变循环发动机模式转换对压缩部件的影响

陈 雷,潘若痴,杨 琳,史文斌,国 睿
(中国航发沈阳发动机研究所,沈阳 110015)

摘要:针对变循环发动机在模式转换过程中模式选择阀回流对压缩部件产生影响的问题,建立了不同模式选择阀角度的压缩系统模型,开展了多工况联合数值仿真,详细分析了在模式转换过程中外涵的流动特征以及回流对压缩部件的影响,针对回流发生机理,从整机调节的角度提出了避免回流的措施并进行了数值验证。结果表明:变循环发动机在模式转换时直接打开模式选择阀将导致气体发生回流,回流使风扇工作点升高、喘振裕度下降,模式选择阀打开至14°时风扇接近喘振边界,回流导致CDFS进口产生进气畸变,压力畸变指数最高达到15%,从而影响CDFS的性能。在模式转换前打开喷口和后涵道引射器,再配合调节前涵道引射器和CDFS进口导叶,可以避免发生回流,从而保证变循环发动机稳定工作。

关键词:变循环发动机;模式选择阀;风扇;核心机驱动风扇级;压缩系统模型;回流;数值仿真
中图分类号:V231 **文献标识码:**A doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2021.02.004

Influence of Variable Cycle Engine Mode Transition on Compression Components

CHEN Lei, PAN Ruo-chi, YANG Lin, SHI Wen-bin, GUO Rui
(AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: In view of the influence of the recirculation of the mode selection valve (MSV) on the compression components during the process of variable cycle engine (VCE) mode transition, a compression system model of different MSV angle was established, and a combined numerical simulation was carried out with multi-working condition. The bypass flow characteristics during the process of VCE mode transition and the influence of recirculation on the compression components were analyzed in detail. According to the recirculation mechanism, the measure to avoid recirculation was put forward and verified numerically from the point of view of the whole engine adjustment. The results show that the direct opening of the MSV in the VCE mode transition will lead to the recirculation of the gas. Recirculation increases fan operating point and decreases surge margin. Fan approaches surge boundary when MSV opens to 14°. The recirculation causes the inlet distortion of the core driven fan stage (CDFS), and the pressure distortion index reaches up to 15%, which affects the CDFS performance. By opening the nozzle and rear bypass injector before mode transition and adjusting the forward bypass injector and the CDFS inlet guide vane, the recirculation can be avoided, which can ensure the stable operation of the variable cycle engine.

Key words: variable cycle engine; mode selector value; fan; core driven fan stage (CDFS); compression system model; recirculation; numerical simulation

0 引言

变循环发动机(Variable Cycle Engine, VCE)兼具持续高马赫数飞行时的高单位推力和长航程低马赫数巡航时的低耗油率的技术特点。变循环发动机处于单外涵工作模式时,模式选择阀关闭,发动机涵道比减小,推力增大,此时发动机性能与涡喷发动机的接近,用于实现爬升、加速和超声速巡航;当变循环发动机处于双外涵工作模式时,模式选择阀打开,发动机涵道比增大,以降低耗油率和噪声,此时发动机性能与涡扇发动机的接近,适用于起飞和亚声速巡航[1]。但是,在变循环发动机由单外涵模式转换至双外涵模式的过程中,由于下游压力高,在模式转换时模式选择阀易发生回流,影响压缩部件的性能和稳定性[2-3]。

国外对变循环发动机的研究始于20世纪60年代,美国GE公司一直处于领先地位。1976~1981年,GE

收稿日期:2019-07-15 **基金项目:**航空动力基础研究项目资助
作者简介:陈雷(1986),男,硕士,工程师,主要从事风扇压气机气动设计及其复杂流动研究工作;E-mail:289764916@qq.com。

引用格式:*陈雷,潘若痴,杨琳,等.变循环发动机模式转换对压缩部件的影响[J].航空发动机,2021,47(2):22-27.CHEN Lei, PAN Ruochi, YANG Lin, et al.Influence of variable cycle engine mode transition on compression components[J].Aeroengine, 2021, 47(2):22-27.*

公司在NASA先进超声速巡航飞行器研究计划的支持下，以YJ101发动机为平台开展了变循环发动机技术验证，验证平台在单/双外涵模式下均达到了设计状态，并先后开展了可变几何调节规律优化、模式转换和起动性能等相关研究[2-3]。此后，通过GE21/23技术验证机、F120发动机科研试飞以及可控压比发动机的研制逐步深化变循环技术验证及应用[4-6]，目前，GE公司正在开展自适应发动机的研制。近几年，中国也开展了大量变循环发动机模式转换的研究工作。周红等[7]通过建立变循环发动机仿真模型，分析了涵道引射器的调节方式对不同工作模式及转换过渡态总体性能和整机稳定性的影响；王嘉瞳等[8]利用CFD评估了前涵道引射器损失对变循环发动机稳定性的影响；刘洪波等[9]研究了变循环发动机总体结构方案和模式转换机构的可行性；骆广琦等[10]建立了1个双外涵变循环发动机总体性能计算模型，开展了组合变几何调节的相关研究；刘增文等[11]发展了双外涵变循环发动机性能数值模拟程序，计算了高度、速度和节流特性，数值验证了变循环发动机的优势；苏桂英[12]、陈仲光等[13]探索了基于常规涡扇发动机实现变循环功能的技术路径，并初步研究了可调部件/机构对变循环发动机总体性能的影响。

综上所述，国内外有关变循环发动机模式转换的研究多集中在发动机总体性能、结构以及控制方面，缺乏模式转换过程中气体流动特征以及对压缩部件影响方面的研究。本文在某变循环发动机的基础上，针对发动机实际调试过程，建立了不同模式选择阀角度的压缩系统模型，对变循环发动机模式转换过程进行了数值仿真，详细分析了不同状态的外涵流动特征，定量评估了回流对风扇工作点和核心机驱动风扇级（Core Driven Fan Stage，CDFS）进口场的影响。

1　研究对象和数值仿真方法

1.1　研究对象

本文数值仿真的研究对象为某变循环发动机压缩部件，计算域由3级风扇、模式选择阀、前涵道引射器和外涵道组成，如图1所示。为了研究模式转换过程的影响，建立了3个不同模式选择阀角度的压缩系统模型，模拟变循环发动机由单外涵工作模式逐渐转换至双外涵工作模式的过程，模式选择阀角度定义如图2所示，选取的模式选择阀仿真角度α见表1。其中，0°代表单外涵模式，角度太大会引入较大误差，因此最大角度选取14°。

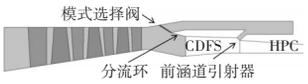


图1　计算域

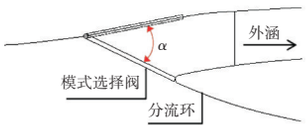


图2　模式选择阀角度

表1　计算模型的模式选择阀角度

模型代号	A	B	C
α/(°)	0	7	14

1.2　数值仿真方法

采用商用软件开展风扇、带模式选择阀的中介机匣、前涵道引射器以及外涵道的联合数值仿真，计算网格如图3所示。叶片通道采用O型结构化网格，其他区域采用H型网格，总网格节点约350万（风扇280万、外涵及前涵道引射器70万），网格节点总数和模板经过试验数据校核，3维计算湍流模型选择Spalart-Allmaras模型。

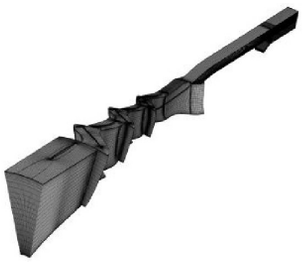


图3　计算网格

在模式转换过程中，前涵道引射器进口边界条件按发动机总体专业匹配的CDFS性能给定，在转换过程中假设不采取其他调节措施，假设风扇出口和前涵道引射器进口边界条件不变，以分离出模式选择阀单因素的影响机理。模式选择阀上下游交界面采用完全非匹配周期边界，风扇和前涵道引射器进口给定总温、总压、速度方向，风扇内涵和外涵出口为静压边界，以调节风扇压比和前涵道引射器流量。

2　数值仿真结果及分析

2.1　外涵流动特征

模型A对应模式转换前单外涵工作状态，模型B对应模式转换过程中模式选择阀打开至7°时的工作状态，模型C对应模式转换过程中模式选择阀打开至14°时的工作状态。

模型A（单外涵工作模式）的外涵静压及流线如图4所示。从图中可见，此时，前涵道引射器主流区气流沿内壁面流动，受主流和壁面的剪切作用，在前涵道引射器出口附近产生旋涡，加上气流突扩的作用，会造成一定的总压损失，从而影响整机性能，因此有必要对前涵道引射器流路进行优化。另外，除

前涵道引射器出口主流区外，外涵道其他区域流动速度很低，数值仿真结果显示，模式选择阀前后气流静压比达到1.5(模式选择阀后方静压高)，此时模式选择阀一旦打开，外涵气流必然从阀片与分流环之间的缝隙回流至内涵，从而对风扇和CDFS产生影响。

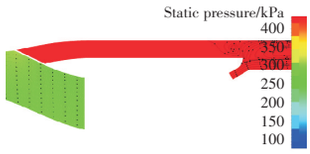


图4 模型A的静压及流线

模型B的静压及流线如图5所示。从图中可见，模式选择阀打开后，外涵气流发生回流，前涵道引射器出口主流区向上偏折，两侧形成旋涡，模式选择阀与外壁面角区也出现旋涡，与模型A相比，旋涡的尺度和强度都有所增大，总压损失增大。受风扇主流的挤压，回流紧贴分流环流动，由于绕流速度较高，在分流环下方发生小范围气流分离，随后进入CDFS。

模型C的静压及流线如图6所示。从图中可见，随着模式选择阀角度增大，回流流量继续增大，前涵道引射器主流区继续向上偏折，旋涡尺度和强度继续增大，分流环下方的流动分离加剧。

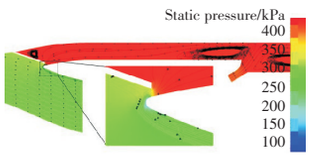


图5 模型B的静压及流线

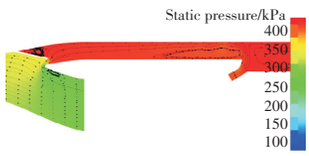


图6 模型C的静压及流线

随着模式选择阀逐渐打开，外涵总压损失和回流流量不断增大。外涵总压恢复系数如图7所示。从图中可见，模式选择阀关闭(α=0°)时外涵总压恢复系数较高，达到0.995，模式选择阀打开至α=14°时，外涵总压恢复系数降至0.96，将会对整机性能产生影响。回流流量比例如图8所示。从图中可见，模式选择阀打开至α=14°时，回流流量占前涵道引射器流量和风扇流量的比例分别达到75.6%和15.7%。

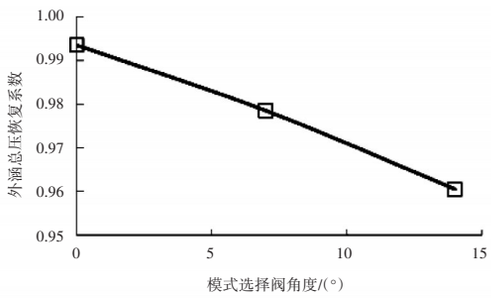


图7 外涵总压恢复系数

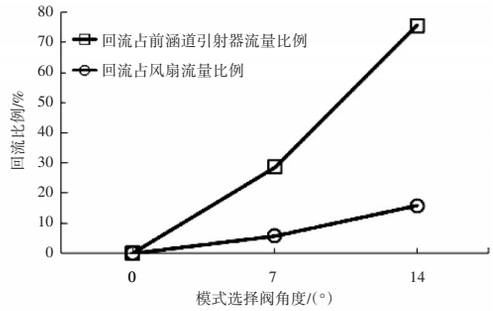


图8 回流流量比例

2.2 对压缩部件的影响

2.2.1 对风扇工作点的影响

在外涵设计反压下，随着模式选择阀逐渐打开，回流流量不断增加，分流环下方的流动分离也不断加剧，回流对风扇出口的节流作用如图9所示。

图9 回流对风扇出口的节流作用

从图中可见，回流占据了一定的通道面积，相当于关闭风扇出口节气门，使风扇出口静压不断升高，风扇出口静压径向分布如图10所示。从图中可见，各模型风扇出口(近3级静子出口)静压径向分布趋势基本一致，说明回流未对风扇径向负荷分配产生影响。

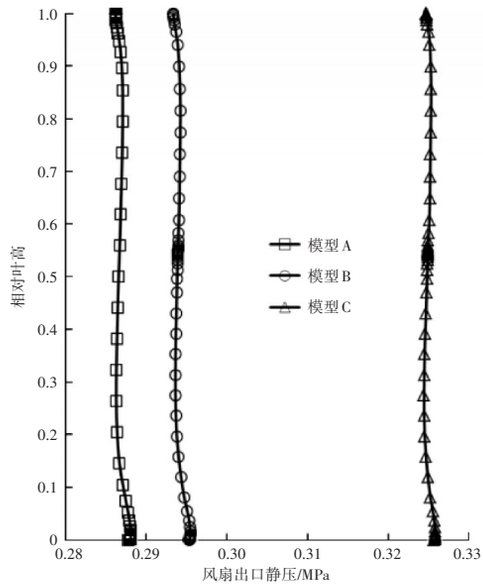
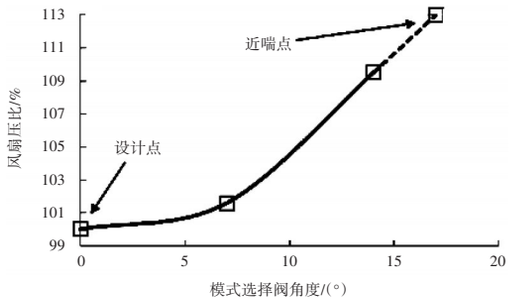
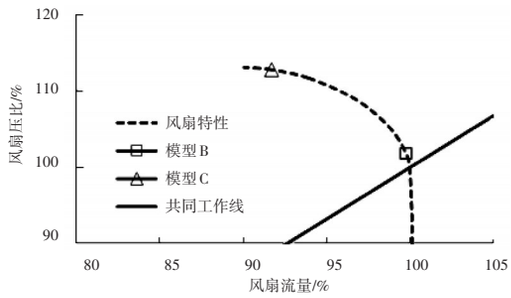


图10 风扇出口静压径向分布

在设计反压下风扇工作点的变化如图11所示。从图中可见，随着风扇出口反压逐渐升高，风扇工作点压比不断增大，剩余喘振裕度越来越小，严重影响风扇工作的稳定性。α=0~7°时，风扇工作点压比变



(a) 风扇压比随模式选择阀角度的变化



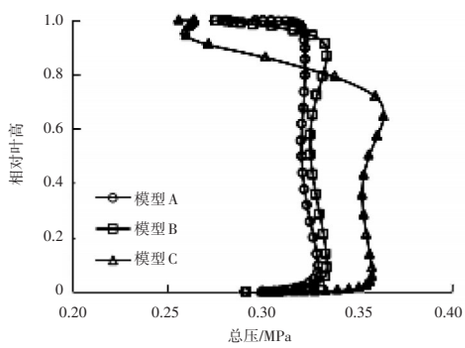
(b) 风扇工作点在特性线上的位置

图 11　设计反压下风扇工作点的变化

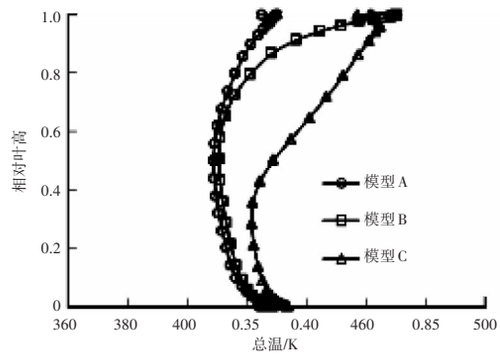
化平缓，一方面因为此时回流速度接近声速，回流流量随模式选择阀角度变化较小；另一方面因分流环下方的分离区较小，回流占据的通道高度较小。α>7°后，回流流量和分流环下方气流分离区都有所增大，回流占据的通道高度大幅增加，使风扇工作点压比增大更快。α=14°时风扇工作点已经接近喘振边界。

2.2.2　对CDFS进口流场的影响

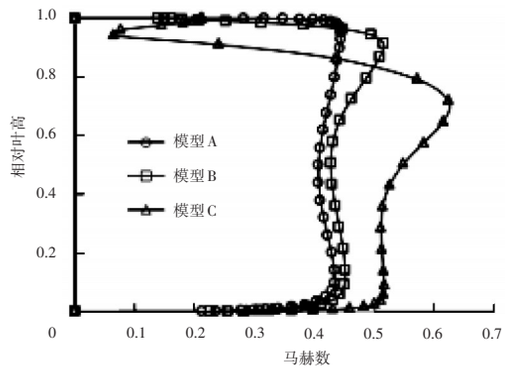
回流使CDFS进口流场发生了显著变化，如图12所示。从图中可见，模式选择阀打开至α=7°时，其与分流环之间缝隙较小，回流流量不大，对CDFS进口流场影响较小，但已经呈现出各参数的变化趋势。模式选择阀打开至α=14°时，回流流量显著增加，CDFS进口流场变化剧烈：首先，由于回流气体总温和总压较高（经过CDFS增压），与风扇出口主流区掺混后，



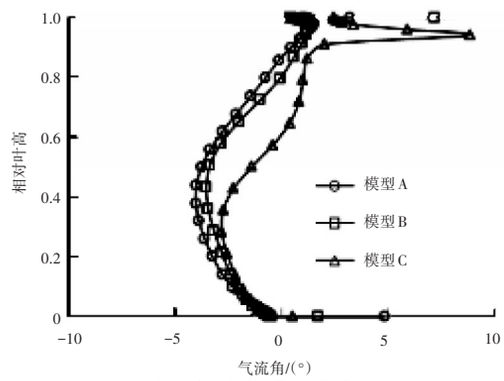
(a) 总压径向分布



(b) 总温径向分布



(c) 马赫数径向分布



(d) 气流角径向分布

图 12　CDFS进口流场

气流温度、压力和流动速度都有所增加；其次，回流气体在绕过分流环头部时发生气流分离，使总压在70%叶高以上产生严重亏损，导致CDFS进口出现温度、压力径向畸变，风扇出口预旋、回流气流分离和与主流区的掺混共同导致CDFS进口产生旋流畸变；最后，温度变化导致CDFS换算转速变化，与进气畸变共同作用，都会对CDFS流场和性能产生不利影响。

采用俄罗斯的畸变定义方法对模型B、C的CDFS进口温度、压力畸变进行了定量分析[14]，分析结果见表2。从表中可见，在设计反压下，模式选择阀打开

至α=14°时，CDFS进口压力径向畸变指数$\Delta\bar{\sigma}_P$、温度径向畸变指数$\Delta\bar{T}_2$分别达到15%、3.6%，采用文献[15]的方法对CDFS进口旋流畸变进行评估，此时CDFS进口90%叶高以上涡角β最大达到9°。涡角变量定义如图13所示，其表达式为

$$\beta = \arctan\left(\frac{U_\theta}{U_x}\right) \tag{1}$$

式中：U_θ为旋流切向速度分量；U_x为旋流轴向速度分量。

表2 模型B、C的CDFS进口畸变

模型	$\Delta\bar{\sigma}_P$/%	$\Delta\bar{T}_2$/%	β/(°)
B	5.5	3.9	0.7
C	15.0	3.6	9.0

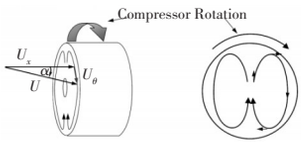


图13 涡角定义

2.3 回流调节方法

2.3.1 回流裕度分析

综上所述，在变循环发动机工作模式转换过程中，如果发生回流，将严重影响压缩部件工作的性能和稳定性。模式选择阀发生回流的根本原因在于前涵道引射器出口掺混位置静压和外涵下游反压较高，而风扇出口压力较低。其中，外涵反压影响最大，不同外涵反压和模式选择阀角度下风扇工作点的变化如图14所示。从图中可见，随着外涵反压的降低，风扇工作点随之下降，外涵反压降至临界反压（模式选择阀流量为0 kg/s）时，回流消失，风扇工作点回到设计点。模式选择阀角度越大，外涵反压变化对风扇工作点的影响越大。但是，不同模式选择阀角度的临界反压是相同的，只要外涵反压降至临界反压以下，各模式选择阀角度回流均消失。

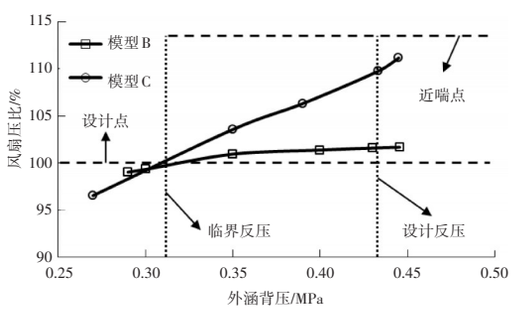


图14 不同外涵反压和模式选择阀角度下风扇工作点的变化

引入回流裕度R_m的概念进一步分析

$$R_m = \frac{p_{s22} - p_{s148}}{p_{s22}} \times 100\% \tag{2}$$

式中：P_{s22}为CDFS进口静压；P_{s148}为前涵道引射器出口掺混位置静压。在模式选择阀打开过程中，只要保证回流裕度为正值，就可以避免发生回流[2]。P_{s22}和P_{s148}的位置如图15所示。

图15 静压P_{s22}、P_{s148}的位置

按式(2)计算了回流裕度，计算分析结果如图16所示。从图中可见，外涵反压对回流流量和风扇工作点压比的影响趋势基本一致。随着外涵反压的降低，回流流量逐渐减小，至临界反压时回流流量消失。在各模式选择阀角度下，回流裕度随外涵反压的变化曲线基本重合，呈线性变化趋势，随着外涵反压的降低，回流裕度持续升高。当回流裕度大于-0.05时，在各模式选择阀角度下回流消失（回流流量为正值时表示发生回流）。

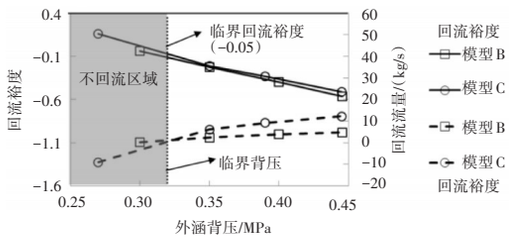


图16 回流裕度计算分析结果

2.3.2 改进措施验证

根据回流裕度影响因素分析结果，可以考虑从以下几个方面进行优化。

(1)开展前涵道引射器及外涵流路优化设计，以提高前涵道引射器出口流速，降低掺混位置静压p_{s148}。

(2)在变循环发动机工作模式转换之前打开后涵道引射器和喷口，相当于本算例中降低外涵出口反压，可以显著降低p_{s148}，改善回流裕度。

(3)根据文献[2]，在模式转换过程中再配合调节前涵道引射器和CDFS进口可调叶片，能够进一步提高回流裕度，从而逐步平稳地完成变循环发动机的模式转换。

在模型B的基础上，以改变边界条件的形式对改进措施进行数值验证。采取降低外涵反压的措施后，回流裕度由-0.50提高至-0.01，在此基础上，向关闭方向调节CDFS进口可调叶片角度10°，关闭20%前涵道引射器面积，共同使p_{s22}升高、p_{s148}降低，回流裕度进一步提升至0.05，改善回流裕度措施的效果如图17所示。降低外涵反压后静压及流线如图18所示。从图中可见，外涵反压降至临界反压后，回流消失，风扇

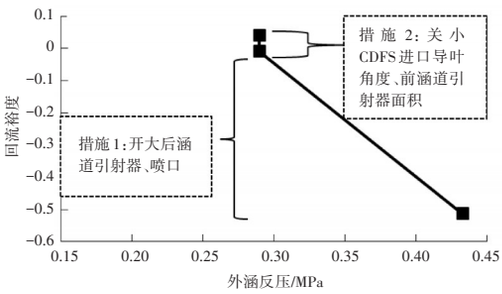


图 17　模型 B 改善回流裕度措施的实施效果

外涵气流正常向下游流动。

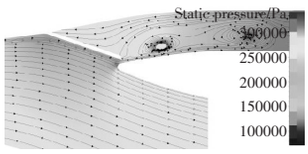


图 18　模型 B 降低外涵反压后的静压及流线

3　结论

本文开展了变循环发动机模式转换过程中多个工作状态的压缩部件联合数值仿真研究，得到的主要结论如下：

（1）在变循环发动机由单外涵工作模式向双外涵工作模式转换时，如果不预先采取其他调节措施，由于外涵压力高于内涵压力，模式选择阀打开后会发生回流，回流紧贴分流环进入 CDFS 并在分流环下方发生分离。

（2）回流使风扇工作点升高、剩余喘振裕度降低，模式选择阀打开至中间角度位置时，风扇进入喘振边界。回流导致 CDFS 进口产生径向温度、压力畸变，同时在尖部区域产生一定程度的旋流畸变，对 CDFS 的性能和稳定性产生不利影响。

（3）在工作模式转换过程中，预先开大后涵道引射器和喷口的面积，同时关小前涵道引射器面积和 CDFS 可调叶片角度，回流裕度由 −0.50 提高到 0.05，回流消失，保证了变循环发动机实现稳定工作模式转换。

致谢

感谢赵勇研究员在论文撰写中给予的帮助！

参考文献：

[1] 方昌德.变循环发动机[J].燃气涡轮试验与研究，2004，17(3)：1-5.
FANG Changde.Variable cycle engines[J].Gas Turbine Experiment and Research，2004，17(3)：1-5.(in Chinese)

[2] French M W，Allen G L.NASA VCE test bed engine aerodynamic performance characteristics and test results[R].AIAA-1981-1594.

[3] Vdoviak J W，Knott P R，Ebacker J J.Aerodynamic/acoustic performance of YJ101/double bypass VCE with coannular plug nozzle[R]. NASA-CR-1981-159869.

[4] 梁春华.未来的航空涡扇发动机技术[J].航空发动机，2005，31(4)：54-58.
LIANG Chunhua.Future aircraft turbofan engine technologies[J].Aero-engine，2005，31(4)：54-58.(in Chinese)

[5] Johnson J E. Variable cycle engine developments at general electric-1955-1995[C]//Developments in high-speed-vehicle propulsion systems. Reston VA：AIAA，1996：105-158.

[6] Michael E B，Randy E P.Variable cycle engine concept[R]. ISABE-1993-7065.

[7] 周红，王占学，刘增文，等.可变面积涵道引射器对变循环发动机性能影响[J].航空动力学报，2016，31(12)：2842-2850.
ZHOU Hong，WANG Zhanxue，LIU Zengwen，et al.Impact of variable area bypass injector on variable cycle engine performance[J].Journal of Aerospace Power，2016，31(12)：2842-2850.(in Chinese)

[8] 王嘉瞳，胡骏.CDFS 涵道损失对变循环发动机稳定性影响预测研究[C]//第十八届叶轮机专业学术交流会论文集.成都：中国航空学会动力分会，2016：1-6.
WANG Jiatong，HU Jun.Prediction of the effect of CDFS duct's loss on stability of the variable cycle engine [C]//18th Impeller Machinery Academic Exchange Cconference.Chengdu：Chinese Aviation Society Dynamics Branch，2016：1-6.(in Chinese)

[9] 刘洪波，王荣桥.变循环发动机总体结构和模式转换机构研究[J].航空发动机，2008，34(3)：1-5.
LIU Hongbo，WANG Rongqiao.Investigation of general structure and mode transition mechanism of variable cycle engine[J]. Aeroengine，2008，34(3)：1-5.(in Chinese)

[10] 骆广琦，李游，刘琨，等.变循环发动机组合变几何调节方案[J].航空动力学报，2014，29(10)：2273-2278.
LUO Guangqi，LI You，LIU Kun，et al.Combined variable geometry regulation schemes for variable cycle engine[J].Journal of Aerospace Power，2014，29(10)：2273-2278.(in Chinese)

[11] 刘增文，王占学，黄红超，等.变循环发动机性能数值模拟[J].航空动力学报，2010，25(6)：1310-1315.
LIU Zengwen，WANG Zhanxue，HUANG Hongchao，et al.Numerical simulation on performance of variable cycle engines[J]. Journal of Aerospace Power，2010，25(6)：1310-1315.(in Chinese)

[12] 苏桂英.涡扇发动机实现变循环功能的循环参数设计[J].沈阳航空航天大学学报，2014，31(2)：20-23.
SU Guiying.Design of cycle parameters for actualizing VCE on the turbofan engine[J].Journal of Shenyang Aerospace University，2014，31(2)：20-23.(in Chinese)

[13] 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.
CHEN Zhongguang，ZHANG Zhishu，LIANG Caiyun，et al.Research on the development of variable cycle engines from conventional turbofan engines [J].Journal of Shenyang Aerospace University，2013，30(3)：10-13.(in Chinese)

[14] 刘大响，叶培梁，胡骏，等.航空燃气涡轮发动机稳定性设计与评定技术[M].北京：航空工业出版社，2004：43-46.
LIU Daxiang，YE Peiliang，HU Jun，et al.Stability design and evaluation technology of aviation gas turbine engine[M].Beijing：Aviation Industry Press，2004：43-46.(in Chinese)

[15] SAE International Group.A methodology for assessing inlet swirl distortion[R].SAE-2010-AIR5686.

（编辑：刘　静）