

DOI:10.16356/j.1005-2615.2023.04.010

低压涡轮导向器开度对变循环发动机的影响

何雨婷, 王英锋

(南京航空航天大学能源与动力学院, 南京 210016)

摘要: 建立了变循环发动机整机模型并对可变几何低压涡轮特性进行修正, 研究了低压涡轮导叶开度从 -6° ~ 6° 时对各部件以及发动机整体性能的影响。结果表明: 随低压涡轮导向器角度变大, 低压涡轮进口折合流量增大, 不论低压涡轮导向器开大或关小, 高、低涡轮效率均下降; 随导叶开度增大, 高压涡轮膨胀比增大, 高压轴功率增大, 高压压气机(High pressure compressor, HPC)与核心机驱动风扇级(Core driven fan stage, CDFS)压比增大; 双外涵模式下涡轮导叶角度为 0° 时单位推力最大, 单外涵模式下涡轮角度为 -1° 时单位推力最大。

关键词: 变循环发动机; 变几何低压涡轮; 导叶开度; 涡轮效率; 单位推力; 单位耗油率

中图分类号: V231 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2023)04-0651-07

Influence of Low Pressure Turbine Guide Opening on Variable Cycle Engine

HE Yuting, WANG Yingfeng

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The variable cycle engine model is established and the variable geometry low pressure turbine characteristics are modified. The results show that the reduced flow rate at the inlet of the low pressure turbine increases with the increase of the angle of the low pressure turbine deflector. With the increase of guide vane opening, the expansion ratio of high pressure (HP) turbine, the power of HP shaft, and the pressure ratio of high pressure compressor (HPC) to core driven fan stage (CDFS) increase. The specific thrust reaches its maximum when the turbine guide vane angle is 0° in double bypass mode and the turbine angle is -1° in single bypass mode, respectively.

Key words: variable cycle engine; variable geometry low pressure turbine; guide vane opening; turbine efficiency; specific thrust; specific fuel consumption

随着现代航空技术的不断发展, 飞机性能的提高使得对发动机的性能有着更高的要求。针对现代飞机多任务多环境下的设计要求, 在不同的飞机用途与结构中, 对于发动机的要求也趋于多样化。对下一代战斗机来说, 大空域、宽速域、高隐身、高机动是发展趋势, 对宽速域高机动条件下的进发匹配和在不同飞行条件下的经济性也有了进一步的要求。20世纪60年代, 美、英、法和前苏联开始研制超声速客机。在此背景下, 美国GE公司提出变

循环发动机(Variable cycle engine, VCE)的概念。与常规发动机相比, 变循环发动机具有多个几何可变部件, 通过调整几何可变部件的外形尺寸来改变发动机的热力循环参数, 使发动机在不同飞行条件下采用不同的工作模式, 从而最大限度地兼顾超声速飞行的高推力性能和亚声速巡航低耗油率的要求, 能够适应于各种情况下的任务需求。在变循环发动机中, 可变几何涡轮是其中重要的可调部件, 通过调节涡轮导向器角度调节自身流通能力, 从而

收稿日期: 2022-11-25; 修订日期: 2023-01-13

通信作者: 王英锋, 男, 副教授, E-mail: wyf12345678@nuaa.edu.cn。

引用格式: 何雨婷, 王英锋. 低压涡轮导向器开度对变循环发动机的影响[J]. 南京航空航天大学学报, 2023, 55(4): 651-657. HE Yuting, WANG Yingfeng. Influence of low pressure turbine guide opening on variable cycle engine[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2023, 55(4): 651-657.

调节发动机的气动热力状态^[1]。

20世纪开始,美国、英国、日本等发达国家对变几何涡轮在变循环发动机上的应用开展了深入的研究^[2-3],VCTEF731-2、GE21、HYPER90和COPE等变循环验证机上都使用了变几何涡轮。20世纪60年代,NASA刘易斯研究中心开始对变几何涡轮进行研究^[4]。罗罗公司通过试验证明改变涡轮导向器安装角可以有效地调节涡轮流量^[5]。GE公司将TFE731-2涡扇发动机改为变循环发动机,进行了高空模拟试验,验证了变几何涡轮技术的优势。Meyer等^[6]研究表明可变几何涡轮可以在较宽的工作范围内改善发动机比推力及降低耗油率。较国外研究进程来说国内对于变几何涡轮的研究虽然开始较晚,但近年来也得到广泛关注。贾小权等^[7]通过RANS方法并结合SST湍流模型,研究了不同可调导叶角度下低压涡轮级气动性能变化,结果表明可调导叶旋转角度会明显改变导叶叶顶及动叶通道内的流动情况,角度变大会增加涡轮级流量,较小动叶进口相对气流角,使动叶压力面出现明显分离。高杰等^[8]针对大子午扩张变几何涡轮在可调静叶转动时旋转轴端严重恶化端区流场的问题,提出了在可调静叶的机匣端部应用小翼结构并减少叶端间隙的流动。

综上所述,变几何涡轮在新一代战斗机以及超声速运输机上有广泛的应用前景。目前国内对于变几何涡轮的研究主要集中在可调导叶的气动

设计^[9-11],导叶调节角度对流场的影响以及涡轮导叶变化对涡轮性能影响的数值仿真^[2,12]等方面,对于变几何涡轮对变循环发动机在不同模式下的性能影响研究较少。本文通过改变变几何低压涡轮的导叶开度从而控制涡轮流通面积,研究了变几何低压涡轮对变循环发动机在单、双外涵地面工作状态下经济性及动力性的影响。

1 数学模型

1.1 变循环发动机整机模型

本文研究的变循环发动机结构如图1所示,该模型包括风扇、核心机驱动风扇级(Core drive fan stage, CDFS)、高压压气机(High pressure compressor, HPC)、高低压涡轮、尾喷管,以及模式选择活门(Mode selection valve, MSV)、前可变涵道引射器(Front variable area bypass injector, FVABI)、后可变涵道引射器(Rear variable area bypass injector, RVABI)等可变几何部件。该变循环发动机具有两种工作模式,当MSV打开时,以双外涵模式工作,气流流经风扇后进入外涵道和内涵道,此时变循环发动机处于低功率、高经济性状态,适合于在亚声速巡航状态使用;当MSV关闭时,以单外涵模式工作,气流全部流经内涵道,此时发动机的推力变大,适用于在超声速巡航时使用。在建立模型时,将变几何部件用分流器和混合器的形式进行简化,MSV和FVABI简化模型如图2所示。

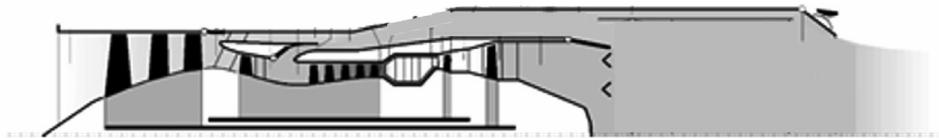


图1 变循环发动机结构示意图

Fig.1 Variable cycle engine structure diagram

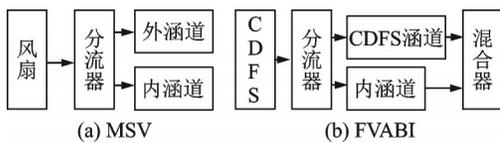


图2 MSV和FVABI结构简图

Fig.2 MSV and FVABI structures

本文对发动机进行通用模块化建模,将发动机热力计算过程封装在模块中,将上游部件的输出作为输入,通过内部计算程序计算后输出参数,模块参数计算原理如图3所示,系统采用牛顿-拉夫森迭代法进行计算。本文所建立的变循环发动机需

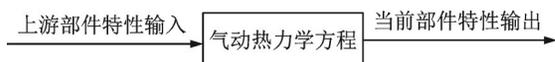


图3 部件模块示意图

Fig.3 Component module diagram

要给出进口流量、 β_{Fan} 、 β_{CDFS} 、 β_{HPC} 、副外涵与内涵涵道比、CDFS涵道比、高压涡轮膨胀比(PR_HPT)、低压涡轮膨胀比(PR_LPT)、高压轴转速、低压轴转速共10个参数,即可以对发动机进行热力计算,计算其性能参数和各部件参数。所给的参数是否匹配发动机工作点参数还需要通过发动机的共同工作方程来检验,检验方程如下:

(1) 风扇进口流量平衡

$$\frac{W_{c_{2m}} - W_{c_{Calc_{2m}}}}{W_{c_{2m}}} = 0 \quad (1)$$

(2) CDFS进口流量平衡

$$\frac{W_{c_{21m}} - W_{c_{Calc_{21m}}}}{W_{c_{21m}}} = 0 \quad (2)$$

(3) 高压压气机进口流量平衡

$$\frac{W_{c_{25in}} - W_{c_{calc_{25in}}}}{W_{c_{25in}}} = 0 \quad (3)$$

(4) 高压涡轮进口流量平衡

$$\frac{W_{l_{41in}} - W_{l_{calc_{41in}}}}{W_{l_{41in}}} = 0 \quad (4)$$

(5) 低压涡轮进口流量平衡

$$\frac{W_{l_{45in}} - W_{l_{calc_{45in}}}}{W_{l_{45in}}} = 0 \quad (5)$$

(6) 混合室进口流量平衡

$$\frac{p_{s1} - p_{s2}}{p_{s1}} = 0 \quad (6)$$

(7) 转子扭矩平衡

$$\sum T_{rq} = 0 \quad (7)$$

(8) 喷管进出口流量平衡

$$\frac{W_{noz_{in}} - W_{noz_{calc_{out}}}}{W_{noz_{in}}} = 0 \quad (8)$$

式中: W_c 为风扇、CDFS、高压压气机部件特性图上查得的进口折合流量; $W_{c_{calc}}$ 为计算所得各压气机部件进口折合流量; W_l 为涡轮部件特性图查得进口折合流量; $W_{l_{calc}}$ 为计算所得涡轮进口折合流量; p_{s1} 与 p_{s2} 分别为混合室前外涵与内涵出口静压; $\sum T_{rq}$ 为高低压转子扭矩之和; $W_{noz_{in}}$ 为喷管进口质量流量; $W_{noz_{calc_{out}}}$ 为喷管出口计算质量流量。

对于本文所建立的变循环发动机结构,共需要 10 个检验方程,分别为风扇进口流量平衡、CDFS 进口流量平衡、高压压气机进口流量平衡、副外涵与 CDFS 涵道后混合室进口静压平衡、副外涵与内涵出口混合室静压平衡、高压涡轮进口流量平衡、低压涡轮进口流量平衡、高压转子扭矩平衡、低压转子扭矩平衡和喷管进出口流量平衡。

1.2 可变几何低压涡轮特性图

在复杂的飞行条件下,发动机的工作状态也会有较大的改变,涡轮作为发动机中输出功的部件,它的调节能力对于变循环发动机整体性能来说十分重要^[13]。旋转涡轮导向器叶片是调节涡轮的有效方法之一,在变循环发动机设计方案中也得到了广泛的应用。

本文通过调节低压涡轮第一级导向器叶片,可以使流量相似参数在很大范围内变化,从而调节在不同飞行条件下发动机涡轮和压气机的工作匹配性。在转动导向器叶片时,导向器出口气流角和反力度发生变化,在整个叶高上基元级速度三角形产生变形,因此级效率降低,在导向器角度关小时,气流对涡轮转子的迎角增大,同时反力度减小,因而效率下降更为明显^[14]。

可变几何涡轮与定几何涡轮在建模时的不同之处在于导向器开度变化时模型对涡轮特性图选

择的变化。本文参考文献[15]对变几何低压涡轮进行特性修正,低压涡轮导向器开度与折合流量和效率的关系如图 4 所示。假设涡轮导向器开度变化只影响其喉道面积和效率,令设计点状态下低压涡轮导叶开度为 0° ,当开度为负值时,导向器流通面积减小,开度为正值时,导向器流通面积增大,而无论导向器开大或者关小,效率都小于设计点效率。

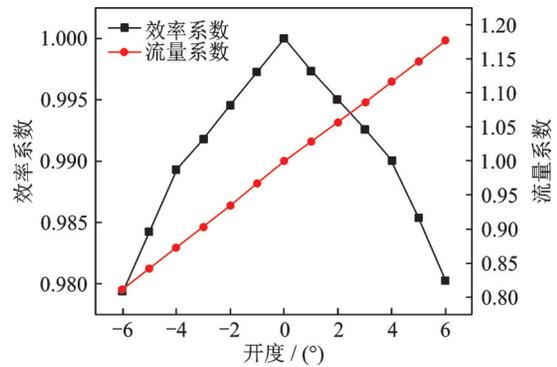


图 4 导向器开度对效率、流量的影响

Fig.4 Effect of turbine guide vane opening on efficiency/flow

以变几何低压涡轮设计点为基准,对导向器开度不同的涡轮特性图进行插值,在建模过程中通过导向器角度来查找不同的特性图进行计算。图 5

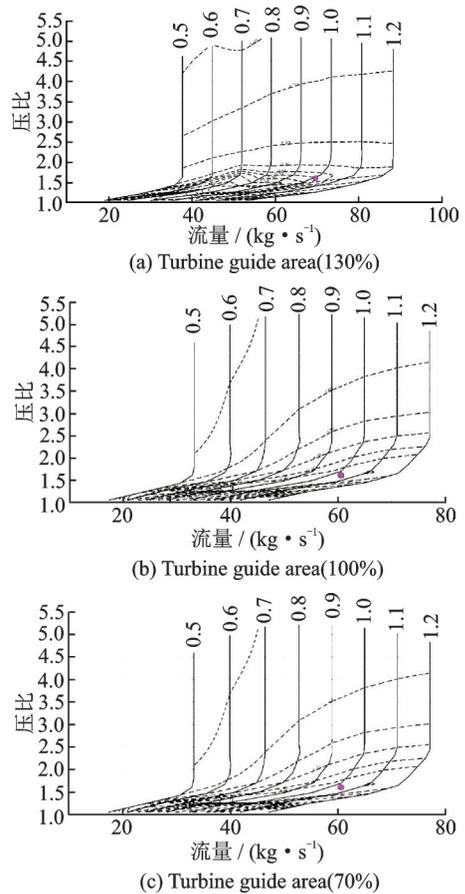


图 5 涡轮特性图

Fig.5 Turbine characteristic diagram

为涡轮导向器面积分别为130%、100%、70%时的涡轮特性图^[16],在计算时通过对面积进行插值得到其他面积条件下的特性图,以满足在不同开度下的计算,插值函数如式(9,10)所示。结合图5可知,导向器面积为130%时对应开度约为4.5°,面积为70%时对应开度约为-9.2°。

$$W_a = f(\alpha, N_{L,cor}, \pi) \quad (9)$$

$$\eta = f(\alpha, N_{L,cor}, \pi) \quad (10)$$

式中: W_a 为折合流量, η 为效率, α 为导向器角度,

$N_{L,cor}$ 为低压转子折合转速, π 为低压涡轮膨胀比。

2 计算结果及分析

2.1 低压涡轮导向器开度对双外涵模式的影响

本文选取地面工作点作为该变循环发动机双外涵设计点工作条件,设计点主要参数如表1所示,其中SFC表示单位耗油率。在调节过程中,通过改变燃油流量保持高压折合转速不高于100%,涡轮前总温不超过1800K,导叶调节范围为-6°~6°。

表1 双外涵模式设计点主要参数

Table 1 Main design point parameters of double bypass mode

$W/(kg \cdot s^{-1})$	B_{FAN}	B_{CDFS}	π_{FAN}	π_{CDFS}	π_{HPC}	π_{HPT}	π_{LPT}	η_H	η_L	F_w/N	$SFC/(kg \cdot s^{-1} \cdot N^{-1})$
100	0.385 2	0.405 2	3.4	1.25	6	2.72	2.26	0.91	0.9	70148.45	0.067

低压涡轮导向器开度增大时,高压涡轮功率增大,从而使得高压轴折合转速 $n_{H,cor}$ (图6,其中 $n_{L,cor}$ 为低压轴折合转速)增大, $n_{H,cor}$ 不断增大,CDFS与高压压气机压比增大,由于设置高压轴转速限制值,在达到100%时通过减少核心机通过流量维持轴转速,涵道比的变化如图7所示,其中 BPR_{FAN} 和 BPR_{CDFS} 分别为风扇涵道比和CDFS涵道比。流量变化如图8所示,随着核心机流量增加,涵道比降低。由于高压轴功率的增大,核心机的压比升高,图9给出了压缩部件的压比变化,由于高压轴

折合转速的限制,在开度大于0°后CDFS和HPC压比增大的趋势减弱,趋于平稳。部件效率如图10所示,由于涡轮效率降低,涡轮做功能力降低,为了保持压气机部件与涡轮部件的功率平衡条件,一方面压气机部件的效率有所降低,另一方面适当增加燃烧室供油量,从而使涡轮前温度上升。

风扇进口折合流量如图11所示,在-6°~0°变化范围内,风扇进口折合流量增大,0°~6°变化范围内,风扇进口流量有所降低。当导向器开度小于0°

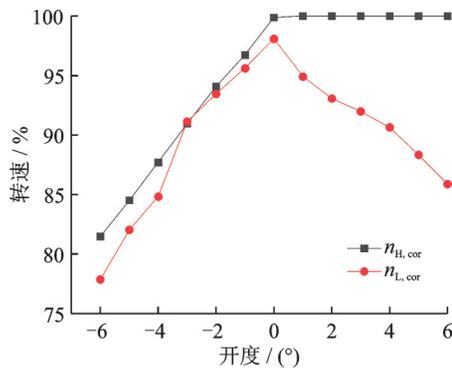


图6 折合转速变化

Fig.6 Corrected speed changes

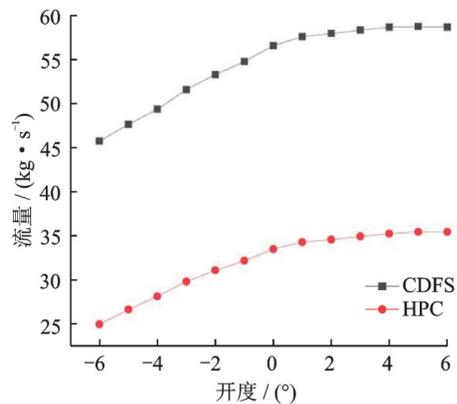


图8 核心机流量变化

Fig.8 Core engine flow changes

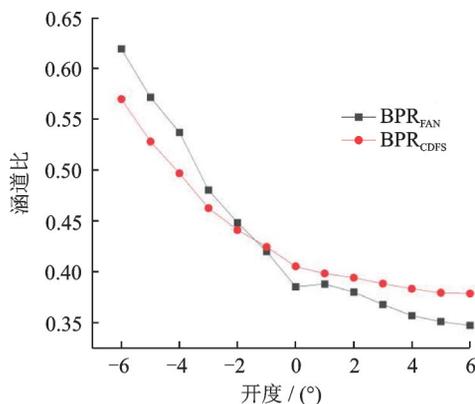


图7 涵道比变化

Fig.7 Bypass ratio changes

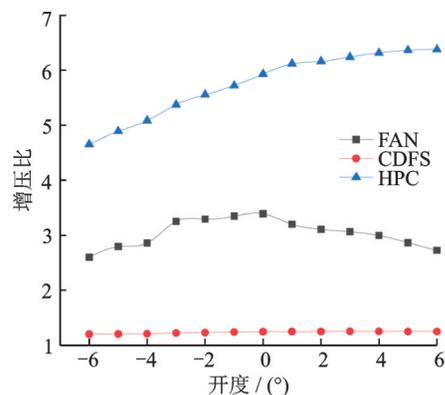


图9 压缩部件增压比

Fig.9 Pressure ratio

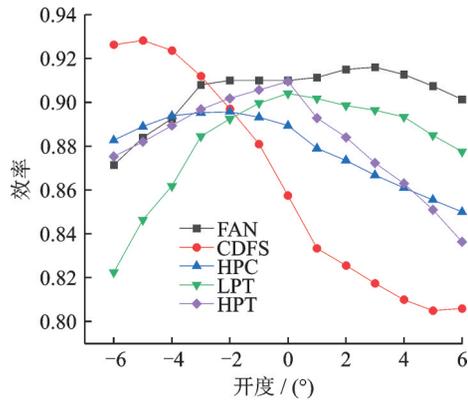


图 10 部件效率变化

Fig.10 Efficiency changes

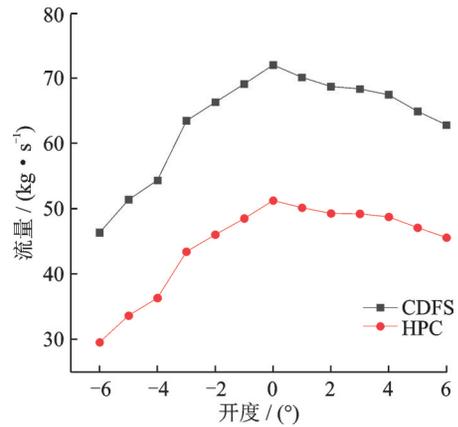


图 12 部件物理流量

Fig.12 Component flow

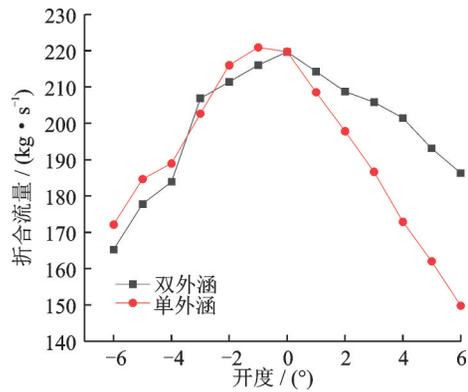


图 11 风扇进口折合流量

Fig.11 Fan inlet corrected flow

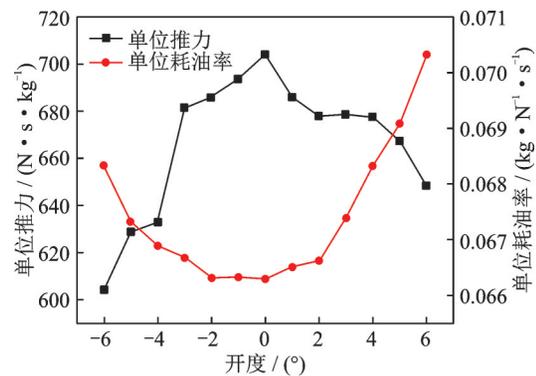


图 13 单位推力及单位耗油率变化

Fig.13 Changes of specific thrust and specific fuel consumption rate

时,推力随面积增大而增大,当导向器开度继续增大时,由于受到转速限制,CDFS和HPC的进口流量降低(图12),低压轴效率进一步下降,导致推力降低。由图13可知,当导向器开度为0°时,推力最大而单位燃油消耗率最低。由于低压轴效率不断下降,做功能力降低,低压轴驱动部件即风扇的压比也逐渐减小,为保持总增压比变化波动较小,需要增大核心机压比,由于CDFS的压比增加范围较小,所以主要影响部件为高压压气机。随导向器开度增大,高压涡轮出口压力降低,增大了高压涡轮膨胀比,提高了高压涡轮功率,同样,此时低压涡轮膨胀比降低,低压涡轮功率减小,风扇进口流量减

小,由于调节过程中尾喷管喉道面积不变,推力也会减小,耗油率上升。

2.2 低压涡轮导向器开度对单外涵模式的影响

该变循环发动机单外涵地面设计点主要参数如表2所示。变几何涡轮导叶角度的改变直接影响涡轮的流通能力,从而导致涡轮内及发动机整机的气动性能发生改变。从图14中可以看出,随着导向器开度的增大,涡轮喉部通过的流量基本呈线性增长,由于单外涵模式下风扇后流量全部流入核心机,低压涡轮进口流量较大。

表 2 单外涵设计点主要参数

Table 2 Main design point parameters of single bypass mode

$W/(kg \cdot s^{-1})$	B_{CDFS}	π_{FAN}	π_{CDFS}	π_{HPC}	π_{HPT}	π_{LPT}	η_H	η_L	F_n/N	$SFC/(kg \cdot N^{-1} \cdot s^{-1})$
100	0.646 3	3.78	1.18	6	2.685	2.013	0.91	0.9	79 925.65	0.075 8

由于导向器调节时流量的增加远大于效率的下降,由涡轮特性计算公式可知,此时涡轮功增大,从而使发动机获得更大的推力。图15给出角度变化时核心机流量及CDFS涵道比变化趋势,当导向器调节角度为负值时,随着导向器开度的减小,高压涡轮功率减小, n_H 下降,CDFS和HPC压比减小,从而核心机进口流量减小,涵道比增大。图16

给出了随导向器角度变化压缩部件增压比的变化。当导向器开度增大时,低压涡轮进口流量变大, π_{HPT} 增大,为了保持 n_H 不超过100%,通过减少燃油供给量降低涡轮前温度,此时涡轮轴输出功率下降,HPC与CDFS增压比随转速控制基本保持不变, n_L 持续下降导致风扇增压比降低。图17为单位推力及单位耗油率变化曲线,由于在-1°时供

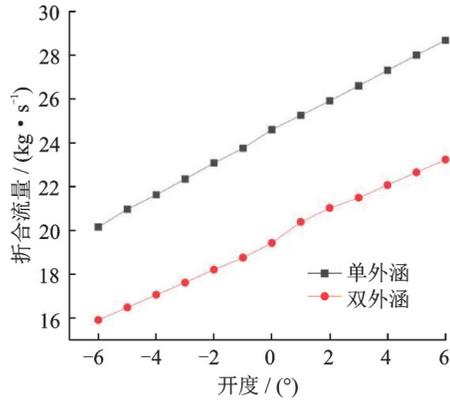


图 14 低压涡轮折合流量变化
Fig.14 LPT corrected flow changes

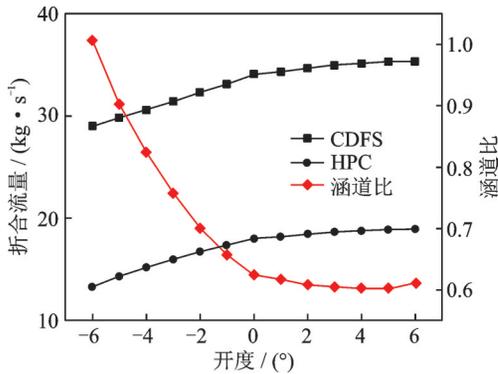


图 15 核心机流量及涵道比变化
Fig.15 Changes of core engine flow and bypass ratio

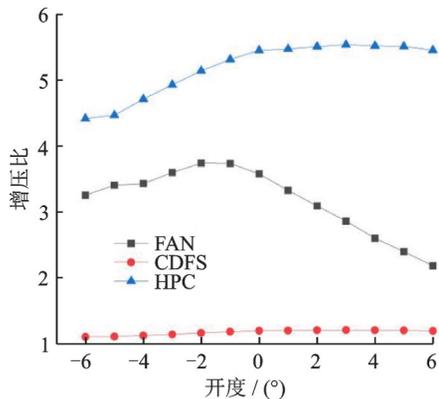


图 16 压缩部件增压比变化
Fig.16 Compressor pressure ratio changes

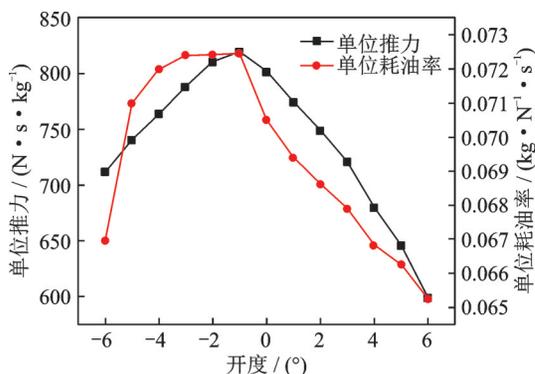


图 17 单位推力及单位耗油率变化
Fig.17 Changes of specific thrust and specific fuel consumption rate

油量最大,从而单位推力最大,单位耗油率最高,随着供油量的减小以及导叶开度的变化,单位推力与单位耗油率均下降。

3 结 论

本文建立了变循环发动机整机模型及低压涡轮导向器变几何模型,并分析了低压涡轮导叶调节对变循环发动机单、双外涵工作模式的影响,得出以下结论。

(1) 低压涡轮导向器开度增大时,低压涡轮进口流量变大,高压涡轮膨胀比增大,低压涡轮膨胀比减小,导致高压轴功率增大,低压轴功率减小,CDFS和HPC压比增大,风扇压比减小,调节方向相反时核心机压比趋势相反,而由于导叶开度减小时,虽然低压涡轮膨胀比增大,但涡轮效率也有所降低,导致风扇增压比降低。

(2) 低压涡轮导向器开度增大时,低压涡轮进口流量增大,高压涡轮膨胀比增大,高压涡轮分配功率增大,从而使得高压转子折合转速提高,但在开度大于0°后,由于受到高压轴折合转速的限制,需要降低燃油流量来保持转速,因而高压涡轮功率受限;在开度小于0°时轴效率下降,可通过增加燃油流量提高功率,此时受到涡轮前温度的限制,因为在低压涡轮设计点附近发动机推力最大。

(3) 低压涡轮导向器开度增大时,核心机进口流量增大,风扇涵道比与CDFFS涵道比相应减小,当导向器开度大于0°时,变化趋势逐渐平缓。在后续的研究中,可通过与其他变几何部件耦合调节,得到发动机的最优工作点。

参考文献:

[1] 胡松岩.变几何涡轮及其设计特点[J].航空发动机,1996(3):21-26.
HU Songyan.Variable geometry turbine and its design characteristics[J].Aeroengine,1996(3):21-26.

[2] BRADGEMAN G,UAWITHYA C,CRANCE C.Instrumenting and acquiring data for the WR-21 gas turbine development programme:ASME 2001-GT-0542 [R].[S.l.]:ASME,2001.

[3] 丁凯锋,樊思齐.变几何涡扇发动机加速控制规律优化设计[J].推进技术,1999,20(2):17-20.
DING Kaifeng,FAN Siqi.Optimal design of accelerating control law for variable geometry turbofan engine [J].Journal of Propulsion Technology,1999,20(2):17-20.

[4] THOMAS P M.Performance of a sigle-stage turbine as affected by variable stator aera:AIAA 69-525[R].[S.l.]:AIAA,1969.

- [5] LATIMER R J. Variable flow turbine: AGARD A04189P31[R].[S.l.]:[s.n.],1977.
- [6] MEYER C L, SMITH I D, BLOOMER H E. Performance of a turbojet engine with adjustable first-stage turbine stator and variable-aera exhaust nozzle: NACA E52L04[R].[S.l.]:NACA,1953.
- [7] 贾小权,闫睿,宋义康,等.变几何低压涡轮级多工况气动性能研究[J].热能动力工程,2021,36(11):64-71. JIA Xiaoquan, YAN Rui, SONG Yikang, et al. Study on aerodynamic performance of variable geometry low pressure turbine stages under multiple working condition[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2021, 36(11): 64-71.
- [8] 高杰,郑群,刘鹏飞,等.变几何涡轮叶栅叶端小翼的气动性能[J].航空学报,2016,37(12):3615-3623. GAO Jie, ZHENG Qun, LIU Pengfei, et al. Aerodynamic performance of a variable geometry turbine cascade using a vane-end winglet[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(12): 3615-3623.
- [9] 朱之丽,李东.变几何涡扇发动机几何调节对性能的影响[J].航空动力学报,1999,14(1):15-17. ZHU Zhili, LI Dong. Influence of geometric variation on performance of VGE[J]. Journal of Aerospace Power, 1999, 14(1): 15-17.
- [10] BOOTH T C, DODGE P R, HEPWORTH H K. Rotor-tip leakage: Part I—Basic methodology[J]. Journal of Engineering for Power, 1982, 104(1): 154-161.
- [11] 张宜奎.变几何涡轮设计技术研究[D].南京:南京航空航天大学,2020.
- ZHANG Yikui. Research on variable geometry turbine design technology[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020.
- [12] 李彦静,杜玉锋,宋义康,等.变几何涡轮可调叶栅过渡态特性研究[J].热能动力工程,2021,36(10):126-135. LI Yanjing, DU Yufeng, SONG Yikang, et al. Research on transition state characteristics of variable geometry turbine adjustable cascade[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2021, 36(10): 126-135.
- [13] 翁史烈.现代燃气轮机装置[M].上海:上海交通大学出版社,2015. WENG Shilie. Advanced gas turbine engines[M]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University Press, 2015.
- [14] 郑枫,臧述升,郁炜.单级轴流式变几何涡轮的计算模型及结果分析[J].燃气轮机技术,2003,16(1):39-42. ZHENG Feng, ZANG Shusheng, YU Wei. Calculation model and result analysis of single stage axial-flow variable geometry turbines[J]. Gas Turbine Technology, 2003, 16(1): 39-42.
- [15] DAVID B. Edmunds, multivariable control for a variable area turbine engine: ASD-TR-77-59[R]. Ohio: Aeronautical System Division, 1977.
- [16] CONVERSE G L. Extended parametric representation of compressor fans and turbines volume: NASA CR-174646[R]. Washington: NASA, 1984.

(编辑:夏道家)