# 基于节流阀模型的变循环发动机风扇准稳态 数值研究<sup>\*</sup>

王 吴,梁熙文,马庆华,王掩刚

(西北工业大学 动力与能源学院,陕西西安 710072)

摘 要:为了研究变循环发动机风扇部件在模式转换过程中的气动性能及流场变化规律,在风扇三 维数值仿真模型的外涵道出口采用节流阀模型给定出口特征边界,代替模式选择阀门形成了风扇高/低 阶混合计算模型,计算过程中通过调节节流阀系数模拟模式选择阀门的开闭过程。在模式选择阀门单独 作用时,对风扇部件、中介机匣和分流环在模式转换过程中的气动性能和流场变化进行了准稳态分析, 得到了以下结论:在模式转换过程阀门关闭的前半段(阀门开度大于0.4),第二级处于堵塞状态,此时 第二级转子槽道正激波位于转子流道内部,并在阀门关闭过程中不断向前移动,第一级在此阶段流场及 工作点几乎不发生变化;当第二级转子的槽道正激波被推至叶片前缘附近,第二级退出堵塞后,第一级 转子流道内槽道激波开始移动,第一级气动性能才开始发生明显变化;在模式选择阀门从开到闭的过程 中,分流环前缘气流攻角增大,内涵道上壁面附面层增厚,造成内涵道进口流动出现径向畸变。

关键词:变循环发动机;模式选择阀门;模式转换过程;节流阀模型;准稳态
中图分类号: V231.1 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2022) 08-210397-11
DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 210397

## Quasi-Steady State Numerical Study of Variable Cycle Engine Fan Based on Throttle Model

WANG Hao, LIANG Xi-wen, MA Qing-hua, WANG Yan-gang

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**Abstract**: In order to study the aerodynamic performance and flow field change law of fan components of variable cycle engine during mode transition, the throttle valve model is used at the outlet of the outer bypass of the fan three-dimensional numerical simulation model to give the outlet characteristic boundary instead of the mode selection valve and to form a fan high/low-order hybrid calculation model. In the calculation process, the opening and closing process of the valve is simulated by adjusting the throttle coefficient. When the mode selection valve acts alone, the changes of aerodynamic performance and flow field of fan components, intermediate casing and split ring during mode transition are analyzed, and the following conclusions are obtained. In the first half of valve closing process (throttle coefficient>0.4), the second stage is blocked. At the same time, the shock wave of the second stage is located in the rotor channel and moves forward continuously during the valve closing

引用格式: 王 吴,梁熙文,马庆华,等. 基于节流阀模型的变循环发动机风扇准稳态数值研究[J]. 推进技术, 2022, 43
(8):210397. (WANG Hao, LIANG Xi-wen, MA Qing-hua, et al. Quasi-Steady State Numerical Study of Variable Cycle Engine Fan Based on Throttle Model[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(8):210397.)

<sup>\*</sup> 收稿日期: 2021-06-22;修订日期: 2021-11-03。

**基金项目**:国家科技重大专项(J2019-II-0020-0041);国家自然科学基金(51906205);陕西省自然科学基础研究计划 (2019-JQ-620)。

作者简介: 王 吴, 博士, 讲师, 研究领域为叶轮机械非定常流动测试及仿真。

通讯作者:王掩刚,博士,教授,研究领域为高性能叶轮机械设计技术,内流场流动诊断。

process. The flow field and working point of the first stage hardly change during this process. When the channel shock wave of the second stage is pushed near the leading edge of the blade, the second stage exits the blockage state. The channel shock wave in the channel of the first stage rotor begins to move, and the aerodynamic performance of the first stage begins to change significantly. In the process of mode selection valve from opening to closing, the attack angle at the leading edge of the split ring increases, and the wall boundary layer on the upper wall of the inner bypass thickens, resulting in radial distortion of the inlet flow of the inner channel.

Key words: Variable cycle engine; Mode selection valve; Mode transition; Throttle model; Quasi steady

## 1 引 言

未来军用飞机正朝着多用途和宽工作包线发展,要求发动机在亚声速区具有低耗油率,在超声速 区具有高推力的性能<sup>[1]</sup>。变循环发动机(Variable cycle engine, VCE)将两者优点合二为一,通过采用几何 形状、尺寸和相对位置可变的部件,改变其热力循环 参数(如空气流量、涵道比、增压比和涡轮前燃气温 度等),使其在不同飞行条件下有优良的性能<sup>[2]</sup>。

国外 GE 公司经过美国超声速巡航研究(Supersonic cruise aircraft research, SCR)计划和高速推进计 划(HSPR)的支持<sup>[3]</sup>,对于变循环发动机先后提出了 改进型 YJ101, GE21, F120,可控压比发动机和自适 应发动机共计五代结构<sup>[4]</sup>。双涵道变循环发动机 (Double bypass engine, DBE)是世界上第一种经飞行 验证的变循环发动机<sup>[5]</sup>,具有很大发展潜力。针对双 涵道变循环发动机的多种关键技术,先后在 YJ101上 验证了模式选择阀门(Mode selector valve, MSV)、可 变面积涵道引射器(Variable area bypass injector, VA-BI)和新型排气结构。在 GE21提出核心机驱动风扇 级结构(Core drive fan stage, CDFS),并验证了前、后 涵道引射器共同匹配工作。此后在 F120上先后进行 了地面和飞行试验,对双外涵变循环发动机的速度、 加速性、机动性和航程能力进行验证<sup>[6]</sup>。

国内目前针对双涵道变循环发动机整机性能计 算<sup>[7-8]</sup>、控制调节规律<sup>[9]</sup>和 CDFS部件气动特性<sup>[10]</sup>与设 计方案<sup>[11]</sup>研究较多,对于风扇部件研究有限。针对 双涵道变循环发动机风扇特性变化,刘宝杰等<sup>[12]</sup>利 用一体化通流计算程序得到基准匹配状态时第一外 涵节流和第二外涵节流时的匹配关系以及各压缩部 件的特性变化。对于模式转换过程中出现的倒流现 象,进一步通过对不同开启角度下的阀门进行计算, 得到了产生倒流现象的影响因素以及风扇各部件在 发生倒流时的气动特性变化规律,并在此基础上发 展涵道模型用于预测倒流现象<sup>[13]</sup>。陈雷等<sup>[14]</sup>通过三 个阀门开度的模拟计算,得到了发生倒流时 CDFS 进口流动特征,并提出前涵道引射器和 CDFS 可调导叶协同工作可以使模式转换过程工作稳定。对于模式转换过程中存在的动态特性,刘佳鑫等<sup>[15]</sup>运用动网格技术,研究了阀门开关速率对流场气动参数产生的非定常影响。

综上,针对变循环风扇模式转换过程气动特性 的研究,目前主要可以分为动态和准稳态两种研究 方式。动态研究方法是对某系统从初始状态到最终 状态的响应过程进行分析,考虑了性能参数在连续 不平衡势差影响下的变化情况。准稳态研究方法是 将一个动态的非平衡过程分为很多十分接近的状 态,使外界引起的不平衡势差趋于无限小,让系统在 不同时刻均无限接近于某个平衡状态,近似地用一 系列平衡态来代表非平衡动态过程。

动态研究方法多需要依托动网格技术或者重叠 网格技术,易出现网格质量恶化和负体积网格等问 题,降低计算的鲁棒性。准稳态方法是将阀门运动 分解为一连串无限接近的稳态状态,即从初始平衡 状态连续经过一系列中间的平衡状态过渡到终态平 衡状态,对不同开启角度下的阀门采用稳态计算,再 将计算结果进行整合用以分析动态过程中的性能 变化。

对于变循环发动机模式转换过程的动态数值仿 真,采用节流阀模型代替全三维 MSV 结构与风扇、中 介机匣和分流环涵道结构组成高/低阶混合计算模 型,可以简化数值模拟中的三维 MSV 结构。能够避 免动网格或重叠网格的复杂三维网格生成过程,从 而降低计算时间成本,并提升数值求解的鲁棒性。

本文采用适用于变循环风扇的节流阀模型代替 三维MSV部件,并将其用于变循环风扇,组成高/低阶 混合计算模型。采用准稳态研究方法,将变循环风 扇在模式转换过程的气动特性与常规非变循环结构 风扇部件进行对比分析,研究了模式转换过程中风 扇部件特性的变化规律,以及中介机匣和分流环附 近气动特性与流场变化规律。

## 2 研究对象与数值方法

## 2.1 研究对象

双涵道变循环发动机可以通过 VABI与 MSV 部件的配合工作,实现涡喷与涡扇两种飞行模式的切换,如图1所示<sup>[16]</sup>。单涵道工作模式下,MSV关闭,风扇出口气流全部流经 CDFS 后大部分流入高压压气机,仅有很少一部分流入第一外涵道;双涵道工作模式下,MSV 开启,风扇出口部分气流直接流入第二外涵道,流经 CDFS 流量减小,CDFS 出口少部分气流通过前涵道引射器流入第一外涵并与第二外涵的气流掺混,大部分气流流入高压压气机。



本文研究对象为变循环发动机风扇如图1绿色 框选范围,模型计算域如图2所示,包括进口导流叶 片、两级风扇叶片、S弯中介机匣和分流环以及后面 连接的分涵道结构。



Fig. 2 Sketch of the compression system flow path

#### 2.2 数值方法

对于常规风扇计算模型出口为 B-B 截面, 三维 MSV 模型出口为 C-C 截面, 运用节流阀模型的三维/ 低阶混合计算模型出口为 C-C 截面。与三维 MSV 模 型相比, 节流阀计算模型在 B-B 截面并没有实际的 MSV 结构, 而是在 C-C 截面的外涵道出口采用节流 阀模型模拟 MSV 关闭过程。

节流阀模型最初由 Cumpsty<sup>[17]</sup>提出,本文采用如下所示的节流阀函数

$$p_1 = p_2 + \frac{1}{2} k \rho v^2 \tag{1}$$

式中 $p_1$ 为阀门前静压; $p_2$ 为阀门后静压; $\rho$ 为阀门前气

流密度;v为阀门前气流速度;k为节流阀系数,表征 了节流强度的大小。该节流阀模型描述了阀门前后 压差与阀门动压的线性关系。

针对模式选择阀门结构形式,利用直管道阀门 模型进行数值计算(图3所示),定义开度系数*S*=*S*<sub>1</sub>/*S*<sub>0</sub> (*S*<sub>1</sub>为气流可流过面积,*S*<sub>0</sub>为涵道总流通面积),定义 阀门与管壁之间的角度为阀门角度,用α表示,阀门 全开时α等于0°,阀门全关时为阀门最大角度α<sub>max</sub>(该 阀门最大角度表示了阀门的运动范围)。考虑了三 种不同阀门最大角度α<sub>max</sub>的情况,分别为15°,30°和 40°。对于每一种阀门最大角度,分别考虑了阀门开 度*S*为0.72,0.46,0.34,0.22,0.1,0.04 六种工况。采 用ICEM进行网格划分,利用CFX进行数值求解。



基于阀门流场数值模拟结果,提取阀门前后两 个截面上的平均静压值,获得阀门的压降Δp。同时, 在阀门上游截面提取截面平均密度和速度,计算得 到动压。进而,可以获得不同阀门开度下阀门的节 流特性一压降与动压的关系曲线,如图4所示。图中 非线性部分为阀门喉部处于堵塞工况,实际变循环 发动机几乎不会工作在此工况,所以对线性部分k与 S的关系进行拟合。得到适用于变循环风扇 MSV的 节流阀系数与阀门开度的拟合公式如下所示

 $k = 3579 e^{-35.285} + 193.2 e^{-8.7035} - 1.2S + 1.17 \quad (2)$ 



常规风扇结构计算模型和基于节流阀模型的计 算模型均采用 NUMECA-Autogrid 5进行结构化网格 划分。基于三维 MSV 的计算模型,风扇及中介机匣 部分依然采用 NUMECA-Autogrid 5进行结构化网格 划分,对包含 MSV,分流环及双涵道结构的计算域采 用 ICEM 进行非结构化网格划分。有关网格设置中 的网格无关性分析,针对常规风扇部件性能计算进 行了验证:划分为粗(120万)、中(230万)、细(400万) 三组密度网格进行数值模拟,结果如图5所示。



从图中可以得到,粗网格数值模拟计算结果与 中、细两种网格相比差距较大;中、细两种网格划分 不同,但两者特性曲线基本重合,失速边界和最大工 况计算结果吻合良好,所以本文采用中密度网格作 为计算网格。最终常规风扇结构计算域网格总数为 230万,采用三维 MSV 结构的计算域网格总数为 380 万,采用节流阀模型的计算域网格总数为400万。计 算网格的部分细节如图6所示。

三种计算模型均采用 ANSYS CFX 作为求解器进 行定常数值模拟,采用单通道计算方案。选择一方 程 Spalart-Allmaras 模型作为湍流模型。并针对 CFX SA 湍流模型的可靠性进行验证,选取 Rotor 37 的验证 结果如图 7 所示。从图中可以看出,CFX 一阶迎风差 分格式的 SA 模型计算结果与 Rotor 37 实验结果吻合

最为良好,所以根据先前的经验本文采用这样的设 置。采用一阶迎风格式进行差分,物理时间步长给 定叶片通过周期的1/10。转静子交接模型选择掺混 面 Mixing plane 方式,即在不同叶高处沿周向对各物 理量进行平均,并将平均通量传输至下游部分。进 口边界条件给定总温和总压,壁面条件为绝热无滑 移光滑绝热壁面。出口边界条件为:常规风扇结构 计算模型在 B-B 截面给定不同背压。三维 MSV 结构 计算模型和节流阀计算模型均先在阀门全开条件 下,通过给定 C-C 界面外涵出口和内涵出口的背压 直到风扇到达设计点工况。此后进入模式转换过 程,对于不同阀门关闭角度的三维 MSV 计算模型均 保持该背压值不变;对于节流阀计算模型,内涵道保 持该背压值不变,外涵道采用该背压值作为节流阀 模型初始参考压力,并采用节流阀函数作为边界 条件。

## 3 计算结果与分析

#### 3.1 风扇部件气动特性

图 8 给出了采用常规风扇结构以及基于节流阀 模型和三维 MSV 建模计算方法得到的整机和两级转 子气动特性。为了对比分析,本次选择 5 个开度 S= 1.0,0.6,0.4,0.2,0.06的特征工况,分别对应 A 为模式 转换过程起始点(即风扇设计点),B,C,D 为过渡工 况点,E 为阀门近似关闭点。

首先将常规结构风扇气动性能计算结果与试验 数据对比,验证数值方法的可靠性。与试验结果相 对比,堵塞流量预测结果偏小0.3%;失速边界预测结 果偏低1.63%;峰值效率点预测结果高出1.39%;总压 升-流量曲线总体变化趋势除在峰值效率点有微小 不同,其他部位曲线基本一致。另外,从模式转换过 程特性变化可以看出,在MSV开度逐渐减小的过程 中,节流阀计算模型与全三维MSV计算模型得到的 风扇气动特性变化结果几乎一致,整体性能曲线高



(a) Mesh of blade



(b) Mesh of the 3D MSV model ( Fig. 6 Detail of computational mesh



(c) Mesh of the throttle model



度重合。表明采用节流阀模型作为出口边界的高/低 阶混合模型对模式转换过程中风扇的性能变化有较

好的预测能力。

变循环风扇部件在模式转换过程中,其整机特 性线依然沿着常规风扇特性线进行变化(这种变化 的原因将在后文叙述)。在转速一定的情况下,随着 流量的减少,风扇的效率先逐渐升高再降低,在堵塞 工况下风扇特性线变化剧烈。从最大效率工况继续 节流,压比一直缓慢增加直到失速,效率下滑,符合 典型的跨声速风扇工作特征。从各级特性线可以看 出,在开始阶段风扇第一级转子压比和效率并没有 明显变化,进行到C点之后才有了较大的增幅,存在 滞后性;对于风扇第二级,随着模式选择阀门的关闭 压比和效率均不断提高,在阀门即将关闭时增长速



(c) 2nd stage

Fig. 8 Characteristics of general and during mode conversion

度减慢。

为进一步凸显两级转子气动特性变化的差异, 图9给出了两级转子压比和涵道比随阀门开度的变 化关系。可以看出,随着阀门关闭,面积比不断减 小,C工况之前(S>0.4)节流效果没有从后面级传递 到第一级,导致第一级性能几乎不变,C工况之后(S< 0.4)压比才有了明显变化。当阀门全关时,第一级总 压比相比于阀门全开(S=1)时仅改变4.8%,效率改变 2.5%。风扇第二级的性能在不同开度下的变化幅度 明显区别于第一级,S>0.4时其增长速度较快,S<0.4 之后增速减缓。当阀门关死时,其压比提高9.6%,效 率提高4%。在MSV关闭过程中,涵道比由0.39逐渐 减小至0,变化速率在整个过程中基本保持一致,受 风扇转子部件不同工作状态影响较小,有利于模式 转换过程中内外涵道流量的匹配。

为了分析造成两级转子存在响应差异的原因, 选取两级转子的进口相对气流角,转子压比和效率 的径向分布图进行分析,如图10~图12所示。

对于第一级转子,其进口气流角随着阀门关闭 没有较为明显的变化。对于第二级转子,随着模式 选择阀门关闭,根部相对气流角显著增大。随着相 对气流角的增大,第二级转子根部的流量系数逐渐









Fig. 11 Aerodynamic performance in radial direction of pressure ratio

减小,转子根部区域的流通能力随之下降。从各级转子总压比的径向分布规律图中可以得知,第一级转子总压比在C工况之前(S>0.4)其压比增加幅度不大,但在C工况以后(S<0.4)其压比增加幅度加快。对于第二级转子,其压比随着MSV的关闭而增大,在C工况以后(S<0.4)其增速明显减慢,与图9(a)变化一致。

从各级转子效率的径向分布规律图中可以看出,风扇第一级转子在C工况之后(S<0.4),效率增幅 才有明显变化,其中在10%~90%叶高范围内变化较 为明显。对于风扇第二级转子,随着模式转换节流 过程,效率不断增大,在C工况以后(S<0.4)第二级等 熵效率沿径向的改变幅度逐渐减小。

为了更直观反映风扇内部的流动,给出了 S=0.4 即 C 工况下风扇 10%,50%,90% 叶高截面处的马赫 数云图(图 13)。从图中观察可知,两级转子通道内 存在两道明显激波,第一道激波为进口弓形激波,在 激波后方有一个明显的局部亚声速区域,该区域经 过叶背进一步加速后形成第二道激波。第二道激波 为槽道激波,位于流道内部近似于正激波。转子波 前马赫数沿叶高逐渐增加,在叶顶处激波损失达到 最大。

为分析在模式转换过程中风扇内部的流动组织

情况,下面以50% 叶高为例(图14)。在C工况之前 (S>0.4),此时第二级转子处于堵塞工况,槽道内存在 正激波,第一级转子的槽道激波位置随着开度的减 小并没有明显变化。在C工况以后(S<0.4),第二级 转子退出堵塞工况,第一级转子槽道内激波强度减 弱,正激波开始移动。在模式转换过程中,第二级转 子槽道内激波不断向叶片前缘移动,位置变化较为 明显,在D工况(S=0.2)时槽道激波已移至前缘附近。 从图中可以判断出,第二级转子槽道内激波的位置 变化幅度明显大于第一级转子。从双涵道模式到单 涵道模式的转换过程中,MSV关闭对风扇第二级的 气动影响远大于第一级。

图 15 给出了风扇各级静子总压恢复系数的径向 分布。从图中可以看出,第一级静子总压恢复系数 沿叶高有不同的变化趋势。在 40% 叶高以下范围, 总压恢复系数逐渐减小,在 40% 叶高以上范围,总压 恢复系数逐渐增大,并且在 C 工况以后(S<0.4)变化 明显。对于第二级静子,总压恢复系数同样是在 40% 叶高以下随着开度减小而减小,在 40% 叶高以上不 断增大,但在 C 工况以后(S<0.4)其变化速度减慢。

综合转子进口气流角、总压径向分布和不同叶 高下的马赫数云图,可以分析得出:在C工况之前(S> 0.4),由于第二级转子的正激波位于通道内,使得第







第43卷

第8期





Fig. 15 Aerodynamic performance in radial direction of stator recovery coefficient

二级转子处于堵塞工况。所以 MSV 产生的节流特性 无法传递到第一级转子,导致第一级转子在阀门开 度较大时气动特性变化较小,存在滞后性。C工况以 后(S<0.4),第二级转子内部的正激波推至槽道口,转 子退出堵塞工况,此时来自下游的节流特性才传递 到第一级转子,第一级转子气动特性开始有明显 变化。

## 3.2 中介机匣流动特征

为研究模式转换过程中中介机匣处的流场特征,在模式转换过程的工况点C,取S弯中介机匣4个不同的轴向截面,依次命名为Q1,Q2,Q3,Q4(如图16所示),这四个截面的气动参数径向分布情况如图17所示。从图中可以看出,从分流环前缘至上游风扇出口,常规风扇与变循环风扇的气动参数差异逐渐变小,到风扇第二级出口区域可以看出二者已没有太大的差异。这是由于本文采用的较长的S弯中介机匣,风扇出口至分流环进口的气流经过了较强的整理作用,使得MSV关闭时分流环附近的径向变化没有传递至上游风扇。中介机匣的变化曲率对性能有重要影响,本篇采用子午流道先扩张后收缩的S弯中介机匣,有更好的掺混能力和流道性能,更在一定程度上减弱了节流对风扇部件影响。

这也解释了图 8 中风扇部件整机特性在 MSV 关闭过程中,依然沿着常规风扇特性线进行移动,并与

常规风扇的特性线变化规律相似的原因。MSV关闭 相当于只对外涵道部分节流,这改变了在分流环前 缘位置流动的径向关系,但由于长S弯中介机匣较强 的流动整理作用,双涵道风扇出口的流动径向分布 依然与常规结构风扇出口分布一致。



Fig. 16 Sketch of the intermediate casing

#### 3.3 分流环流动特征

风扇后的气流经过中介机匣的掺混作用,在流 向分流环时一定程度上变得均匀,气流经过分流环 后一小部分气流流入外涵道,大部分流入内涵道 CDFS。在模式转换过程中,随着开度的不断变化,分 流环附近来流攻角会发生变化(定义分流环前缘点 处来流方向与分流环向后的轴线方向的夹角为攻 角,气流指向分流环轴线上方为正),对内涵 CDFS进 口导叶的进口条件存在影响,并且这一影响可能还 会传递至 CDFS 转子部件,所以研究分流环附近的流 动特征也有其必要性。

为了分析分流环附近的流场变化,图18给出两种计算方法在开度不断减小过程中的马赫数云图和 流线图,图19给出了模式转换过程中分流环前缘的 攻角变化。可以看出,在阀门开度不断减小的过程 中,更多的流量流入了内涵道,涵道比不断减小。并 且,随着更多的流体流入内涵道,气流在分流环上游 向下的折转程度增强,导致分流环前缘来流负攻角 逐渐增大。通过与三维 MSV 模型计算结果对比,可 以看出节流阀计算模型能够较好地预测内外涵流量 分配的趋势,以及分流环前缘攻角的变化趋势。图 20给出了内涵道进口处气流的马赫数径向分布。可 以看出,在阀门开度减小时,由于分流环前缘攻角增 大,气流在分流环前缘的绕流作用会在局部产生逆 压梯度,导致了内涵道上壁面存在局部速度亏损。 对于这个速度亏损区的预测,在较大的阀门开度下, 节流阀模型与三维 MSV 模型有较好的吻合;但是在 阀门开度较小时,尤其是阀门接近全关(S=0.06)的工 况,基于节流阀模型的计算结果高估了该区域速度 亏损的程度。预测的差异是由于随着阀门的逐渐关 闭,真实 MSV部件对附近的流体具有一定的导流作 用,在阀门接近全关时这种导流作用效果更强。而 节流阀计算模型因为取消了真实的阀门结构,忽略 了阀门的导流作用,导致节流阀模型计算结果中气 流在分流环上游发生了更强的折转,导致预测的攻 角偏大。从而使得节流阀计算模型预测的内涵上壁





S=0.06

Fig. 18 Mach number and streamline distribution of intermediate casing

面局部逆压梯度变大,高估了内涵上壁面附面层在 逆压梯度下的增厚程度,因此导致对速度亏损程度 的预测偏大。

另外,在真实双涵道变循环发动机中,内涵道包 含核心机驱动风扇级 CDFS。该内涵道上壁面附近的 速度亏损区位于 CDFS上游进口处,可能会造成 CDFS进口流动径向畸变,对 CDFS气动性能产生不 良影响。



Fig. 19 Angle of attack under different bypass ratio



Fig. 20 Aerodynamic performance in radial direction of Mach number at inner bypass inlet

## 4 结 论

本文通过研究,得到如下结论:

(1)在模式转换过程阀门关闭的前半段(S>0.4), 第二级转子正激波位于槽道内,并在阀门关闭过程 中不断向前移动,风扇第二级处于堵塞状态,风扇第 一级在此阶段流场及工作点几乎不发生变化;当第 二级转子的槽道内正激波被推至叶片前缘附近,第 二级退出堵塞后,第一级转子流道内激波开始移动, 第一级气动性能才开始发生明显变化。

(2)由于当前研究模型采用了较长的S弯中介机

匣,风扇出口至分流环进口的气流经过了较强的整 理作用。因此,在MSV关闭过程中,分流环附近的径 向匹配关系的改变并没有传递至上游风扇第二级静 叶,双涵道变循环风扇出口流场的径向分布与常规 结构风扇出口分布基本一致。因此,在模式转换过 程中风扇部件的工作点依然沿着常规风扇特性线 变化。

(3)随着 MSV 开度逐渐减小,更多的气流流入内 涵道,涵道比减小,分流环前缘的负攻角增大。在较 小的阀门开度下,尤其是阀门接近全关时,分流环前 缘较大负攻角带来的绕流作用会在局部产生较强的 逆压梯度,导致了内涵道上壁面附近存在速度亏损 区。在真实双涵道变循环发动机中,该速度亏损区 可能会造成 CDFS 进口流动径向畸变,对 CDFS 气动 性能产生不良影响。

**致** 谢:感谢国家科技重大专项、国家自然科学基金、陕 西省自然科学基础研究计划的资助。

#### 参考文献

- [1] Johnson J. Variable Cycle Engines-The Next Step in Propulsion Evolution [C]. Palo Alto: 12th Propulsion Conference, 1976.
- [2] 方昌德.变循环发动机[J].燃气涡轮试验与研究, 2004,17(3):1-5.
- [3] Hoffman S. Bibliography of Supersonic Cruise Aircraft Research (SCAR) Program from 1972 to Mid-1977 [R].
   Virginia: NASA Langley Research Center Hampton, 1977.
- [4] 刘红霞.GE公司变循环发动机的发展[J].航空发动机,2015,41(2):93-98.
- [5] Piccirillo A C. Origins of the F-22 Raptor [C]. Anaheim: AIAA and SAE, 1998 World Aviation Conference, 1998.
- Variable Cycle Engine Developments at General Electric-1955~1995 [M]. USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1996: 105-158.
- [7] 韩佳,王靖凯,梁彩云,等.三外涵变循环发动机推力性能优化计算及分析[J].航空动力学报,2018,33
   (2):338-344.
- [8] 郝 旺,王占学,张晓博,等.基于自适应差分进化 算法的变循环发动机模型求解方法研究[J].推进技术: 2021,42(9):2011-2021. (HAO Wang, WANG Zhan-xue, ZHANG Xiao-bo, et al. Solving Variable Cycle Engine Model Based on Adaptive Differential Evolution Algorithm [J]. Journal of Propulsion Technology, 2021,42(9):2011-2021.)
- [9] 李 岩,聂聆聪,牟春晖,等. 自适应循环发动机性 能智能在线寻优算法研究[J]. 推进技术, 2021, 42

(8): 1716-1724. (LI Yan, NIE Ling-cong, MU Chunhui, et al. Online Intelligent Optimization Algorithm for Adaptive Cycle Engine Performance [J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(8): 1716-1724.)

- [10] 宋 甫,周 莉,王占学,等.核心机驱动风扇级气动参数径向分布对变循环发动机性能的影响[J].推进技术,2020,41(7):1449-1456. (SONG Fu, ZHOU Li, WANG Zhan-xue, et al. Effects of Radial Distribution of Core Driven Fan Stage Aerodynamic Parameters on Variable Cycle Engine Performance [J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(7):1449-1456.)
- [11] 张 鑫,刘宝杰.紧凑布局核心机驱动风扇级设计参数影响分析[J]. 推进技术,2011,32(1):47-53.
  (ZHANG Xin, LIU Bao-jie. Analysis of the Core Driven Fan Stage with Compact Aerodynamic Configuration [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2011, 32(1):47-53.)
- [12] 刘宝杰,贾少锋,于贤君.变循环发动机前可调面积 涵道引射器的通流计算方法[J].推进技术,2017,38
  (8):1689-1698. (LIU Bao-jie, JIA Shao-feng, YU Xian-jun. Through Flow Calculation Method of Variable Cycle Engine Forward Variable Area Bypass Injector[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(8):1689-

1698.)

- [13] 刘宝杰,王若玉,梁彩云,等.变循环压缩系统涵道流动计算模型及模式转换倒流判据研究[J].推进技术,2021,42(9):1976-1984. (LIU Bao-jie, WANG Ruo-yu, LIANG Cai-yun, et al. A CFD Model for Bypass Flow in Variable Cycle Engine Compression Systems and Criterion to Predict Flow Recirculation During Mode Transition[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(9):1976-1984.)
- [14] 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.
- [15] 刘佳鑫,王志强,严 伟,等.单/双涵道模式转换动态过程的数值研究[J]. 推进技术,2017,38(8): 1699-1708. (LIU Jia-xin, WANG Zhi-qiang, YAN Wei, et al. Numerical Simulation of Transition Between Single and Double Bypass Mode[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(8): 1699-1708.)
- [16] 赖安卿.核心机驱动风扇级气动布局研究[D].南京: 南京航空航天大学,2013.
- [17] Cumpsty N A. Compressor Aerodynamics [M]. Florida: Longman Group, 1989.

(编辑:梅 瑛)