

DOI:10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2026.01.013

基于 NUAA-Turbo 的多级低压涡轮非定常计算分析

宫浩亭,葛宁,余昊天

(南京航空航天大学 能源与动力学院,江苏 南京 210016)

摘要: 低压涡轮部件工作雷诺数大幅度降低会导致其效率下降,因此对低雷诺数下低压涡轮内部流动现象的研究十分重要。该文采用自主开发的 CFD 软件(NUAA-Turbo 2.0),在低雷诺数工况下,对前排尾迹的二级低压涡轮进行定常和基于多频相位延迟法的非定常数值模拟。通过计算发现低雷诺数状态下,低压涡轮效率下降明显,非定常流场分析显示该低压涡轮动叶吸力面尾缘均存在位置、大小呈现周期性变化的分离泡,这是造成损失的主要原因。

关键词: 多级低压涡轮;非定常;低雷诺数;分离泡

中图分类号: V231.3 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-5276(2026)01-0069-04

Unsteady Calculation Analysis of Multi-stage Low-pressure Turbine Based on NUAA-Turbo

GONG Haoting, GE Ning, YU Haotian

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

Abstract: As the drastical decrease of the working Reynolds number of low-pressure turbine components tends to cause inefficiency, the study of internal flow phenomena in low-pressure turbines at high altitudes and low Reynolds numbers is crucial. This paper employs the self-developed CFD software NUAA-Turbo 2.0 to conduct steady and unsteady numerical simulations based on the multi-frequency phase-lag method for a specific three-stage low-pressure turbine under low Reynolds number conditions. The calculations reveal a noticeable efficiency drop for the low-pressure turbine under low Reynolds number conditions. Unsteady flow field analysis indicates that both the suction side trailing edges of the second and third-stage moving blades of the low-pressure turbine exhibit periodic separation in terms of position and size, which is identified as the primary cause of the observed losses.

Keywords: multi-stage low-pressure turbine; unsteady; low Reynolds number; separation bubble

0 引言

随着飞机巡航高度的上升,由于大气密度下降,黏性系数增大,航空发动机的进口雷诺数将会降低^[1]。低压涡轮通常是发动机中最大的部分,占据总质量的 1/3 左右,同时也占据总成本的 15%。它的性能直接影响着航空发动机的推力、燃油效率和可靠性水平^[2]。HODSON^[3] 在 1998 年提出,低压涡轮等熵效率增加 1% 会使发动机的燃油消耗量降低 0.5%。低雷诺数状态意味着叶片表面边界层的很大一部分都是层流,因此在吸力面后部减速区域可能会出现层流分离。因此,研究低雷诺数工况下多级低压涡轮定常及非定常流动状态以求得在低雷诺数影响下降低低压涡轮的效率损失,是现代多级低压涡轮研究中十分重要的目标^[4]。多级低压涡轮中非定常尾迹对端壁二次流等存在激励与抑制作用^[5],非定常尾迹对

低压涡轮附面层的转捩也具有重要影响^[6]。此外探索多级低压涡轮中的时序效应及寂静效应这两种非定常效应,也有利于提高涡轮部件的气动效率^[7]。时序效应指的是在叶轮机内,同名叶片排叶片之间周向相对位置改变所带来的气动性能变化^[8-10]。DORNEY 等^[11] 研究发现 1.5 级涡轮效率在不同时序位置下差值可达 2%。寂静效应作用机制^[12] 则是上有周期性的尾迹能够促使叶片边界层发生转捩从而抑制分离泡使得分离再附提前即产生“寂静区”^[13]。同时分离再附也加强了流体抵抗分离的能力^[14]。在基本相同的效率下,寂静效应的利用使得 BR-710/715、TRENT 系列发动机和 GP7000 系列等大涵道比发动机的低压涡轮获得更高的气动负荷^[15-16]。可见时序效应和寂静效应可以明显改变涡轮的性能^[17]。因此,对多级低压涡轮展开非定常数值计算研究具有重要意义。

第一作者简介: 宫浩亭(1997—),男,山东潍坊人,硕士研究生,研究方向为内流与叶轮机械, gonghaoting@foxmail.com。

要研究多级低压涡轮内部流动的非定常现象,需要对其进行非定常计算。但是,多级低压涡轮具有每排叶片数多,叶片排间公约数互为质数等特点。为了模拟其中的非定常流动现象,有全通道三维非定常数值计算方法、几何缩放法、单通道相位延迟法等可供选择。由于全通道法计算需要极大的计算资源,几何缩放法会改变叶片数以及展弦比,对叶片负荷以及非定常尾迹产生较大影响,在多级环境中尤为显著;而单通道相位延迟法不仅无需改变叶型,还能节约计算资源,具有较高的实用价值。相位延迟法最早 ERDOS 等^[18]提出并称之为直接储存法,但由于此方法扩展至多排叶轮机械计算时,需要的储存空间急剧增大。为了解决此问题,HE^[19]提出了形状校正的相位延迟计算方法,将变量时间序列进行傅里叶级数分解及重构,计算过程中仅需存储傅里叶系数,使存储量大幅降低。

本文将使用课题组自主开发的 CFD 软件 NUAA-Turbo 2.0,使用形状校正的相位延迟计算方法对低雷诺数状态下的多级低压涡轮进行定常及非定常数值计算,探究内部流动机制、分析流动现象、找出其损失来源。

1 计算边界条件及结果分析

1.1 边界条件设置

采用课题组自主开发的 NUAA-Turbo 2.0^[20]进行求解。为了更加准确的模拟出 LPT 吸力面的转捩现象,采用 SST 模型耦合转捩模型。计算网格采用 HOH 型网格,叶片表面处采用正交性优秀的 O 型网格,网格量为 500 万。边界条件设定:进口总温、总压、气流角的径向分布及出口背压;叶片表面以及端壁设置壁面无滑移;采用周期性边界;工质为燃气,使用变比热容气体模型;多级叶轮机械进行单通道定常计算时,转静交界面采用掺混平面法进行处理,上一排叶片通道的出口经过周向平均后为下一排叶片通道提供进口边界条件,同时,下一排叶片通道进口边界条件经过周向平均为上一排叶片通道提供出口边界条件,非定常计算采用轴向边界和转静交界面则如前文所述,采用相位延迟法进行处理。本文计算的高、中、低雷诺数 3 个工况的不同之处在于进口总温、总压以及出口背压的给定。

1.2 计算结果分析

通过对该低压涡轮 3 个不同工况的计算得到各个工况下低压涡轮效率,其中高雷诺数工况和

中雷诺数工况下的效率较高,各级效率能达到 90% 以上,而低雷诺数工况下各级效率严重降低。

2 定常流场分析

图 1 为低雷诺数下二级低压涡轮定常计算所得的叶中截面的相对马赫数分布云图。总的来看,叶片相对马赫数分布较为合理,各排叶片吸力面流体加速至喉道处达到最大相对马赫数,减速区域较小,很好地利用了整个叶片表面进行功率输出。随着级数的增高,叶片吸力面尾缘附面层明显增厚,附面层增厚可能导致效率下降。在定常计算结果各个叶片吸力面未见分离。

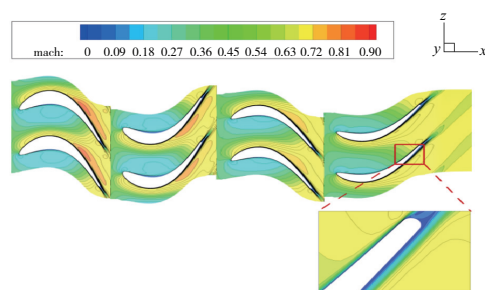


图 1 50%叶高处相对马赫数 (mach) 分布云图

3 非定常流场分析

在定常计算的基础上,继续对此低压涡轮进行考虑来流尾迹的非定常计算,图 2 为 4 个不同时刻下的熵分布云图,从熵云图中能够非常明显的看到各排叶片尾迹向下游的发展过程。随着叶排数增加,各排叶片的间的熵值也逐渐增高。尾迹的输运过程与前文提到的尾迹在叶排通道中的输运理论一致,可以观察到尾迹弯曲、拉伸以及再定向这一现象^[21]。

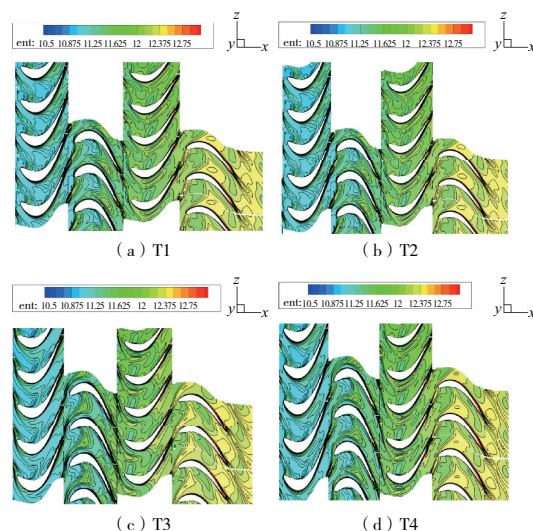


图 2 不同时刻下 50%叶高截面熵 (ent) 等值线分布

从图2中可以看到转静交界面及周期交界处的熵的分布都呈现出连续性,揭示了物理量在交界面之间的平滑过渡。此外可以清晰的看到后排叶片对尾迹的周期性切割过程以及尾迹的输运过程,呈现出明显的非定常现象。

各个时刻低压一级动叶吸力面流线及湍动能云图见图3所示。

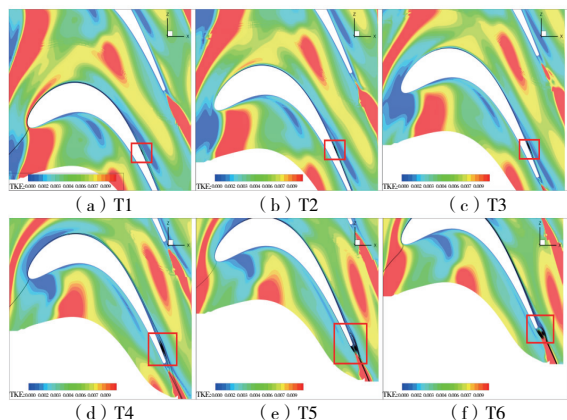


图3 各个时刻低压一级动叶吸力面流线及湍动能(TKE)云图

图3为不同时刻一级动叶流场状态。T1时刻,吸力面方框位置上方尾迹较强,叶片吸力面标红位置有较小尺度分离泡。T2时刻,由于通道内流体加速,叶片吸力面上方通道内尾迹拉长并减弱,随之吸力面分离泡尺度增大。T3时刻,叶片吸力面上方的尾迹断开,尾迹强度减弱,相应位置分离泡也有一定程度的增长。T4时刻,叶片吸力面上方通道处的尾迹继续减弱,相应地,分离泡尺度继续增大并演变成开式分离泡。T5时刻,由于较弱的尾迹被输运出叶片通道,较强的尾迹被输运过来,产生的较大分离泡开始减弱直至T6时刻,分离泡被较强尾迹抑制。

图4为低压二级动叶吸力面尾缘分离泡随时间的变化情况。T1时刻,旧尾迹即将离开叶片吸力面,新旧尾迹之间形成一段低湍流度区域,此时叶片表面流线离开壁面后又贴紧壁面,但并未形成明显的闭式分离泡,后面将结合极限流线进一步分析。T2时刻,旧的尾迹彻底离开叶片通道,叶片吸力面对应新的尾迹前缘部分产生较小的分离泡,紧随小分离泡产生再附。T3时刻,随着尾迹向下游发展,原先的小分离泡后移,分离尺度增大,但分离泡后方仍发生再附。T4时刻,尾迹继续向下游输运,分离泡尺度进一步增大并继续后移导致无法产生再附,分离则由闭式分离泡变为

开式分离。T5时刻、T6时刻,随着高湍尾迹的发展,开式分离被抑制,随着时间继续推移,叶片吸力面分离泡消失。

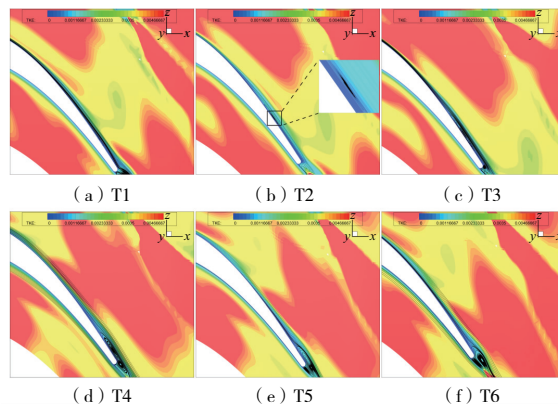


图4 不同时刻下低压二级动叶吸力面流线及湍动能(TKE)云图

结合图5发现,吸力面分离泡处并未产生明显压力平台,说明分离泡是随时间变化的。

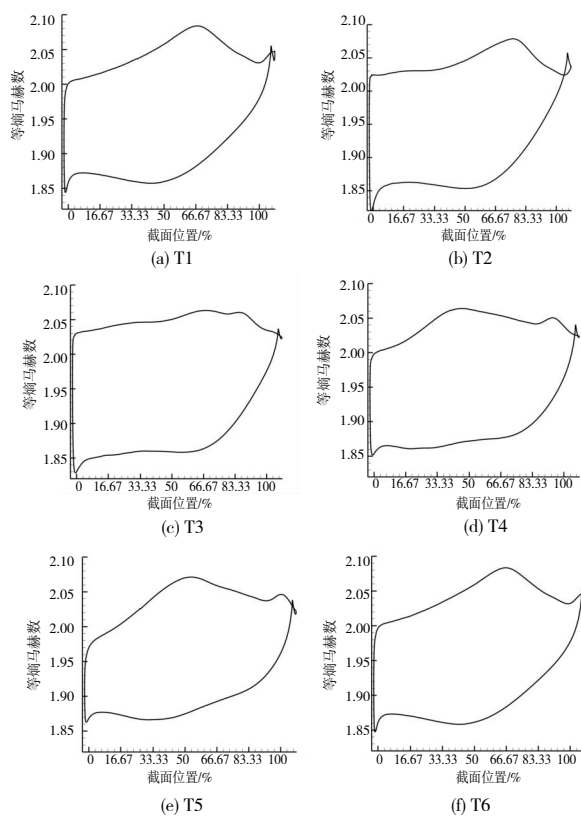


图5 二级动叶叶中截面等熵马赫数(machis)曲线

由以上分析可见,在此工况下两个动叶吸力面均存在大小、位置随时间变化的分离现象,且前排产生的非定常尾迹对分离存在明显的影响,高强度的尾迹在一定程度上能抑制分离。

在定常计算结果中,叶片吸力面尾缘呈现附

面层增厚的现象,而非定常计算则发现吸力面尾缘产生大小、位置呈周期变化的分离。这是因为定常计算中尾迹及其带来的压力脉动等影响在静转交接面被平均,即使后排层流附面层增厚,也不会造成分离,而非定常计算将尾迹的影响体现了出来,对原本易分离的层流附面层造成扰动从而产生分离。这也体现了非定常计算的重要性,使计算所得的流场更加接近真实流场。

4 结语

1) 多级低压涡轮的低雷诺数效应,主要表现为各级效率明显下降。

2) 通过非定常计算所得流场分析效率下降的主要原因是该低压涡轮动叶吸力面尾缘产生大小、位置呈周期性变化的分离泡。

3) 通过定常计算和非定常计算结果的对比,体现出非定常计算的必要性,能更高层次的反应真实流场,并表明尾迹对分离有一定的抑制作用。

参考文献:

- [1] 夏欢,王英锋. 低雷诺数条件对风扇/压气机效率的影响[J]. 机械制造与自动化,2023,52(3):11-15.
- [2] 李维,邹正平. 低雷诺数环境中低压涡轮部件的气动设计探索[J]. 推进技术,2004,25(3):219-223.
- [3] HODSON H. Bladerow interactions, transition, and high-lift aerofoils in low-pressure turbines[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 2005, 37(1):71-98.
- [4] 朱俊强,屈晓等. 高负荷低压涡轮内部非定常流动机理及其控制策略研究进展[J]. 推进技术, 2017, 38(10):14
- [5] 孙爽,谭天荣,吴兴爽,等. 正攻角状态下尾迹对低压涡轮附面层的渗透及转捩的影响[J]. 推进技术, 2021,42(11):2474-2484.
- [6] 孙爽,张哲瑜,左灿林,等. 尾迹对低压涡轮端区非定常流动影响的数值研究[J]. 推进技术,2022,43(1):144-151.
- [7] 邹正平,盛然,杜鹏程. 时序效应对高负荷低压涡轮边界层流动的影响研究[J]. 动力工程学报,2024,44(9):1424-1436.
- [8] WEI Z J, NI M, GAN X H, et al. Generation of unsteady incoming wakes for wake/blade interaction [J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 106:106127.
- [9] WEI H B, CAO Z F, LI T, et al. Parametric modelling of unsteady load for turbine cascade and its application in clocking effect optimization and load-reduction [J]. Aerospace Science and Technology, 2022, 127:107669.
- [10] FLASZYNSKI P, PIOTROWICZ M, BACCI T. Clocking and potential effects in combustor - turbine stator interactions[J]. Aerospace, 2021, 8(10):285.
- [11] DORNEY D J, SHARMA O P. Turbine performance increases through airfoil clocking [J]. International Journal of Turbo and Jet Engines, 1998, 15(2):119-128.
- [12] HODSON H P. Boundary layer and loss measurements on the rotor of an axial-flow turbine [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1984, 106(2):391-399.
- [13] RONA A, ADEBAYO DS, GOSTELOW JP. An insight into quasi two dimensional flow features over turbine blading from the works of Jonathan Paul Gostelow [J]. Journal of Turbomachinery, 2023, 145(9):090-101.
- [14] ROMERO MARTINEZ S R, GROSS A. Numerical investigation of low-pressure turbine stage with unsteady wakes [C]//AIAA Scitech 2020 Forum. Orlando, FL. Reston, Virginia: AIAA, 2020:0836.
- [15] HOWELL R J, HODSON H P, SCHULTE V, et al. Boundary layer development in the BR710 and BR715 LP turbines—The implementation of high-lift and ultra-high-lift concepts [J]. Journal of Turbomachinery, 2002, 124(3):385-392.
- [16] COBLEY K, COLEMAN N, Siden G, et al. Design of new three stage low pressure turbine for the BMW Rolls Royce BR715 Engine [C]//Proceedings of the ASME 1997 International Gas Turbine and Aero-engine Congress and Exhibition. Orlando, USA: ASME, 1997:072.
- [17] SANDBERG R D, MICHELASSI V. Fluid dynamics of axial turbomachinery: Blade - and stage - level simulations and models [J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 2022, 54:255-285.
- [18] ERDOS J I, ALZNER E, MCNALLY W. Numerical solution of periodic transonic flow through a fan stage [J]. AIAA Journal, 1977, 15(11):1559-1568.
- [19] HE L. Method of simulating unsteady turbomachinery flows with multiple perturbations [J]. AIAA Journal, 1992, 30(11):2730-2735.
- [20] 葛宁. 涡轮非定常流数值计算方法研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(5):1066-1070.
- [21] STIEGER R D, HODSON H P. The unsteady development of a turbulent wake through a Downstream Low-pressure turbine blade passage [J]. Journal of Turbomachinery, 2005, 127(2):388-394.

收稿日期:2024-01-17