

飞 / 发性能一体化技术在航空发动机设计中的应用

梁彩云, 谢业平, 李泳凡, 施 磊

(中航工业沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)

摘要:分析了国内外飞 / 发性能一体化设计技术的发展, 中国现处于飞机和发动机双方通过协调确定各自技术状态阶段, 尚未开展系统一体化设计。详细阐述了前机身、进气道与发动机在流场、流量及隐身性能, 发动机尾喷管与飞机后机身在安装性能、隐身性能, 飞机功率提取、环控引气与飞 / 发性能、稳定性等一体化设计技术的研究内容。详细分析了在航空发动机研制中应用飞 / 发性能一体化技术的主要关注点, 并指出了飞 / 发一体化设计技术推广应用的方向。

关键词:飞 / 发一体化; 性能; 匹配设计; 航空发动机

中图分类号: V231 文献标识码: A doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2015.03.001

Application of Integrated Aircraft/Engine Technology in Aeroengine Designing

LIANG Cai-Yun, XIE Ye-Ping, LI Yong-Fan, SHI Lei

(AVIC Shenyang Engine Design and Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: The design technology of aircraft/engine were analyzed in the world. The aerospace manufacturers from aircraft field and aeroengine field in China have not started integration designing yet. The status in China is that aircraft design and aeroengine design are determined through negotiation between both sides. The integration technology was expounded, which includes the fuselage forebody, inlet and aeroengine match in terms of flow field, mass flow and stealthy performance, the installation performance and stealthy performance of engine nozzle and aircraft rear fuselage, the impact of aircraft power extraction, the air bleeding of environmental control system on aircraft/engine performance and stability. The main focus of applying aircraft/engine technology in the aeroengine development were elaborated. Finally, the direction of popularizing aircraft/engine technology was proposed.

Key words: integrated aircraft/engine; performance; matching design; aeroengine

0 引言

飞机与发动机之间传统的设计方法是以安装边为界面, 双方根据协调约定的指标参数分别设计。这样, 一方面双方对界面职责和参数指标会有争执; 另一方面为保证飞 / 发相容性, 双方在设计过程中要分别留出一定的调整空间, 使得发动机和飞机均不能发挥最大设计潜能, 也得不到最优的飞机和发动机匹配。尤其在成熟飞机平台选取新型发动机时, 不得不牺牲部分发动机性能和功能, 而飞机也得不到最优性能。

随着现代空战环境日趋严酷, 对战斗机的技 / 战术性能提出了更高要求, 对其超、跨声速的机动性、超

大攻角、大侧滑角飞行、以及短距大攻角起飞等非常规机动性要求大幅度提高, 由此, 也对飞机和发动机的匹配设计提出了更高要求。为提升飞机与发动机的综合性能、稳定性与安全性, 需要将飞机和发动机作为一个整体来看待, 开展一体化设计, 目标是尽可能发挥各自潜能、减少性能损失, 获得最佳的推进系统效能。

按照目前飞机和发动机组成和功能, 飞 / 发一体化设计组成主要包括 5 方面: 气动(性能)一体化、结构一体化、控制一体化、传动一体化和一体化热管理设计。本文着重对航空发动机研制中飞 / 发气动一体化技术的应用进行分析。

收稿日期: 2014-07-17 基金项目: 航空动力基础科研项目资助

作者简介: 梁彩云(1971), 女, 硕士, 自然科学研究员, 从事航空发动机总体设计工作; E-mail: 13386826917@189.cn。

引用格式: 梁彩云, 谢业平, 李泳凡, 等. 飞 / 发性能一体化技术在航空发动机设计中的应用[J]. 航空发动机, 2015, 41(3): 1-5. LIANG Caiyun, XIE Yeping, LI Yongfan, et al. Application of integrated aircraft/engine technology in aeroengine designing[J]. Aeroengine, 2015, 41(3): 1-5.

1 国内外飞/发气动一体化设计技术的发展

在飞行器出现的早期,飞机与发动机的一体化研究重点是发动机、进气道、喷管的类型与位置^[1],以及发动机的安装方式、质量和体积对推进系统的安装性能的影响等。在20世纪60年代中期涡扇发动机出现时,飞/发一体化设计开始逐步成为1项重要技术,并成立专家机构处理一体化的技术问题。如美国GE公司专门设立了发动机飞行器系统一体化(EASI)课程^[2],主要面向具有5~10 a设计或系统工程经验的设计师。学科范围包含航空飞行器性能需求、发动机循环参数选择、流路设计、动态模型、控制一体化、进/排一体化、操作性、噪声、寿命、可靠性及机械系统等,重点是系统的一体化设计。

飞/发一体化设计重点之一是性能一体化设计,PW等公司曾为更好地完成空军的合同,把发动机/进气道/飞机机体一体化设计问题作为1项专门联合课题来开展^[3]。Alan Hale等^[4]验证了当进行发动机和进气道设计时,充分考虑对方开展一体化设计,其性能和稳定性有显著提升。

国外飞/发性能一体化评估、设计主要应用试验与计算的方法。AEDC(Arnold Engineering Development Center)^[5-7]通过对比F-16和F-15战斗机缩比试验件分别在自由射流条件和风洞条件下的试验结果来评估进/发相容性;Alan Hale等^[4]使用“TEACC”计算工具评估前机身在一定攻角与侧滑角下工作时进气畸变对风扇的影响。俄罗斯早期一体化研究主要集中在超声速飞行器加速、爬高时,因为在加速阶段提供剩余推力比升力更重要。近些年,研究工作向较低飞行速度方面扩展,直到跨声速和亚声速,这得益于采用了1整套由ЦИАМ和军事航空技术学院联合开发的计算进气道和喷管的模型程序。另外,提出了考虑进气道和喷管特性的用于确定高超声速飞行器综合特性和动力装置安装推力的算法并开发了其计算模型,用以解决动力装置与飞行器一体化问题。这些算法所依据的原则是将作用于飞行器上的力分解为气动力和推力,或按另外的定义分解为考虑功能兼容时动力装置和飞行器的外力和内力。

目前,中国飞机和发动机还处于分开设计阶段,飞/发性能的优化设计主要依靠双方协调确定技术状态,未能实现飞机和发动机性能最优化设计。从20世纪90年代飞/发一体化的概念逐步被关注,在飞/

发一体化基础理论和仿真方面开展了一些研究,如飞机/推进系统一体化设计探索研究^[8-10]、发动机喷管与飞机后体的一体结构设计^[11]、喷管与后体一体化性能设计^[12-14]等概念研究、计算方法和程序的开发。但研究进展较缓,未形成系统的飞/发一体化设计方法与理论。

近年来中国发动机研制单位在飞/发性能一体化设计方面也开展了一系列探索研究,如飞机进气道与发动机一体化设计、发动机飞行任务分析、发动机非安装性能和安装性能计算软件开发、发动机飞行性能评估方法和基于飞行安装推力的发动机喷管面积优化方法研究等,并在现有发动机研制过程中逐步验证,为飞/发一体化设计方法的建立奠定了技术基础。

2 飞/发性能一体化设计涉及的主要技术

飞/发气动一体化设计涉及的技术主要包括3方面:飞机前机身、进气道与发动机一体化设计,发动机尾喷管与飞机后机身一体化设计,飞机功率提取、环控系统与发动机一体化设计。

2.1 前机身、进气道与发动机气动一体化设计

为满足越来越复杂的飞行条件,要求前机身、进气道与发动机在气动方面能良好地匹配。为防止前机身附面层影响进气道,需要与前机身一起综合考虑进气道布局。另外,发动机稳定裕度需求与进气流场畸变特性、发动机性能与进气道总压损失等均存在密切关联。

2.1.1 流场匹配

飞行姿态、飞机外流场和进气道内流道的气动设计、发动机流量需求等因素均影响进气道出口流场质量,流场品质对发动机性能、气动稳定性均有重要影响。而单独以进气道或发动机为研究对象时,无法研究和确定其相互影响,需开展进/发联合数值计算、全尺寸进气道与发动机地面及高空台联合试验、进发相容性试飞等,逐步降低进气道与发动机流场匹配的不确定性。

2.1.2 流量匹配

进气道风洞试验显示,当流量从临界位置向亚临界减小到一定值时,通过动态压力传感器观测到进气道出口总压呈现出具有明显主频特征的脉动,且振幅随流量的减小而急剧增大。因此,在飞行过程中,当进

气道流量与发动机需求流量不匹配时产生的气流脉动影响进气道及发动机工作的稳定性,研究全包线、全状态进/发流量匹配是提升飞行器稳定性的1条有效途径。

2.1.3 雷达隐身性能

转子叶片有较强的雷达波反射特性,而且叶片转动对雷达波的反射有加强作用,为了提高进气道的隐身性,可在进气道中引入吸波导流体,但这种隐身装置可能导致进气道气动性能的损失。需综合气动性能和隐身性能开展进气道及发动机的设计。

2.2 发动机尾喷管与飞机后机身气动一体化设计

机身后体阻力占全机阻力的38%~50%^[9],飞行状态或发动机状态发生改变时,发动机喷管喷流跟随发生变化,对飞行后体阻力有较大影响。飞机后体布局、发动机喷管外调节片形状对飞行方向投影面积及表面压力有影响,同时,发动机可调喷管面积的变化也可以影响喷管的投影面积及压力分布,从而影响整个飞机后体阻力,导致安装性能的变化。开展飞机后体/发动机气动一体化设计,可以减小飞行后体阻力,提高整个飞行器性能。近年随着推力矢量技术的发展,可由其取代部分传统飞机操纵面参与飞机的控制,向无尾飞机方向发展,矢量喷管与飞机性能一体化设计更为重要。

2.2.1 以飞行安装性能为设计目标的设计方法

发动机喷管出口面积对安装推力及非安装推力影响对比如图1所示^[6]。从图中可见,安装推力与非安装推力最优对应的面积存在差别,以飞行安装性能为设计、优化目标的设计方法是提升飞行器性能的1种重要手段。

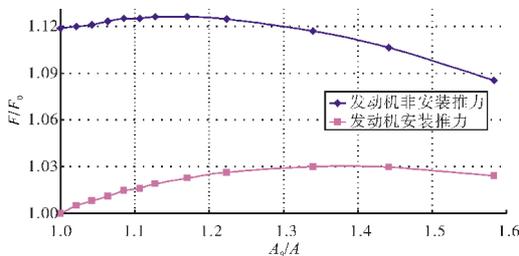


图1 发动机喷管面积对安装、非安装推力的影响

2.2.2 雷达、红外隐身及气动性能的一体化考虑

飞机后体与喷管搭接面上的各种不连续性,以及当喷管面积调节时调节片间出现的搭接或存在的间隙,都可能成为雷达波反射源。为提高雷达隐身性能,需结合飞/发气动性能一体化开展飞机后体型面、结

构修型、搭接间隙等设计工作。尾喷管及其高温排气是主要的红外辐射源,降低飞行器红外隐身性能时,同样需结合飞/发性能一体化开展修型、掺混、罩挡等设计,平衡隐身性能与气动性能。

2.3 飞机功率提取、环控引气与发动机性能一体化设计

在现代战争中,飞机电子对抗技术越来越复杂,电子设备和功能越来越精细,对发动机的提取功率和环控引气需求不断增加,从而降低发动机性能和裕度。为此需对飞机的功率提取和环控引气开展与发动机的一体化设计。

2.3.1 环控引气参数与飞机用气量的折中

为满足飞机座舱和设备舱等用气要求,需从发动机中引出高压气体,经热交换、膨胀后使用,当发动机引气位置确定后,环控引气系统设计需兼顾引气位置压力高(低空大表速、发动机大状态)与低(高空小表速、发动机小状态)时的引气量。当设计不合理时,容易出现确保低压力时的用气量,引气流量设计过大,在高压时,需分流泄除部分流量,牺牲发动机性能。飞/发双方需根据全包线需用舱压、环控引气处压力、引气流量共同开展引气系统设计,使其既能满足引气需求,又不造成发动机性能的多余损耗。

2.3.2 功率提取量与发动机裕度的权衡

飞机对发动机提取相同功率时,随着发动机状态及飞行状态的改变,其对发动机性能与稳定性的影响也发生变化。在飞行包线内换算功率系数分布如图2所示。从图中可见,飞机功率提取对发动机性能与气动稳定性影响随功率换算系数增大而加大。在发动机设计过程中,如果飞机部门不能按飞行条件和发动机使用状态给出具体的功率提取要求,发动机性能与气动稳定性设计会面临较大难题。

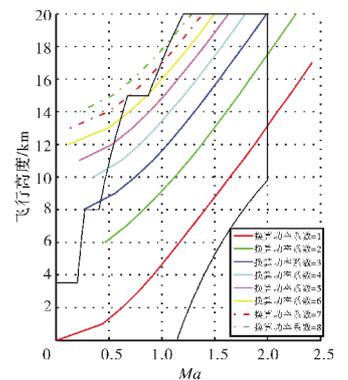


图2 在飞行包线内换算功率系数分布

3 飞/发性能一体化设计的主要关注点

为有效应用飞/发气动一体化设计技术,获得最佳的飞机和发动机的组合性能,需要在发动机设计过

程中融入飞/发一体化设计的概念,在性能优化、启动和过渡态性能设计、稳定性设计、试验验证和性能评估中与飞机方开展一体化交互设计。

3.1 发动机性能优化

3.1.1 循环参数优化

循环参数优化要综合考虑部件设计水平、飞机性能需求、结构和材料限制。根据飞机任务剖面上对动力装置的推力/耗油率需求,开展发动机作战任务分析。

3.1.2 调节规律的优化

转速、进口可调叶片角度、喷口面积等调节规律的优化设定应综合考虑发动机推力、进气道损失、进气道溢流阻力和飞机后体阻力,兼顾进气道、发动机、尾喷管和飞机后机身的综合效应。

3.1.3 雷达和红外隐身的影响

无论是采取何种措施实现雷达和红外隐身的目的,均会损失发动机性能。为此要开展飞机用于隐身的结构构件与发动机尾部结构的联合气动设计,同时充分考虑雷达和红外隐身带来的部件性能的变化。

3.2 稳定性设计

3.2.1 进气道与发动机流场相容性

进气道作为发动机上游部件,是造成进口压力畸变的主要因素。目前以综合畸变指数的单一参数作为发动机稳定性开展工作的依据是不全面的,应同步考虑进气道出口畸变流场、发动机性能和喘振裕度,避免由于飞/发双方设计准则的不合适带来飞行安全或性能损失。

3.2.2 武器发射时发动机扩稳设计

武器发射时产生的尾气经过进气道后会在发动机进口形成温度畸变,通常要采取一定的扩稳措施,以扩大发动机瞬时稳定裕度。因此,扩稳措施的选取除了考虑武器的发烟特性,也要考虑进气道对发烟特性的影响。

3.2.3 飞机附件功率谱分析

飞机功率提取是影响发动机气动稳定性的降稳因子之一,尤其在高空小速度区域影响最大。在相同的功率情况下,在地面和高空状态下发动机损失的裕度是不同的。因此,应与飞机共同开展功率提取量及其对发动机稳定裕度影响的研究,明确飞机附件功率谱是发动机稳定性设计及扩稳措施采取的条件之一。

3.3 关注安装性能和功能

3.3.1 飞机环控系统用气参数

对发动机来说,飞机环控系统是1个负载,引气量的大小既关系飞机环控系统能力,又影响发动机性能和气动稳定性。而且环控系统的负载特性影响发动机引气腔的气流流动,因此,需要针对环控系统的负载特性评估发动机集气腔位置、环控引气接口尺寸、引气参数和发动机空中慢车状态等。

3.3.2 过渡过程进气道与发动机流量的匹配性

在过渡过程中发动机和进气道的流量分别根据自身特性变化,在确定发动机转速变化的速率时要充分考虑与进气道的流量相容性,适当限制一定状态的使用。

3.3.3 发动机起动特性在装机状态下的变化

由于进气条件变化和功率提取的存在,装机后对发动机的起动特性影响较大,尤其是温度会有所升高,发动机强度和寿命设计要有所考虑。

3.4 联合试验验证

3.4.1 全尺寸进气道与发动机联合试验

在进气道真实的流场和在发动机真实的流量需求条件下,通过详细参数测取即可有效评估进气道和发动机流场的匹配性,也可评估进气道对发动机性能特性的影响,同时寻求全状态流量匹配的最优规律,为发动机稳定设计、评估和状态使用提供有效数据支撑。

3.4.2 飞机环控系统与发动机联合试验

利用飞机部门提供的模拟飞机环控系统的试验装置,在发动机试车台架上开展联合试验,模拟真实发动机供气情况下环控系统的工作情况。测取环控参数的变化关系,同时验证环控系统与发动机的匹配性。

3.4.3 飞机功率提取试验测定和分析

发动机安装在飞机上进行地面开车,测取飞机功率提取的量值和随发动机转速变化的关系;同时进行飞机和发动机全包线功率提取谱的联合分析,根据飞行情况和发动机特性表现,反验证飞机的功率提取谱。

3.5 与飞机联合开展性能评估方法研究

3.5.1 建立联合计算仿真平台

根据飞机飞行的性能(飞行高度、马赫数、过载、剩余油量和飞行姿态角等),结合飞行动力学、飞机的

升阻特性和非标准大气修正特性建立发动机安装性能评估模型,根据进气道和飞机后体阻力特性建立发动机非安装性能的评估模型。

3.5.2 建立性能评估的方法和标准

制定和形成飞机和发动机共同遵守的设计、试验、考核和评估的方法和准则。

4 结束语

随着中国飞机和发动机研制工作的不断深入,双方在一体化设计方面均有了一定认识,但在一体化联合设计实践方面步伐较慢,尤其中国发动机多数是以换装为目标开展研制的,使得飞机与发动机并未经历1个完整的正向设计过程,成为阻碍飞/发一体化设计技术发展的主要因素。随着对飞机综合性能需求的进一步认识和新型战机作战使用要求的提高,对飞/发一体化设计技术的需求会越来越高。目前飞机和发动机双方的技术条件的传递主要还是以划界面、提指标的方式开展,在此方式下飞机和发动机双方应在各自设计过程中不断渗入联合设计的概念,逐步形成相容设计的程序、准则、考核标准,为飞/发一体化设计技术的成熟奠定基础。

参考文献:

- [1] Herrick P W. Fighter aircraft/propulsion integration [R]. AIAA-1986-2658.
- [2] Hess P J. Engine aircraft systems integration course [R]. AIAA-1992-3762.
- [3] Anderson J. Airframe/propulsion integration of supersonic cruise vehicles[R]. AIAA-1990-2151.
- [4] Alan H, Milt D, Jim S. A numerical simulation capability for analysis of aircraft inlet-engine compatibility[R]. ASME 2004-GT-53473.
- [5] Beale D K, Collier M S. Validation of a free jet technique for evaluating inlet-engine compatibility[R]. AIAA-1989-2325.
- [6] Beale D K, Zelenak M. Development and validation of a free jet technique for inlet-engine compatibility testing[R]. AIAA-1992-3921.
- [7] Beale D K, Kelly P G. Subscale validation of a free jet inlet-engine test capability[R]. AIAA-1993-2179.
- [8] 王涛,孟庆明.带矢量喷管的一体化飞行/推进控制技术研究[C]//第九届航空动力自动控制专业学术会议论文集,西安:中国航空学会,1998.
WANG Tao, MENG Qingming. The research of integrated flight with aven/propulsion control technology[C]// Proceedings of the 9th Academic Conference of Aerospace Power Automatic Control, Xi'an: China Aviation Society, 1998. (in Chinese)
- [9] 王如根,张津,胡秉科.飞机/推进系统一体化方案设计研究[C]//珠海航空学术会议,珠海:中国航空学会,1998.
WANG Rugen, ZHANG Jin, HU Bingke. The research of aircraft/propulsion system integrated design [C]// Proceedings of Aerospace Power Aviation Conference, Zhuhai: Aviation Society, 1998. (in Chinese)
- [10] 王进,骆广琦,陶增元.带推力矢量飞机/推进系统一体化技术研究与发展 [C]//中国航空学会第八届推进系统气动热力学学术论文集,成都:中国航空学会,2001.
WANG Jin, LUO Guangqi, TAO Zengyuan. Aircraft with aven / propulsion system integrated technology research and development [C] // Proceedings of the 8th Propulsion System Academic Conference of China Aviation Society, Chengdu: China Aviation Society, 2001. (in Chinese)
- [11] 季鹤鸣,龚正真,邵万仁,等.喷管与机后体一体化设计初探[J].航空发动机,2008,34(2):27-29.
JI Heming, GONG Zhengzhen, SHAO Wanren, et al. Preliminary exploration of integrated design for nozzle and aircraft afterbody [J]. Aeroengine, 2008, 34(2): 27-29. (in Chinese)
- [12] 王占学,黄杰,唐狄毅.喷管/飞行器后体一体化数值模拟[J].西北工业大学学报,2000,18(4):587-590.
WANG Zhanxue, HUANG Jie, TANG Diyi. Nozzle / aircraft afterbody integrated numerical simulation [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2000, 18(4): 587-590. (in Chinese)
- [13] 徐大军,陈兵,蔡国飙,等.高超声速飞行器后体喷管三维构型设计[J].航空动力学报,2009,24(2):247-254.
XU Dajun, CHEN Bing, CAI Guobiao, et al. Design of three dimensional after body/nozzle configuration of air breathing hypersonic vehicle [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(2): 247-254. (in Chinese)
- [14] 车竞,唐硕.高超声速飞行器后体/尾喷管一体化设计[J].飞行力学,2006,24(3):74-77.
CHE Jing, TANG Shuo. Hypersonic aircraft afterbody / nozzle integration design [J]. Flight Dynamics, 2006, 24(3): 74-77. (in Chinese)
- [15] Lee E E. Experimental and analytical investigation of axisymmetric supersonic cruise nozzle geometry at Mach numbers from 0.6 to 1.3[R]. NASA-TP-1953.
- [16] 谢业平,尚守堂,李建榕,等.基于安装性能的航空发动机中间状态喷管调节计划优化[J].航空动力学报,2014,29(1):175-180.
XIE Yeping, SHANG Shoutang, LI Jianrong, et al. Aeroengine nozzle control schedule optimization with the incorporation of aircraft afterbody drag [J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(1): 175-180. (in Chinese)

(编辑:张宝玲)