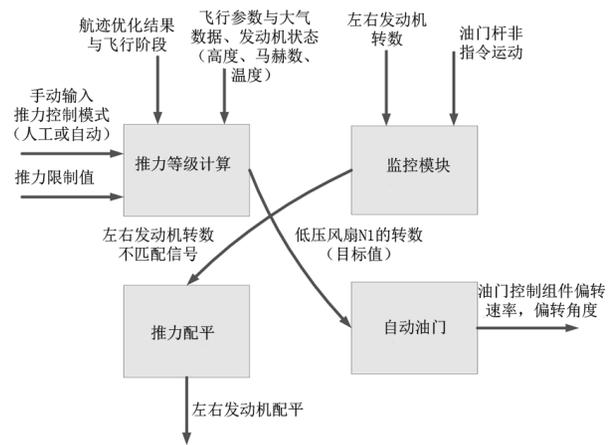


图4 推力管理各模块的关系

2 目前主要机型的推力管理方案

推力管理随信息技术的变化发展迅捷,由于波音和空客在飞控与航电上的构型方案不同,其主要机型上推力管理方案也有较大差别。70年代石油危机后,各大航空公司都将节省燃油作为衡量飞机经济性的一个重要指标。

早期(70年代),波音飞机上配备了推力管理计算机(TMC),该计算机只能提供简单的推力设定功能,没有实现和空管以及自动油门的集成。

随着数字技术的发展,特别是飞行管理系统在

飞机上的广泛使用,产生了经济飞行的概念。飞行管理系统、自动飞行控制系统、自动油门系统的使用,使得推力管理包含的内容更加丰富。

2.1 波音 787 推力管理方案框架

波音 787 是波音公司推出的最新型飞机,采用了大量的复合材料,以及先进的航空电子设备。在推力管理功能方面,集成了飞行管理系统、自动油门系统与自动飞行系统。在功能配置上有很高的可靠性,如图 5 所示:

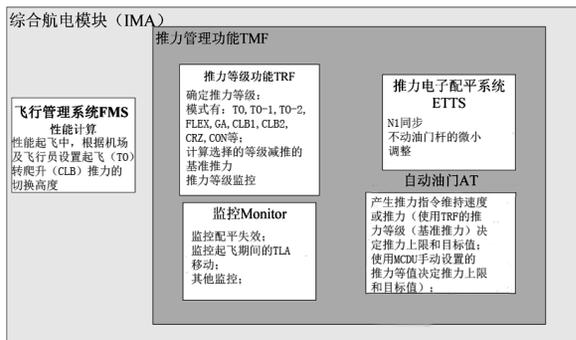


图 5 波音 787 推力管理功能架构

波音 787 将所有的推力管理功能模块集中到综合航电平台上,提高了信息处理的可靠性。同时,由 IMA 平台直接驱动自动油门系统。虽然飞行管理系统与推力管理功能模块都在 IMA 平台上,但是他们的软件开发等级有所不同。

2.2 A380 推力管理方案框架

A380 的自动驾驶、自动推力功能集成到主飞控计算机 (PRIM FCC) 中。飞行管理由专门的飞行管理计算机完成。

PRIM FCC 接受来自 FADEC 的推力限制值、最大值和实际值,同时向 FADEC 提供推力目标值。FMC 在飞机气动自动飞行的阶段,提供目标值,辅助飞机飞行。如图 6 所示。

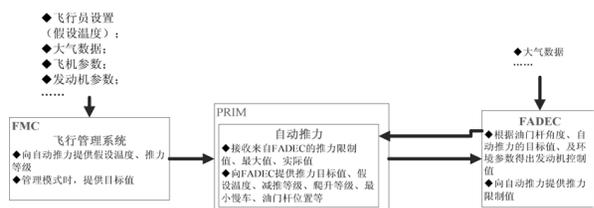


图 6 A380 推力管理功能架构

3 推力管理的关键技术

3.1 减推起飞方式

发动机在起飞和爬升阶段的大推力状态下工

作时,对其使用寿命影响很大,推力越大,寿命降低得越多。

减推起飞是在飞机实际起飞重量小于最大起飞重量时,降低发动机推力起飞。其目的是为了提

高发动机工作的可靠性和降低维护成本。目前减推起飞有两种方式,即等级减推和灵活温度减推。

等级减推是将起飞推力设定成几个固定值。起飞前飞行员根据当时飞机的商载情况选择合适的减推起飞等级。这种方式的优点是避免飞行员在飞机起飞时进行复杂的发动机状态设定。缺点是根据适航的要求,每一个推力等级需要进行单独的适航验证。

灵活温度减推。发动机的工作状态与外界的环境温度相关。外界大气环境温度升高或海拔高度升高后,会导致大气密度下降,可燃的氧气减少,需减少供油量,以避免燃烧不充分产生富油,这种方式必然会使发动机推力下降。灵活温度减推就是基于该原理,人为将发动机工作时的环境温度设置提高,使发动机的推力低于额定值。假定温度法的缺点是飞行员需要查表计算所需的假定温度,而且假定温度法发动机最大推力不能减少超过 25%,与等级减推法相比较为复杂。其优点是降低系统设计难度,并且只有一套操纵和性能限制值,不需要额外的增加适航与试飞工作量。

目前空客系列的飞机采用灵活温度减推起飞的方式。波音系列的飞机采用等级减推和灵活温度减推的方式。这两种方式反映了波音与空客两家公司在飞行驾驶理念上的不同。

3.2 航路优化算法与精密导航技术

飞行管理系统与智能化导航技术的发展减轻了飞行员的工作负荷,提高了飞机的运营效率。优化飞行航迹也是改善飞行燃油经济性的重要方面。飞行管理系统 (FMS) 根据飞机所在位置、性能参数、目的机场经纬度、可用跑道、各航路点位置、无线电导航台、等待航线、进近程序等进行综合分析,从而确定飞机速度、航向、爬高/下降角、升降速度、阶梯爬高、下降等指令,提供飞机起飞到进近着陆的横向和垂直最优飞行剖面,引导飞机按优化轨迹飞行。

路径优化的另一方面是提高飞行导航的精度。4D 导航技术是在原有 3D 导航的基础上加上时间维度,是飞机在航线上实现从位置到时间的精确导航,从而提高航线飞行与地面空管的效率,如图 7 所示。

导引计算机(Gudance Calculator)预测下一时刻飞机的状态信息,并与传感器测量得到的实际信息对比,可以得到驱动飞机自动油门杆与自动飞行的控制量。

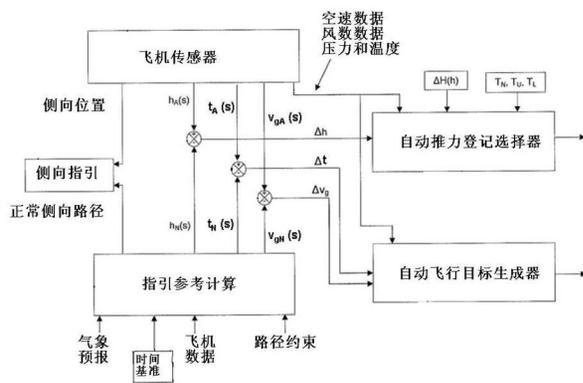


图7 4D 导航实现示意图

4 结论

作为现代飞机的一项重要功能,推力管理功能

得到了越来越广泛的应用,该功能可改善飞机的经济性,提高飞行安全,减轻飞行员的操作负担。

推力管理功能的实现需要多个系统综合完成,其中系统的关联与综合最为复杂。可以在考虑推力管理功能架构时,从系统安全性与可靠性的角度出发,以减小系统交联的复杂性。

参考文献:

- [1] 张 成. 从一起推力不一致故障看 CFM56-5B 发动机的推力管理[D]. 江苏航空, 2000.
- [2] FAA Advisory Circular, AC 20-145, Guidance for Integrated Modular Avionics that Implement TSO - C153 Authorized Hardware Elements, 2003.
- [3] 陈蒿禄. 飞机设计手册第 13 册[M]. 北京:航空工业出版社, 2006.

(上接第 13 页)

在系统集成和验证阶段,结合分析、评审、检查等方法,通过研发试验、系统集成试验对飞控系统级设计规范进行验证,验证系统功能、性能及软硬件接口满足系统设计规范,包括系统集成试验、软硬件验证试验、铁鸟综合试验、工程模拟器及正式适航验证试验。

(5) 飞机级

在初步设计阶段,根据飞机设计要求与目标,定义飞控系统设计的要求,通过仿真和分析对飞控系统设计的要求进行确认,保证要求的正确性和完整性。

在系统集成和验证阶段,结合分析、评审和检查,通过研发试验、全机地面模拟试验(铁鸟综合试验、交联试验)、机上地面试验对飞控系统设计的要求进行验证,表明系统的设计满足系统要求。

在试飞取证阶段,结合分析、评审,通过机上地面试验和飞行试验对飞控系统设计的要求和飞机级要求进行验证,表明系统的设计满足系统要求和飞机级要求,包括飞机接口的验证、机上集成和正式的适航验证试验,向适航当局证明系统对适航的符合性。

(上接第 59 页)

4 结论

客舱舷窗组件设计在满足气密性要求的前提下,还应满足其他设计要求,如客舱释压要求,外密封件寿命要求,内、外层玻璃温度和发烟试验要求等等。

此外,由于 OEM 理念不同,对于研制过程中的责任分工有所区别,需要进一步研究。

6 结论

民用飞机电传飞控系统设计和验证是一个比较复杂的系统工程,国内积累的经验相对较少,本文吸收借鉴国外民航机研制中的宝贵经验,结合国内民用飞机研制经验和实际情况,提出民用飞机电传飞控系统研发和验证过程模型,希望为我国民用飞机电传飞控系统设计和研制提供借鉴。

参考文献:

- [1] James McWha. Development of the 777 Flight Control System, AIAA 2003-5767.
- [2] ARP4754A, Guidelines for Development of Civil Aircraft and Systems, SAE Aerospace, 2010, 12.
- [3] HningBuus, Robert Mclees, Munir Orgun, Elizabeth Pasztor, Larry Schultz. 777 Flight Control Validation Process, IEEE 1995-394.

参考文献:

- [1] 飞机设计手册总编委会. 飞机设计手册:第 10 册 结构设计[M]. 北京:航空工业出版社, 2001.
- [2] 牛春匀. 实用飞机复合材料结构与制造[M]. 北京:航空工业出版社, 2010.
- [3] 沈真. 复合材料结构设计手册[M]. 北京:航空工业出版社, 2011.