

文章编号: 1674-8190(2024)01-164-05

开式风洞超声速压气机流场起动的数值研究

张天龙, 王旭, 林田琦, 许向沈, 穆文鹏

(中国航发沈阳发动机研究所 叶轮试验研究室, 沈阳 110015)

摘要: 在开式风洞超声速平面叶栅试验中, 从试验启动到叶栅建立超声速流动状态的过程, 即超声速流场起动问题, 已成为公认的难题。为建立可行的开式风洞超声速流场起动方法, 奠定开式超声速风洞的使用基础, 基于某超声速风洞, 以超声速压气机平面叶栅为研究对象, 开展三维数值仿真研究; 分析试验条件下超声速流场起动失败的原因, 制定三种流场起动方案。结果表明: 起动失败的原因为叶栅前缘形成了一道强正激波; 仅提高风洞进口总压无法建立叶栅超声速流动状态; 仅增大下壁溢流缝宽度可起动超声速叶栅流场, 但有效叶栅流道数量减少, 壁面附面层增厚; 保持上、下壁溢流缝宽度在 1 倍栅距以上, 在栅前上、下壁设置超声速墙并进行抽吸, 可有效起动超声速流场, 相邻流道出口马赫数最大波动 0.01, 出口气流角最大波动 0.09°, 周期性满足试验需求。

关键词: 开式风洞; 超声速; 流场起动; 压气机; 叶栅流场

中图分类号: V211.74

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2024.01.19

Numerical research on flow field starting of supersonic compressor in outlet-opening wind tunnel

ZHANG Tianlong, WANG Xu, LIN Tianqi, XU Xiangshen, MU Wenpeng

(Turbine Testing and Research Laboratory, AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: The process from test starting to supersonic flow state established in an outlet-opening wind tunnel, i. e. the starting problem of supersonic flow, has become a recognized challenge. In order to establish the feasible flow field starting method, and lay the foundation for the use of outlet-opening wind tunnel, three-dimensional numerical simulation research is carried out, which is based on a certain wind tunnel, and taken the panel blade of supersonic compressor as the research object. The failure reason of supersonic flow field starting on experimental condition is analyzed, and three flow field starting schemes are established. The results show that the starting failure reason is the formation of a strong normal shock wave at the leading edge of the cascade. Increasing the inlet total pressure alone cannot establish the supersonic flow. The supersonic cascade flow field can be started by increasing the overflow gap width on lower wall side, but the number of effective cascade passages is decreased and the boundary layer thickness is increased. Maintaining the width of overflow gap on the upper and lower walls at more than 1.0 pitch, the setting upper and lower supersonic walls in front of cascade and conducting suction can effectively start the supersonic flow field. The maximum fluctuation of outlet Mach number is 0.01, the maximum fluctuation of outlet flow angle is 0.09°. The periodicity can meet the experimental requirements.

Key words: outlet-opening wind tunnel; supersonic; flow field starting; compressor; cascade flow field

收稿日期: 2023-05-31; 修回日期: 2023-09-16

通信作者: 张天龙(1990-), 男, 硕士, 工程师。E-mail: zhtl369@163.com

引用格式: 张天龙, 王旭, 林田琦, 等. 开式风洞超声速压气机流场起动的数值研究[J]. 航空工程进展, 2024, 15(1): 164-168, 175.

ZHANG Tianlong, WANG Xu, LIN Tianqi, et al. Numerical research on flow field starting of supersonic compressor in outlet-opening wind tunnel[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2024, 15(1): 164-168, 175. (in Chinese)

0 引言

随着航空发动机推重比的不断增加,压气机也向更高级压比、更宽稳定工作范围发展^[1-2],要求压气机以更少的级数实现更高的压比,压气机的叶尖轮缘速度越来越高,使得压气机在部分或全部径向超过声速^[3]。由于超声速叶栅的气动性能对超声速压气机性能有决定性影响,通过超声速叶栅试验研究内部流动机理变得尤为重要。国外开展超声速平面叶栅试验研究^[4-8]的很多,Tweedt^[9]通过开展入口马赫数为 1.6 的超声速平面叶栅试验,研究了超声速叶栅流场周期性的尾板调控方法;Lepicovsky^[10]通过超声速试验研究发现边界层抽吸对叶栅周期性改善效果不明显;Weber 等^[11]通过超声速平面叶栅试验开展了周期性、附面层、激波规律等相关研究。国内开展超声速平面叶栅试验研究的较少,兰发祥等^[12]基于超声速风洞进行了跨、超声速吸附式压气机平面叶栅试验研究;唐凯等^[13]针对某高超声速叶栅开展了试验研究,通过纹影录取了不同攻角下叶栅波系结构;邱名等^[14]总结了超声速平面叶栅唯一进气角度、喉道及起动问题、激波结构等方面的研究进展,并提出了急需解决的关键技术;黄开诱等^[15]验证了风洞流场参数随喷管型面旋转的线性变化规律。国内外开展试验研究的试验器多为出口闭式试验器,但针对出口开式的超声速风洞开展的试验鲜有研究。

超声速平面叶栅流场起动问题已成为超声速内流的共性难题,比双喉道管流问题还要复杂,其第一喉道为超声速喷管,第二喉道为倾斜排列的叶栅组成的 N 个喉道。尤其在出口开式风洞中,叶栅出口背压不可调,其超声速流场起动难度更大。国内针对超声速起动问题的研究多以叶栅为研究对象,并未考虑第一喉道的影响。本文基于开式超声速平面叶栅风洞,开展风洞及试验件三维仿真研究,基于试验条件制定超声速压气机平面叶栅流场起动方案。

1 数值方法

1.1 研究对象

仿真计算域如图 1 所示,采用 1:1 等比例建模,计算模型主要由稳压段、收敛段、喷管段及试

验叶栅构成。该叶栅由 14 片超声速压气机叶片组成。定义上、下壁与首、末叶片构成的通道为上、下壁溢流缝,上、下壁溢流缝宽度为 d_1 、 d_2 。

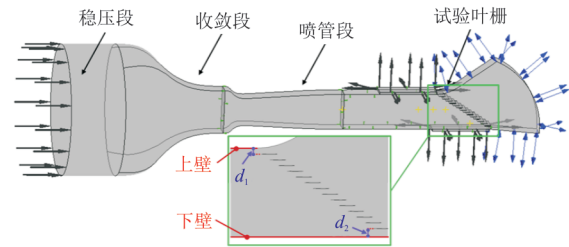


图 1 仿真模型

Fig. 1 Simulation model

1.2 计算设置

采用商用软件 CFX 进行计算,进口设定为亚声速进口,给定总温、总压。出口设定为亚声速出口,设定 opening 边界条件,给定静压为大气压。叶片表面设定为无滑移、绝热壁面,栅前抽吸出口给定抽吸背压。湍流模型采用 $k-\omega$ 模型。

采用 ICEM CFD 划分结构化网格,如图 2 所示,各曲面及叶片划分 O-Block 拓扑,壁面处做网格加密处理,以叶栅进口截面总压损失系数 (C_{pt}) 做网格无关性验证。网格无关性验证结果如图 3 所示,本文选用的计算网格总数 386 万,其中试验叶栅段网格 242 万。

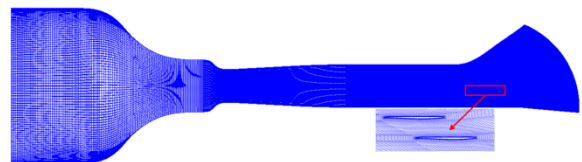


图 2 计算网格

Fig. 2 Computational grid

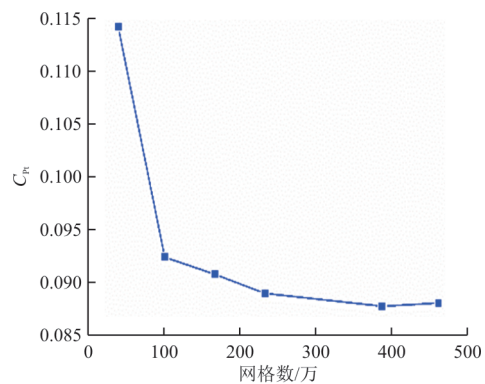


图 3 网格无关性验证

Fig. 3 Grid independence verification

C_{Pt} 定义如式(1)所示。

$$C_{Pt} = (P_{0t} - P_{it}) / P_{0t} \quad (1)$$

式中: P_{0t} 为进口总压; P_{it} 为特征截面总压。

喷管壁面等熵马赫数轴向分布的试验和仿真结果对比如图4所示,横坐标基于喷管长度进行无量纲处理,可以看出:数值与试验结果吻合良好,说明采用的数值方法可靠。

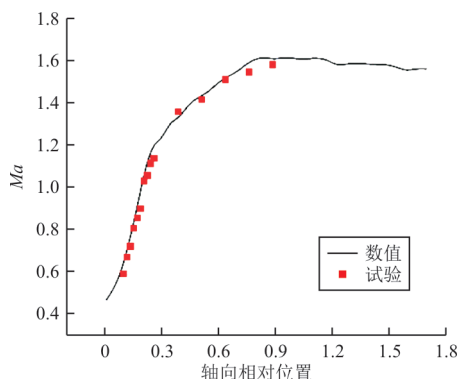


图4 喷管壁面等熵马赫数轴向分布
Fig. 4 Axial distribution of isentropic Mach number on nozzle wall

2 结果分析

2.1 未起动流场

某试验条件下叶中截面马赫数分布如图5所示,上、下壁为固壁结构,上、下壁溢流缝宽度为1倍栅距,可以看出:喷管出口最大马赫数为1.61,平直段内附面层有增厚;超声速气流到达叶栅前缘位置时,叶栅作为扰动源,各叶片前缘均产生脱体弓型激波或前缘外伸波,多道激波在上、下壁之间反射,最终形成了强正激波;超声速气流经过激波后,马赫数急剧降低至0.81左右。

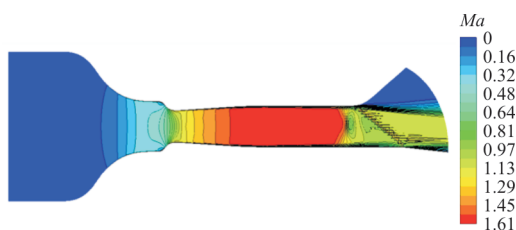


图5 叶中截面马赫数分布(未起动)
Fig. 5 Mach number distribution in middle span cross-section (not started)

2.2 不同起动方案对比分析

针对2.1节流场未起动的诱因,结合多喉道管

流起动理论^[16],提出三种起动方案:增大进口总压,增大下壁溢流缝,上、下壁超声速墙抽吸。

2.2.1 增大进口总压

增大进口总压方案的叶中截面马赫数分布如图6所示,进口总压为未起动条件的3倍,可以看出:增大进口总压可使图5激波后移,但近下壁5个叶片流道处仍有激波结构存在,降低了下部5个流道的流通能力,流体堵塞于近下壁区域。此种现象也从侧面证明了造成图5正激波形式的主要诱因应为多个叶片外伸波及其在下壁面反射波的累加效应。虽然栅前达到了1.6Ma的超声速流动状态,但由于进口总压过大,出口静压小于进口静压,导致叶栅为加速流动状态,不符合超声速压气机叶栅的激波增压流动规律。维持栅前超声速需要保持进口在较大总压下,气源消耗增大,风洞在这种情况下工作是不经济的。因此增大进口总压的方案效果不佳。

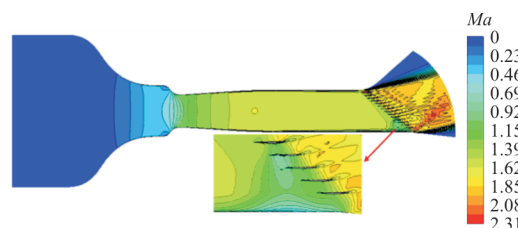


图6 叶中截面马赫数分布(增大总压)
Fig. 6 Mach number distribution in middle span cross-section (increasing total pressure)

2.2.2 增大下壁溢流缝

叶栅喉部流量小于风洞来流流量,流体堵塞于叶栅与下壁夹角区域。保持进、出口条件与未起动条件一致,增大末端叶片与下壁面溢流缝宽度至4倍栅距,尝试通过增大叶栅流通面积的方式将堵塞的“溢流”流量排出。

增大溢流缝方案叶中截面马赫数分布如图7所示。

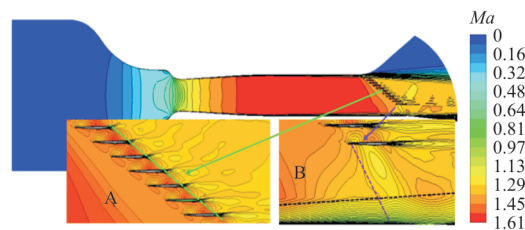


图7 叶中截面马赫数分布(增大溢流缝)
Fig. 7 Mach number distribution in middle span cross-section (increasing the overflow gap)

从图7可以看出:A区域中栅前流场达到了超声速,且除上、下溢流缝通道外,所有叶栅流道均符合超声速流动特征,叶栅尾缘形成一道斜激波,静压升约为1.2,因此可以判定叶栅流场起动成功;B区域中末叶片前缘外伸波与下壁边界层相互作用,边界层增厚,整体厚度可达1倍栅距。

2.2.3 上、下壁超声速墙抽吸

由于叶栅前缘的激波系会在上、下壁之间进行反射,与壁面附面层相互干扰,形成复杂的波系结构,进而影响栅前流场品质,因此在上、下壁设置超声速墙,一方面为了消除激波在壁面的反射,另一方面通过抽吸降低来流附面层厚度,吸除堵塞的“溢流”流量,建立超声速流场起动条件。

保持上、下溢流缝宽度为1倍栅距,在A1和A2位置设置两面槽式超声速墙,如图8所示,可以看出:上超声速墙位于首片叶片前、距离前缘0.3倍轴向弦长位置,下超声速墙位于末片叶片前、距离末片叶片尾缘0.3倍弦长位置。保持进、出口条件与未起动条件一致,对上、下超声速墙进行抽吸,抽吸流量为主流流量的3.2%。B区域中,与图7中A区域结果相近,超声速叶栅流场起动成功,栅前达到 $1.61Ma$ 的超声速条件,尾缘处形成一道斜激波,静压升为1.23。与增大溢流缝方案相比,起动叶栅流道数量由7个增至11个,增大了试验时测量通道的选择性。由于仿真未考虑稳压段前端附面层厚度,试验条件下附面层厚度比仿真条件厚,栅前激波系与附面层作用将更加剧烈。因此综合考虑,保证溢流缝宽度适宜条件下(1倍栅距以上),设置上、下超声速墙并进行抽吸控制是较为合适的超声速流场起动方案。

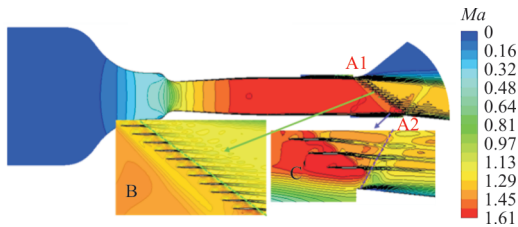


图8 叶中截面马赫数分布(上、下壁抽吸)
Fig. 8 Mach number distribution in middle span cross-section (upper and lower wall suction)

图8中的C区域在下超声速墙末端形成了一道斜激波,该激波对近下壁两个叶栅流道的流场

影响较为严重,可明显观察到尾迹向下偏折,对应气流角偏差增大,这是由于超声速墙轴向位置靠前。为降低斜激波对栅后流场的影响,应将超声速墙位置向栅后延伸,此项研究未在本文开展,将作为后续研究内容。

2.3 周期性分析

栅后截面(距尾缘额线0.6倍弦长)马赫数、气流角(β_2)分布云图如图9~图10所示,A区域为下壁斜激波所处位置,可以看出:B区域两个流道受激波影响较为明显,导致马赫数增大、气流角减小,其余区域周期性较好。

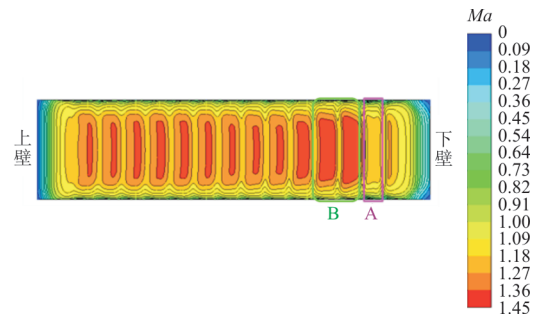


图9 栅后截面马赫数分布云图
Fig. 9 Mach number distribution in the cross-section behind the cascade

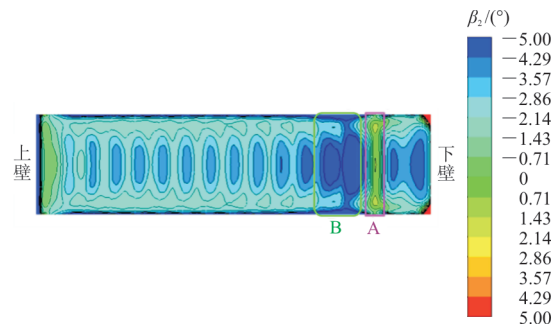


图10 栅后截面气流角分布云图
Fig. 10 Airflow angle distribution in the cross-section behind the cascade

栅前(距前缘额线1倍栅距)及栅后中径处马赫数分布如图11所示,可以看出:B区域受斜激波影响马赫数增大,0.51额向相对位置后的6个叶栅通道内,栅前马赫数均达到 $1.6Ma$,均匀程度较高;相邻流道主流区出口马赫数最大波动 $0.01Ma$,马赫数周期性可满足试验需求。

栅前及栅后中径处气流角分布如图12所示,可以看出:0.51额向相对位置后5个叶片通道内,

相邻流道主流区进口气流角最大波动 0.3° , 出口气流角最大波动 0.09° , 气流角周期性满足试验需求。

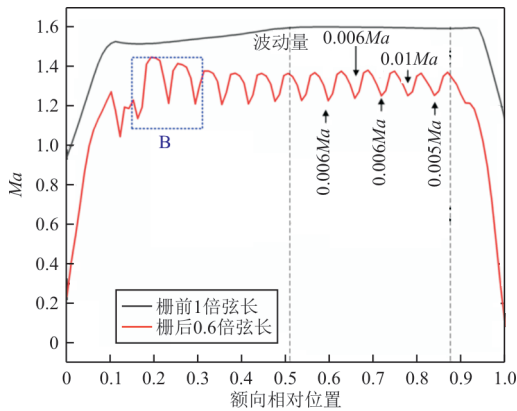


图 11 栅前、栅后中径处马赫数分布
Fig. 11 Mach number distribution at middle span before and after the cascade

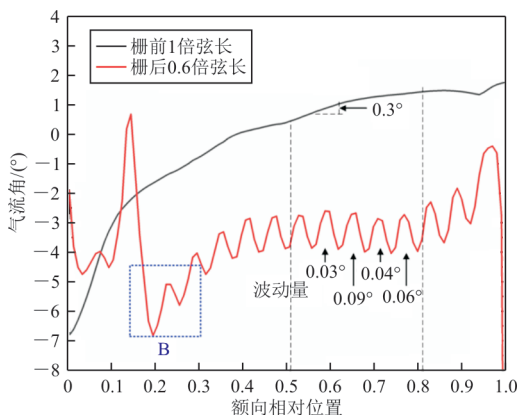


图 12 栅前、栅后中径处气流角分布
Fig. 12 Air flow angle distribution at middle span before and after the cascade

综上所述,上、下壁超声速墙抽吸方案可获得最大起动叶栅流道数,且叶栅进、出口周期性良好,属最优起动方案。

3 结 论

1) 对于开式风洞而言,仅增大进口总压无法起动超声速流场,流体多堵塞于下壁与叶栅形成的角区,叶栅为加速流动状态。

2) 增大下壁溢流缝可使超声速流场起动成功,但未采用边界层控制手段,下壁处边界层厚度增加。

3) 上、下壁超声速墙抽吸搭配合理溢流缝宽度,可成功起动超声速流场,同时可控制边界层厚度、削弱栅前激波反射;相邻流道主流区出口马赫数最大波动 $0.01Ma$, 出口气流角最大波动 0.09° , 周期性可满足试验需求。

参 考 文 献

- [1] 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(5): 490-496.
LIU Daxiang, CHENG Ronghui. Current status and development direction of aircraft power technology in the world [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2002, 28(5): 490-496. (in Chinese)
- [2] 陈海生,谭春青. 叶轮机械内部流动研究进展[J]. 机械工程学报, 2007, 43(2): 1-12.
CHEN Haisheng, TAN Chunqing. Review of investigation into internal flow of turbomachinery [J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2007, 43(2): 1-12. (in Chinese)
- [3] 江雄,邱名,范召林. 喉道对压气机超声叶栅流态及性能的影响[J]. 航空学报, 2017, 23(3): 120-131.
JIANG Xiong, QIU Ming, FAN Zhaolin. Effect of supersonic compressor cascade throat on flow pattern and cascade performance [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 23(3): 120-131. (in Chinese)
- [4] SCHREIBER H A, STEINERT W, SONODA T, et al. Advanced high turning compressor airfoils for low Reynolds number condition, part I: design and optimization [J]. Journal of Turbomachinery, 2004, 126(4): 482-292.
- [5] OLHOFFER M, ARIMA T, SONODA T, et al. Aerodynamic shape optimization using evolution strategies in optimization in industry III [R]. Berlin: Springer, 2003.
- [6] JAMES F S, THOMAS F G, LEO F D. Redesign and cascade tests of a supercritical controlled diffusion stator blade-section [C] // 20th Joint Propulsion Conference. US: AIAA, 1984: 11-13.
- [7] DALLMANN U. Topological structures of three-dimensional flow separation [C] // 45th AIAA Fluid Dynamic Conference. Göttingen, Germany: AIAA, 2015: 1-8.
- [8] ROGER T, GRIGORY A, ROBERT A, et al. Wind tunnel testing of a one-dimensional laser beam scanning and laser sheet approach to shock sensing: NASA/TM-2012-217439 [R]. US: NASA, 2012.
- [9] TWEEDT D L. Experimental investigation of the performance of a supersonic compressor cascade [C] // 33rd International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Expositions. Netherlands: AIAA, 1988: 1-7.
- [10] LEPICOVSKY J. On flowfield periodicity in the NASA transonic flutter cascade, part I: experimental study [EB/OL]. [2023-05-31]. <https://www.researchgate.net/pro>