

DOI:10.19344/j. cnki. issn1671-5276.2024.05.023

核心机驱动风扇级气动特性及静子方案研究

肖键,夏晨,李乾

(南京航空航天大学 能源与动力学院,江苏 南京 210016)

摘要:核心机驱动风扇级(CDFS)是实现变循环发动机宽涵道比调节的关键部件之一,其不同工作模式下出口气流角差异较大,造成CDFS与下游部件匹配困难。针对这一问题设计在CDFS转子后增设一排小弯角静子叶片的方案,优化CDFS与下游部件的匹配效果。使用NUMECA中的AutoGrid5软件包对CDFS进行网格划分和仿真计算。计算结果表明:在转子后增加静子会降低CDFS的效率,但能提高CDFS的稳定裕度,双涵道模式下小弯角静子方案的稳定裕度相对无静子方案提高4.4个百分点,且压比、效率均高于常规静子方案,是一种性能较优的CDFS静子方案。

关键词:核心机驱动风扇级;变循环发动机;稳定裕度;优化匹配

中图分类号:TP391.9 **文献标志码:**B **文章编号:**1671-5276(2024)05-0113-05

Reserch on Aerodynamic Features of Core Driven Fan Stage and Stator Scheme

XIAO Jian, XIA Chen, LI Qian

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

Abstract: As core driven fan stage (CDFS) is one of the key components to realize the width and bypass ratio regulation of variable cycle engine, its outlet flow angle varies greatly under different working modes, making it difficult to match CDFS with downstream components. To solve this problem, a row of small Angle stator is designed to add behind the CDFS rotor to optimize the matching effect between CDFS and downstream components. The calculation results show that the addition of stator scheme behind the rotor will reduce the efficiency of CDFS, but can improve the stability margin of CDFS. The stability margin of the small angle stator scheme under the double bypass mode is 4.4 per cent higher than that of the scheme without stator scheme, and the pressure ratio and efficiency are higher than the conventional stator scheme; a CDFS stator scheme with better performance.

Keywords: core driven fan stage; variable cycle engine; stability margin; optimized matching

0 引言

变循环发动机兼顾了亚声速飞行的低油耗与超声速飞行的高单位推力需求,可以使战斗机在拥有高机动性的同时还拥有较大航程和续航时间,是先进战机动力的必然发展方向。核心机驱动风扇级(CDFS)作为其实现宽涵道调节的关键部件之一,受到了高度重视。

国外对变循环发动机研究起步较早,美国NASA等相关部门于1970年开始超声速巡航飞机计划的研究^[1],并初步确定了GE21这一双外涵变循环发动机的基本结构。NASA Lewis研究中心于1979年对双外涵变循环发动机风扇系统开展设计与试验研究^[2-3],将风扇级划分为前风扇和CDFS,并通过调节进口导叶角度,在达到宽涵道变化效果的同时保证了部件的高效率^[4]。

近几年,国内在变循环发动机的CDFS方面

也开展了相应研究,文献[5]将前段风扇与CDFS进行了联合匹配计算,得到了风扇外涵道背压变化下的CDFS的压比特性。文献[6]分析了CDFS径向非均匀的参数对变循环发动机整机性能的影响。文献[7]中使用弯曲静子叶片消除低能流在静子根部的堆积从而改善了CDFS的性能。

目前针对CDFS的研究主要集中于部件稳态性能及常规叶型设计,在兼顾叶片性能与部件匹配方面还需进一步的探索。本文对CDFS在不同工况下的气动特性开展仿真分析,并针对CDFS在单涵道模式与双涵道模式中转子后方流动差异较大的问题,为CDFS在转子后增设静子叶片,以优化与下游部件的匹配,同时提高CDFS的稳定裕度。

1 物理模型及数值模拟方法

1.1 物理模型

本文基于文献[5]中的CDFS模型开展数值

第一作者简介:肖键(1997—),男,新疆博乐人,硕士研究生,研究方向为内流与叶轮机械,1473694614@qq.com。

仿真计算。如图 1 所示, CDFS 由进口导叶、转子与 CDFS 旁路构成, 下游的分流环将气流分为两股, 一股通过 CDFS 旁路与外涵道混合, 另一股流入高压压气机。

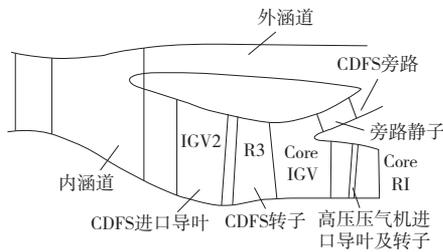


图 1 CDFS 示意图

CDFS 在变循环发动机中主要有两种工作状态, 分别是超声速巡航时的单涵道模式(涡喷)和亚声速巡航时的双涵道模式(涡扇)。两种状态所对应的风扇级工况如表 1 所示。

表 1 CDFS 两种工作模式对应的风扇级参数

状态点	折合流量/(kg/s)	压比	导叶关闭角度/(°)
单涵道模式	127.5	1.33	5
双涵道模式	90.3	1.17	45

1.2 计算设置及验证

使用 NUMECA 中的 AutoGrid5 软件包对 CDFS 进行网格划分, 采用 O4H 结构化网格, 湍流模型选择 S-A 模型。第一层网格高度 y_{wall} 设置为 0.002 mm, 以保证 y^+ 在 1~10。控制方程采用三维 Navier-Stokes 方程, 计算采用全二阶精度差分格式, 进口边界条件给定总温总压, 出口边界条件给定径向平衡的静压。选取单个叶片通道为计算域, 生成的部分网格示意图如图 2 所示。

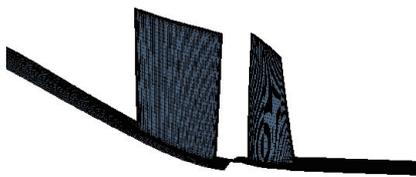


图 2 CDFS 网格示意图

如图 3 所示, 对比了采用 NUMECA 软件对 CDFS 设计点仿真计算的结果与文献[5]中相应的试验结果。可以看出, 计算值与试验值趋势基本一致, 在压比相同时仿真结果的流量较试验值总体偏高约 4%。这主要是由于进口边界条件不

同, 计算结果的进口边界设置为均匀来流, 而试验的进口气流来源于前段风扇的出口。本文主要开展的是规律性的研究, 着重分析计算结果的相对差别, 因此该误差在可接受的范围内。总体而言计算方法较为可靠, 其结果可以作为本文的研究依据, 本文后续研究所涉及的仿真工作均照此方法开展。

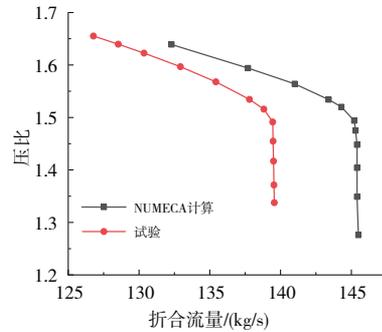


图 3 计算结果与试验结果对比

2 CDFS 宽涵变化的气动特性分析

CDFS 主要依靠调节进口导叶的角度实现单/双涵道工作模式的切换, 此时导叶角度变化达 40°、流量减小 29.2% (表 1), 其气动特性存在较大差异。

如图 4 所示, 对比了两种工作模式下转子 90% 叶高截面的相对马赫数分布。在单涵道模式下, CDFS 流量较大, 流速较高, 叶片通道内虽然存在激波, 但流动情况良好, CDFS 效率为 0.865, 稳定裕度为 19.8%。在双涵道模式下, CDFS 流量较小, 通道内为亚声速流动, 未形成明显激波, 但转子受负攻角影响, 在吸力面发生了明显的流动分离, CDFS 效率下降了 4.2% (0.829), 且给转子处的流动稳定性也带来不利影响, 此时其稳定裕度仅为 13.3%, 不能满足常规压气机稳定裕度不小于 15% 的要求。CDFS 性能参数如表 2 所示。

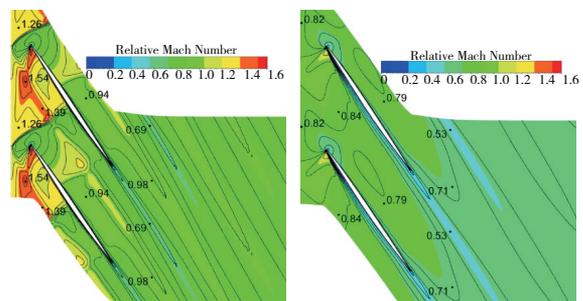


图 4 转子 90% 叶高截面马赫数分布

表 2 CDFS 性能参数

状态点	效率	稳定裕度/%
单涵道模式	0.865	19.8
双涵道模式	0.829	13.3

CDFS 在两种工作模式下的气动性能差异对转子出口流场影响也十分明显,图 5 所示为两种工作模式转子出口气流角的径向分布。随着叶高增大,转子出口气流角差距越来越大,90%叶高处气流角相差超过 26° ,这使得发动机切换工作模式时,下游的高压压气机进口导叶攻角过大。针对这一情况,采用在转子后增加一排静子的方案,调整 CDFS 出口气流角,改善工作模式切换引发的下游部件攻角问题,优化 CDFS 与下游部件的匹配,同时提高 CDFS 的稳定裕度。

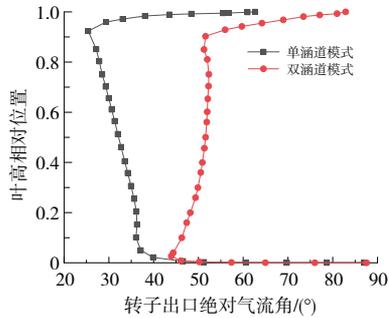


图 5 转子出口绝对气流角径向分布

3 CDFS 转子下游静叶方案对比

3.1 静子叶片设计

由于 CDFS 单/双涵道模式的转子出口气流角相差较大,后方的静子需承受较大的攻角,在此前提下对静子开展叶片设计,拟设计两种静子方案。第一种静子采用常规设计方法,几何进口角设计基于双涵道模式,几何出口角为轴向,此时该静子叶型弯角为 $44^\circ \sim 56^\circ$ (叶根至叶尖);第二种静子叶型弯角较小,几何进口角同样基于双涵道模式,出口角在保证静子不发生流动分离的前提下,尽可能偏向轴向,得到小弯角静子的叶型弯角为 $13^\circ \sim 22^\circ$ (叶根至叶尖),出口气流角为 $30^\circ \sim 35^\circ$ 。常规静子可以将气流转为轴向,但较大的气流转角使静子叶片后方易发生流动分离。小弯角静子削弱了流动分离的影响,提高了静子的性能。将常规静子与小弯角静子分别与 CDFS 进口导叶和转子组合,形成两种 CDFS 静子方案,并依此开

展仿真计算。图 6 为 CDFS 转子下游新增静子示意图。

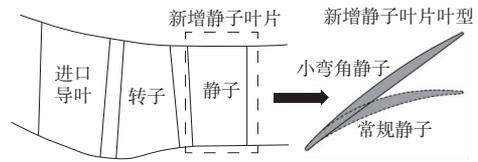


图 6 CDFS 转子下游新增静子示意图

3.2 计算结果分析

图 7 所示为两种静子的总压恢复系数沿叶高分布。单涵道模式下,静子在 90% 叶高附近总压恢复系数较低,结合图 8(e) 与图 8(g) 可知,受负攻角影响,常规静子和小弯角静子的吸力面从叶尖开始发生流动分离,造成了较大总压损失。常规静子在叶中部分总压恢复系数较高,在叶根处性能较差,可以看到图 8(c) 中常规静子叶背处有明显分离,而图 8(a) 中小弯角静子无分离现象。双涵道模式下静子总压恢复系数高于单涵道模式,且小弯角静子总压恢复系数略高于常规静子,从图 8(d) 与图 8(h) 中可以看出,常规静子在吸力面发生了明显流动分离现象,产生的涡结构与下游气流掺混时也会造成一定的损失,而小弯角静子未出现明显分离。总体而言,小弯角静子方案的流动情况优于常规静子方案。

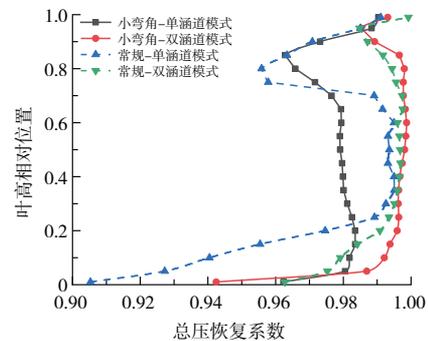


图 7 静子总压恢复系数分布

图 9 所示为静子出口绝对气流角分布对比。小弯角静子出口气流角在两种模式下最大相差 3° ,平均出口气流角约 35° ,常规静子在两种模式下最大相差 5° ,平均出口气流角约 6° 。常规静子出口气流角接近轴向,但小弯角静子出口均匀性相对更好。两种静子均减小了不同工作模式下出口气流角度差,能起到优化与下游部件匹配的作用。

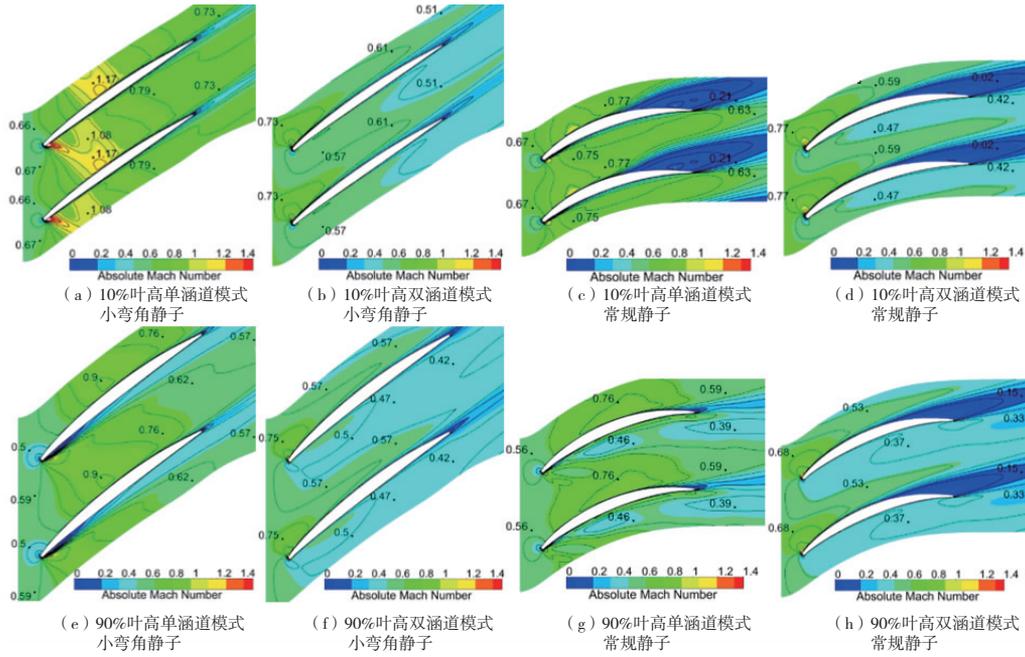


图 8 静子相对马赫数分布

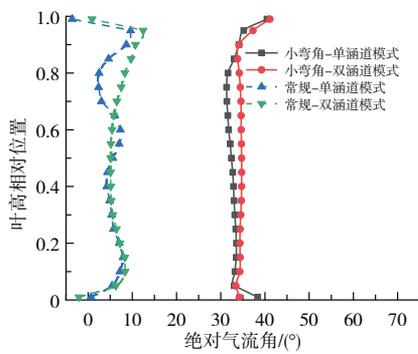


图 9 静子出口绝对气流角分布

图 10—图 13 为各方案特性图,图中各方案在不同模式下参考点的选择依据为:在流量与压比均高于表 1 中风扇级参数的前提下,尽可能选择效率较高的点。对比 4 组特性图,可以看出增加静子后 CDFS 在相同流量下压比与效率均有所下降,但稳定裕度上升。相比无静子方案,两种模式下小弯角静子方案的工作点效率平均下降约 4.2%,

常规静子方案平均下降约 7.2%,常规静子方案的压比也相对较低。在稳定裕度方面,相比无静子方案,单涵道模式小弯角静子方案将稳定裕度从 19.8% 提升至 23.8%,双涵道模式小弯角静子方案将稳定裕度从 13.3% 提升至 17.7%,可以看出,小弯角静子方案在优化与下游部件匹配的同时,压比与效率下降较小,且稳定裕度更高。因此小弯角静子方案是一种性能更优的 CDFS 气动方案。

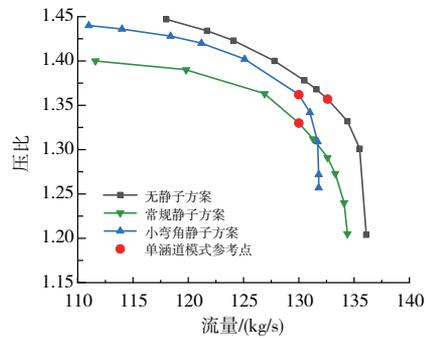


图 10 单涵道模式压比流量特性

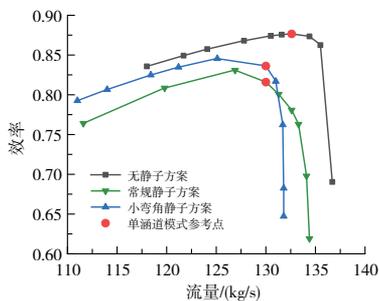


图 11 单涵道模式压比效率特性

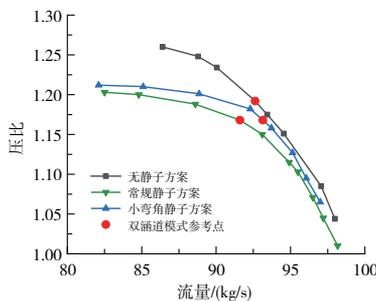


图 12 双涵道模式压比流量特性

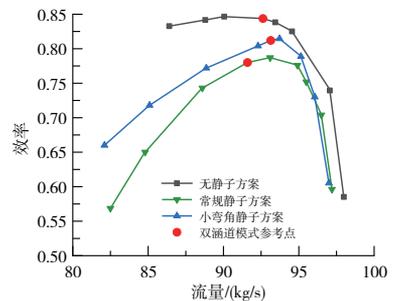


图 13 双涵道模式压比效率特性

4 结语

本文分析了 CDFS 宽涵变化下的气动特性,然后针对 CDFS 与下游部件匹配问题在转子后方分别设计了常规静子与小弯角静子,并对比了各静子方案,最终得到了以下结论。

1) CDFS 的单涵道模式与双涵道模式气动性能差异显著,双涵道模式相比单涵道模式,效率相对下降 4.2%,稳定裕度下降 6.5%,且两种模式下转子后气流角相差较大,在叶尖处最大相差超过 26°,造成下游叶片攻角较大。针对这一问题提出在转子后增加静子,以增大稳定裕度,同时调整 CDFS 出口气流角,优化与下游部件的匹配。

2) 在 CDFS 转子后增加静子减小了两种工作模式下 CDFS 出口气流角度差,有利于 CDFS 与下游部件的匹配,同时改善了 CDFS 的稳定裕度。但效率与压比均有所降低。

3) 小弯角静子方案的效率、压比以及稳定裕度均高于常规静子方案,相比无静子方案,小弯角静子方案将 CDFS 的稳定裕度在单涵道模式下提高 4 个百分点,在双涵道模式提高 4.4 个百分点,是一种性能较优的 CDFS 静子方案。

参考文献:

- [1] HABRARD A. The variable-cycle engine—a solution to the economical and environmental challenge of the future supersonic transport [C]// European Symposium on the Future of High Speed Air Transport Proceedings. Strasbourg, France: [s. n.], 1990: 211-218.
- [2] HOFFMAN S. Bibliography of supersonic cruise research (SCR) program from 1977 to mid-1980 [M]. Chicago: National Aeronautics and Space Administration, 1980.
- [3] 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.
- [4] SULLIVAN T, PARKER D. Design study and performance analysis of a high-speed multistage variable-geometry fan for a variable cycle engine [R]. Chicago: National Aeronautics and Space Administration, 1979.
- [5] 葛瑶. 变循环发动机多级风扇与外涵一体化数值计算方法研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2020.
- [6] 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.
- [7] 赖安卿, 付尧明, 陈淑仙. 弯曲叶片静子对核心机驱动风扇级的影响研究 [J]. 机械设计与制造, 2016(4): 9-12.

收稿日期: 2023-03-13

(上接第 52 页)

更不易蒸发。粒径越大的粒子运动路程越长,在燃烧室内的驻留时间越长,越容易运动到燃烧室出口,即到达出口还未蒸发。

2) 在不超过 45° 的范围内适当增加周向喷射角有利于增加燃油粒子的驻留时间,有利于更大粒径的燃油粒子在到达燃烧室出口前完成蒸发,全部变为气态,从而提高整体的燃油蒸发率并提高燃烧效率,随着周向喷射角从 0° 增加到 15°,燃烧效率从 96.3% 提高到 97.2%, O_{TDF} 由 0.21 下降到 0.18。

参考文献:

- [1] 姚尚宏. 微型蒸发管燃烧室设计方法研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.
- [2] 张群, 寇睿, 黎超超, 等. 微型燃烧室蒸发管燃油雾化和蒸发特性数值研究 [J]. 航空发动机, 2019, 45(1): 1-5.

- [3] FUCHS F, MEIDINGER V, NEUBURGER N, et al. Challenges in designing very small jet engines - fuel distribution and atomization [C]// 16th International Symposium on Transport Phenomena and Dynamics of Rotating Machinery, Honolulu, USA: [s. n.], 2016.
- [4] 李超. 微型蒸发管燃烧室燃油冲击雾化蒸发的分析方法研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.
- [5] 闫泽华, 雷雨冰, 张世权, 等. 基于遗传算法的微型燃烧室一维优化设计 [J]. 机械制造与自动化, 2023, 52(4): 152-155.
- [6] 陈伟. 直射流稳焰技术及其燃烧室设计方法研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.
- [7] 焦树建. 燃气轮机燃烧室 [M]. 2 版. 北京: 机械工业出版社, 1990.
- [8] 王新月. 气体动力学基础 [M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2006.

收稿日期: 2023-03-10