

变循环压缩系统单外涵模式外涵节流特性分析

吴 森¹, 于贤君², 施恒涛², 刘宝杰²

(1. 海装沈阳局驻沈阳地区某军事代表室, 辽宁 沈阳 110000; 2. 北京航空航天大学 航空发动机研究院, 北京 100191)

摘 要: 为了解某双外涵变循环发动机压缩系统的风扇、核心机驱动风扇级(CDFS)和高压压气机三者之间的流动匹配机理, 利用流体力学软件 Numeca, 在三个典型内涵道背压下, 获得了单涵道模式下的外涵道节流特性。结果表明: 对外涵道的节流可以实现涵道比的大幅度调节, 可以通过影响风扇和 CDFS 的工作状态来实现外涵道增压比和内外涵道绝热效率的大幅度调节。

关 键 词: 变循环发动机; 压缩系统; 流动匹配; 效率; 总压比

中图分类号: V231.3 文献标识码: A DOI: 10.16146/j.cnki.rndlge.2021.11.005

[引用本文格式] 吴 森, 于贤君, 施恒涛, 等. 变循环压缩系统单外涵模式外涵节流特性分析[J]. 热能动力工程, 2021, 36(11): 34-40. WU Sen, YU Xian-jun, SHI Heng-tao, et al. Analysis of external throttling characteristics of single bypass mode in variable-cycle compression system[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2021, 36(11): 34-40.

Analysis of External Throttling Characteristics of Single Bypass Mode in Variable-cycle Compression System

WU Sen¹, YU Xian-jun², SHI Heng-tao², LIU Bao-jie²

(1. Military Representative Office of Shenyang Bureau, Naval Equipment Department, Shenyang, China, Post Code: 110000;
2. Research Institute of Aero-Engine, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing, Post Code: 100191)

Abstract: In order to clarify the matching flow mechanism among the fan, the core drive fan stage (CDFS) and the high-pressure compressor in the compression system of a certain double bypass variable-cycle engine, the fluid mechanics software Numeca was used to obtain the external throttling characteristics in the single bypass mode under three typical back-pressure situations of internal bypass. The results show that the throttling of the external duct can achieve a substantial adjustment of the bypass ratio, and it can realize a substantial adjustment of the pressure ratio of the external duct and the adiabatic efficiency of double ducts by influencing the working status of the fan and CDFS.

Key words: variable-cycle engine, compression system, flow matching, efficiency, pressure ratio

引 言

随着技术的创新和进步, 航空发动机的性能不断提高, 从第一代推重比为 3~4 的发动机 J57 和 BK1, 一直发展到代表当前最先进水平的第四代发

动机 F119 和 F120^[1-2]。其中, F120 发动机属于技术较为成熟的双外涵变循环发动机(DBE), 能够根据飞行状况在大范围内调节涵道比和增压比, 既能满足高速飞行时的高推力需求, 也能满足远程持久飞行的低耗油率需求, 相比传统航空发动机性能显著提高。

收稿日期: 2020-12-09; 修订日期: 2021-01-28

基金项目: 国家自然科学基金(51776010)

Fund-supported Project: National Natural Science Foundation of China(51776010)

作者简介: 吴 森(1981-), 男, 江苏泰州人, 海装沈阳局驻沈阳地区某军事代表室工程师。

通讯作者: 于贤君(1980-), 男, 江苏徐州人, 北京航空航天大学航空发动机研究院副研究员。

国外对变循环发动机的研究起步较早,1972 年起,美国国家航空航天局(NASA)和通用电气(GE)公司即开始对变循环发动机概念和可行的技术路线进行研究。随后在 1974 年 GE 公司确认了其发展方向为研究能够进行流量匹配的单、双外涵变循环发动机^[3]。

国内从 20 世纪 90 年代初就已经关注到了变循环发动机的技术动向,2000 年前后逐步展开相关的研究。主要采用数值的方法对变循环发动机进行数值建模和性能分析^[4-12]。

目前,大量的工作集中在发动机总体性能的建模和分析方面,部分研究者在降维层面上解决了核心机驱动风扇级(CDFS)在不同工作模式下自身性能指标的匹配问题。但是,对于变循环压缩系统中风扇、核心机驱动风扇级、高压压气机及第一外涵道之间复杂的一体化三维流动匹配问题的研究还较为匮乏。

本文采用计算流体力学软件 NUMECA 在单外

涵模式下对某双外涵发动机的压缩系统进行了全三维定常粘性数值模拟,获得了外涵节流特性和三维流动细节。进一步研究了外涵节流中风扇、CDFS、高压压气机和第一外涵道之间流动匹配状况的变化及其三维流动机理,深入分析了影响外涵道节流极限范围的主要因素。

1 数值模拟和分析方法

采用叶轮机械专业软件 NUMECA 9.3 对图 1 所示的单涵道模式下的变循环压缩系统进行了一体化全三维数值模拟研究。该压缩系统由两级跨音风扇、一级核心机驱动风扇级及五级高压压气机三部分构成,其中包含两排可变角度的进口导流叶片(VIGV)以及多级转子(R)、静子(S)叶片。采用 AutoGrid 5 软件生成网格,叶片区域均采用默认的 HOH 型拓扑结构,在分流环前缘采用 C 型网格,确定的压缩系统的网格总数为 1 620 万。

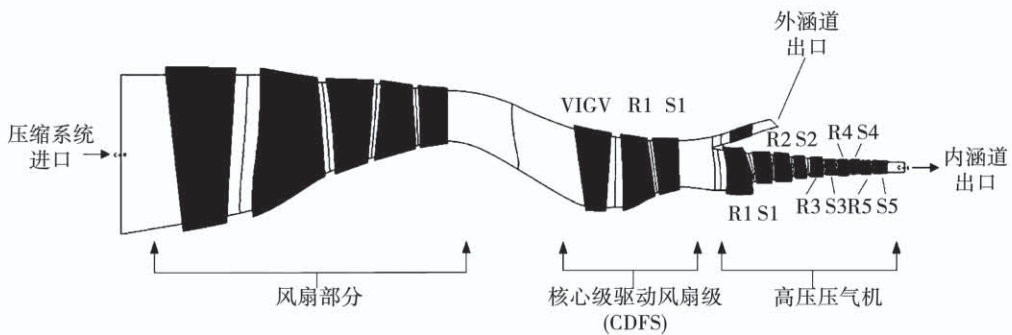


图 1 变循环压缩系统子午剖面

Fig. 1 Meridian section of variable-cycle compression system

图 2 给出了叶片附近、前缘部分、尾缘部分以及 C 形分流环的局部网格细节。在数值计算中,采用 Spalar-Allmaras(S-A)湍流模型,计算域进口采用标准大气(总压为 101 325 Pa,总温为 288.15 K),总压和总温沿展向均匀分布,轴向进气,内、外涵出口以径向平衡方式给定静压边界条件。风扇和核心机驱动风扇级的进口可调叶片均维持在单涵道模式下设计转速的状态。

外涵道总压比 π_b 定义为外涵道出口处平均总

压与压缩系统进口总压之比。外涵道的绝热效率 η 由对应的总压比 π 和总温比 τ 确定:

$$\eta = (\pi^{(k-1)/k} - 1) / (\tau - 1) \quad (1)$$

式中: k —空气的绝热指数, $k=1.4$ 。

压缩系统涵道比 BR 的定义为外涵道流量 m_b 与压缩系统总流量 m_t 之比:

$$BR = m_b / m_t \quad (2)$$

为了便于分析,各项参数均以单涵道模式下设计点的值为基础进行归一化处理,设计点的参数统

—以下角标 D 来表示。表 1 给出了单涵道模式下设计点各项参数的值。对于外涵道,出口相对静压 $p_{b,R}$ 、相对流量 $m_{b,R}$ 、相对总压比 $\pi_{b,R}$ 和相对绝热效率 $\eta_{b,R}$ 的定义分别为:

$$p_{b,R} = p_b / p_{b,D} \tag{3}$$

$$m_{b,R} = m_b / m_{b,D} \tag{4}$$

$$\pi_{b,R} = \pi_b / \pi_{b,D} \tag{5}$$

$$\eta_{b,R} = \eta_b / \eta_{b,D} \tag{6}$$

式中:下角标 R—相对值;下角标 b—外涵道。

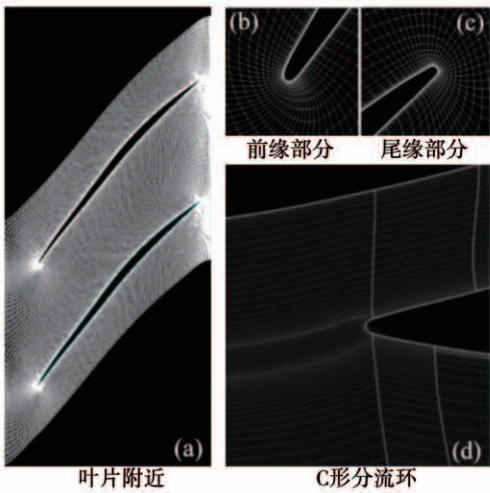


图 2 数值仿真计算采用的网格细节

Fig.2 Grid details adopted by the numerical simulation calculation

表 1 单涵道模式设计点各项参数值

Tab.1 Various parameter values at the design points under the single bypass mode

参 数	内涵道设计点值	外涵道设计点值
出口平均静压 p/kPa	2 960	474
流量 $m/\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$	114. 270	25. 980
总压比 π	32. 398	5. 144
绝热效率 η	0. 814	0. 730

2 外涵道节流对外涵道特性及部件性能的影响

图 3 给出了三个典型内涵道背压下,外涵道节流对外涵道特性的影响。这里采用三个不同内涵道背压的目的在于考察内涵道背压变化对于外涵道节

流特性的影响,使分析获得的结论更全面。由图 3 可知,在流量方面,外涵道节流可以显著地调节外涵道流量,当外涵道出口静压提高 30% 时,外涵道流量约下降 60%。

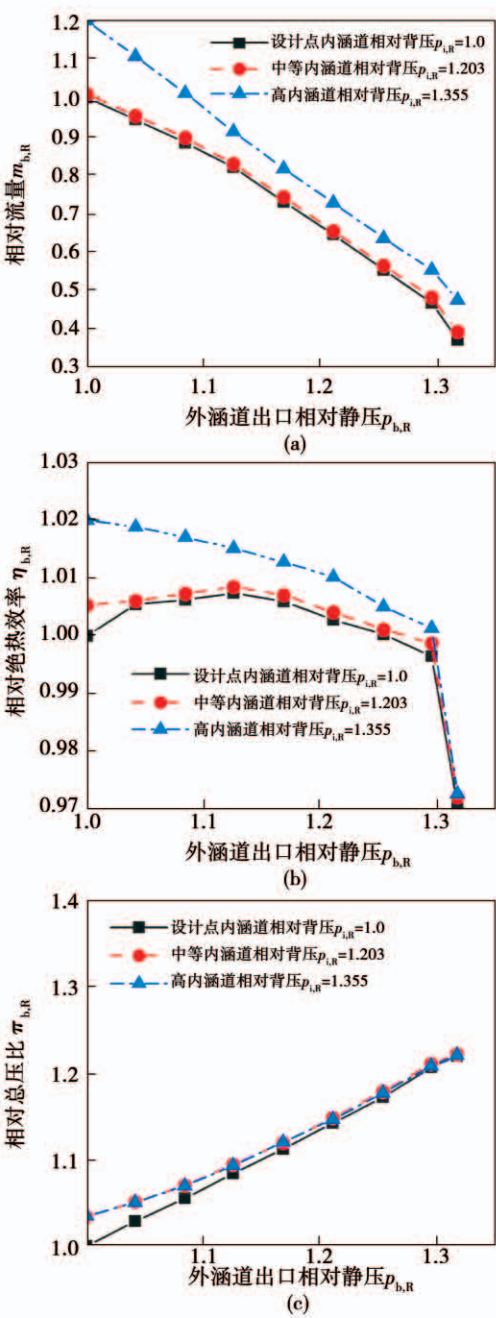


图 3 在 3 个典型内涵道背压下,外涵道节流对外涵道特性的影响

Fig.3 The influence of the external duct throttling on its characteristics in three typical inner bypass back-pressure situations

为了分析外涵道节流特性变化的原因,图 4 给

出了外涵道节流过程中,风扇、CDFS 和高压压气机性能的变化。由图 4 可知,随着内涵道背压降低,外涵节流过程中压缩系统进口总流量没有变化,一部分原本进入外涵道的气流转而进入了高压压气

机,从而导致外涵道流量降低;相反,当内涵道背压较高时,部分进入高压压气机的气流转而进入外涵道。

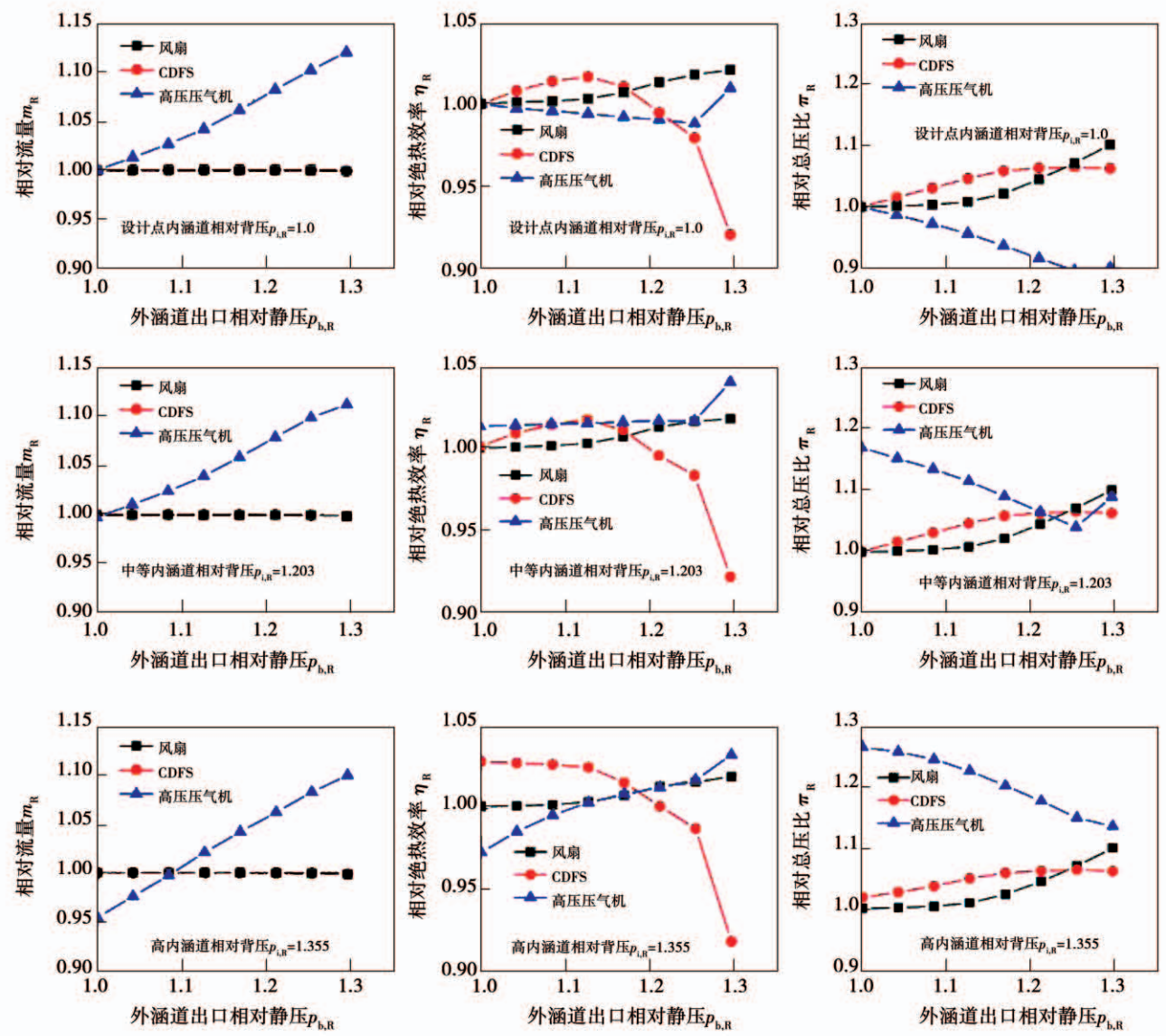


图 4 在 3 个典型内涵道背压下,外涵道节流对风扇、核心机驱动风扇级 (CDFS) 和高压压气机性能的影响

Fig.4 The influence of the external duct throttling on the performance of fan,CDFS and high-pressure compressor in three typical inner bypass back-pressure situations

在绝热效率方面,由图 4 可知,对于设计内涵道背压和中等内涵道背压的情形,随着外涵道出口静压的提高,风扇和核心机驱动风扇级工作点向峰值效率点移动,因此外涵道的相对绝热效率呈现略微增加的趋势。继续增加外涵道出口静压,核心机驱

动风扇级的效率开始降低,直至进入失速状态并引发外涵道效率急剧降低。对于高内涵道背压情形,此时较高的内涵道背压已使得核心机驱动风扇级处于峰值效率点,因此进一步提高外涵道的背压会使核心机驱动风扇级的效率逐步下降,从而导致外涵

道效率曲线呈现逐步下降的趋势。

在总压比方面,由图 3 可知,随着外涵道出口静压的提高,外涵道出口总压比呈近似线性增加。这主要是由于核心机驱动风扇级和风扇的工作点提高导致增压能力上升所致。在内涵道出口静压为设计工况值的情况下,由图 5 中流场速度云图可知,在高外涵道出口静压下,核心机驱动风扇级(CDFS)出口导叶(OGV)近机匣位置的流场迅速恶化,高背压导致静子尾迹迅速扩张,外涵道充满了低能流体。当出口导叶尖部由于高背压而发生失速后,外涵道将无法实现更高的总压比。由图 3 可知,在设计点、中等和高内涵道背压下,外涵道最高相对总压比非常接近,均为 1.22。这表明内涵道背压的变化对外涵道压缩部分的最大增压能力基本无影响。

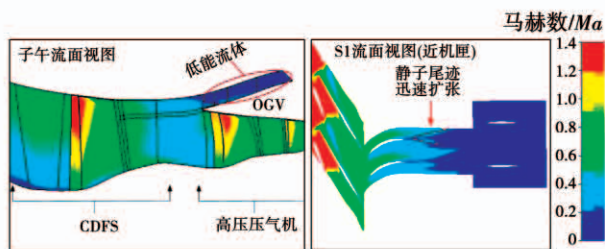


图 5 高外涵道出口静压下 ($p_{b,R} = 1.295$),

CDFS 部分的子午流面和 S1 流面视图

Fig. 5 Meridian flow surface and S1 flow surface views of

CDFS part under the static pressure of high external

duct outlet ($p_{b,R} = 1.295$)

3 外涵道节流对涵道比及内涵道特性的影响

对于变循环压缩系统,涵道比是表征其工作特性的重要参数。由图 6 可知,外涵道节流可以显著地改变压缩系统的涵道比。对于给定的内涵道背压,随着外涵道出口静压的提高,压缩系统的涵道比逐步减小。对于设计点、中等和高内涵道背压状态,涵道比的可调范围分别为 0.185 ~ 0.067, 0.187 ~ 0.074 和 0.220 ~ 0.090。这是由于外涵道出口静压提高后,部分外涵道气流转而进入内涵道所致,因此涵道比逐渐降低。此外,当内涵道出口静压尚未影

响高压压气机进口级流量时(设计及中等内涵道背压状态),涵道比曲线的起始点基本相同。而当内涵道处于高背压状态时,高压压气机的进口流量已经有所降低,部分高压压气机气流进入了外涵道,因此涵道比曲线起始点由 0.185 提高至 0.220,由此使得内涵道背压状态下的涵道比曲线整体呈现略微上移的趋势。

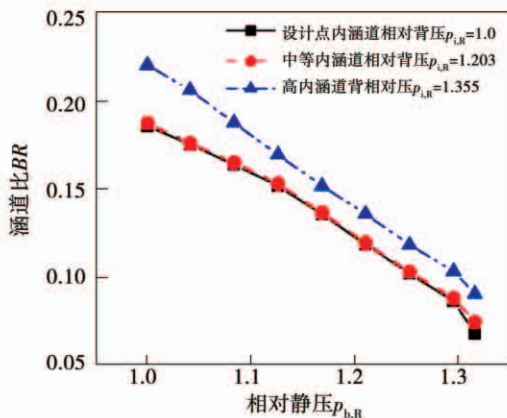


图 6 在 3 个典型内涵道背压下,外涵道节流对涵道比的影响

Fig. 6 The influence of external duct throttling on bypass ratio in three typical inner bypass back-pressure situations

图 7 给出了单外涵模式下,在设计点、中等和高内涵道背压状态下,外涵道节流对内涵道特性的影响。内涵道绝热效率总体上呈现先增加后减小的趋势,对于设计点、中等和高内涵道出口背压状态,起始点效率分别为 1.00, 1.008 和 0.983,峰值效率分别为 1.002, 1.014 和 1.012。外涵道静压对内涵道绝热效率的影响主要有两方面。首先,外涵道背压的提高使得核心机驱动风扇级(CDFS)的工作点向峰值效率点移动,即向近失速状态偏移。

此外,外涵道背压的提高使得一部分原本流入外涵道的气流进入了高压压气机,这意味着高压压气机的特性线向大流量方向移动,从而可以起到降低高压压气机各级迎角的作用。特别是对于中、高内涵道出口背压的情况,这会缓解高压压气机各级

的大迎角状态,会提高高压压气机和内涵道的绝热效率。当内涵道绝热效率达到峰值后,外涵道出口静压继续增加会使得核心机驱动风扇级中上部的工况更加接近失速状态,这导致其后流动的恶化,从而使得内涵道的绝热效率逐步降低。

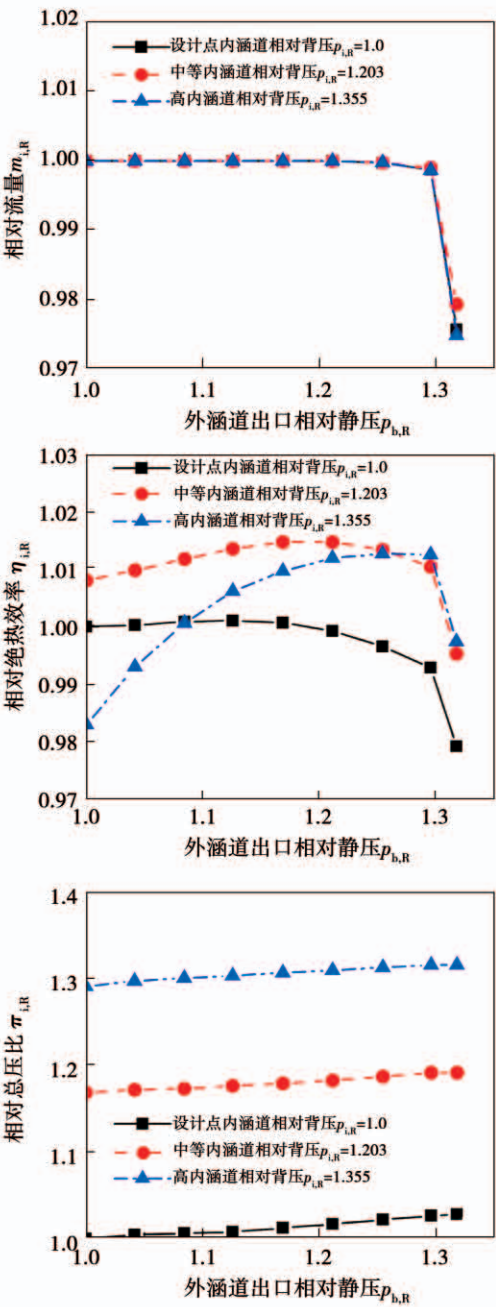


图 7 在 3 个典型内涵道背压下,外涵道节流对内涵道特性的影响

Fig. 7 The influence of external duct throttling on inner duct characteristics in three typical inner bypass back-pressure situations

由图 7 可知,在固定的内涵道背压下,随着外涵道出口静压的逐步提高,内涵道的相对总压比呈现缓慢上升的趋势,但总压比变化的幅值较小,约为 0.03。这是因为,提高外涵道出口静压会使得风扇和核心机驱动风扇级的总压比提高,进入高压压气机气流的总压也有所增加,最终使内涵道出口的总压比增加。

4 结 论

(1) 外涵道节流可以实现涵道比的大幅度调节。对于设计点、中等和高内涵道背压状态下,外涵道节流对涵道比的调节范围分别为 0.185 ~ 0.067, 0.187 ~ 0.074 和 0.220 ~ 0.090。适当提高内涵道出口背压可以在一定程度上拓宽外涵道节流对涵道比的调节范围。

(2) 外涵道节流通过影响风扇和核心机驱动风扇级的工作状态可以实现外涵道增压比的大幅度调节。对于设计点、中等和高内涵道背压状态下,外涵道节流(出口静压提高)对外涵道增压比的调节范围分别为 1.0 ~ 1.22, 1.0 ~ 1.22 和 1.04 ~ 1.22。内涵道背压的提高对外涵道最大增压比几乎没有影响。外涵道节流可调范围的极限由核心机驱动风扇级出口导叶的失速和堵塞决定。

(3) 低内涵道背压下,外涵道节流通过改变风扇与核心机驱动风扇级的工作点,使得内外涵道的绝热效率呈现先增加后减小的趋势;高内涵道背压下,由于风扇与核心机驱动风扇级已经处于峰值效率点,外涵道节流使外涵道效率下降,但由于增大了内涵道的流量分配,缓解了高压压气机的大迎角状态,导致内涵道效率有所增大。

参考文献:

[1] 方昌德. 航空发动机百年回顾[J]. 燃气涡轮试验与研究,2003 (4):1-5.
FANG Chang-de. Review of aero-engine developments in a century [J]. Gas Turbine Experiment and Research,2003(4):1-5.
[2] 刘大响,程荣辉,世界航空动力技术的现状及发展动向[J]. 北

- 京航空航天大学学报,2002(28):490-496.
- LIU Da-xiang, CHENG Rong-hui. The status and development trend of global aero-dynamic technology[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2002(28):490-496.
- [3] SHERWOOD H. Bibliography of supersonic cruise research(SCR) program from 1977 to mid-1980[R]. NASA RP,1980:1063.
- [4] 王洪东. 双外涵变循环发动机性能模型研究与性能分析[D]. 北京:北京航空航天大学,1999.
- WANG Hong-dong. The modeling research and performance analysis of double bypass variable cycle engine[D]. Beijing:Beijing University of aeronautics and astronautics,1999.
- [5] SULLIVAN T, PARKER D E. Design study and performance analysis of a high speed multistage variable geometry fan for a variable cycle engine[R]. US:NASA CR-159545,1979.
- [6] ALLAN R D, JOY W. Advanced supersonic propulsion system technology study(phases iii and iv):final report[R]. US:NASA Report,1977.
- [7] 刘增文,王占学,蔡元虎. 变循环发动机模态转换数值模拟[J]. 航空动力学报,2011(9):2128-2132.
- LIU Zeng-wen, WANG Zhan-xue, CAI Yuan-hu. Numerical simulation of the model transition of variable cycle engine[J]. Journal of Aerospace Power,2011(9):2128-2132.
- [8] 周红,王占学,刘增文,等. 双外涵变循环发动机可变几何特性研究[J]. 航空学报,2014(8):2126-2135.
- ZHOU Hong, WANG Zhan-xue, LIU Zeng-wen. The geometry variation of component in double bypass variable cycle engine[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2014(8):2126-2135.
- [9] 周红,王占学,张晓博,等. 变循环发动机模态转换的几何调节规律[J]. 航空动力学报,2015(9):2160-2166.
- ZHOU Hong, WANG Zhan-xue, ZHANG Xiao-bo, et al. The geometry adjustment pattern of model transition of variable cycle engine[J]. Journal of Aerospace Power,2015(9):2160-2166.
- [10] 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(12):2842-2850.
- ZHOU Hong, WANG Zhan-xue, LIU Zeng-wen, et al. Influence of variable bypass ratio ejector on aerodynamic performance of variable cycle engine[J]. Journal of Aerospace Power,2016(12):2842-2850.
- [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(1):47-53.
- ZHANG Xin, LIU Bao-jie. Analysis of the influence of design parameters of core driven fan stage[J]. Journal of Propulsion Technology,2011(1):47-53.
- [12] 刘宝杰,贾少锋,于贤君. 变循环压缩系统的一体化通流设计方法[J]. 航空动力学报,2016(11):2750-2756.
- LIU Bao-jie, JIA Shao-feng, YU Xian-jun. Integrated flow design method for variable cycle compression system[J]. Journal of Aerospace Power,2016(11):2750-2756.

(刘颖 编辑)