

涡轴-涡扇变循环发动机方案及性能匹配设计研究*

任成¹, 贾琳渊¹, 卜贤坤², 陈玉春¹, 杨洁³

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710129;

2. 北京动力机械研究所, 北京 100074;

3. 石家庄市军队离休退休干部第四休养所, 河北 石家庄 050085)

摘要: 针对旋转机翼式垂直起降高速巡航飞行器, 提出了一种新概念结构形式的涡轴-涡扇变循环(TSFVCE)发动机, 能够分别在涡轴和涡扇两种模式工作。首先对涡轴-涡扇变循环发动机的结构及工作模式进行了介绍, 并建立基于变比热的部件级性能仿真模型; 然后通过循环分析, 确定发动机第二涵道比为3, Flade外涵风扇压比为1.98, 第一涵道比为0.11, 完成发动机设计点性能方案设计; 最后分析了核心机驱动风扇(CDFS)可调机构对发动机性能影响机理, 得出CDFS放气阀对发动机涡扇模式下的推力与涡轴模式下的功率影响较大, 对涡扇模式的推力影响最大为61.5%, 对涡轴模式的功率影响最大为33.3%, 可利用此特性实现发动机在涡扇和涡轴模式下推力和功率输出的匹配。

关键词: 垂直起降飞行器; 旋转机翼; 变循环发动机; 总体方案; 循环分析; 核心机驱动风扇

中图分类号: V231.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2024) 05-2212021-10

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2212021

1 引言

常规构型直升机受旋翼桨尖马赫数的限制, 最大平飞速度接近310 km/h, 要突破350 km/h的平飞速度十分困难, 因此世界各国一直在探索突破直升机速度限制的新构型和新概念^[1]。其中, 旋转机翼式的垂直起降(VTOL)高速巡航飞行器把直升机的悬停和低速飞行特性与喷气式固定翼飞机的高亚声速巡航性能较好地结合在一起, 相较于其他类型的VTOL飞行器, 其具有结构简单、可维护性好、造价低廉的优点, 在军民领域将拥有非常广阔的应用前景^[2-3]。

1937年, 赫里克(Herrick)提出了一种转换式飞机的概念, 在这个概念中最早应用了在飞行中可停止和启动的旋翼, 但这种旋翼只作为飞机在出现动力故障后的安全装置。在20世纪50年代后至今的公开资料中, 类似的旋转机翼式飞行器使用2~4片不等的刚性桨叶, 在飞行器垂直起降状态下利用发动机产生的驱动力驱动桨叶旋转产生升力; 在飞行器水平飞行状态下桨叶固定作为固定翼产生升力, 而

发动机则喷气产生推力^[4], 其模式转换飞行过程如图1所示。在这些方案中, 重点的描述集中在飞行器实现垂直起降及高速巡航的方式及工作模式转换过程, 绝大部分方案对动力系统没有提及, 在个别方案中则是采用成熟的传统结构发动机型号进行改进, 在飞行器结构上进行主要的改动以达到高速直升机的设计要求, 如X-50A“蜻蜓”飞行器采用现有的F112涡扇发动机, 其机翼旋转时需要从发动机引气到旋转机翼翼尖, 通过喷气驱动机翼旋转, 但喷气驱动的效率较低^[5]。因此针对适合旋转机翼式垂直起降高速巡航飞行器的动力系统研究亟待开展与探索。

从20世纪70年代开始, 世界各国针对超声速客机纷纷开展对变循环发动机(Variable cycle engine, VCE)的研究^[6-8]。20世纪80年代后至今转为对军用战斗机用变循环发动机的研究, 各国文献针对多种变循环发动机结构方案进行研究与分析, 美国GE公司为先进战斗机研制的YF120变循环发动机是其中的典型代表, 也是唯一一款完成试飞的变循环发动机^[9]。国内对变循环发动机的研究集中于对双外涵、

* 收稿日期: 2022-12-01; 修订日期: 2023-05-25。

作者简介: 任成, 博士生, 研究领域为航空发动机总体设计。

通讯作者: 贾琳渊, 博士, 副教授, 硕士生导师, 研究领域为航空发动机总体设计。E-mail: jialinyuan@nwpu.edu.cn

引用格式: 任成, 贾琳渊, 卜贤坤, 等. 涡轴-涡扇变循环发动机方案及性能匹配设计研究[J]. 推进技术, 2024, 45(5): 2212021. (REN C, JIA L Y, BU X K, et al. Design and study on scheme and performance matching of turboshaft-turbofan variable cycle engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2024, 45(5): 2212021.)



图1 旋转机翼式VTOL模态转换飞行过程

三外涵及自适应变循环发动机的建模、优化算法和控制规律设计^[10-14]。这些研究都聚焦于变循环发动机在固定翼飞行器上对低速巡航油耗和高速巡航能力的平衡与协调,而针对旋转机翼式VTOL飞行器,国内外尚未有在涡轴、涡扇工作模式间转换的变循环发动机方案提出。

涡轴-涡扇变循环发动机(Turboshaft-turbofan variable cycle engine, TSFVCE)便是针对此现状提出的一种可应用于旋转机翼式VTOL飞行器上的新概念涡轮发动机。其能够分别在涡轴和涡扇两种模式进行工作,可在飞行器固定翼模式下产生推力、在旋翼模式下产生轴功率,满足旋转机翼式飞行器不同工作模式对动力的需求。这一种新概念的涡轮发动机是通过变几何部件调节使发动机实现在涡轴发动机热力循环与涡扇发动机热力循环之间转换,因此称之为涡轴-涡扇变循环发动机。

本文工作针对所提出的TSFVCE发动机展开,包括对发动机结构及工作模式进行阐述;对TSFVCE发动机建立性能仿真模型并进行循环分析,完成发动机设计点性能方案设计;最后对核心机驱动风扇(CDFS)可调机构对发动机性能影响机理进行了分析与讨论。

2 方法

2.1 发动机结构及工作模式简介

涡轴-涡扇变循环发动机主要结构简图及工作方式如图2所示。

TSFVCE发动机主要结构由Flade风扇、CDFS、高压压气机、燃烧室、高压涡轮、低压涡轮、外涵道尾喷管、第一涵道尾喷管以及内涵道尾喷管组成。其中,Flade风扇(如图3)具有内、外涵两部分叶片,中间有环状凸台将内、外涵流道分开。Flade风扇具有可调节的风扇导叶,且其外涵风扇导叶可从完全打开状态到完全关闭状态连续可调;CDFS后有可调节的放气阀;发动机的各尾喷管为可调收敛喷管。

当飞行器以固定翼模式飞行时,飞行器机翼锁定作为固定翼提供升力,离合器断开机翼与发动机的结构连接。此时Flade风扇导叶与CDFS放气阀处于打开状态(图2上半部分),第一涵道和第二涵道均有气流通过,发动机工作在涡扇模式,为飞行器提供向前的推力。

当飞行器以旋翼机模式飞行时,机翼解除锁定,作为旋翼旋转产生向上拉力,离合器将机翼与发动机连接,用发动机产生的功率驱动旋翼工作。此时,Flade风扇导叶与CDFS放气阀均关闭(图2下半部分),内涵尾喷管打开到扩张状态,发动机工作在涡轴模式,为旋翼旋转提供功率。第一涵道流量可随CDFS放气阀与第一涵道尾喷管的联合调节连续变化,可控制发动机的能量输出,其流量大小取决于发动机当前工作状态对推力或功率输出的需求,具体机理及规律的分析在第3.2节中给出。

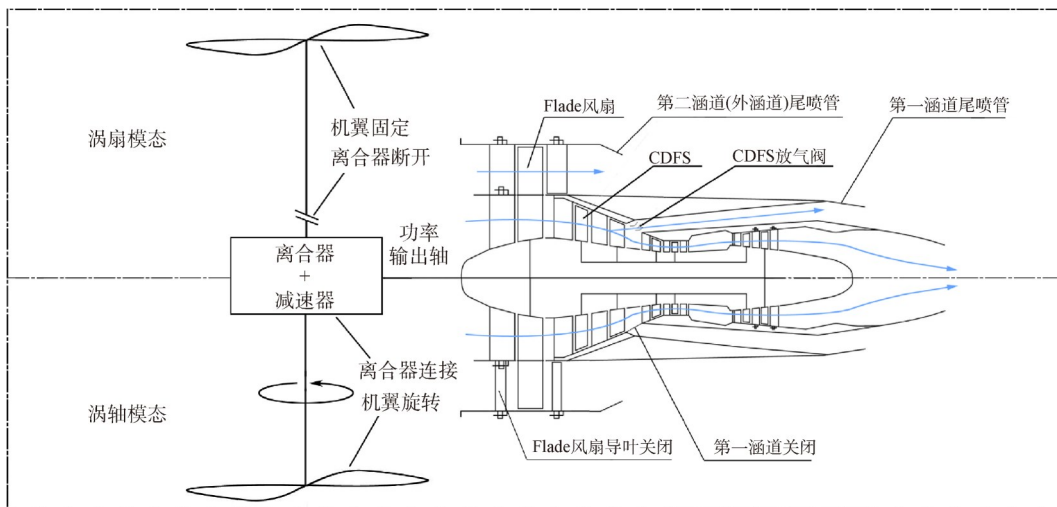


图2 涡轴-涡扇变循环发动机结构简图

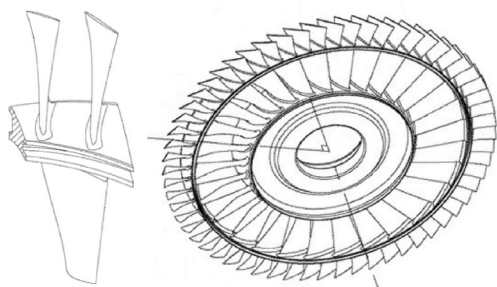


图3 Flade风扇转子单元与叶盘示意图

2.2 TSFVCE 发动机设计点性能模型

TSFVCE 发动机的设计点模型采用传统涡轮发动机的部件法建立,根据 TSFVCE 发动机结构,建立设计点总体性能计算模型和相应的计算程序。

为简化 TSFVCE 发动机的设计工作,本文采用核心机派生方法进行设计^[15-16]。在算例计算中,选取 F119 的核心机作为派生核心机,对 TSFVCE 发动机低压转子的参数进行设计。基于部件法及核心机派生法的 TSFVCE 发动机内涵流路性能计算的设计流程如图 4 所示,发动机外涵流路性能计算与传统涡扇发动机外涵道性能计算方法相同。

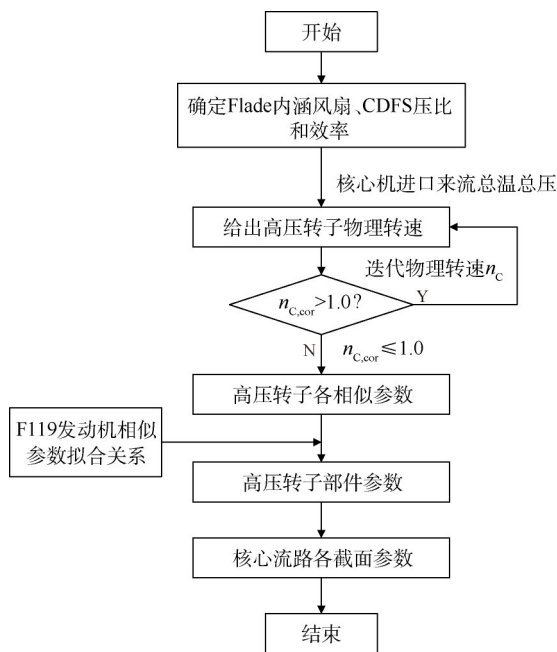


图4 发动机内涵流路设计点计算流程图

如图 4 所示,TSFVCE 发动机内涵流路性能计算如下:给定 Flade 内涵风扇、CDFFS 的压比和效率,可知核心机进口来流总温总压,在已知高压转子物理百分比转速的情况下可求得高压压气机相对换算转速,根据高压压气机相对换算转速插值各换算参数的拟合曲线获得对应进气条件下的核心机参数,进

而由相似原理可得到相对换算转速下所对应的高压压气机压比、效率、换算流量以及高压压气机进口总温之比 T_4/T_{21} 等参数,同时可以得到 Flade 内涵风扇和 CDFS 的流量。

F119 发动机性能指标的公开资料存在诸多出入^[17-18],在计算中选取较为折中的设计点相关性能参数,如表 1 所示。

表1 F119 发动机设计点参数

参数	数值
空气流量/(kg/s)	120.0
总压比	30.26
风扇压比	4.45
压气机压比	6.80
压气机流量/(kg/s)	27.5
涡轮前总温/K	1 950
涵道比	0.3

根据核心机派生法,得到的 F119 发动机核心机参数不可直接作为 TSFVCE 发动机核心机的输入参数。这是由于在 TSFVCE 发动机设计过程中,随着设计点位置的改变以及风扇和 CDFS 压比、效率等设计参数的改变,会使核心机进口总温总压不同于 F119 发动机设计点处核心机进口总温总压等参数。因此需要利用相似原理,对 F119 发动机核心机的特性进行拟合,以得到其在不同进口总温总压下的无量纲相似参数。

涡轮发动机共同工作方程组的解总是在工作线上,而涡轮发动机的工作线在大多数情况下(高换算转速,对应高压涡轮导向器或尾喷管临界或超临界状态)是唯一的^[19]。在对涡轴-涡扇变循环发动机设计点进行设计时,其转速总处于高换算转速,可认为在设计过程中核心机总处于满足相似条件的状态下,根据相似原理,相同换算转速下核心机各相似参数相等。因此可利用 F119 发动机高压压气机的某一条工作线(如地面节流状态工作线),作为其它任何工作条件下的工作线。对于不同的来流状态,若高压压气机换算转速相等,则压气机压比 π_c ,换算流量 $W a_{c,cor}$,效率 η_c 不变,从而有

$$p_3/p_{21} = \pi_c = \text{const} \quad (1)$$

$$T_3/T_{21} = [1 + (\pi_c^{k-1} - 1)/\eta_c] = \text{const} \quad (2)$$

式中参数下标数字代表发动机截面,其中 21 截面为风扇出口截面,3 截面为压气机出口截面, k 为比热比, C 为压气机。

燃烧室的总压损失系数确定,则

$$p_4/p_3 = (1 - \Delta p_B) = \text{const} \quad (3)$$

压气机工作点不变时,高压涡轮工作点与压气机一一对应,高压涡轮落压比 π_{TH} 和效率 η_{TH} 不变,则

$$p_5/p_4=1/\pi_{TH}=\text{const} \quad (4)$$

式中4截面为燃烧室出口截面,5截面为高压涡轮出口截面,下标B为燃烧室,TH为高压涡轮。

由压气机和涡轮功率平衡

$$c_p T_{21} (e_c - 1) / \eta_c = c_p T_4 \left(1 - \frac{1}{e_{TH}} \right) / \eta_{TH} \quad (5)$$

式中 c_p 为比热比, e_c 为压气机温度比, e_{TH} 为高压涡轮温度比。

可得

$$T_4/T_{21}=\text{const} \quad (6)$$

F119发动机高压压气机地面节流(发动机各部件采用通用特性图)时部分相似参数变化情况如图5所示。

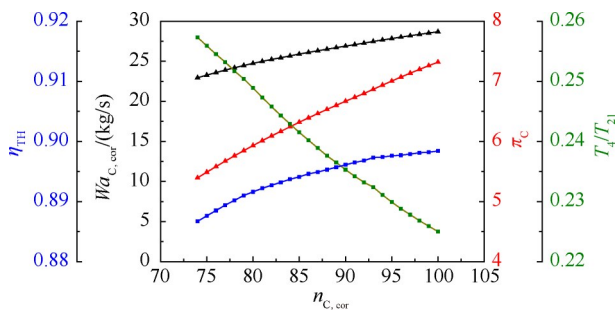


图5 相对换算转速与对应参数的拟合关系

根据此拟合关系,可以根据来流条件拟合核心机在相对换算转速为0.9~1.025时的各部件参数。

基于图5中的参数拟合关系以及图4中发动机设计点计算流程,可建立TSFVCE发动机设计点性能计算模型。

另外,由于TSFVCE发动机具有两个外涵道,因此将两涵道分别命名为第一涵道与第二涵道(见图2),其涵道比分别命名为第一涵道比 BPR_1 和第二涵道比 BPR_2 ,定义为气流经涵道口处分流后外流道流量与内流道流量之比,如式(7)~式(8)所示。

$$BPR_1 = W_{a_{Flade}} / W_{a_F} \quad (7)$$

式中 $W_{a_{Flade}}$ 为Flade外涵风扇进口物理流量; W_{a_F} 为Flade内涵风扇进口物理流量。

$$BPR_2 = (W_{a_{CDFs}} - W_{a_c}) / W_{a_c} \quad (8)$$

式中 $W_{a_{CDFs}}$ 为CDFs进口物理流量; W_{a_c} 为压气机进口物理流量。

2.3 TSFVCE发动机非设计点整机匹配模型

TSFVCE发动机的非设计点性能计算采用基于部件法的涡轮发动机整机匹配模型^[14]。具体的步骤

是猜测一系列表征发动机部件工作点的参数,以完成发动机从前至后的气动热力计算。由于表征工作点的参数是猜测的,因此往往不满足流量连续、功率平衡、静压平衡等约束条件。根据这些约束条件建立残差方程,即可得到封闭的非线性方程组。采用牛顿迭代法求解该方程组即可得到发动机的共同工作点和发动机总体性能参数。

目前,传统涡轮发动机性能计算模型多采用单变量或双变量的控制规律,即选择高压转子转速 n_c ,低压转子转速 n_f 和涡轮前总温 T_4 中的一个或两个作为主要的控制变量,并假定相应的变几何部件的位置已知,其他的状态参数(n_f , n_c 和 T_4)和部件参数(压气机压比比 Z_c 和涡轮落压比 π_1)则作为牛顿迭代法中的变量进行求解。但是,对于TSFVCE发动机,其可调节机构较多,发动机性能计算中的变量也相应增多,相互之间的影响关系复杂,在计算中会遇到问题:

(1) n_f , n_c 和 T_4 等发动机参数在迭代计算完成后可知,进而再依据结果调节变几何部件,这会容易发生参数超出限制值而使迭代不收敛的情况。

(2) 在发动机迭代中变几何部件的初值选取会影响迭代计算的收敛性,甚至会出现参数超出限制值的情况。

(3) 按照传统方法得到的变几何部件调节规律只对所计算的工作状态适用,发动机工况发生变化时,需要重新优化。

“逆算法”是一种变循环发动机性能计算和控制规律设计的方法,可精确地控制发动机的工作状态和发动机共同工作点,减少优化过程中无意义的工作点和不收敛的情况,能够避免上述传统涡轮发动机计算模型在TSFVCE发动机中遇到的问题^[20-21]。因此,TSFVCE发动机稳态计算采用控制规律设计的“逆算法”模型,完成发动机稳态控制规律设计。

“逆算法”的思路是用变循环发动机的可调参数替换状态参数和部件参数,将其作为自变量参与整机匹配的非线性方程组迭代过程,而被替换出来的状态参数和部件参数则可作为被控参数。TSFVCE发动机的可调参数与传统涡轮发动机整机匹配的自变量如表2及表3所示。

通过敏感性系数矩阵,确定TSFVCE发动机中可调参数与状态参数和部件参数的替代关系。表4列出TSFVCE发动机在涡扇模式(CDFS放气阀完全打开)情况下的6种逆算法模型。正如单轴涡喷发动机在控制 T_4 不变的控制规律下,在自变量中以可调尾喷管喉部面积 A_8 代替原自变量 n_c , n_c 则转为给定参

表 2 TSFVCE 发动机可调参数

参数	符号
Flade 内涵风扇导叶角度	α_F
CDFS 导叶角度	α_{CDFS}
Flade 外涵风扇导叶角度	α_{Flade}
第一涵道尾喷管出口面积	A_{8D1}
第二涵道尾喷管出口面积	A_{8D2}
内涵道尾喷管出口面积	A_8

表 3 TSFVCE 发动机自变量

参数	符号
低压转子转速	n_F
高压转子转速	n_C
Flade 内涵风扇压比比	Z_F
Flade 外涵风扇压比比	Z_{Flade}
高压压气机压比比	Z_C
CDFS 压比比	Z_{CDFS}
涡轮前总温	T_4

数,即可获得同时控制 T_4 与 n_C 不变的双变量控制规律,而自变量个数不变。表 4 中的 6 种逆算法模型便是依次将一个可调变量代替自变量中的对应参数,将对应参数转为给定参数得到的。因此随着自变量被替换个数的增多,给定参数的个数随之增多,但自变量个数不变。

本文采取表 4 中编号 6 的逆算法模型,即在一定的飞行条件下,给定高压转子转速 n_C , 低压转子转速 n_F , 涡轮前总温 T_4 , 高压压气机压比比 Z_C , Flade 内涵风扇压比比 Z_F , Flade 外涵风扇压比比 Z_{Flade} 和 CDFS 压比比 Z_{CDFS} , 直接使用“逆算法”模型求解得出发动机各变几何量的取值,包括内涵道尾喷管出口面积 A_8 , Flade 内涵风扇导叶角度 α_F ^[22], Flade 外涵风扇导叶角度 α_{Flade} , CDFS 导叶角度 α_{CDFS} 、第一涵道尾喷管出口面积 A_{8D1} 和第二涵道尾喷管出口面积 A_{8D2} 。

3 结果与讨论

3.1 TSFVCE 发动机设计点循环分析

在进行涡轮发动机设计点总体性能设计时,首

先需要选取发动机的典型工况,并通过循环分析来确定发动机主要循环参数,最终确定发动机设计点性能方案,TSFVCE 发动机也由此方法确定其设计点性能。

TSFVCE 发动机以旋转机翼式运输机为目标飞行器,旋转机翼式飞行器一般采用前后对称的翼型以避免在旋翼转换为固定翼的过程中需要将一侧机翼翻转,但也使得旋翼/机翼气动性能不佳^[2],这将导致飞行器在旋翼机模式下低速段的近地机动能力降低和固定翼高速段性能降低(较低的升阻比需要飞行器在总重不变的情况下降低巡航高度),因此旋转机翼式飞行器的技术特点决定了其倾向于追求大速度段的速度和经济性,即更适用于运输机。

上述特征决定了 TSFVCE 发动机设计点宜定于高空巡航点处。相关研究^[2]与型号研制经验表明,旋转机翼式飞行器巡航速度约为 $Ma=0.7$ (700 km/h),飞行高度可达 10 km。本文将发动机设计点定于 9 km, $Ma=0.8$ 。

在 TSFVCE 发动机的结构中,CDFS 采用一级转子,参考当前小涵道比发动机风扇设计加工的技术水平^[23-24],其单级增压比取为 1.53; Flade 内涵风扇受其尺寸和转速的限制,其增压比取为 1.48,在循环分析中保持 CDFS 和 Flade 内涵风扇压比不变。Flade 内外涵风扇压比及涵道比的确定可通过循环分析来确定。各部件效率及总压损失系数根据当前各部件对应的设计水平确定。在循环分析过程中核心机进口来流总温总压总是低于 F119 发动机中核心机进口来流总温总压,在相同物理转速下,高压压气机相对换算转速会升高。为了保证核心机工作的稳定性,高压压气机应适当降低物理转速,使得相对换算转速在允许的工作范围内工作,因此在循环分析时,控制高压压气机相对换算转速不高于 1.0。

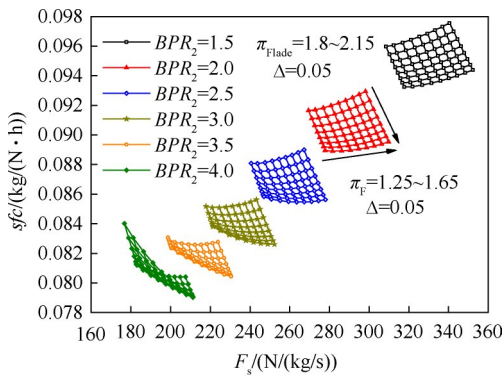
在此计算条件下,由进口参数和相对换算转速,依据相似原理可知高压压气机压比和涡轮前温度等参数。因此 TSFVCE 发动机的循环分析需要考虑的变量包括 Flade 内涵风扇增压比 π_F , Flade 外涵风扇增压比 π_{Fl} , 第一涵道比 BPR_1 和第二涵道比 BPR_2 。由于

表 4 TSFVCE 发动机涡扇模态逆算法模型

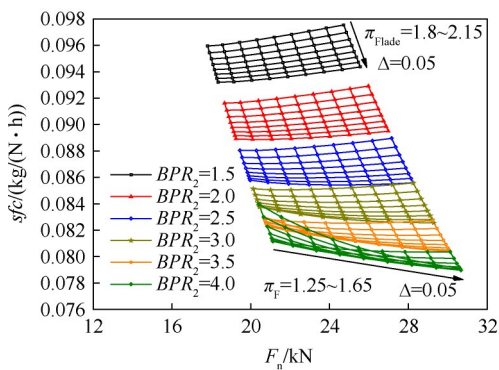
编号	给定参数	自变量	残差方程
1	n_C, n_F	$Z_C, Z_F, Z_{Flade}, Z_{CDFS}, T_4, A_{8D2}$	
2	n_C, n_F, T_4	$Z_C, Z_F, Z_{Flade}, Z_{CDFS}, A_{8D1}, A_{8D2}$	
3	n_C, n_F, T_4, Z_C	$A_8, Z_F, Z_{Flade}, Z_{CDFS}, A_{8D1}, A_{8D2}$	
4	n_C, n_F, T_4, Z_C, Z_F	$A_8, \alpha_F, Z_{Flade}, Z_{CDFS}, A_{8D1}, A_{8D2}$	y
5	$n_C, n_F, T_4, Z_C, Z_F, Z_{CDFS}$	$A_8, \alpha_F, Z_{Flade}, \alpha_{CDFS}, A_{8D1}, A_{8D2}$	
6	$n_C, n_F, T_4, Z_C, Z_F, Z_{Flade}, Z_{CDFS}$	$A_8, \alpha_F, \alpha_{Flade}, \alpha_{CDFS}, A_{8D1}, A_{8D2}$	

分析变量较多,因此首先考虑 BPR_1 不变的情况下 BPR_2, π_F 及 π_{Flade} 的循环分析结果,再考虑 BPR_2 不变的情况下 BPR_1, π_F 及 π_{Flade} 的循环分析结果。最后综合两循环分析结果确定发动机各循环参数。

在第一涵道完全关闭的情况下,分别改变 Flade 内涵风扇增压比 π_F , Flade 外涵风扇增压比 π_{Flade} 和第二涵道比 BPR_2 , 计算发动机总体性能,得到的TSFVCE发动机循环分析结果如图6所示(图中 Δ 为压比采样间隔)。



(a) 单位推力与耗油率变化



(b) 总推力与耗油率变化

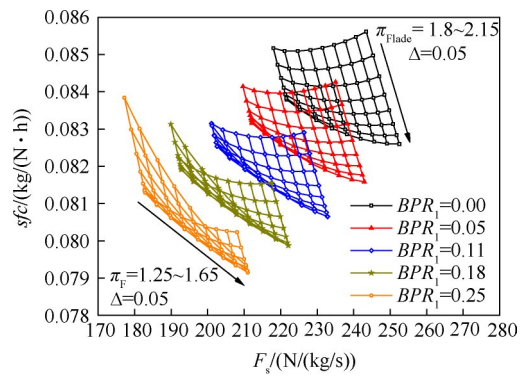
图6 循环分析结果(第一涵道完全关闭)

由图6可知,在第二涵道比 BPR_2 较低的情况下, Flade 外涵风扇的增压比越高,发动机耗油率越低、单位推力越高、总推力越高,而随着 Flade 内涵风扇的增压比升高,发动机耗油率先降低后升高、单位推力升高、发动机总推力升高;在 BPR_2 较高的条件下,随着 Flade 外涵风扇增压比的增高,发动机耗油率先降低后升高,单位推力和总推力先增大后减小,而随着 Flade 内涵风扇增压比的升高,耗油率不断降低,单位推力和总推力不断增高;在 Flade 内外涵风扇增压比一定的条件下,随着 BPR_2 越大,耗油率先降低后升高、单位推力不断降低、发动机总推力不断增大。

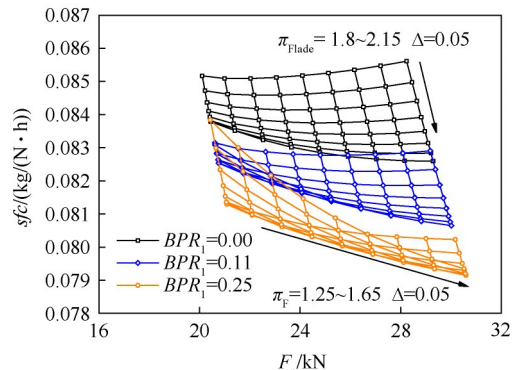
可以看出, BPR_2 小于3时, BPR_2 的增大能显著降

低耗油率,同时增大发动机总推力; BPR_2 大于3时, BPR_2 的增大对耗油率的降低和发动机总推力的降低影响不大,甚至在 Flade 内、外涵风扇压比不大时, BPR_2 的增大会导致耗油率的升高、总推力的减小。因此发动机第二涵道比 BPR_2 确定为3.0。

固定发动机第二涵道比 BPR_2 为3.0不变,分别改变 Flade 内涵风扇增压比、Flade 外涵风扇增压比和第一涵道比 BPR_1 , 计算发动机总体性能,得到的TSFVCE发动机循环分析结果如图7所示(图中 Δ 为压比采样间隔)。



(a) 单位推力与耗油率变化



(b) 总推力与耗油率变化

图7 循环分析结果(固定第二涵道比不变)

由图7可知,随着 Flade 内、外涵风扇压比的增大,发动机的耗油率降低、单位推力和总推力升高;在 Flade 内、外涵风扇压比较低时,耗油率随着 BPR_1 的增大而升高、单位推力不断降低、总推力降低; Flade 内、外涵风扇压比较高时,耗油率会随着第一涵道空气流量的增大而降低、单位推力降低、总推力升高。

由上,确定发动机第一涵道比 BPR_1 为0.11。确定了以上参数后, Flade 外涵风扇的理论最经济增压比为2.11,但是由于风扇叶尖速度过高会使风扇效率急剧降低,根据风扇压比的发展水平^[24], Flade 外涵风扇增压比确定为1.98。最终得到的TSFVCE发动机设计点循环参数如表5所示。

表 5 TSFVCE 发动机设计点循环参数

循环参数	参数名	值
内涵风扇增压比	π_F	1.48
外涵风扇增压比	π_{Flade}	1.98
外涵风扇导叶角度	$\alpha_{Flade}/(^{\circ})$	0.0
CDFS 增压比	π_{CDFS}	1.53
CDFS 导叶角度	$\alpha_{CDFS}/(^{\circ})$	-5.0
压气机增压比	π_C	6.9
燃烧室出口总温	T_4/K	1469.16
第一涵道比	BPR_1	0.11
第二涵道比	BPR_2	3.0

发动机设计点限制高压压气机相对换算转速不超过 1.0,故高压转子物理百分比转速为 85.42%。由于涡轮进口总温 T_4 降低,因此高压压气机级后冷却引气量可进行适当减少,根据设计点涡轮前总温 T_4 值为 1469.16 K,按照常规涡轮发动机冷却引气量与涡轮进口总温 T_4 的关系,冷却引气量定为 12%^[25]。利用所建立的 TSFVCE 发动机总体性能计算模型得到发动机设计点性能参数如表 6 所示。

表 6 TSFVCE 发动机设计点性能参数

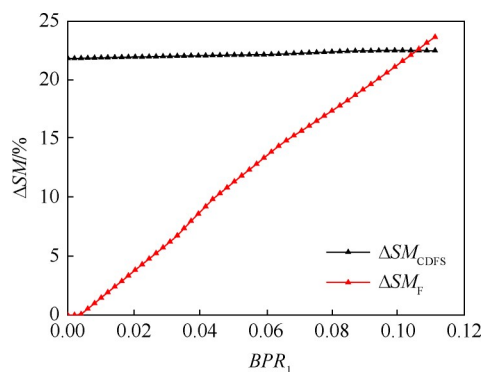
性能参数	参数名	值
发动机总流量	$Wa/(kg/s)$	118.03
推力	F_n/kN	25.749
单位推力	$F_s/(N/(kg/s))$	219.7
耗油率	$sfc/(kg/(N \cdot h))$	0.0805

3.2 Flade 内涵风扇可调导叶必要性分析

在对 TSFVCE 发动机进行非设计点计算之前,需要对 Flade 内涵风扇是否需要可调导叶进行必要性分析,这是由于第一涵道流量的减小会使流经 Flade 内涵风扇和 CDFS 的流量产生较大的变化,若 Flade 内涵风扇不具有可调的导叶机构,流量的大范围变化可能会导致风扇的喘振。

假设 Flade 内涵风扇无导叶,在高空设计点,逐渐减小第一涵道比,Flade 内涵风扇和 CDFS 喘振裕度计算结果如图 8 所示。

随着 BPR_1 的减小,流经 Flade 内涵风扇和 CDFS 的流量减少,由于 CDFS 有可调静子导叶,在 CDFS 流量减小的同时可调静子导叶角度也相应减小,可保证 CDFS 留有足够的喘振裕度;但对于 Flade 内涵风扇,由于没有可调静子部件,因此在换算转速不变的情况下,流量的减小会使 Flade 内涵风扇工作点沿等换算转速线向上移动,导致 Flade 内涵风扇喘振裕度不断减小直至达到特性图喘振边界。因此,TSFVCE 发动机的 Flade 内涵风扇同 CDFS 一样也需要可调的

图 8 BPR_1 减小对压缩部件喘振裕度的影响

静子导叶,在 CDFS 放气阀的开闭带来流量变化时保证 Flade 内涵风扇具有足够的喘振裕度。

3.3 TSFVCE 发动机推力和功率匹配方法

TSFVCE 发动机的目标飞行器具有旋翼模式与固定翼模式两种飞行模式,因此发动机需要兼顾涡扇模式下的推力和涡轴模式下的功率。CDFS 可通过 CDFS 放气阀及第一涵道尾喷管的调节,对发动机在不同工作模式下的推力或功率输出进行调节,是匹配发动机能力与飞行器需求的关键部件。

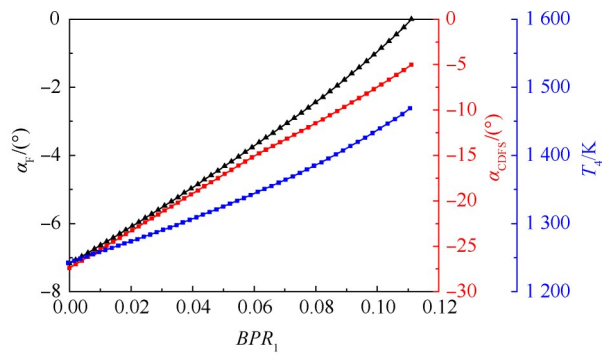
CDFS 可调机构包括 CDFS 可调静子、CDFS 放气阀以及第一涵道尾喷管。在 CDFS 放气阀关小时经过 CDFS 的流量变小,此时需要调节 CDFS 的可调静子导叶,使导叶角度减小,以保证 CDFS 的工作喘振裕度;同时对第一涵道尾喷管进行调节,使流经第一涵道的气流完全膨胀,得到最大推力收益。

CDFS 流量的变化也直接影响着 Flade 内涵风扇流量,由第 3.2 节中的研究可知,在 CDFS 放气阀关小时,Flade 内涵风扇可调导叶角度应随之减小。在以上研究基础之上,本节对 TSFVCE 发动机在高空设计点涡扇模式和地面涡轴模式分别计算 CDFS 放气阀逐渐减小直至关闭的发动机部件及性能参数变化,并研究参数变化的机理。

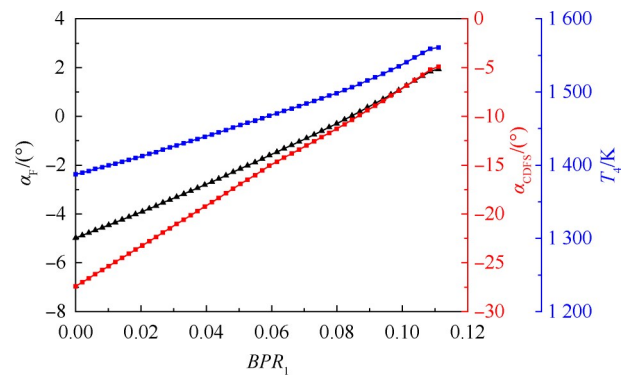
3.3.1 高空涡扇模式第一涵道比变化对发动机推力性能影响

在 TSFVCE 发动机非设计点计算模型中加入 Flade 内涵风扇可调特性图和模型后,再次对高空设计点进行发动机第一涵道比减小的性能计算。计算中,高压压气机相对换算转速保持为最大值 1.0 不变;Flade 内涵风扇静子可调导叶的调节规律为保证 Flade 内涵风扇的压比比与设计点压比比相等。结果如图 9 所示。

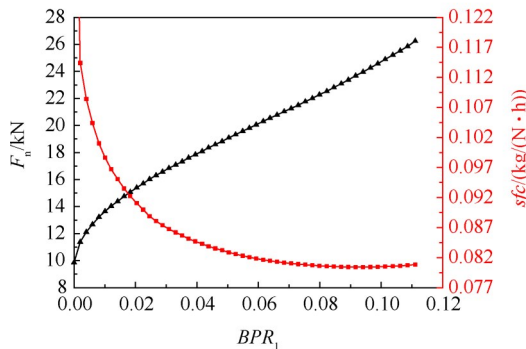
由图 9 可知,随着第一涵道流量的减小,Flade 风扇内涵及 CDFS 流量减小,其导叶角度需减小以保证



(a) 发动机部件参数

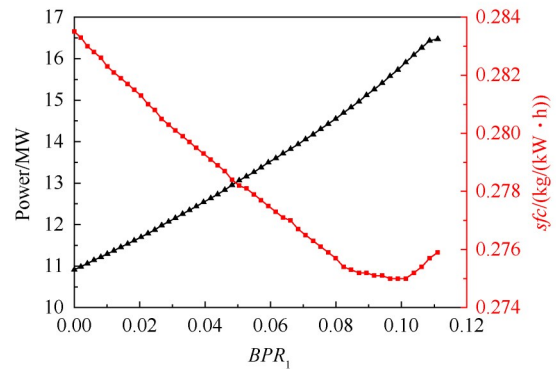


(a) 发动机部件参数



(b) 发动机总体参数

图9 BPR_1 减小对发动机参数影响(涡扇模式)



(b) 发动机总体参数

图10 BPR_1 减小对发动机参数影响(涡轴模式)

喘振裕度,但也导致其压比分别降低,高压压气机进口总温总压降低。另外,第一涵道比 BPR_1 随之减小,第二涵道比 BPR_2 增大。由于高压压气机相对换算转速不变,高压转子处于相似状态,无量纲参数 T_4/T_{21} 不变,因此 T_4 逐渐降低。以上各条件综合影响,发动机的总推力不断下降,推力最大下降约61.5%,耗油率先略微下降,随后逐渐上升。

3.3.2 地面涡轴模式 CDFS 放气阀对发动机功率性能影响

利用TSFVCE发动机非设计点性能计算模型计算其在地面涡轴模式下 BPR_1 从最大值0.11减小至最小值0时的部件和性能参数,结果如图10所示。

在TSFVCE发动机涡轴模式下, BPR_1 减小对发动机各部件的影响与涡扇模式相似。即 BPR_1 减小会导致Flade内涵风扇、CDFS和高压压气机压比降低、 T_4 降低,从而发动机发出的功率随之下降,功率最大下降约33.3%,耗油率先下降后上升。

3.3.3 CDFS 放气阀的调节在TSFVCE发动机方案设计中的作用

通过以上分析,可以得出TSFVCE发动机涡扇模式下的推力与涡轴模式下的功率受CDFS放气阀的影响较大,因此CDFS放气阀及第一涵道尾喷管的联合调节可实现发动机在不同飞行模式下能量输出的

匹配。下面举例进行说明。

假设有一架旋转机翼式垂直起降高速巡航飞行器装备有两台本设计方案的TSFVCE发动机,其高空巡航(固定翼模式)升阻比为15^[26],地面起飞(直升机模式)功重比为0.357 kW/kg^[27],当发动机在9 km, $Ma=0.8$ 巡航设计点时推力为25.749 kN,可知地面单台发动机功率需求为14 056 kW,由图10(b)可知,TSFVCE发动机在地面涡轴模式下第一涵道比 BPR_1 为0.07时可匹配飞行器在地面处的功率需求。

4 结论

本文经过对涡轴-涡扇变循环(TSFVCE)发动机的计算与分析,得到如下结论:

(1)以F119的核心机作为派生核心机,通过循环分析,确定TSFVCE发动机第二涵道比为3,Flade外涵风扇压比为1.98,第一涵道比为0.11,完成发动机设计点性能方案设计。

(2)为保证发动机工作中Flade内涵风扇有足够的喘振裕度,Flade内涵风扇应具有可调节角度的风扇导叶结构。

(3)第一涵道比的调节对发动机涡扇模式的推力影响最大为61.5%,对发动机涡轴模式的功率影响

最大为33.3%。通过对第一涵道比调节规律的设计,可实现TSFVCE发动机对飞行器高空巡航时推力需求及地面垂直起降时功率需求两者的平衡。

参考文献

- [1] 吴希明. 高速直升机发展现状、趋势与对策[J]. 南京航空航天大学学报, 2015, 47(2): 173-179.
- [2] 邓阳平, 高正红, 詹浩. 鸭式旋翼/机翼飞机的技术发展及其关键技术[J]. 飞行力学, 2006(3): 1-4.
- [3] 张啸迟, 万志强, 章异羸, 等. 旋翼固定翼复合式垂直起降飞行器概念设计研究[J]. 航空学报, 2016, 37(1): 179-192.
- [4] 邓阳平. 新概念旋转机翼飞机旋翼技术研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2006.
- [5] 温杰. 独辟蹊径——美国X-50A“蜻蜓”验证机的研制与发展[J]. 现代兵器, 2004(3): 15-17.
- [6] WILLIS E A, WELLIVER A D. Variable-cycle engines for supersonic cruising aircraft[C]. Palo Alto: 12th Propulsion Conference AIAA/SAE, 1976.
- [7] ALLAN D R. General electric company variable cycle engine technology demonstrator program [R]. AIAA 79-1311.
- [8] BROWN R. Integration of a variable cycle engine concept in a supersonic cruise aircraft[R]. AIAA 78-1049.
- [9] 陈光. 航空发动机结构设计分析[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006.
- [10] 宋可染, 陈玉春, 贾琳渊, 等. 基于梯度法和最大熵方法的变循环发动机加速控制规律设计[J]. 推进技术, 2022, 43(5): 200850. (SONG K R, CHEN Y C, JIA L Y, et al. Design of variable cycle engine acceleration control schedule based on gradient method and maximum entropy method[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(5): 200850.)
- [11] ZHENG J C, CHEN M, TANG H L. Matching mechanism analysis on an adaptive cycle engine[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2017, 30(2): 706-718.
- [12] 王元. 变循环发动机建模及性能寻优控制技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2015.
- [13] 丁朝霞, 谷彬, 赵龙波, 等. 带核心机驱动风扇级的变循环发动机总体性能研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2019, 32(5): 15-19.
- [14] 贾琳渊. 循环发动机控制规律设计方法研究[D]. 西北工业大学, 2017.
- [15] 刘煜东, 陈敏, 唐海龙. 基于通用核心机的航空发动机派生设计技术研究[C]. 成都: 第六届空天动力联合会议暨中国航天第三专业信息网第四十二届技术交流会暨2021航空发动机技术发展高层论坛论文集(第一册), 2022.
- [16] 张少锋, 陈玉春, 李夏鑫, 等. 中小型核心机派生发动机设计研究[J]. 航空工程进展, 2019, 10(6): 826-835.
- [17] 陈仲光, 张志舒, 李德旺, 等. F119发动机总体性能特点分析与评估[J]. 航空科学技术, 2013(3): 39-42.
- [18] 陈磊. F119发动机的设计特点与关键技术[J]. 航空发动机, 2011, 37(3).
- [19] 陈玉春, 贾琳渊, 李维. 航空燃气涡轮发动机原理[M]. 北京: 科学出版社, 2022.
- [20] 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. (CHEN Y C, JIA L Y, REN C, et al. An innovative method for design of steady state control law for variable cycle engines[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(10): 2262-2270.)
- [21] REN C, CHEN Y C, JIA L Y, et al. The performance simulation of the conversion process of a double-mode turbo engine [C]. Bratislava: 2022 13th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering (ICMAE), 2022.
- [22] REN C, CHEN Y C, JIA L Y, et al. Variable compression component interpolation method for turbine engine [C]. Budapest: 2018 9th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering (ICMAE), 2018.
- [23] 温泉, 马宁, 南希. 航空发动机风扇/压气机技术发展趋势[J]. 航空动力, 2020(2): 42-46.
- [24] 刘永泉, 刘太秋, 季路成. 航空发动机风扇/压气机技术发展的若干问题与思考[J]. 航空学报, 2015, 36(8): 2563-2576.
- [25] 朱莉娅, 徐国强. 涡轮冷却技术对航空发动机性能的影响[J]. 推进技术, 2014, 35(6): 793-798. (ZHU L Y, XU G Q. Influence of turbine cooling technology on aero-engine performance[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(6): 793-798.)
- [26] 谭玉婷, 郭兆电, 耿建中. 桁架支撑机翼布局运输机关键技术研究[C]. 西安: 第九届中国航空学会青年科技论坛, 2020.
- [27] 张雅铭. 直升机需用功率计算方法研究[J]. 直升机技术, 2003(1): 1-5.

(编辑:白鹭)

Design and study on scheme and performance matching of turboshaft-turbofan variable cycle engine

REN Cheng¹, JIA Linyuan¹, BU Xiankun², CHEN Yuchun¹, YANG Jie³

(1. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China;

2. Beijing Power Machinery Institute, Beijing 100074, China;

3. Shijiazhuang Fourth Rest Center for Retired Military Cadres, Shijiazhuang 050085, China)

Abstract: A new concept of turboshaft-turbofan variable cycle engine (TSFVCE) is proposed for vertical takeoff and landing and high-speed cruise aircraft with a rotor wing, which can work in both turboshaft and turbofan modes. Firstly, the structure and working mode of the TSFVCE are introduced, and the component performance simulation model based on varying specific heat is established. Then, the schematic design of the engine performance is completed through the cycle analysis, which determined that the second bypass ratio is 3, the fan pressure ratio of the outer bypass is 1.98, and the first bypass ratio is 0.11. Finally, the influence of core driven fan system (CDFS) adjustable mechanism on engine performance is analyzed, and it is concluded that CDFS bleeder valve has a great influence on the thrust of engine in turbofan mode and the power in turboshaft mode. The maximum impact on the thrust of the turbofan mode is 61.5%, and the maximum impact on the power of the turboshaft mode is 33.3%, which can be used to match the thrust and power output of the engine in the turbofan and turboshaft mode.

Key words: Vertical takeoff and landing aircraft; Rotor wing; Variable cycle engine; Overall scheme; Cycle analysis; Core driven fan system

Received: 2022-12-01; Revised: 2023-05-25.

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2212021

Corresponding author: JIA Linyuan, E-mail: jialinyuan@nwpu.edu.cn