

从航空发动机视角看飞 / 发一体化问题

李宏新¹, 谢业平²

(1. 中国航空发动机集团有限公司, 北京 100080 2. 中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘要 :从航空发动机视角对现役民用航空发动机、军用第 3、4 代航空发动机、在研高超声速飞行器组合动力装置、变循环发动机及智能发动机等设计中的飞 / 发一体化关键技术进行分析,总结了现役发动机进 / 排 / 发一体化设计、飞 / 发隐身一体化设计、第 4 代发动机飞机引气与轴功率提取的发动机一体化管控、高超声速飞行器进 / 排 / 发一体化设计、变循环发动机及智能发动机飞 / 发一体调控等关键技术研究情况,以期为推动航空发动机在飞 / 发一体化技术领域的快速发展提供有益参考。

关键词 :航空发动机;飞 / 发一体化;高超声速冲压发动机;变循环发动机;组合发动机;超机动性能

中图分类号 :V231

文献标识码 :A

doi :10.13477/j.cnki.aeroengine.2019.06.001

Fundamental Issues of Aircraft/Engine Integration from the Perspective of Aeroengine

LI Hong-xin¹, XIE Ye-ping²

(1. Aero Engine Corporation of China, Beijing 100080, China; 2. AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract : From the perspective of aircraft engine, the key technologies of integrated aircraft and engine design applied on some engine types which including civil aeroengine, the third and the fourth generation military engine, combined power device for hypersonic vehicle, variable cycle engine and intelligent engine were analyzed. The research status of key technologies for the intake-engine-nozzle integration design in service, the aircraft and engine integrated design in stealth, integration control the air bleed and power extraction on the fourth generation engine, the intake-engine-nozzle integration design on the hypersonic flight vehicles, the integrated aircraft and engine regulation of the variable cycle engine and intelligent engine were summarized. The study was expected to have positive effect references on the fast development of the integrated aircraft and engine design.

Key words : aeroengine; integrated aircraft and engine; hypersonic ramjet engine; variable cycle engine; combination engine; super-maneuverable performance

0 引言

航空发动机是飞机的“心脏”,除了为飞机提供推力以外,还为机载系统提供引气和轴功率,实现传动附件供 / 回滑油、燃油泵送和环控等功能,并满足机载电力设备功率需求,是飞机的主能量源。早期,发动机与飞机各自独立设计或协调设计,飞机的布局使得飞机与发动机之间在气动性能上相互影响不大。然而,随着飞机技术的快速发展,更高机动性、更高隐身性和更远航程等飞机设计要求被提出,由于发动机与飞机系统间强关联衍生出的一体化优化设计问题凸显,例如:发动机与飞机进气道流量和流场匹配对发动机推力和飞机升 / 阻力存在耦合影响问题;发动机

进 / 排气设计与飞机气动外型的一致性匹配设计问题;引气与轴功率提取对发动机工作点和机载系统动态性能需求的兼顾问题等。因此,传统飞机与发动机独立或协调设计的思路和体系必须从飞 / 发一体化设计的角度进行提升。飞 / 发一体化技术被提出的主旨就是实现发动机与飞机各系统功能和性能一体统筹优化设计。飞机和发动机设计师结合各自专业领域的理论和实践经验,理清飞机及系统间交联关系,兼顾发动机与飞机各系统、各专业潜能,经过融合和提炼得出的以飞机全局性能最优为目标,以联合设计、联合建模分析、联合试验验证为手段,实现飞 / 发共同成功的综合优化设计技术^[1]。当前,飞 / 发一体化设

收稿日期:2019-03-11

基金项目:航空动力基础研究项目资助

作者简介:李宏新(1969)男,博士,自然科学研究员,主要从事航空发动机技术管理工作 E-mail:13386826917@189.cn。

引用格式:李宏新,谢业平.从航空发动机视角看飞 / 发一体化问题[J].航空发动机,2019,45(6):1-8. LI Hongxin, XIE Yeping. Fundamental issues of aircraft/engine integration from the perspective of aeroengine [J]. Aeroengine, 2019, 45(6):1-8.

计技术已成为飞机、发动机设计过程中的重要手段。通过飞机与发动机联合设计,中国已经实现了飞机马赫数 2.5 以下的高速、高机动飞行。随着飞机飞行速度越来越快、飞行性能要求越来越高,飞/发一体化设计技术也越来越重要,在该技术驱动下飞机与发动机设计必将融为一体。因此,发动机技术革新除了关注自身以外,必须从飞/发一体化技术发展的角度深入研究和潜心规划。

本文从航空发动机视角看飞/发一体化问题,分别对在役民机发动机、军用第 3、4 代发动机和正在预研的高超声速冲压发动机、变循环发动机、组合发动机及未来的智能发动机所面临和关注的飞/发一体化技术问题进行论述,以期对飞/发一体化技术发展提供参考。

1 在役航空发动机的飞/发一体化问题

1.1 民机大涵道比发动机的飞/发气动一体化问题

自 20 世纪 50 年代以来,涡轮风扇发动机因其特有的技术优势,在民用航空发动机中一直占据着主流地位。当今涡扇发动机的发展趋势是实现更高的推进效率与热效率。其中,通过增大发动机涵道比可显著提升其推进效率,进而实现总效率提升^[2]。随着发动机涵道比增大,发动机机舱尺寸随之增大,造成机翼升力损失并且增加飞行阻力,推进系统对飞行的影响更为突出。此外,发动机舱的外型面、布置位置、安装效应、反推喷流以及发动机尾喷流都会改变其周围的气体流动,此处流场又与附近飞机机体、机翼部位及发动机本身进口等息息相关。民机飞/发一体化主要涉及发动机舱与机体/机翼的相互影响以及喷流对飞机的影响等问题。

欧洲的 DUPRIN 项目专门研究了超高涵道比发动机与一般发动机对飞行性能的影响^[3]。分析了安装不同发动机时机翼翼展升力分布情况,试验如图 1 所示。试验表明超高涵道比发动机的机翼展向升力损失达到传统发动机的 60%。随着发动机尺寸的增大,升力损失会更大。



图 1 大涵道比飞行器试验

在 NASA 最近的大涵道比飞行器项目 ITD-51A 中,开展了发动机短舱与机身外形的一体化设计构型

研究^[4]。将该飞行器的发动机短舱置于飞行器上表面。该构型的飞行器的低速操纵性及高速巡航阻力对推进系统与机身、机翼的一体化性能提出更高要求。发动机短舱与机身外形一体化 CFD 研究如图 2 所示。当飞行马赫数较高时 ($Ma=0.85$),发动机短舱与机身之间会形成激波,造成较大的阻力损失。Bonet 和 Deere 等^[5-6]为了减小发动机短舱的阻力,也开展了细致的减阻研究,有效减小了激波阻力损失。

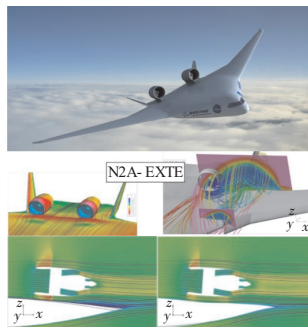


图 2 发动机短舱与机身外形一体化 CFD 研究

Zlenko 等^[7]基于 CFD 模拟提出了 1 种优化亚声速发动机短舱内外型面及结构的方法,并在发动机短舱优化过程中应用,发动机舱优化设计如图 3 所示。在攻角为 $1.5^\circ \sim 1.7^\circ$ 的巡航飞行时,有效增大了推力,同时发动机短舱的外阻力系数减小了 $8\% \sim 11\%$ 。优化后的发动机短舱结构满足了所有飞行状态下的稳定性与操纵效率要求。

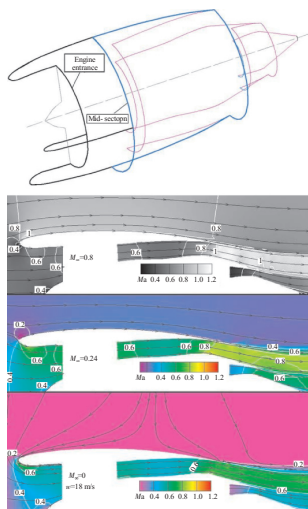
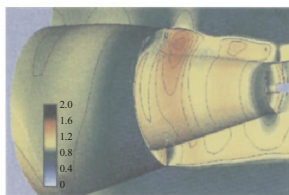
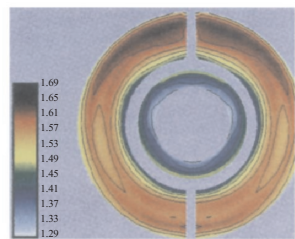


图 3 发动机舱优化设计

同时,发动机舱挂载位置使得其上方产生节流,对发动机喷流及机身气动性能产生影响,文献[8]对此类喷流问题开展研究。挂载处的阻力在喷流出口附近形成再压缩激波,从而显著加速了气体流动。这一局部加速造成喷管效率损失。发动机内部形成的压缩气体与喷管上方的局部高压加速气体相互作用(如图 4 所示),



(a) Ma 近壁面分布



(b) Ma 同向分布

图 4 发动机喷流与飞行器一体化气动问题

使得喷流方向改变趋于向下。这一现象表明发动机与机身气动相互作用形成的阻力很大一部分是在发动机喷流附近造成的。

1.2 军用第3代发动机飞/发一体化问题

第3代战斗机以F-15、F-16、米格-29、Su-27、歼-10、歼-11、幻影2000、狂风ADV等为代表,其发动机在推进效率上比第2代战斗机的有了质的飞跃。作为军用战斗机,其进气道和发动机安装不同于民机,其机身结构和气动布局方面采用翼身融合和涡升力等新技术。当军用飞机的飞行马赫数达到2.0以上时,二者之间的相互耦合作用尤为突出,发动机对飞机气动性能的影响在飞机各处气动外型设计中都需要考虑。发动机和机体各自独立设计的方法会限制飞机和发动机潜能的发挥。飞机与发动机必须要耦合设计^[9]。从发动机与飞机耦合作用角度看,进气道与发动机、发动机喷管与飞机后体相互作用最明显,且这些耦合作用对飞机、发动机均有非常重要的影响。

飞机进气道为发动机提供所需的空气,进气畸变会直接影响发动机的稳定裕度,降低发动机稳定工作的能力,进气道内流动压力损失会直接减小发动机安装推力。与此同时,发动机的流量需求量直接影响进气道的溢流阻力和稳定性等。在发动机稳定性设计中,需要特别关注进气道的流场畸变问题。压力畸变不但与进气道类型、飞行速度、飞行姿态有关,还与进气道内流动马赫数的平方直接关联,即发动机需求换算流量越大,压力畸变越大,虽然减少发动机换算流量可以减小畸变,但同时也牺牲了发动机总的推力。施磊等^[10]分析了飞行试验中遇到的发动机在跨声速小流量状态下出现失速和喘振现象,对跨声速时发动机小流量与进气道喉道面积的匹配性进行了评估,从进气道和发动机2方面提出改进措施,对进气道通过改进斜板调节规律来扩大超声速小流量失稳边界,对发动机通过提高最小燃油流量值和增加喷口面积来增大发动机空气流量和稳定裕度,提高此状态下进气道与发动机的匹配性。此外,当超声速飞行器装有多台发动机时,需要合理设计每台发动机的位置与相互距离,确保某一发动机进气道不起动或喘振形成的激波不会对其他发动机进气道造成影响。文献^[11]研究了多台发动机位置及间距对其进气道性能的影响(如图5所示)获得了在前方进气道喘振情况下,后方发动机仍具有较高总压恢复性能的方法。然而,在改善

发动机来流均匀性与稳定性以及降低发动机对来流畸变的敏感性问题,仍需进行深入研究。

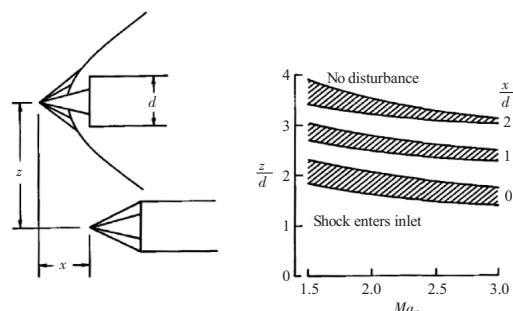


图5 多台发动机的位置及间距对其进气道性能的影响

发动机尾喷流对飞机气动性能影响较大,喷管面积不但直接影响发动机推力,也对飞机后体阻力有较大影响,同时,尾喷流会影响附近机身或尾翼上的受力。因此非安装推力与后体阻力的一体化设计技术、内外流耦合作用下的气动优化技术等,都需在第3代飞机飞/发一体化设计过程中重点关注。谢业平等^[12]使用数值缩放技术,以飞行安装推力为优化目标,通过折中发动机的非安装推力和后体阻力,研究了喷管面积的优化控制方法,结果表明,在保持发动机稳定裕度不变的前提下,仅优化喷管出口面积,在大马赫数飞行状态时安装推力就可以增大超过1%。NASA以1种双发飞机为研究对象,研究了尾翼布置在不同位置时尾喷管射流对尾翼受力状态的影响。结果表明:当尾翼布置较高时,无论射流开闭,都不会影响尾翼的受力;当尾翼布置较低时,射流开启明显改变了尾翼的受力状态^[13]。

1.3 第4代发动机飞/发一体化问题

第4代战斗机以F-22、Su-57、歼-20等为代表,利用发动机中间状态就可进行超声速巡航,具有远航程、高隐身性、超声速巡航及非常规机动性等特点。这些新特点给飞/发一体化设计带来了新的挑战。

红外/雷达隐身措施均涉及到进气道唇口/喷管/喷口形状、进/排系统流道形式、冷却流量等因素。在第4代战斗机的涡扇发动机飞/发隐身一体化设计中^[14],红外/雷达隐身的涡扇发动机总体设计理论和方法、发动机进/排气系统红外/雷达隐身与气动特性一体化设计方法、发动机进/排气与发动机本体及飞机前体/后体的红外雷达隐身与气动一体化设计等方法是核心关键技术。在第4代战机隐身突破性技术中S弯进气道/S弯喷管是很重要的红外/雷达

隐身手段。S弯进气道配合吸波涂层能有效提升前向雷达隐身性能,但需关注S弯产生的旋流畸变对发动机稳定性的影响。S弯进气道与发动机抗旋流畸变能力提升设计是飞/发一体化设计需要重点考虑的。S弯喷管可以实现对高温尾喷流的遮挡,提高红外隐身能力,然而S弯流道和喷管冷却等均对发动机推力产生影响。在有加力燃烧的发动机中S弯喷管的应用需要重点考虑平衡隐身性能的提升与因S弯形状及其冷却设计导致的推力损失。

第4代战斗机超机动要求飞机能够进行过失速机动飞行,过失速机动是指要求飞机能够在很短的时间内完成大幅度姿态变化的机动动作。超机动期间飞机迎角变化率可达 $(30^{\circ}\sim 50^{\circ})/\text{s}$ 。由于飞机的快速大幅度俯仰运动,使得作用于飞机上的气动力和力矩随状态参数变化出现很强的非定常滞环。而正是这种非定常气动力滞环的出现,产生了非定常超升力,使得不带推力矢量的飞机实现“眼镜蛇行动”^[15]。非定常气动力迟滞特性不仅对飞机机动飞行性能有重要影响^[16],并且对第4代战斗机飞/发一体化技术研究也提出了新要求,如在高马赫数大迎角下前体/进气道内外流一体优化、发动机舱与机体/机翼气动耦合、喷管/后体一体优化、进气系统流动畸变等问题研究过程中,常规的试验和计算方法已无法满足实际设计工作的需求,这也成为国内外学者研究的新方向。

发动机作为飞机主动力源,同时也是飞机主能量源,飞机机电系统作为飞机能量转换传输的系统与主发动机能量交联最紧密,其环控、电力、辅助动力、燃油、液压等子系统分别通过引气和轴功提取等方式为飞机提供二次能源。传统飞机机电系统各子系统与发动机的能量交联形式较为单一单向,例如:环控系统仅通过发动机引气作为驱动工作满足座舱、电子舱等环境要求,辅助动力系统仅通过引气产生辅助电能或轴功,电源、液压、燃油则通过轴功提取来为飞机操控、航电等系统提供主电源或驱动液压、燃油泵。然而,在飞机包线内飞行高度和飞行马赫数等不同的状态下,引气和轴功提取对发动机性能和稳定裕度等的影响量值不同,同时飞机性能实现所需的二次能源功率和效率需求也不同,这种单一的能量交联形式会使二者优化性能发生冲突,导致难以同时实现发动机的高稳定性、低耗油率和飞机系统的高效率。然而,第4代战斗机远航程、高机动的要求却正好有此要求。因

此,第4代战斗机的发动机设计除了提升性能之外,还提出飞/发一体化能量综合管理的新命题,以解决飞机与发动机能量供需矛盾和彼此优化工作状态矛盾的问题。国外已在飞/发一体化能量优化管理技术上率先开展研究,提出新的飞机能量管理体系,其中NASA所提出的变革性的自适应动力与热管理系统(Adaptive Power and Thermal Management System, APTMS)技术引人注目^[17]。该技术通过共轴组合动力核心机综合了传统机电系统动力部件,除实现机电系统的综合减质外(零件数目减少40%),还实现引气和轴功率提取一体化管控,使得系统燃油代偿损失降低可达10%^[18]。中国在第4代飞机的飞/发一体化研究中,飞/发一体化能量综合管理技术势在必行。郭生荣、罗志会、雷屹坤、张镜洋、常海萍等^[18-19]最早针对APTMS技术可行性、设计方法、引气和轴功率提取对发动机燃油代偿损失影响规律、APTMS工作模式优化设计方法等开展研究,为飞机与发动机一体化能量管理技术提供了有益的参考。在飞机与发动机引气与轴功提取的一体化管控技术上,从目前发展形势看,有3方面技术亟待研究:(1)高动态条件下引气与轴功提取对发动机燃油经济性与喘振裕度影响机理;(2)实现引气与轴功提取自适应调节的APTMS技术;(3)全飞行包线下发动机与APTMS一体化管控技术。

2 预研航空发动机的飞/发一体化思考

2.1 高超声速飞行器组合动力装置飞/发一体化思考

当前世界各国十分重视高超声速飞行器关键技术的研究。在其关键技术中,发动机与高超声速飞机的一体化设计是实现高超声速飞行的核心技术。水平起降吸气式高超声速飞行器具有大跨度的飞机包线、高超声速临近空间巡航、采用涡轮发动机与冲压发动机相结合的组合动力形式(TBCC)等新特征。其一体化技术重点关注点有:组合动力与飞行器外气动构型的一体化设计技术和飞/发一体化的热/能量综合管理技术。虽然这些技术在常规航空飞机上也有所体现,然而在高超声速飞行器领域这些技术内涵发生了本质变化。在高超声速飞/发一体化问题上,NASA的Lewis中心开发了1套可重复使用的“逐步一体化”工具,并与美国海军合作通过“逐步一体化”技术探索更多飞/发一体化的关键技术^[20]。在此基础上,NASA的Langley研究中心在长期的研究中,开发了大量的针

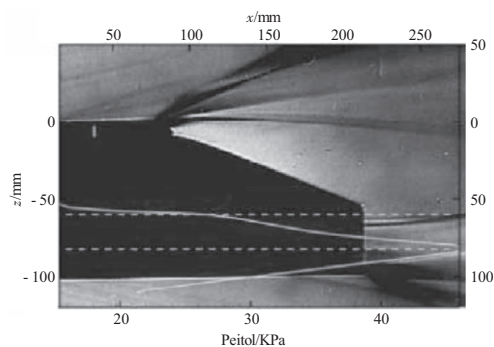
对升力体外形高超声速飞行器的机体与发动机一体化设计技术,并应用到 Hyper-X 研究飞行器 HXRV 的设计中。Blankson 等^[21]对乘波体外形高超声速飞行器机体/发动机一体化设计中遇到的许多其他关键问题进行了分析。

高超声速飞行器为实现临近空间高超声速巡航,采用新型的气动外型结构,最为典型的是乘波体气动外型。为了实现超低空气密度下的高升阻比,该气动外型需要组合动力发动机实现与机体高度一体化、集约化、扁平化设计。涡轮/冲压组合动力装置采用串联或者并联式布局,该布局形式下的高捕获流量系数的进气系统设计、高性能涡轮/冲压组合动力进/排气一体化设计、进/排气系统与机体一体化设计问题等,对发动机性能和飞机气动性能等都有着决定性影响。此外,高超声速巡航下进气温度高、发动机推力对引气系统的高敏感性、推进系统高气动热流密度等特点,也都容易造成高超声速动力超大热负荷与综合热沉不足等矛盾。在组合动力系统的冲压动力模式下,又难以依靠轴功提取和引气等方式实现二次能源供给,这些问题都使得高超声速飞行器飞发一体化必须更加充分地考虑飞发一体热/能量综合管理,以满足发动机进气预冷、热端部件冷却的需求,实现发动机能量迁移与循环优化。

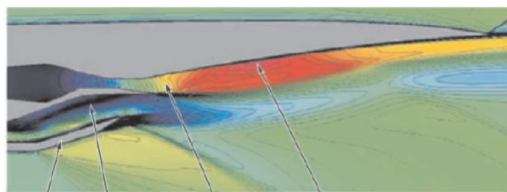
高超声速组合动力进气系统与飞行器一体化设计问题备受学者关注。前体与进气道的一体化设计可以将前体下壁面作为进气道的预压缩面,为进气道内压段提供压力较高的入口流场,降低进气道内压缩段的压缩要求,减少进气道和总体布局在设计上的困难。为保证发动机稳定工作,还要求进气道能够在宽马赫数范围内具有良好的气动特性、较高的捕获流量系数、较高的总压恢复系数、良好的出口流场品质以及较高的抗反压能力。目前国外已经开展的进气道/前体一体化工作主要集中在2个方面:常规进气道(通常为矩形进口)与乘波体外形一体化研究;3维内转进气道与前体的一体化设计概念研究。Maryland 大学 Mark.Lewis 教授研究团队所开展的常规进气道与乘波体外形一体化研究工作最为系统。O'Neill 和 Lewis 考虑到进气道因素,开展矩形进气道进口位置压力和温度均匀分布的乘波体优化设计。随后,Takashima 和 Lewis 增加了对超声速飞行时非设计工况下的考虑,并进行吻切流方法最大升阻比优化设计^[22]。

在排气与飞行器一体化设计上,超燃冲压发动机燃气的膨胀分为内膨胀段和外膨胀段,尾喷管与后体的一体化设计就是将飞行器后体下表面作为发动机排气的外膨胀段,通过进一步膨胀,使燃气静压下降,动量增加,以获得更大的推力。后体下壁面外形直接决定了超燃冲压发动机净推力方向与飞行方向的夹角。一般而言,尾喷管的性能既取决于其几何外形,又取决于飞行马赫数、动压和攻角的变化。另外,推力性能及其与飞行器配平的匹配,又影响着飞行器的飞行性能。因此尾喷管的设计目标是使燃烧室出口的高压气流在尾喷管中充分膨胀,以产生尽可能大的推力;同时保证作用在后体下表面、垂直于飞行方向的分力即升力不能过大,以免产生过大的俯仰力矩,严重影响飞行器的配平。如果后体喷管设计不当,为了调整飞行器配平,可能会增加相当大的配平阻力,因此在设计尾喷管时必须重点考虑推力的产生和配平。法国在 PREPHA 计划中专门研究了尾喷管/后体的一体化设计方法^[23],德国宇航中心的 Hirschen 等开展了相应的风洞试验^[24]。Hinz 等在 $Ma=0\sim 7$ 可重复使用组合循环动力系统设计时特别提到了排气系统面临的2个问题:低马赫数下流动过膨胀使喷管推力减小和转级过程中进/排气系统力矩匹配问题。这些问题能否解决关系到 TBCC 推进系统的设计成败^[25]。在德国的 Sanger 项目中,Berens 还通过在喷管上膨胀面注入二次射流来改善喷管的推力和推力矢量,并通过数值模拟和试验进行了验证^[26]。后体一体化的风洞试验与数值模拟结果如图6所示。

在发动机与飞行器一体化热/能量综合管理上,组合动力装置采用新型可热解碳氢燃料或低温液氢燃料,以提高燃料热沉冷却能力。进口空气预冷通常采用喷水或进口预冷器的方式。其中进口预冷器的方式被认为可有效提高发动机热力循环效率,最典型的是“云霄塔”飞行器的“佩刀”(SABRE)发动机^[27],在涡轮动力阶段该发动机采用氢循环作为中间回路的组合循环方式(如图7所示),以低温液氢燃料作为循环冷端热沉,梯次进行进口空气预冷、发动机及其他热负荷冷却、预燃气加热等,同时形成的高温高压介质通过涡轮膨胀做功梯次驱动压气机、燃料泵等^[28]。该发动机通过组合循环实现飞机与发动机热/能量综合管理,是目前最合理的高超声速飞行器飞/发一体化热/能量管理体系方案^[29-30]。发动机热力循环改进

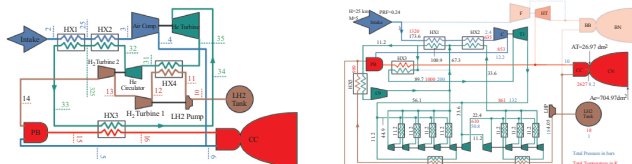


(a) 风洞试验结果



(b) 数值模拟结果

图 6 后体一体化的风洞试验与数值模拟结果



(a) 组合循环

(b) 能量优化管理

图 7 佩刀发动机模型

优化型发动机 SABRE4, 燃料消耗量降低 40%, 比 RB545 发动机的降低 50%, 比 LACE 循环的降低 75%。

国内外学者也对飞/发一体热管理系统构建方法和飞/发一体能量梯次转化利用方法等开展了广泛的研究^[31]。

最后,对于组合动力系统而言,不同动力形式之间的模式转换是最为主要的难点之一。模式转换会带来不同的发动机动力衔接、流量匹配、飞行器力矩平衡等崭新的飞/发一体化问题。如果设计时考虑不周,很可能发生飞行动力衔接不上或飞行器失去平衡等严重事故。该问题较为庞大,适合另文单独讨论,本文不做详细介绍。

2.2 变循环发动机的飞/发一体化思考

在 SCR^[32]和 HSR^[33]项目的支持下,美国洛克希德、波音和麦道 3 家飞机公司与 GE、PW2 家发动机公司密切合作,针对超声速运输机与变循环发动机的一体化设计开展大量研究,为变循环发动机选型提供

了重要依据。

变循环发动机兼顾大涵道比涡扇发动机在亚声速飞行条件下的低油耗,以及小涵道比涡扇甚至涡喷发动机在超声速飞行条件下的高推力、低油耗的优势,并能有效降低亚声速飞行条件下的安装损失,从而满足多任务(亚声速和超声速飞行)飞行器的性能要求^[34]。

变循环发动机与常规涡扇发动机流量特性对比在飞/发一体化方面最重要的优点在于其流量特性。变循环发动机流量特性如图 8 所示。与常规涡扇发动机的显著区别在于发动机处于节流状态时的流量保持能力,即:

(1)当常规涡扇发动机在较小推力下工作时(此时飞机一般处于亚声速巡航状态),需要通过发动机流量“节流”以实现较低的推力需求,此时,由于进气道一般按发动机最大需求流量设计,使得发动机与进气道之间存在一定程度的流量不匹配,造成较大溢流阻力,如图 9 所示。

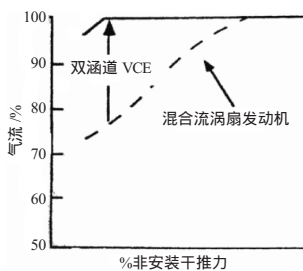


图 8 发动机空气流量 - 推力关系

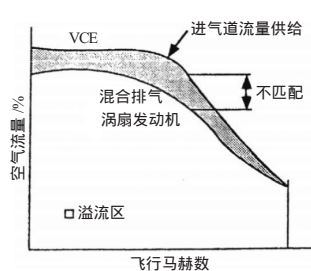


图 9 发动机空气流量需求对比关系

(2)当变循环发动机需要在较小推力下工作时,其特有的单、双外涵工作模式切换,使得可以在推力减小时,进口流量保持不变,使得其流量与进气道所能提供的流量相匹配,大幅度削减溢流阻力。

以上溢流阻力的增大,在不要求“超声速巡航”能力的发动机上并不显著,但随着飞机“超声速巡航”能力的增强,这一矛盾将愈发突出。因此,变循环发动机飞/发一体化研究集中在“削减溢流阻力”方面。

然而,变循环发动机“削减溢流阻力”的基础在于其相比常规涡扇发动机更复杂的调节机构,其代价可能是发动机气动稳定性、可靠性、质量、维护性等。因此,综合“削减溢流阻力”与“实现变循环发动机所付出的代价”成为后续变循环发动机飞/发一体化研究的 1 个重要关注点。

3 未来智能发动机的飞/发一体化展望

智能发动机是21世纪正在发展中的先进新概念航空发动机,具体特点为:在新的或改变的任务过程,能感受发动机内、外部的变化,通过发动机和各部件的自适应控制,进行功能、性能和寿命管理,可以全面判断发动机流路和机械的状态。根据发动机状态监视和健康管理(EHM),能够实现自动的优化、故障诊断和维修预报。

智能发动机是美国IHPTET计划及其后继VAATE计划的最核心内容,是对综合信息、推进系统和综合飞行/推进控制技术的挑战。VAATE计划设有重点领域组、共用技术组和技术应用小组。在重点领域组中设有通用核心机、智能发动机和耐久性3个小组。智能发动机小组负责将开发、验证和转化先进空气动力学、先进材料和革新结构与提供传感器、主动控制器、飞机与发动机一体化、进口与出口一体化、实时诊断和人工智能技术结合在一起,研制并综合那些提供耐久性长、适应性强以及耐损伤的发动机状态和寿命管理特征的技术,实现对发动机的健康管理,提高发动机的性能、可靠性和寿命^[35]。

智能发动机能根据进气条件,与进气道共同控制实现进气道气动或物理形状的改变、脉冲的微型射流消除分离、降低激波诱导的损失等主动控制,通过改变蜂窝表面板的孔隙率,控制蜂窝孔隙率的声学特性,实现对飞机进气道噪声的主动控制。根据任务需求、飞行环境实现排气噪声、推力矢量、功率提取、引气等的主动控制。此外,发动机控制系统在保证发动机控制的同时,还要与飞机管理系统、飞控系统、火控系统相综合,通过数据交互,实现数据共享,达到推进系统与飞机各系统的综合控制的目的。

4 结论

飞机和发动机的设计研发由最初的飞发协调、飞发联合向飞/发融合一体化方向发展,该领域的发展任重道远,需要技术创新和管理创新,在追求综合效能最优化最大化方面,不断开展技术研究和探索:

(1)民机的飞/发气动一体化关注点涉及发动机舱与机体/机翼的相互影响以及喷流对飞机的影响等问题;

(2)第3代战斗机在现阶段还需关注进气道与发

动机流量、流场匹配,喷管与后体的流场匹配性等;

(3)第4代战斗机主要需从飞机与发动机的一体化隐身、非定常一体化设计、以及大功率提取和引气的一体化管控等方面开展研究;

(4)高超声速冲压发动机主要关注进气道、喷管与机体进行融合设计以实现其本身功能和性能,进、排的调节与发动机的匹配性以及飞/发一体热/能量总和管理;

(5)变循环发动机需要重点关注发动机流量动态调控、进气道溢流阻力削减与需付出的气动稳定性、可靠性、质量、维护性等方面代价折中;

(6)智能发动机的一体化主要研究主动控制,根据需求目标,在感受发动机内、外部变化的基础上,与飞机共同主动控制。

参考文献:

- [1] 高为民.飞发一体化设计的关键技术[J].航空动力,2018(2):58-62.
GAO Weimin. Key technology for aircraft/engine integration design[J]. Aerospace Power, 2018 (2): 58-62. (in Chinese)
- [2] Hoheisel H. Aerodynamic aspects of engine-aircraft integration of transport aircraft [J]. Aerospace Science & Technology, 1997, 1(7): 475-487.
- [3] Burgsmüller W. European research cooperation on jet engine airframe integration [J]. Proceedings of the DLR Workshop Aspects of Engine-Airframe Integration for Transport Aircraft, DLR Mitteilung, 1996 (6): 16-26.
- [4] Flamm J D, James K, Bonet J T. Overview Of ERA integrated technology demonstration 51A ultra-high bypass integration for hybrid wing body [C]// AIAA Aerospace Sciences Meeting, USA: NASA Technical Reports Server, 2016: 7-29.
- [5] Bonet J T, Dickey E, Princen. Environmentally responsible aviation (ERA) project hybrid wing body engine/airframe operability testing final report[R]. NASA-2012-10265.
- [6] Deere K A, McMillan S N, Luckring. CFD predictions for transonic performance of the ERA hybrid wing-body configuration[MOL]. USA: NASA ERA Systems Integration, 2016. <https://doi.org/10.2514/6.2016-0266>.
- [7] Zlenko N A, Mikhaylov S V, Savelyev A A, et al. Method of optimal aerodynamic design of the nacelle for the main propulsion system with a high bypass ratio [J]. Aerospace Science & Technology, 2015, 46 (6): 533-558.
- [8] Braunschweig. Aspects of engine-airframe integration for transport aircraft Proceedings of the DLR workshop Braunschweig [R]. Germany: OpenGrey Repository, 1996.
- [9] John M. Swihart, Norman L. Crabill. Steady loads due to jet interfer-

- ence on wings ,tails , and fuselages at transonic speeds [R]. Washington :National Advisory Committee for Aeronautics ,1957.
- [10] 施磊 朱宇 赵肃. 跨声速小流量进气道与发动机的相容性[J].航空动力学报 ,2014 ,29(3) :631-636.
- SHI Lei ,ZHU Yu ,ZHAO Su. Inlet and engine compatibility in transonic speed low- flow state [J]. Journal of Aerospace Power ,2014 ,29(3) :631-636. (in Chinese)
- [11] Motyka D L ,Murphy J B. Experimental investigation of inlet- to- inlet shock interference[R]. USA :SAE International ,1965.
- [12] 谢业平 ,尚守堂. 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. Optimization of aero- engine nozzle control schedule under the maximum dry thrust condition based on[J]. Journal of Aerospace Power ,2014 ,29(1) :175-180. (in Chinese)
- [13] David J. Wing ,Carl E J. Afterbody/nozzle pressure distribution of a twin- tain twin- engine fighter with axisymmetric nozzles at mach numbers from 0.6 to 1.2[R].NASA- TP- 1995- 3509.
- [14] 吉洪湖. 飞发一体化设计中的隐身问题 [J]. 航空动力 ,2018(2) :67- 71.
- JI Honghu. Fundamental issues of aircraft/engine integration for low observability [J]. Journal of Aerospace Power ,2018 (2) :67- 71. (in Chinese)
- [15] 许洲. 第四代战斗机空战仿真系统研究[D].西安 :西北工业大学 ,2001.
- XU Zhou. Research on air combat simulation system of fourth generation fighter [D]. Xi'an :Northwestern Polytechnical University ,2001. (in Chinese)
- [16] 高正红. 第四代战斗机设计面临的空气动力学主要难题[C]// 全国流体力学青年研讨会论文集. 无锡 :2001 :11- 17.
- GAO Zhenghong. Main aerodynamic problems in the design of fourth generation fighter [C]// National Symposium on Fluid Mechanics for Young Scholars. Wuxi :2001 :11- 17. (in Chinese)
- [17] Tim C O Connell ,Clarence Lui. A hybrid economy bleed electric drive adaptive power and thermal management system for more electric aircraft [J]. SAE International Journal of Aerospace ,2010 ,3(1) :168- 172.
- [18] Peter Weise ,Grant Gvozdoch. INVENT :mission- integrated optimization of a tip- to- tail high performance aircraft system [D]. USA. Virginia Tech ,2012.
- [19] 罗志会 ,王小平 ,黄纯洲.新一代飞机自适应动力与热管理系统研究[J].航空科学技术 ,2012(5) :38- 41.
- LUO Zhihui ,WANG Xiaoping ,HUANG Chunzhou. Adaptive power and thermal management system for new generation aircraft [J]. Aeronautical Science & Technology ,2012(5) :38- 41.(in Chinese)
- [20] Isaiah Blankson. Composition of a TBCC hypersonic cruise power/vehicle[R]. USA :NASA Lewis Center ,1999.
- [21] Isaiah M ,Blankson ,Paul Hagseth. Propulsion/airframe integration issues for waverider aircraft[R]. AIAA- 1993- 0506.
- [22] O'Neill M K L ,Lewis M J. Design tradeoffs on scramjet engine integrated hypersonic waverider vehicles[J]. Journal of Aircraft ,1993 ,30(6) :943- 952.
- [23] Perrier P ,Rapuc M ,Rostand P. Nozzle and afterbody design for hypersonic airbreathing vehicles[R]. USA :AIAA ,1996.
- [24] Uwe Blien ,Helge Sanner. Structural change and regional employment dynamics[R]. Potsdam :IAB ,2006
- [25] Janssen E. Lohnunterschiede zwischen frauen und männern in branchen ,Berufen und betrieben [J]. Zeitschrift für Soziologie ,2005 ,34(1) :22- 39.
- [26] Berens T M. Experimental and numerical analysis of a two- duct nozzle/after body model at supersonic mach numbers[R]. AIAA- 1995- 6085.
- [27] Conchie P J. The HOTOL space transportation system [R]. AIAA- 1986- 0786.
- [28] TONG Chuanchen ,LUO Decang. Application of pre- cooling technology on the TBCC propulsion system[J]. Gas Turbine Experiment and Research ,2013 ,26(6) :21- 25.
- [29] Skylon. Users' manual R1.1[R].UK :Reaction Engine ,2010.
- [30] Hemsell M ,Longstaff R. The requirement generation process for the skylon launch system[J]. Journal of the British Interplanetary Society ,2010 ,63(4) :122- 128.
- [31] 雷屹坤. 飞机综合一体化热 / 能量管理系统方案研究[D].南京 :南京航空航天大学 ,2014.
- LEI Yikun. Research on scheme of integrated thermal and energy management system of aircraft [D]. Nanjing :Nanjing University of Aeronautics and Astronautics ,2014.(in Chinese)
- [32] Wilson B R ,Wright B R. Airframe/engine integration with variable cycle engine[R]. AIAA- 1977- 798.
- [33] Robert E Coltrin ,Bobby W Sanders. Transonic airframe propulsion integration [R].NASA- 1994- 33507.
- [34] 周红. 变循环发动机特性分析及其与飞机一体化设计研究 [D]. 西安 :西北工业大学 ,2016.
- ZHOU Hong. Investigation on the variable cycle engine characteristics and integration design with aircraft[D].Xi'an :Northwestern Polytechnical University ,2016.(in Chinese)
- [35] 黄春峰 ,刘志友. 航空智能发动机的研究进展[J]. 航空制造技术 ,2009(19) :32- 37.
- HUANG Chunfeng ,LIU Zhiyou. Research progress of aviation intelligent engine [J]. Aeronautical Manufacturing Technology ,2009(19) :32- 37.(in Chinese)

(编辑 :刘 亮)