

常规布局涡扇发动机实现变循环功能的技术途径初探

Analysis of the Technical Approach of Actualizing VCE Based on the Conventional Turbofan Engine

苏桂英 孙立业 / 中航工业沈阳发动机设计研究所

摘要: 结合常规布局涡扇发动机特点, 通过热力循环参数分析, 对现有涡扇发动机实现变循环功能的技术途径进行了初步分析, 为利用现有发动机开展变循环技术研究、实现变循环功能及提高发动机的任务适应性提供参考。

关键词: 变循环发动机; 技术途径; 涡扇发动机

Keywords: variable cycle engine; technical approach; turbofan engine

0 引言

变循环发动机(VCE)是一种具有优秀综合性能的推进系统, 它把涡喷发

动机超声速性能和涡扇发动机的亚声速性能综合到一台发动机上, 通过多个部件/机构的几何调节实现不同工作模

式的转换, 扩大涵道比变化范围。国外已开展大量变循环发动机研究及验证工作, 借鉴国外经验, 本文以常规布局

身热影响均不会对机身造成危害。在短舱防火区域初步设计和优选中, 根据重

量等相关约束, 可以用CFD方法对多种防火区域设计方案进行计算分析, 多轮

优选, 最终对优选出的方案进行试验验证, 从而节约试验花费。综上所述, 采用CFD流场热分析的方法可以对尾吊布局民用飞机的短舱防火区域初步设计起到一定的辅助作用。

AST

参考文献

- [1] CCAR-25-R3运输类飞机适航标准[S]. 中国民用航空局。
- [2] 约翰·安德森. 计算流体力学基础及其应用[M]. 北京: 机械工业出版社, 2007。
- [3] 詹金森, 等, 著. 中国航空研究院, 译. 民用喷气飞机设计[Z]. 2001。

作者简介

马建, 助理工程师, 主要研究方向发动机进排气系统及通风冷却。

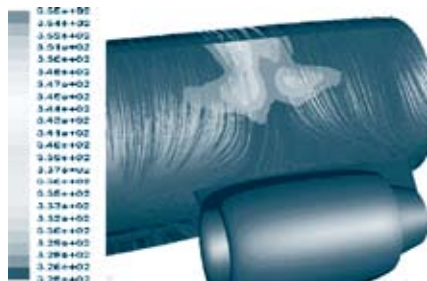


图6 $\pm 100^\circ$ 防火构型下机身附近静温流线分布图



图7 $\pm 100^\circ$ 风扇罩防火构型的流场静温分布云图

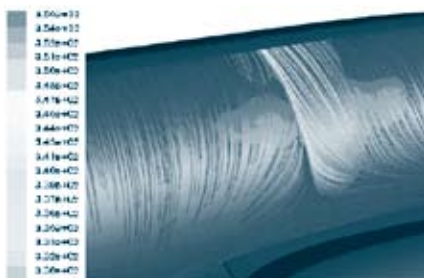


图8 $+100^\circ/-150^\circ$ 防火构型下机身附近流场静温流线分布图

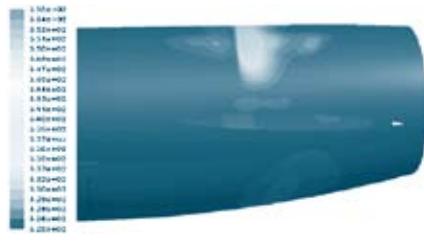


图9 $+100^\circ/-150^\circ$ 风扇罩防火构型下吊挂和机身附近流场静温分布云图

表1 以YJ101发动机为基础进行的VCE概念验证

资助单位	空军	海军	NASA	NASA
时间	1975~1976年	1976~1977年	1977~1979年	1978~1981年
结构形式	1×2分离风扇结构,增加一个外涵道和后分离活门	2×1分离风扇结构,增加后VABI	2×1分离风扇结构,增加前VABI系统	去掉YJ101的第三级风扇,在YJ101的7级压气机前加核心风扇。
变循环特征	分离风扇、后分离活门	分离风扇、后VABI、可导向器面积低压涡轮	分离风扇、前VABI	核心机驱动风扇级

涡扇发动机为基础,分析其实现变循环功能的技术途径。

1 国外变循环概念验证背景

自20世纪70年代以来,国外各大航空发动机公司一直在进行变循环发动机概念研究和方案设计,并开展大量相关技术的验证工作,推动了变循环发动机概念和技术的发展。1975~1981年间,通用电气(GE)公司在美国空军、海军和美国国家航空航天局(NASA)的资助下,利用最初为YF17生产的几台YJ101发动机进行了VCE概念验证(见表1),验证的变循环特征部件/机构包括1×2/2×1分离风扇(表示将YJ101发动机的3级风扇分成前后两部分,级数分别为1级和2级)、核心机驱动风扇级(CDFS)以及后可变面积涵道引射器(VABI)、前VABI等。

经过在YJ101发动机上进行的一系列验证后,变循环发动机结构形式逐渐演变为能进行流量匹配的带核心机驱动风扇级的单/双外涵变循环结构。推重比10一级的F120发动机采用了这种变循环概念,也是迄今为止唯一经过飞行试验的变循环发动机。目前,美、英等国仍依托先进航空发动机技术预研计划,开展更为深入的变循环发动机技术研究工作。

2 常规布局发动机实现变循环功能的技术途径

本文针对目前广泛应用的双转子

涡扇发动机(下称原准机)开展实现变循环功能的分析研究。原准机采用常规布局,由风扇、压气机、主燃烧室、高压涡轮、低压涡轮、收扩喷管等部件组成,由高压涡轮和低压涡轮分别驱动压气机和风扇,空气流经风扇后分为内、外涵两个流路,内涵气流流入压气机继续增压,而外涵空气则绕过压气机、燃烧室和涡轮,与内涵气流在涡轮后混合。

依据变循环发动机的发展趋势及原准机自身特点,增加变循环功能的发动机选取双外涵变循环结构,主要部件和机构包括风扇、CDFS、压气机、主燃烧室、高压涡轮、可导向器面积低压涡轮、收扩喷管以及前VABI、后VABI等。与原准机相比,增加变循环功能后的发动机增加了一个压缩部件、增加了一个涵道、增加了调节变量、增加了工作模式,需针对这四个“增加”对原准机进行以下改装。

1)对于“增加的压缩部件”可以通过对原准机压缩部件拆分来实现,包括风扇末级修改作为核心机驱动风扇级、压气机第一级修改作为核心机驱动风扇级,或全新设计核心机驱动风扇级;

2)在“增加的压缩部件”后形成一个新的外涵道,这样就在原准机基础上新增了一个涵道;

3)对于“增加调节变量”则通过增加可调部件/机构实现,包括可导向器面积低压涡轮、可调导叶CDFS/压气

机、前涵道引射器、后涵道引射器等;

4)调节变循环发动机一些部件的几何形状、尺寸或位置,使其热力循环参数改变,如增压比、涡轮前温度、空气流量和涵道比等,尤其是使涵道比有较大范围的变化,由此实现工作模式的转换,即“增加工作模式”。

除了以上所作的改装外,原准机其他部件/系统要根据增加变循环功能后发动机的具体情况进行适应性改进,排气方式有分排和混排两种形式。

3 变循环发动机的特性分析

核心机是航空发动机中工作条件最恶劣、技术最复杂、对发动机性能和可靠性影响最大的部件,其研制周期几乎占整个发动机研制周期的一半以上。因此,在原准机基础上增加变循环功能后,应保持原准机核心机基本不变,尽可能多地继承原准机部件、系统等,必要时进行修改设计,

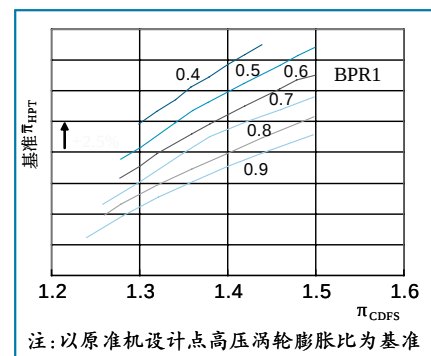


图1 CDFS压比对高压涡轮膨胀比的影响

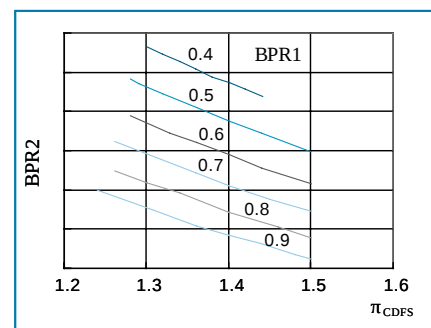


图2 核心涵道比BPR2随CDFS压比变化

对于变循环发动机特有的机构则需要重新设计。

3.1 变循环发动机主要性能参数分析

结合原准机自身特点,通过热力循环参数分析,确定由原准机压气机第一级修改设计作为变循环发动机的CDFS,原准机风扇和压气机后面级分别作为变循环发动机的风扇和压气机。压气机出口换算流量与原准机相同,间接保证涡轮进口换算流量与原准机相当(通过改变涡轮导向器安装角可适当改变涡轮进口换算流量),根据相似理论,变循环发动机核心机能否与原准机保持基本不变的关键取决于高压涡轮膨胀比的选取。

通过循环分析得出,高压涡轮膨胀比一定的情况下,前涵道比BPR1(风扇后外涵道流量与CDFS进口流量的比值)与CDFS压比一一对应,且CDFS压比随着BPR1的增大而提高,见图1。核心涵道比BPR2(CDFS后外涵道流量与压气机进口流量的比值)随CDFS压比变化情况见图2。从图中可以看出,相同CDFS压比下,BPR1越小,BPR2越大,流入CDFS后外涵道的流量越多;相同BPR1下,BPR2随CDFS压比增加而降低。另外,CDFS后外涵道过小将不利于气流流动、过大则从CDFS后引出流量过多,影响CDFS后流场的均匀度;因此,CDFS压比、前涵道比BPR1的选取要综合考虑以上因素。

3.2 变循环发动机总涵道比调节范围分析

变循环发动机包括两个工作模式,分别为工作模式I(大涵道比状态)和工作模式II(小涵道比状态),变循环发动机主要部件的几何尺寸由工作模式I确定,通过可调参数调节实现由工作模式I向工作模式II的转换,总涵道比BPR15(外涵道流量之和与压气机进口流量的比值)降低。

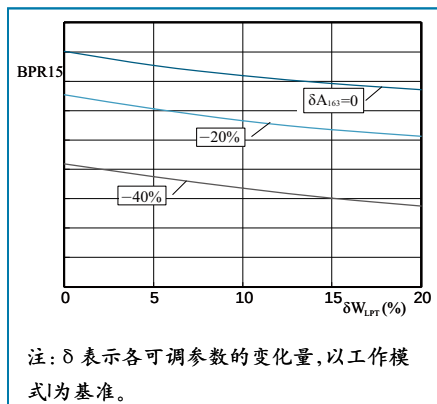


图3 低压涡轮、后VABI调节对BPR15的影响

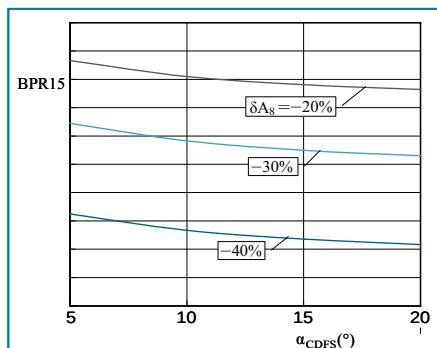


图4 CDFS、 A_8 调节对BPR15的影响

与原准机相比,变循环发动机增加了可调机构和部件,可调参数相应增加,包括CDFS进口导叶角度、低压涡轮流通能力、后VABI面积等。增加低压涡轮流通能力 W_{LPT} 、开大CDFS导叶角度 α_{CDFS} 、关小后VABI外涵面积 A_{163} 以及关小喷管喉道面积 A_8 均可使总涵道比BPR15降低(见图3、图4),扩大变循环发动机总涵道比调节范围,几个可调参数综合调节效果将更明显。

变循环发动机可调参数增加、调节范围扩大,要求发动机各部件的工作范围相应扩大;但是,对于继承自原准机的部件和机构来说这是十分苛刻的条件,需要考虑继承自原准机部件性能、结构方面的限制因素,如风扇的喘振裕度、热端部件的耐高温能力、风扇/压气机及高压涡轮的特性等。因此,要通过可调参数的合理组合、综合调

节,在变循环发动机可达的范围内实现尽可能大的总涵道比调节范围,同时保证其可实现性。

4 结论

本文分析研究了常规布局双转子涡轮发动机实现变循环功能的技术途径。通过对原准机进行适应性改进,在不超过继承自原准机部件和系统使用限制的情况下,通过增设的CDFS、后VABI以及低压涡轮导向器面积、喷管喉道面积等的调节,可使发动机的总涵道比按要求进行自主控制,具备变循环功能。以此为基础可以继续开展变循环技术的深入研究,提高发动机的任务适应性。

AST

参考文献

- [1] French M W, Allen G L. NASA VCE test bed engine aerodynamic performance characteristics and test results[R]. AIAA 81-1594.
- [2] Michael E B, Randy E P. Variable cycle engine concept[R]. G E Aircraft Engines, ISABE 93-7065.
- [3] Johnson J E. Variable cycle engine developments at General Electric 1955-1995[R]. A97-15033.
- [4] 方昌德. 变循环发动机[J], 燃气涡轮试验与研究, 2004(3).
- [5] 梁春华. 未来的航空涡轮发动机技术[J], 航空发动机, 2005(4).

作者简介

苏桂英, 工程师, 从事航空发动机总体设计工作。

孙立业, 高级工程师, 从事航空发动机总体设计工作。