

先进加力燃烧室设计技术综述

张孝春, 孙雨超, 刘涛

(中航工业沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)

摘要: 叙述了航空发动机加力燃烧室的发展历程和现状, 指出加力燃烧室设计技术的发展是航空发动机性能需求提升的结果; 分析了先进加力燃烧室的主要工作特点和新设计要求, 包括超高的内涵气流进口总温和极高的加力温度, 要求加力燃烧室具有更低的流体损失、更轻的质量、良好的隐身性能等; 研究了先进加力燃烧室的新结构和设计新技术, 如气冷稳定器和喷油杆、加力燃烧室一体化设计技术、值班稳定器的演变、可调隔热屏冷却技术、隐身性能设计和数值模拟等; 展望了变循环、超级、凹腔驻涡和脉冲爆震等多形式加力燃烧室的发展趋势。

关键词: 加力燃烧室; 航空发动机; 气冷稳定器; 一体化设计; 隐身技术; 数值仿真

中图分类号: V231.2 **文献标识码:** A **doi:** 10.13477/j.cnki.aeroengine.2014.02.006

Summary of Advanced Afterburner Design Technology

ZHANG Xiao-chun, SUN Yu-chao, LIU Tao

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

Abstract: The progress and current state of afterburner were overviewed. The development of design technology is a result of the elevated performance requirements of aeroengine afterburner. The advanced characteristics and new requirements of afterburner were analyzed, including the high inlet core flow temperature, the required significant high augmentation temperature, less aerodynamic loss, lighter weight, good stealth performance and so on. The new structure and design technology of advanced afterburner were investigated, such as the air cooled flameholder and spray bar, afterburner integration design, evolvement of pilot flameholder, adjustable heat shield cooling, stealth performance design and numerical simulation. The development trend of variable cycle engine, hyper burner, trapped vortex afterburner and pulse detonation afterburner were forecasted.

Key words: afterburner; aeroengine; air cooled flameholder; integration design; stealth technology; numerical simulation

0 引言

加力燃烧室是航空发动机的重要部件。虽然其质量只占发动机总质量的 20% 左右, 但却能大幅增大发动机推力。涡喷发动机采用加力燃烧室, 推力增大比可达 40% ~ 50%; 涡扇发动机采用加力燃烧室, 推力增大比可达 60% ~ 70% 甚至更高。采用加力燃烧室能大幅增大发动机的单位迎面推力和推重比, 全面改善飞机的机动性并扩大飞行包线, 提高歼击机的制空能力。因此, 加力燃烧室在军用飞机的发展中占有重要地位。

20 世纪 40 年代, 德国首先在 JUMO-004E 发动机上采用加力燃烧室, 此后加力燃烧室被广泛应用于

战斗机动力装置上。其产生源于飞机为了突破声障对发动机性能提高的要求, 其设计技术随着航空发动机性能的提高而不断发展。近年来, 在高性能第 4 代飞机的研制过程中, 对发动机加力燃烧室提出许多新的、近乎苛刻的设计要求, 加力燃烧室设计技术也因此取得了迅猛发展。

本文介绍了加力燃烧室设计技术的发展史, 着重研究高性能先进加力燃烧室的工作特点和极具挑战性的设计要求, 并分析由此产生的新设计技术, 展望未来加力燃烧室的发展趋势。

1 加力燃烧室的发展历程

早期的涡喷发动机, 如俄罗斯的 PD9B、

收稿日期: 2013-04-07

作者简介: 张孝春(1943), 男, 自然科学研究员, 从事航空发动机加力燃烧室设计工作; E-mail: 2675876099@qq.com。

引用格式: 张孝春, 孙雨超, 刘涛. 先进加力燃烧室设计技术综述[J]. 航空发动机, 2014, 40(2): 24-30, 60. ZHANG Xiaochun, SUN Yuchao, LIU Tao. Summary of advanced afterburner design technology [J]. Aeroengine, 2014, 40(2): 24-30, 60.

P11Φ-300、P29Φ-300,美国的 J57、J79 和中国昆仑发动机等,其加力燃烧室由扩压器、稳定器、燃油总管、隔热屏、加力筒体(即燃烧段)和点火器等组件构成,如图 1 所示。

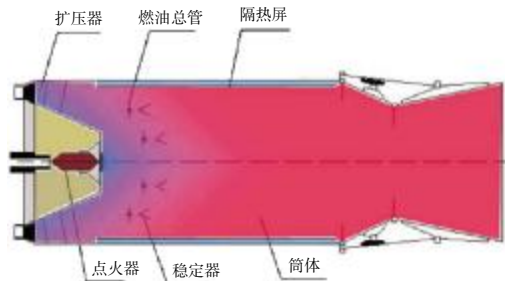


图 1 涡喷加力燃烧室

由于涡喷加力燃烧室进口温度较高,火焰稳定器前喷射的液体燃油在到达稳定器前绝大部分已经气化,并与来流的燃气进行混合,属于均匀混气下火焰稳定机理,组织燃烧比较容易,多采用简单的 V 形不良流线体火焰稳定器(如图 2 所示)。这种稳定器的优点是结构简单、质量轻,基于钝体后方回流区的原理工作,依靠回流区中炽热的燃气回流来点燃未燃混气,建立自动点火源,维持火焰的稳定和传播。

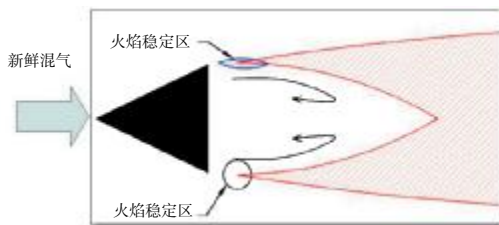


图 2 V 形稳定器和回流区

随着航空发动机技术不断发展,涡扇发动机以巡航状态的高经济性和作战状态的高加力比等优势,逐渐取代了涡喷发动机。如英国的 Spey,美国的 F100、F404、F110,欧洲的 RB199,俄罗斯的 AL31Φ、PD33 和中国太行发动机等。涡扇加力燃烧室突出的结构特点是在扩压器之前增加了内外涵气流混合的混合器组件。Spey 发动机加力燃烧室如图 3 所示。

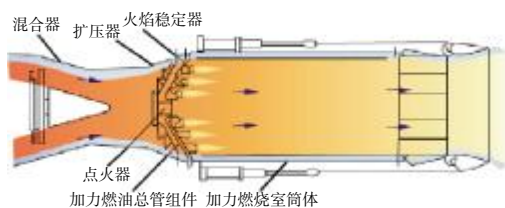


图 3 Spey 发动机加力燃烧室

在涡扇加力燃烧室中,外涵气流温度很低,燃油在稳定器前不能全部蒸发,在稳定器截面混气中除了气态燃油外还存在部分液态油珠,稳定器属 2 相燃烧的火焰稳定机理。为了利用内涵的高温气流改善外涵的火焰稳定性,在涡扇加力燃烧室中采用多种内外涵混合器,如 Spey 发动机加力燃烧室的漏斗形混合器、F100 发动机加力燃烧室的环形混合器,以及 AL-31Φ 和 F110 发动机加力燃烧室的花瓣形混合器等。

涡扇发动机加力燃烧室前方的外涵道中不存在临界截面,加力点火时的脉动可以前传至风扇出口。为保证涡扇加力燃烧室接通时主机能够稳定工作,要求加力燃烧室实施软点火,即在很低的油气比(0.003 ~ 0.004)下点燃,采用值班火焰稳定器可以实现该功能。同时,值班稳定器处于内涵气流中,可以用强大的内涵火焰支持外涵的燃烧。

涡扇加力燃烧室具有以值班稳定器为骨干的复杂稳定器系统。值班火焰稳定器的工作原理如图 4 所示。其基本流场结构存在 1 个受壁面保护的内部小回流区,前方有良好的燃油雾化和油气掺混装置(如蒸发管等),所以燃烧稳定性良好,并可以在很低的总油气比下成功点燃。值班稳定器后方的大回流区还具有将内部稳定的火焰向外传播的功能。

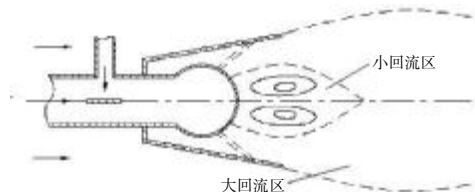


图 4 值班稳定器工作原理

涡喷加力燃烧室常遇到 1000 ~ 2000 Hz 的高频径向振型的振荡燃烧,因此采用吸收径向向高频振荡能量较好的横向波纹防振屏;而涡扇加力燃烧室的径向尺寸较大,在调试过程中遇到的振荡燃烧多为 100 ~ 500 Hz 的低频纵向振型,所以多采用吸收低频振荡能量较好的纵向波纹防振屏。

在高推重比的第 4 代航空发动机研制过程中,加力燃烧室的工作条件发生了质的变化,设计要求也有许多新特点,使加力燃烧室设计技术发生了许多革命性的变革。

2 先进加力燃烧室的工作特点

从 20 世纪末开始,以美国 F119、F135 发动机为

代表的第4代和接近第4代水平的航空发动机相继问世。由于第4代发动机要求具有高推重比、推力矢量能力、隐身特性、低耗油率、高可靠性等,加力燃烧室也要满足一些新要求。

2.1 内涵进口气流温度高

第4代发动机加力燃烧室内涵进口气流总温高达1100~1250 K,甚至达到1300 K,比第3代发动机的提高100~200 K,给设计带来新的挑战。文献[1]中的点火延迟时间随煤油混气温度的变化曲线如图5所示。随着气流温度的提高,混气点火延迟时间急剧缩短,甚至在到达稳定器前就已经自燃。混气自燃可能妨碍油珠穿透气流,改变油珠蒸发率和燃油质量分数分布,导致燃油质量分数分布偏离设计要求,增加加力温度场的不均匀性。进口温度过高和燃油自燃,还会导致稳定器和喷油装置发生烧蚀、变形、萌生裂纹、喷油杆结焦堵塞等故障。综上,加力构件的耐久性和可靠性成为突出难题。

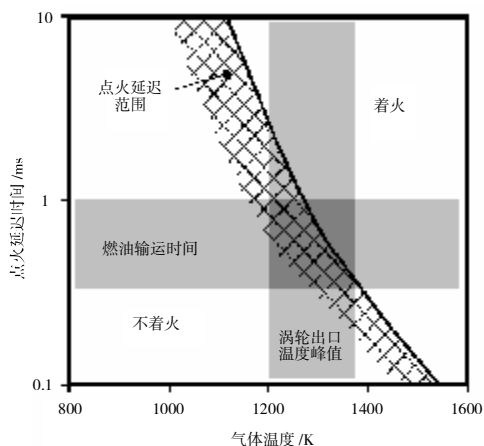


图5 点火延迟时间随混气温度的变化
(当量比 $\Phi=1$, 压力为 7 kg/cm^2)

2.2 加力温度高

第4代发动机平均加力温度高达2100~2200 K,核心燃烧气流甚至可达2300 K。这意味着必须充分利用加力进口的空气参与燃烧,进一步减少隔热屏冷却空气量,使燃烧区的可用氧气燃烧殆尽。因此,必须精心组织燃烧区的燃烧,设计好燃油质量分数分布,提高在全飞行包线内加力供油调节和供油分布调节的精度。

2.3 加力燃烧室的流体损失小

加力燃烧室采用先进的气动设计和结构布局,能大幅度降低流阻,改善发动机在加力和非加力状态下

的经济性,为飞机实现在非加力状态下的超声速巡航创造条件。

2.4 全力减重

为提高推重比,在加力燃烧室设计中必须采用新结构、新材料、新工艺,达到最佳减重效果。

2.5 小涵道比

第4代战斗机发动机均采用小涵道比涡扇发动机,组织其加力燃烧室外涵气流燃烧有特殊困难,需采取特殊的技术措施。

2.6 要求加力燃烧室进行隐身性能设计

在加力燃烧室设计中,要力争少出现红外和雷达信号,这对提高飞机和发动机的隐身性能和安全性有重要作用。

此外,第4代发动机还对加力燃烧室在工作可靠性、可维护性和经济性方面提出了更高要求。

3 先进加力燃烧室设计技术

基于先进加力燃烧室的工作条件和性能要求,近年来发展了许多新设计结构和技术。

3.1 气冷喷油杆和气冷稳定器

加力燃烧室内涵进口气流温度很高,极易发生喷油杆结焦、堵塞等故障。若喷射的燃油过早自燃,不仅会烧蚀喷油杆和稳定器等结构件,还会恶化加力燃油质量分数的分布。为了改善喷油杆的工作条件,提高喷油杆的可靠性和热持久性,广泛采用外涵冷气冷却内涵喷油杆的新技术。F404/RM12加力燃烧室的气冷喷杆结构如图6所示。图中右侧喷油杆是原来的非冷却喷油杆,左侧的为气冷喷油杆,喷油杆外由1个椭圆截面的屏蔽管保护,并利用外涵空气进行冷却。

先进加力燃烧室内涵进口气流温度很高,使得稳定器的壁温大大超出耐高温材料允许的极限,采用气冷稳定器十分必要。F404/RM12加力燃烧室内涵采用的气冷径向稳定器如图7所示。V型径向稳定器内设置冷却空气流路,引风扇气流冷却稳定器,提高了稳定器的可靠性和热持久性。

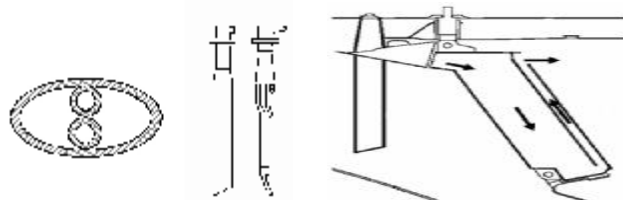


图6 F404/RM12的气冷喷油杆

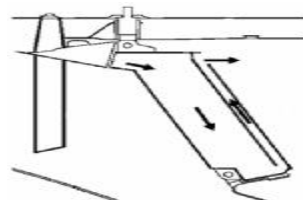


图7 F404/RM12加力燃烧室的气冷径向稳定器

3.2 加力燃烧室组件的一体化设计

先进加力燃烧室需要提高进口气流温度、压力,大幅度降低流体损失、减轻质量,这些需求使加力燃烧室中许多组件的一体化设计和整体式造型不仅必要,而且具备了可能性。先进加力燃烧室设计中广泛采用一体化设计技术,下文仅介绍几例。

3.2.1 混合器、扩压器、稳定器一体化设计

欧洲 EJ200 发动机的加力燃烧室如图 8 所示。其内外涵气流混合、扩压和组织燃烧采用一体化设计,即将环形稳定器前移到混合截面,稳定器内、外侧分别流过内、外涵气流,内涵气流在稳定器前进行扩压,在稳定器后与外涵气流边混合边燃烧,从而缩短了加力燃烧室长度、减轻质量、减小流体损失。

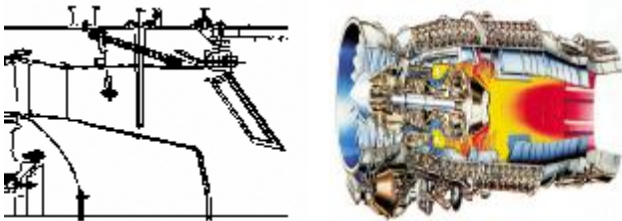


图 8 EJ200 发动机加力燃烧室

3.2.2 喷油杆和稳定器一体化设计

出于进一步减小流体损失的考虑,结合对加速燃油雾化、蒸发,缩短点火延迟时间,以及改善喷油杆、稳定器的热持久性、可靠性的需要,在加力燃烧室设计中将以往分开的喷油杆和稳定器组合在一起,进行一体化设计,并进行整体造型。法国 M88 发动机加力燃烧室喷油杆和稳定器的一体化结构如图 9 所示。V 型径向稳定器内包含多孔的空气导管、径向燃油喷杆和隔热挡板,稳定器和喷油杆都由发动机外涵空气冷却。



图 9 M88 发动机加力燃烧室喷油杆和稳定器的一体化结构

3.2.3 涡轮后支板、稳定器和喷油杆一体化设计

涡轮后机匣的整流支板起着涡轮排气的整流以及涡轮外壁和中心锥体的结构支撑作用,将其与稳定

器、喷油杆一体化设计,可以进一步缩短发动机长度、减轻质量。从如图 10 所示的美国专利可见,曲线形支板前端可使涡轮排气整流,后端做成平头,产生回流区,稳定火焰,支板中间插入喷油杆,燃油从支板侧面的开孔中喷出。如果在支板上对应喷油孔的前后位置开孔,喷出的空气射流会改善燃油射流的穿透和燃油质量分数分布。美国第 4 代发动机 F119 如图 11 所示。从中不难看出,其加力燃烧室布局与该专利非常相似。文献[4]提出的涡轮后支板、稳定器、喷油杆一体化的另 1 种结构方案如图 12 所示。其特点是在支板稳定器的外缘设置 1 个环形的壁式值班稳定器,将支板火焰连成一体。

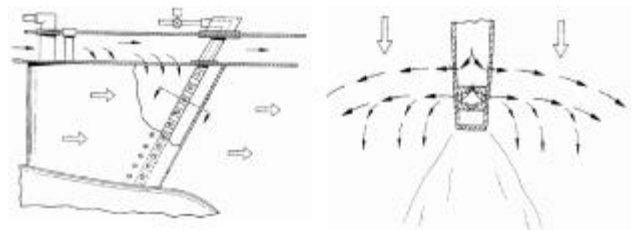


图 10 美国专利中一体化设计的加力燃烧室

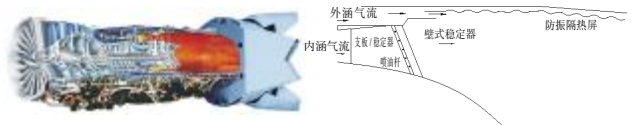


图 11 F119 发动机

图 12 与涡轮后框架一体化的加力燃烧室方案

3.3 值班稳定器的演变

在涡扇发动机加力燃烧室中,值班稳定器是组织燃烧的骨干,既承担实现软点火的功能,又起到传焰和支持其他稳定器组织燃烧的作用。在以长径向稳定器组织燃烧的径向加力燃烧室及与涡轮后框架一体化的加力燃烧室中,不可能在径向中部位置设置常规结构的值班稳定器,必须对值班稳定器的造型和结构进行巨大改变。

F110-GE-132 发动机的径向加力燃烧室如图 13 所示。从图中可见,在径向稳定器的外端后方配置 1 个环形的壁式火焰稳定器作为值班稳定器,实现点火和传焰的功能,这与图 12 中的壁式稳定器的作用相同。一美国专利介绍了在支板稳定器后方的内锥体上设置台阶来产生回流区,稳定火焰,作为值班稳定器,也是 1 种不错的选择,如图 14 所示。

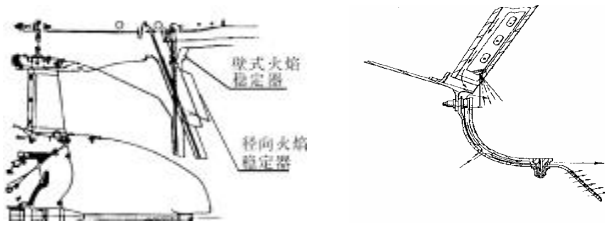


图 13 F110-GE-132 径向加力燃烧室

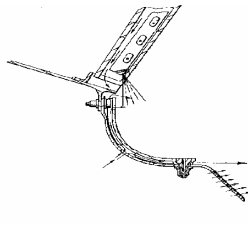


图 14 台阶式值班稳定器

3.4 隔热屏冷却技术的新发展

先进加力燃烧室的加力温度不断提高,一方面增加了对冷却的需求,另一方面要求参与核心流燃烧的空气更多,参与冷却的空气更少。于是高效冷却隔热屏和先进冷却技术的研究成为加力燃烧室发展的关键技术之一。先进冷却技术在实际中的应用如双层壁的冲击加气膜冷却和小孔的散发冷却,而 EJ200 发动机则采用非对称波纹的隔热屏加强冷却效果。

另一个发展趋势是冷却空气量的自动调节,如图 15 所示。在隔热屏冷却通道中设置 1 个通过作动筒带动的由屏壁和搭接环形成的调节“阀门”。屏壁和搭接环沿周向分布不同的开口和孔,可相互转动一定角度。在发动机低状态下,阀门处于“开”位置,流通面积大,大量冷气以低压降进入核心流,以低损失实现 2 股气流的混合,改善热循环效率;在发动机高状态(加力状态)下,阀门处于“闭”位置,流通面积小,冷气以高压降进入核心流,实行更有效地冷却。而且,冷气沿周向非均匀分布,即在高温的支板稳定器后方通过单层壁上的大孔进气,来降低壁温和隔绝燃气,而在温度较低的稳定器之间位置则用 2 层孔进少量冷气,贴壁保护。以达到更经济有效地使用外涵冷却空气的效果。

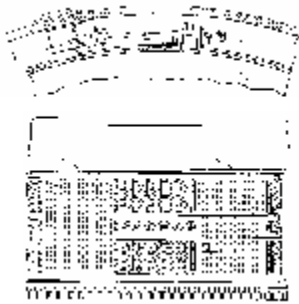


图 15 隔热屏冷却空气量的自动调节

3.5 隐身设计

发动机隐身设计的主要工作是减小雷达散射面积和降低红外辐射强度,加力燃烧室的组件对发动机隐身性能好坏起重要作用。采用一体化设计的整体式加力燃烧室,尽量减少外露组件,或采用小角度的直

3.5 隐身设计

线内锥体等,能达到较好的雷达隐身效果。采用冷却方式,尽量降低外露组件的壁温是降低红外辐射强度的有效措施。文献[7]中的计算结果如图 16 所示,其对小角度直线内锥体进行孔和缝组合冷却后平均壁面温度降低了 25.8%,红外辐射强度则降低了 68.49%。采用隐身涂层、二元喷管等也可减小雷达散射面积和降低红外辐射。

线内锥体等,能达到较好的雷达隐身效果。采用冷却方式,尽量降低外露组件的壁温是降低红外辐射强度的有效措施。文献[7]中的计算结果如图 16 所示,其对小角度直线内锥体进行孔和缝组合冷却后平均壁面温度降低了 25.8%,红外辐射强度则降低了 68.49%。采用隐身涂层、二元喷管等也可减小雷达散射面积和降低红外辐射。

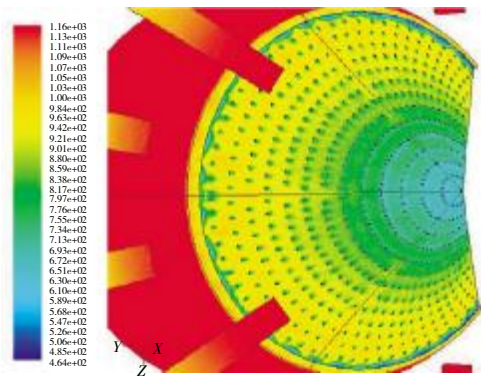


图 16 孔和缝组合冷却的加力内锥温度分布

3.6 振荡燃烧的排除

先进加力燃烧室的单位容积释热率增大,产生振荡燃烧的倾向也随之明显。一体化设计使结构更紧凑、系统刚性更强,使采用通过阻尼或调整脉动源等排除振荡燃烧的措施难度加大。

对涡扇加力燃烧室中常遇到的低频纵向振荡燃烧来说,通常利用带孔衬套的赫姆霍茨共鸣响应来阻尼加力燃烧室振荡能量,但该方法需要体积很大的共鸣器,普通的防振屏难以奏效,必须开辟新途径。俄罗斯早期在АЛ31Ф 发动机调试时曾进行利用内锥体开孔来抑制振荡燃烧的尝试(如图 17 所示);如图 18 所示的专利提出在一体化设计的加力燃烧室内锥体上嵌装 1 圈袋状的谐振腔,在内锥表面开口。由于谐振腔体积较大,可以有效地抑制低频振荡燃烧,吸收振荡能量。虽然在先进加力燃烧室中改变燃油质量分数分布,或改变稳定器结构受到较多限制,但仍是排

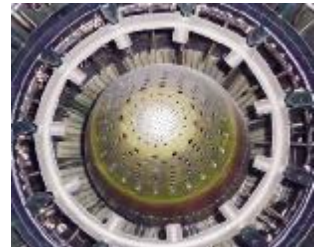


图 17 俄罗斯 АЛ31Ф 发动机加力燃烧室的内锥体



图 18 1 种内锥体谐振腔

除振荡燃烧的 1 种可行手段。

3.7 数值仿真和传统设计方法的结合

传统的加力燃烧室设计将半经验半理论的计算分析与试验检验相衔接,逐次逼近,具有“试凑”性质。近年来,由于计算流体力学和计算燃烧学的蓬勃发展,在加力燃烧室设计和试验分析中广泛采用数值模拟技术,尽管在 2 相流动和燃烧模型方面还存在较大误差,但数值仿真在先进加力燃烧室的设计和研制中发挥的作用越来越重要,已经初步形成了数值仿真和传统设计方法相结合的设计体系。

M88 发动机加力燃烧室如图 19 所示,采用 3D CFD 设计工具,优化径向火焰稳定器的数量和形状,加强了主气流与二次流的混合;F404/RM12 加力燃烧室如图 20 所示,通过流体数值计算获得气冷稳定器内冷却气的流线,改进了稳定器结构;文献[3]中某加力燃烧室 3D 燃烧场的计算如图 21 所示,通过研究沿轴向总温的分布,改进了燃烧的组织。



图 19 M88-2 发动机加力燃烧室冷态温度分布



图 20 F404/RM12 加力燃烧室气冷稳定器流线

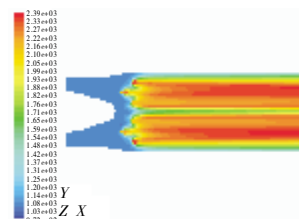


图 21 某型加力燃烧室热态气流总温沿轴向的变化

4 加力燃烧室发展趋势

近年来,加力燃烧室的设计技术取得了长足进展,其结构形式五花八门。常规加力燃烧室在提高加力温度和燃烧效率、降低流体损失、减小长度和尺寸、减轻质量等诸多方面不断改进,同时在改善热持久性、可靠性、可维护性和降低成本等方面也取得了新成果。

随着飞机对发动机性能和功能要求的不断提升,一些新概念加力燃烧室陆续被提出,多种新的组织燃烧方式相继出现。

4.1 变循环加力燃烧室

变循环发动机的外涵道具有可变性,能在宽广的飞行范围内获得最佳热力循环特性,是下一代战斗机理想的动力装置。变循环加力燃烧室要在涵道比大范围变化的条件下稳定、高效地组织燃烧,这是 1 项技术挑战。美国 F120 变循环发动机如图 22 所示,该发动机具有双外涵,在加力燃烧室的混合器处设置“后可变面积引射器”,用以改变内、外涵面积和涵道比。

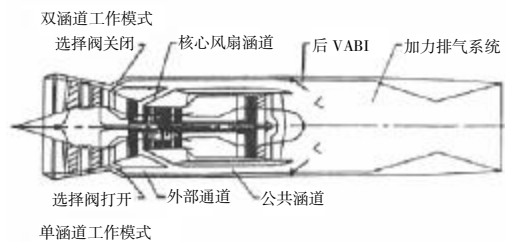


图 22 F120 变循环发动机

4.2 超级燃烧室

涡轮冲压组合发动机(TBCC)作为空天作战飞机的动力装置,具有广阔的应用前景。TBCC 要求加力燃烧室既能在涡轮喷气发动机的工作模式下良好工作,又要在逐步转换为冲压发动机模式后,以冲压燃烧室模式高效、稳定燃烧,被称为“超级燃烧室”。

TBCC 有串联和并联 2 种技术方案。1 种方案如美国 NASA 和 GE 公司的串联式超级燃烧室,如图 23 所示,其进口的可变面积引射器可大幅度改变内、外涵面积,以保证从起飞状态到马赫数 4 飞行状态的约 10 倍涵道比变化;另 1 种串联式超级燃烧室方案,如图 24 所示,其特点是进口内涵面积不变,仅改变外涵面积。“超级燃烧室”的研制是加力燃烧室设计技术的革命性进步,要求对进气模式的转换具备高度适应性,在 2 种不同模式下均能稳定、可靠工作。其进气方式的控制、燃烧组织和状态调节技术的突破是取得成功的关键。

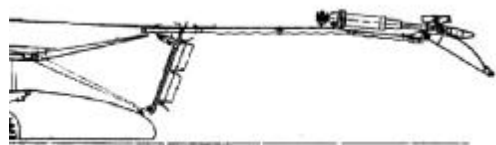


图 23 GE 公司的超级燃烧室方案



图 24 内涵进口固定面积的超级燃烧室方案

4.3 凹腔驻涡加力燃烧室

利用凹腔产生回流区稳定火焰,即驻涡燃烧,具有燃烧稳定、起动点火性能好、工作范围宽、燃烧效率高特点,不仅可应用于主燃烧室,在加力燃烧室中也有较好的应用前景。取得美国专利的凹腔驻涡加力燃烧室方案如图 25 所示。在径向稳定器后方设置 1 个环形驻涡凹腔,在凹腔前后壁面沿切向引入外涵气流,增强回流区的强度,驻涡腔内喷入燃油,以值班稳定器的形式组织加力燃烧室内的燃烧。GE 公司计算的驻涡加力燃烧室流线如图 26 所示,该公司还成功地进行了试验台燃烧试验。

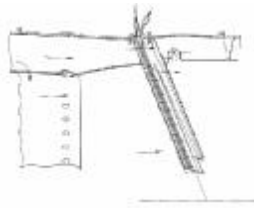


图 25 凹腔驻涡加力燃烧室方案



图 26 驻涡加力燃烧室流线

4.4 脉冲爆震加力燃烧室

脉冲爆震燃烧室是 1 种利用周期性爆震波产生高温、高压燃气的非稳态燃烧装置,与普通燃烧室的区别有 2 点:非定常工作和爆震燃烧过程。爆震燃烧过程近似等容过程,其循环效率略高于等容循环,大大高于普通发动机中的等压循环。脉冲爆震燃烧室可以构造专门的脉冲爆震发动机,也可用于加力燃烧室,如图 27 所示。采用爆震燃烧有利于减小单位燃油消耗率,提高单位推力,进而提高推重比。为达到足够的连续稳定推力,满足工程实用环境要求等方面需求,还需做大量的研究工作。

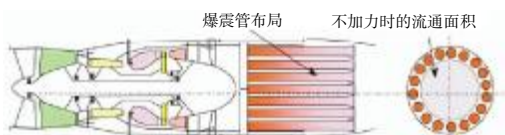


图 27 脉冲爆震加力燃烧室

5 结束语

加力燃烧室是军用喷气发动机短时间内增大推力、提高飞机机动性能的重要部件,其发展轨迹显示了航空涡轮发动机前进的历程。近 20 年来,航空发动机对加力燃烧室性能要求不断提升,提出许多新要求,

先进加力燃烧室部件的工作条件发生巨大变化。新需求带动了加力燃烧室设计技术的蓬勃发展,更多先进加力燃烧室设计技术和新颖结构相继出现。当前,随着飞机对动力装置需求的进一步扩展和设计技术的长足进步,加力燃烧室设计技术将持续快速发展。

参考文献:

- [1] Jeffery A L, Brogan T P, Philippona D S, et al. Development needs for advanced afterburner designs [R]. AIAA-2004-4192.
- [2] ZHANG Xiaochun, CHIU Huihuang. Numerical modeling of afterburner combustion [R]. ISABE-85-7039:362-372.
- [3] 徐兴平,张孝春,刘宝,等. 加力燃烧室 3 维两相化学反应流数值模拟[J]. 航空发动机,2009,35(5):15-17.
XU Xingping, ZHANG Xiaochun, LIU Bao, et al. Numerical simulation of 3D and 2-phase chemical reaction flow for afterburner[J]. Aeroengine, 2009,35(5):15-17.(in Chinese)
- [4] 孙雨超,张志学,李江宁,等. 一体化加力燃烧室方案设计及数值分析[J].航空科学技术,2011(4):71-74.
SUN Yuchao, ZHANG Zhixue, LI Jiangning, et al. Design and numerical research of integrated rear frame and afterburner[J]. Aeronautical Science and Technology,2011 (4):71-74.(in Chinese)
- [5] Wadia A R, James F D. F110-GE-132 enhanced power through low-risk derivative technology [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2001, 123(7):544-551.
- [6] Wragg J D. A combat engine for europe: EJ-200[J].Aerospace, 1989, 16(1): 8-15.
- [7] 邓洪伟,尚守堂,邵万仁,等. 基于加力内锥冷却的红外隐身技术研究[J].航空发动机,2011,37(2):12-15.
DENG Hongwei, SHANG Shoutang, SHAO Wanren, et al. Investigation on infrared stealth technology based on afterburner cone cooling[J]. Aeroengine, 2011, 37(2):12-15.(in Chinese)
- [8] Jacques D.M88-2 E4: Advanced new generation engine for rafale multi-role fighter[R]. AIAA-2003-2610.
- [9] 梁春华,杨东丹,刘红霞,等. 航空发动机新型补燃增推燃烧室的现状与发展[J]. 航空发动机,2012,38(5):1-5.
LIANG Chunhua, YANG Dongdan, LIU Hongxia, et al. Present and future development of advanced second burner for aerone[J]. Aeroengine, 2012,38(5):1-5.(in Chinese)
- [10] Hakan S. Development of a cooled radial flameholder for the F404/RM12 afterburner [R]. ISABE-2003-1058.
- [11] 李锋,郭瑞卿,李龙贤,等. 整流支板和火焰稳定器的一体化设计加力燃烧室性能的数值模拟[J]. 航空发动机,2012,38(5):6-9.

(下转第 60 页)