

带核心机驱动风扇级的变循环发动机 总体性能研究

丁朝霞¹, 谷 彬², 赵龙波², 郝 旺³

(1. 成都航空职业技术学院, 成都 610100; 2. 中国航发四川燃气涡轮研究院, 成都 610500; 3. 西北工业大学, 西安 710100)

摘 要: 在常规发动机数学模型的基础上, 构建了基于变循环的发动机前、后涵道引射器模型, 建立了带核心机驱动风扇级(CDFS)的变循环发动机性能计算模型及非线性方程组, 深入研究了带 CDFS 的变循环发动机主要设计参数的匹配规律, 并在一定控制规律下给出了性能计算流程。通过性能仿真分析了此类发动机的高度-速度特性和节流特性, 并根据性能分析结果提出了可能存在的问题及相应的解决措施。结果表明, 带 CDFS 的变循环发动机在单、双外涵模式下有完全不同的特性, 双外涵模式不适合在高空大马赫数状态下开加力使用。另外, 还给出了保证地面起动安全性的模态转换点。

关键词: 航空发动机; 核心机驱动风扇级; 单外涵模式; 双外涵模式; 高度-速度特性; 节流特性

中图分类号: V231.3 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-2620 (2019) 05-0015-05

Overall performance analysis of variable cycle engine with the core driven fan stage

DING Zhao-xia¹, GU Bin², ZHAO Long-bo², HAO Wang²

(1. Chendu Aeronautic Polytechnic, Chengdu 610100, China;
2. AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China;
3. Northwestern Poly Technical University, Xi'an 710100, China)

Abstract: Based on the conventional engine mathematical model, a front and rear bypass ejector model for variable cycle engine was built, and a new performance calculation model for variable cycle engine which had core driven fan stage(CDFS) configuration and nonlinear equations were built. The matching law of the main design parameters of variable cycle engine with CDFS was intensively studied, and the performance calculation flow was given under certain control law. The altitude-velocity characteristic and throttle characteristic were analyzed through the performance simulation. According to the result of performance analysis, the problems in the application of variable cycle engine were put forward and the corresponding solution measures were indicated. The results of performance calculation and analysis show that the variable cycle engine with CDFS has completely different characteristics in single and double modes in order to meet the different performance requirements of fighters. The double bypass mode is not suitable for high altitude large Mach number state of thrust augmentation, and the mode transition point to ensure safe ground start has been indicated.

Key words: aero-engine; core driven fan stage; single bypass mode; double bypass mode; altitude-velocity characteristic; throttle characteristic

1 引言

变循环发动机很好地融合了大涵道比涡扇发动

机和小涵道比涡扇发动机甚至涡喷发动机在不同飞行速度下的优势, 具有满足下一代飞机不加力超声速巡航与低耗油率相互矛盾要求的技术潜力^[1]。

自20世纪60年代美国GE公司首先提出变循环发动机概念至今,美国从未间断对变循环技术的研究。经广大科研人员的不懈努力,变循环发动机的结构形式也在不断地发展和演变。提出变循环发动机概念的目的,是想结合涡喷和涡扇发动机的技术优势,在一台发动机上同时实现涡喷和涡扇循环,典型的有变吸气压气机方案、柔性循环方案、涡轮增压循环方案等^[2]。1973年,应美国空军要求,GE公司提出了涵道可调的变循环概念,采用三转子双外涵结构,试图解决常规循环发动机在节流状态安装损失大的问题。在此方案上,GE公司又提出了单外涵变循环发动机方案。但单外涵变循环发动机方案结构对涵道比的调节范围很有限,后来又在此基础上进一步发展出了双外涵变循环发动机方案。国内对变循环发动机的研究起步较晚,研究的结构形式多为带核心机驱动风扇级(CDFS)的双外涵变循环发动机。如唐海龙^[3]对CDFS双外涵变循环发动机进行了初步仿真建模研究,并对模态转换过程进行了分析;刘增文等^[4]对带CDFS的双外涵变循环发动机数值模拟方法进行了研究,并设计了变循环发动机模态转换方案;陈玉春等^[5]开展了对带CDFS的变循环发动机控制规律的设计方法研究,采用逆算法进行变循环发动机控制规律优化及设计。

目前,国内的研究多是针对变循环发动机在某个特定工况下试凑的一个基本可行的控制策略、控制算法和控制规律,并未对变循环发动机在单、双外涵模式下的性能做详细分析。为此,本文在带CDFS的变循环发动机前、后涵道引射器模型及非线性方程组构建的基础上,开展了此类发动机单、双外涵模式的性能分析,研究了两种模式下发动机可能存在的性能优势及问题,并提出了应对措施。

2 结构及简化模型

带CDFS的变循环发动机的基本结构如图1所示。该结构基于GE公司的F120发动机:双转子结构,宽流量调节范围的前风扇和CDFS,宽流量调节压气机,主燃烧室,高压涡轮,宽流量范围低压涡轮,加力燃烧室,矢量喷管。一般认为,这种结构的双外涵变循环发动机的几何可调部件主要有8个:风扇静子叶片、模式选择阀(MSV)、CDFS导叶、前涵道引射器(FVABI)、高压压气机静子叶片、低压涡轮导向器(若采用1+1无涡轮级间导叶设计,则可调部件是高压涡轮导向器)、后涵道引射器(RVABI)和矢量喷

管。上述调节机构通过各自状态的变化完成内外涵道气流的重新分配,实现变循环发动机在不同飞行状态下的大涵道比变化,是影响发动机气动热力循环参数的重要部件。

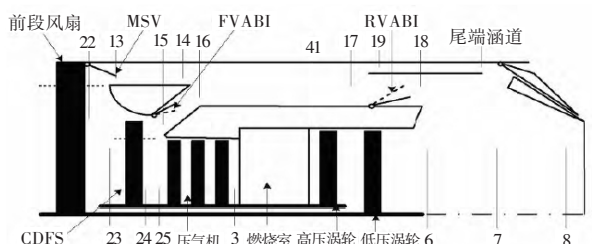


图1 带核心机驱动风扇级的变循环发动机的基本结构

Fig.1 Basic structure of variable cycle engine with core engine driven fan stage

CDFS与压气机和高压涡轮处于高压轴。CDFS的采用,将风扇后气体分为三股气流、两个涵道,配合模式选择阀和前、后涵道引射器的调节,极大地拓宽了发动机的工作范围,使发动机在起飞和超声速飞行等大功率状态可以获得较大的推力,在巡航状态可以追求较低的耗油率,同时兼顾了发动机的机动性和经济性。为便于后文分析讨论,对图1结构做了如图2所示的简化^[6]:①风扇后模式选择阀以第二外涵的面积调节量表示,调节范围0~100%,单外涵模式为0,双外涵模式为100%;②前、后涵道引射器分别用前、后混合器模型简化,调节范围以面积调节量表示,调节范围0~100%;③导叶调节角度以部件特性给定的调节范围为准;④发动机内部所有气体均为理想气体。

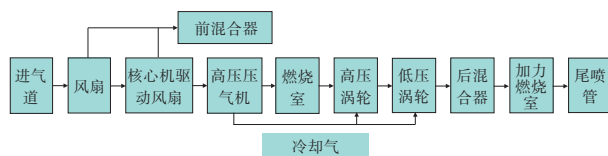


图2 带核心机驱动风扇级的变循环发动机简化结构

Fig.2 Simplified structure of variable cycle engine with CDFS

3 总体性能计算方法

3.1 前、后涵道引射器模型

由于此类型发动机总体性能求解的主体流程与常规涡扇发动机相似^[3],故主要讲述与常规涡扇发动机计算的区别。

将前、后涵道引射器分别简化为前、后混合器模型,其中后混合器模型与常规涡扇发动机类似,计算难点主要在前涵道引射器模型。由于前涵道引射器

受CDFS增压的影响,CDFS后次流出口的总压比风扇出口总压高很多。当前涵道引射器次流进口面积偏小时,根据出口气流满足静压平衡的条件,很可能导致CDFS后次流达到声速,直接采用静压平衡的计算方法无法反映这一问题,为此提出将静压平衡条件和流量平衡条件作为共同约束条件。前涵道引射器计算模型迭代流程如图3所示,流程图中下角标中的数字表示发动机各截面,截面符号定义参考图1。

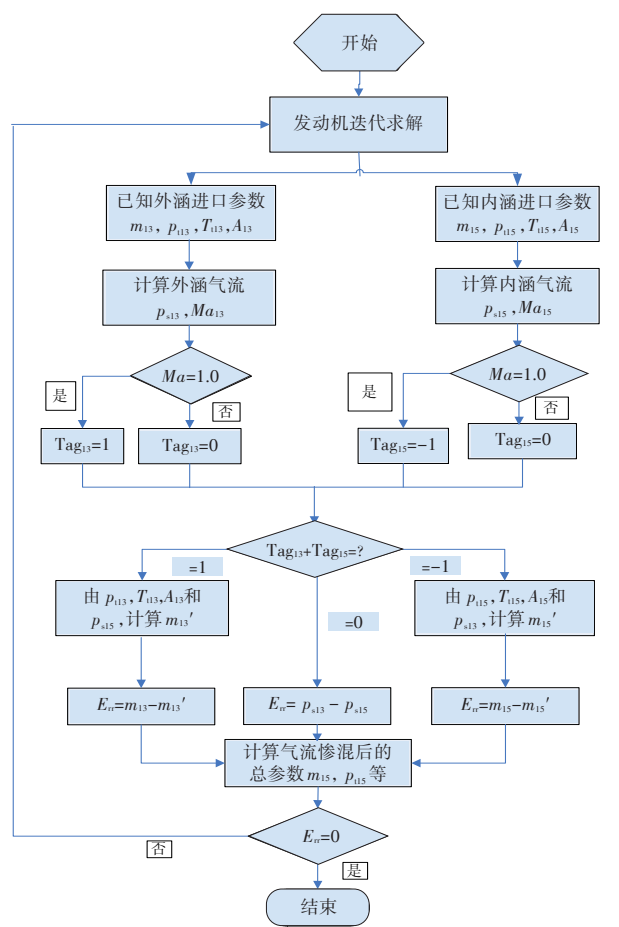


图3 前涵道引射器计算模型迭代流程图
Fig.3 Flow chart of FVABI calculate model iteration

首先根据前涵道引射器内外涵进口流量 m 、总温 T_t 、总压 p_t 和面积 A , 计算气流静压 p_s 和马赫数 Ma , 判断内外涵进口截面气流是否达到声速。图中, Tag 表示某截面的判断函数, 等于 1 或 -1 分别代表外涵或内涵进口截面气流达到声速, 等于 0 则表示未达到声速。以外涵进口截面气流达到声速条件为例, 根据静压平衡条件, 通过外涵进口截面面积 (A_{13}) 和内涵平衡静压 (p_{s15}), 计算得到外涵最大流通流量 (m_{13}')。将此流量与外涵进口实际流量 m_{13}

之间的残差代替内外涵静压残差, 带入发动机非设计点计算迭代, 直至计算收敛。

另外, 当模式选择阀处于打开状态时, 由于风扇出口气流总压小于 CDFS 出口气流总压, 需要通过前涵道引射器的调节防止气流回流。回流裕度 R_m 定义为^[7]:

$$R_m = \frac{p_{s22} - p_{s16}}{p_{s22}} \times 100\%$$

式中: p_{s22} 表示 CDFS 进口静压, p_{s16} 表示前涵道引射器内涵出口静压。

在模式选择阀打开、发动机以双外涵模式工作时, 需确保回流裕度不小于 0; 在模式选择阀关闭时, 需防止气体泄漏。变循环发动机实际工作中, 气流可能会绕 CDFS 回流, 由此造成的压力损失可达 10%^[4]以上。本文未评估因回流引气造成的压力损失, 但将回流裕度不小于 0 作为强制约束条件, 双外涵计算时以此为限制参数^[9]。

3.2 非线性方程组的构建

变循环发动机非设计点性能计算的难点在于收敛性和计算精度, 关键在于模型的构建和计算方法的选择。本文基于部件级建立非线性方程组, 针对每个独立部件单独设置迭代变量和残差变量。以双外涵模式工作时, 与常规发动机相比, 除多了 CDFS 部件外, 模型中还多了分流器和混合器(分别模拟模式选择阀和涵道引射器的功能)。将上述部件纳入非线性方程组后的迭代变量(自变量)和残差变量(因变量)如表 1 所示。表中迭代变量(13 个)比残差变量(11 个)多了 2 个, 因此需给定双参数控制规律。非线性方程组求解方法采用 Newton-Raphson 方法。

表 1 变循环发动机迭代变量和残差变量
Table 1 Iteration variable and residual variable of variable cycle engine

部件	部件数量	迭代变量	残差变量
进气道	1	压比比	流量
风扇	1	压比比	流量
CDFS	1	压比比	流量
高压压气机	1	压比比	流量
分流器	2	涵道比	-
燃烧室	1	出口总温	-
涡轮	2	膨胀比	流量
混合器	2	面积	静压
喷管	1	-	流量
转轴	2	转速	功率

4 计算结果及性能分析

4.1 设计约束

为兼顾单双外涵两个模式的推力和油耗要求,重点考虑下一代军用涡扇发动机的高空性能,在进行变循环发动机性能分析时,设计状态选择在海平面标准进气条件下。设计约束如下:①后混合器外涵与内涵的压力比;②高压压气机出口总压限制;③高、低压转子相对物理转速;④尾喷管出口面积与喉道面积之比;⑤燃烧室出口总温限制;⑥最大状态加力燃烧总余气系数不变。

4.2 主控制规律

为求解非线性方程组,给定发动机控制规律:单双外涵分别控制,给定发动机进口总温与高、低压转子转速的关系作为主控制规律。

单外涵模式,发动机以大功率工作,考虑发动机起飞爬升及超声速巡航状态对大推力的需求,设计最大转速基本接近高、低压转子限制转速,涡轮进口总温接近2 100 K,以保证飞机具有超声速巡航及突防能力。双外涵模式,发动机以小功率低油耗状态工作,高、低压转子最大转速在相对物理转速90%附

近,涡轮进口总温接近1 850 K,保证飞机在亚声速巡航的长时间工作油耗要求。

4.3 高度-速度特性分析

单、双外涵模式发动机高度-速度性能比较如图4和图5^[8]所示。可见:图4所示的中间状态,高度11 km以下,单外涵推力优势明显,同一高度和马赫数下推力相差10%~20%,以10 000 daN推力级小涵道比军用发动机为例,推力最大相差2 000 daN;双外涵耗油率优势明显,同一高度和马赫数下耗油率相差5%~10%,数值上相差0.012 kg/(N·s)。11 km以上,两种模式耗油率受高度影响均较小。

图5所示的最大状态,低马赫数下单外涵推力依然具备优势,但高马赫数下双外涵推力明显高于单外涵;双外涵耗油率明显高于单外涵。一方面可能是由于单、双外涵模式加力温度一致(均为2 200 K),而双外涵模式加力燃烧室进口总温较低,达到相同加力温度需增加燃油流量,使得油耗急剧增加;另一方面,在单外涵模式的大马赫数下加力燃烧室进口总温较高,加力热效率较低,推力增长幅度不大。

在目前的设计参数下,可认为:在某些高空的大

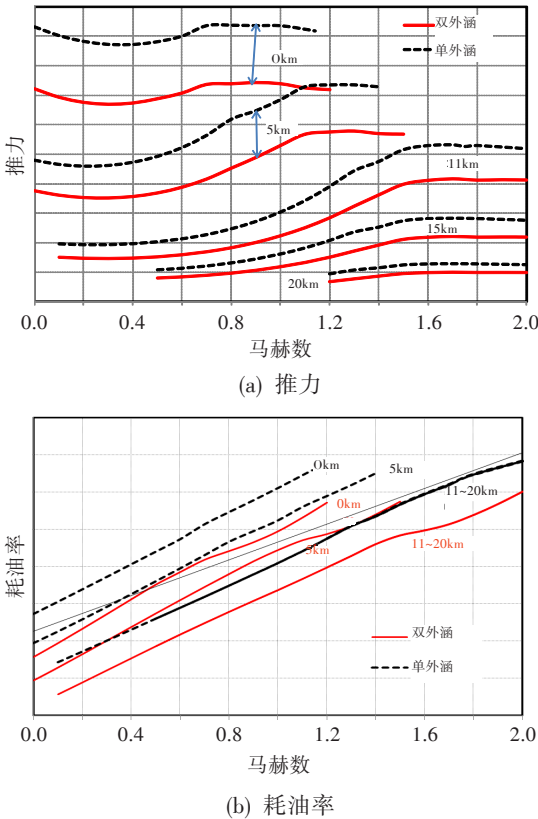


图4 中间状态的高度-速度特性比较

Fig.4 Comparison of characteristic of height and velocity in mid-status

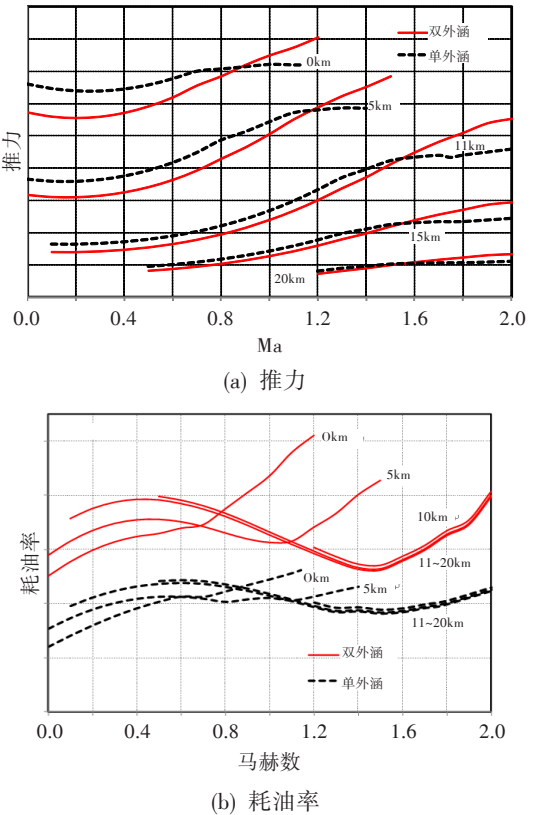


图5 最大状态的高度-速度特性比较

Fig.5 Comparison of characteristic of height and velocity in max-status

马赫工作状态,为满足高机动性需要,发动机在双外涵模式下开加力使用更有利于获得大的推力;但在通常情况下,变循环发动机在双外涵模式下开加力使用得不偿失,且如果确实需要在双外涵模式下开加力使用,应在适当提高燃烧室出口总温的同时合理控制加力燃烧室出口总温。

4.4 节流特性分析

4.4.1 低压部件工作线

风扇部件工作线如图6所示,计算基准与表1一致,通过调节压缩部件导叶角度,保证风扇在单、双外涵设计点的性能。单外涵模式,低转速稳定工作裕度较低;而双外涵模式,模式选择阀门和前、后涵道引射器打开,更多的气体通过外涵道流出,有效防止了风扇出口气流堵塞,减缓了发动机在低转速下发生喘振的危险,工作线下移。

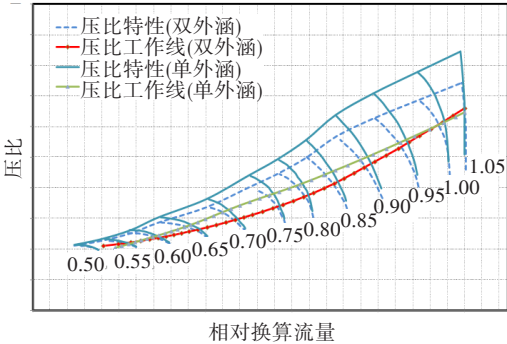


图6 风扇部件单双外涵节流工作线

Fig.6 Throttle-work-line of fan in single and double bypass

由上述分析可认为,在目前的设计参数下,变循环发动机在地面工作状态如果以单外涵模式工作,发动机起动困难。为此,通过调整喷管面积使工作线下移以达到增大喘振工作裕度的目的。在喷管面积 $A_8=0.192\ 1\sim0.330\ 0\ \text{m}^2$ 范围内对发动机性能进行计算和评估,得到风扇和CDFS稳定工作裕度与转速的关系,如图7和图8所示。可见:单外涵模式,通过调整喷管面积实现对风扇稳定工作裕度的改善作用较小。由发动机原理可知:对混合排气的涡扇发动机而言,发动机的单位推力很大程度取决于喷管落压比,即取决于喷管的喉部面积,但由于前涵道引射器处于关闭状态,喷管落压比的作用不能直接影响到风扇,而是直接影响CDFS,这是与常规涡扇发动机区别较大的地方。

鉴于此,可认为变循环发动机在起动状态不能直接以单外涵模式起动,且通过调节喷管面积很难实现发动机安全稳定运转。因此,为保证起动的安

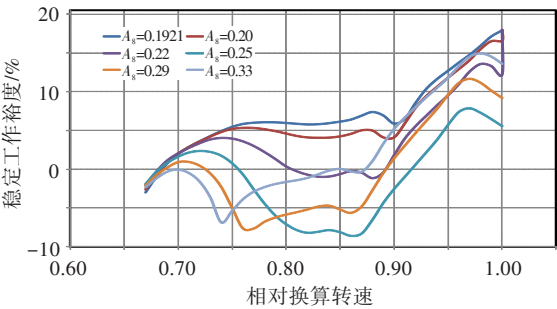


图7 喷管面积对风扇稳定工作裕度的影响

Fig.7 The impact of nozzle area on fan steady work margin

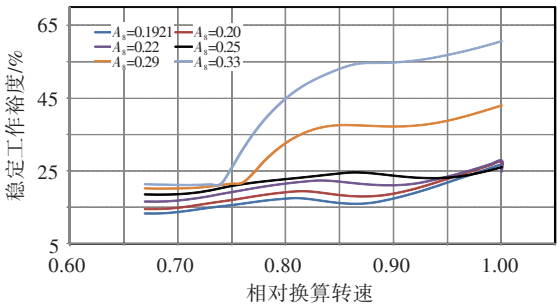


图8 喷管面积对核心机驱动风扇级稳定工作裕度的影响

Fig.8 The impact of nozzle area on CDFS steady work margin

全性必须以双外涵模式起动,稳定工作至风扇相对换算转速85%左右,再缓慢切换至单外涵模式,以单外涵最大状态保证起飞推力。

4.4.2 高压部件工作线

CDFS和高压压气机的工作线如图9、图10所示。双外涵模式为满足发动机进口流量和压缩部件压比的要求,计算中将高压转子的相对物理转速降低,同时调节压气机进口导叶,以给定不同的导叶调节规律。从特性线上看,双外涵模式的发动机高压部件特性线向左上方平移,受影响较大的是CDFS。在中、低转速附近,CDFS的裕度较低,这是由于CDFS所处位置的的特殊性所致。CDFS和高压压气机以相同的物理转速工作,中、低转速高压压气机的抽

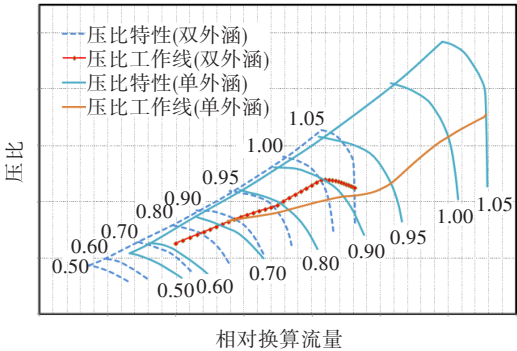


图9 核心机驱动风扇级单双外涵节流工作线

Fig.9 Throttle-work-line of CDFS for single and double bypass (下转第34页)

- [3] 王海鹰,杨永敏,单亚杰.航空发动机燃油系统温升特性研究[J].制造业自动化,2017,39(7):92—95.
- [4] 王文龙,王伟.下一代战斗机综合环境控制/热管理系统开发现状[J].飞机设计,2004,(1):74—76.
- [5] 过增元,梁新刚,张信荣.空间站热管理[J].科学通报,2001,46(16):1403—1408.
- [6] 徐向华.小型空间站热管理系统动态仿真与实验研究[D].北京:清华大学,2003.
- [7] 刘海丽,李华聪.液压机系统建模仿真软件 AMESim 及其应用[J].机床与液压,2006,(6):124—126.

- [8] 苏 壮,毛宏图,宋冠麟.基于热管理技术的航空发动机滑油系统热分析方法[J].航空发动机,2016,42(2):44—50.
- [9] 贾春燕,王洪铭.航空发动机燃烧室喷嘴内部燃油结焦研究[J].航空发动机,2011,37(5):41—44.
- [10] 张东辉.航空发动机燃油系统功率管理浅析[J].燃气涡轮试验与研究,2014,27(6):57—60.
- [11] 付 伟,李 明,陶志平.世界航空燃料规格及进展[M].北京:中国石化出版社,2011.

(上接第19页)

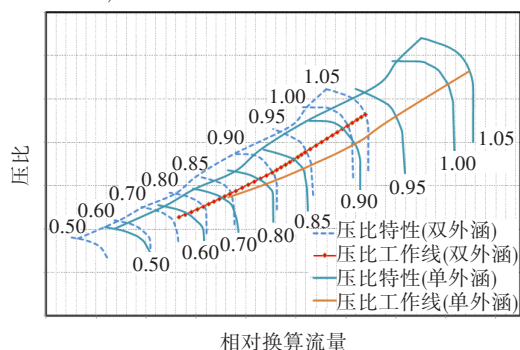


图10 高压压气机单双外涵节流工作线

Fig.10 Throttle-work-line of high pressure compressor for single and double bypass

吸能力较弱,使流过CDFS的气体不能完全通过高压压气机,容易造成高压部件喘振,从而使稳定工作裕度下降。

据此可推断:在中、低转速下,为保证CDFS工作的有效性,防止CDFS发生堵塞和喘振,前涵道引射器的面积应适当增加,并同时增大喷管面积和涡轮导向器面积,以使较多的气体通过涵道引射器流。

5 结论

以带CDFS的变循环发动机性能模拟为基础,提出了基于此类结构的变循环发动机性能计算方法。特别是针对混合器模型和非线性方程组的构建进行了研究,并分析了在某一基准下此类型发动机的高度-速度特性和节流特性。主要结论为:

(1) 大马赫数状态,双外涵模式开加力使用时其推力大于单外涵模式,耗油率也明显高于单外涵模式。若变循环发动机试图在双外涵开加力使用,应在适当提高燃烧室出口总温的同时合理控制加力燃烧室出口总温。

(2) 单外涵模式在中、低转速稳定工作裕度较

低,且试图通过调节尾喷管面积实现工作线下移的作用不明显。为保证起动安全性,发动机应以双外涵模式起动,稳定工作至风扇相对换算转速85%左右,再缓慢切换至单外涵模式,以单外涵最大状态保证起飞推力。此外,前涵道引射器面积也应适当增加,以保证CDFS工作的有效性。

参考文献:

- [1] 陈仲光,张志舒,梁彩云,等.基于常规涡扇发动机发展变循环发动机的研究[J].沈阳航空航天大学学报,2013,30(3):10—13.
- [2] Johnson J E. Variable cycle engine developments at general electric: 1955—1995[C]//AIAA Progress in Astronautics and Aeronautics. 1995:105—143.
- [3] 唐海龙.面向对象的航空发动机性能仿真系统及其应用[D].北京:北京航空航天大学,2000.
- [4] 刘增文,王占学,蔡元虎.变循环发动机模式转换数值模拟[J].航空动力学报,2011,26(9):2128—2132.
- [5] 陈玉春,贾琳渊,任 成,等.变循环发动机稳态控制规律设计的新方法[J].推进技术,2017,38(10):2262—2270.
- [6] 骆广琦,桑增产,王如根,等.航空燃气涡轮发动机数值仿真[M].北京:国防工业出版社,2006:82—91.
- [7] Zhou H, Wang Z X, Zhang X B. Optimization of variable cycle engines by using an improved differential evolution [R]. AIAA 2014-3444, 2014.
- [8] Gronstedt U T J, Pildis P. Control optimization of the transient performance of the selective bleed variable cycle engine during mode transition[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2002, 124: 75—81.
- [9] 周 红,王占学,张晓博,等.变循环发动机模式转换的几何调节规律[J].航空动力学报,2015,30(9):2160—2166.
- [10] Denney R K, Tai J C, Kestner B K, etc. Variable cycle optimization for supersonic commercial applications[R]. SAE-2005-01-3400, 2005.