

引气对多级轴流压气机性能影响的数值研究

姚丁夫, 成金鑫, 陈江, 杜刚

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 首先以单级轴流压气机 NASA-Stage 35 为研究对象, 采用数值模拟方法, 对单级轴流压气机引气机理进行研究, 并将相关结论应用于某 9 级轴流压气机的引气研究中. 结果表明: 引气对单级和多级轴流压气机内部流场的影响基本一致, 多级轴流压气机受级间匹配特性影响总体性能变化与单级轴流压气机有所差别. 转子端壁引气能够吸除叶尖间隙低能流体并增强转子通道内径向流动, 减小叶尖损失, 提升级压比和级效率. 静子端壁引气能够减小静子端区损失, 提升级效率.

关 键 词: 轴流压气机; 引气; 数值模拟; 总体性能; 内部流场

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Numerical investigation of bleeding effect on performance of multistage axial compressor

YAO Ding-fu, CHENG Jin-xin, CHEN Jiang, DU Gang

(School of Energy and Power Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: In the first place, with the single-stage axial compressor NASA-Stage 35 as research object, the bleeding mechanism of single-stage axial compressor was investigated by numerical simulation, and the research conclusion was applied to the bleeding investigation of the nine-stage axial compressor. The results show that bleeding effect on inner flow-field of single-stage and multistage axial compressors is basically the same, and there is some difference of overall performance between single-stage and multistage axial compressors with the effect of inner-stage matching. Rotor endwall bleeding can remove low-energy fluid in tip clearance and enhance the radial flow in rotor channel, therefor, the tip loss is reduced and the pressure ratio and efficiency of stage are increased. Stator endwall bleeding can reduce the endwall loss of stator and increase the efficiency of stage.

Key words: axial compressor; bleeding; numerical simulation; overall performance; inner flow-field

多级轴流压气机是航空发动机和燃气轮机的核心部件. 由于飞机环境控制和航空发动机热端

部件冷却等^[1]原因, 需要从多级轴流压气机的中间级引气. 这不仅影响了压气机自身性能, 还对航

收稿日期: 2014-07-21

基金项目: 国家自然科学基金(51576007); 航空基金重点项目(2011ZB24002)

作者简介: 姚丁夫(1989—), 男, 黑龙江佳木斯人, 硕士生, 主要从事流体机械研究. E-mail: ydf99992008@126.com

通讯作者: 陈江(1963—), 男, 四川开江人, 教授、博士生导师, 博士, 主要从事航空发动机与燃气轮机中压气机、涡轮气动设计与数值仿真研究. E-mail: chenjiang27@buaa.edu.cn

空发动机和燃气轮机乃至飞机和电站的性能与可靠性带来极大影响. 引气对压气机性能的影响主要从实验和数值两方面, 分别对引气的结构、位置和流量展开研究, 目前仍集中在对机理的探索.

Conan 等^[2]的研究指出: 在引气边界上, 给定引气量或静压条件能够分别得到近于真实流动的的压力和速度分布. Gummer, Dobrzynski 等^[3-4]在高负荷带导叶单级轴流压气机端壁上研究了最佳引气位置, 指出静叶内端壁引气能够有效控制叶背的流动分离. Leishman 等^[5-7]针对单排叶片中引气的结构、位置和流量进行了大量的数值模拟和实验研究. Poenick 等^[8]通过对叶排通道内的端壁进行引气计算和实验, 指出引气能够降低损失和提升压比. Merchant 等^[9]对跨声风扇进行的引气研究表明: 适量的引气能够改善流场, 提高级压比.

国内张皓光等^[10]研究了引气对双级轴流压气机气动性能的影响, 指出压气机进出口条件不变时, 引气能够增加进口流量. 邓峰、顾春伟等^[11-12]对压气机级间引气进行数值模拟研究, 揭示了引气具有提高效率的潜力. 侯丽娜等^[13]以带导叶的单级轴流压气机为研究对象, 表明顺流向引气有利于提高喘振裕度. 赵斌等^[14-15]在单级轴流压气机中, 研究了引气的位置和流量对轴流压气机性能的影响. 沙心国等^[16-17]针对多级轴流压气机进行引气的数值模拟研究, 表明级间引气能够提高压气机的总压比和效率.

国内外研究人员对引气的研究主要集中在单级或级数较少的轴流压气机机理方面, 在多级轴流压气机中引气对其性能影响的研究很少涉及. 本文首先对具有实验结果的单级轴流压气机 NASA-Stage 35 进行引气机理的数值模拟研究; 然后将相关结论应用于实际 9 级轴流压气机引气的数值研究中, 进一步探讨级间引气对多级轴流压气机总体性能及内部流场的影响, 寻求最佳的引气方案.

1 数值方法及校验

1.1 研究对象

以单级轴流压气机 NASA-Stage 35 为数值校验和单级引气的研究对象, 如图 1 所示. NASA-Stage 35 的设计转速为 17188 r/min, 设计点流量为 20.188 kg/s, 总压比和效率分别为 1.82 和 0.845.



图1 单级轴流压气机 NASA-Stage 35 示意图

Fig. 1 Diagram of single-stage axial compressor NASA-Stage 35

1.2 研究方法

采用 CFD 数值模拟开展轴流压气机引气研究. 压气机叶片排采用 Numeca 软件的 Autogrid 5 模块生成主流流道网格, 围绕叶片采用 O 型结构化网格. 在保证计算精度并减小计算量的前提下, 压气机单排叶片网格数约为 50 万. 空间离散采用 Jameson 的有限体积差分格式, 时间推进采用 4 阶 Runge-Kutta 法迭代求解. 湍流模型采用 Spalart-Allmaras 模型, 工质为实际空气. 为提高计算效率, 采用多重网格、局部时间步和残差光顺加速收敛. 压气机出口采用简单径向平衡方程并给定轮毂处背压, 动/静叶交界面采用混合平面法, 保证交界面处流量、动量和能量守恒.

引气槽采用网格建模, 网格数约为 4 万. 通过 full non-matching 与主流流道连接, 引气槽出口给定流量边界条件, 调整边界条件控制引气量. 不考虑引气结构内部流动损失, 效率选取压气机流道进、出口截面的总参数来计算, 流道出口包括主流流道出口和引气槽进口^[18].

1.3 数值方法校验

图 2 是 NASA-Stage 35 在设计转速、无引气条件下数值计算和实验结果的特性分布. 无量纲流量 $\dot{m}$ 为实际流量与堵塞流量的比值. 从总体性能看, 数值计算的总压比、效率和喘振裕度均小于实验结果, 喘振裕度相差 2.9%. 表 1 是计算和实验在峰值效率点 ($\dot{m}=0.995$) 与近失速点 ($\dot{m}=0.893$) 处总体性能对比. 由表可知, 计算结果存在一定误差, 但相对误差均保持在 5% 范围内, 并且特性线分布趋势具有较好的一致性.

图 3 是峰值效率点处, 转子出口气流角和静子出口总压比沿叶高分布. 数值计算的转子出口气流角基本贴合实验结果, 静子出口总压比小于实验值, 但两者分布趋势基本吻合. 数值计算和实验结果在总体性能和内部流场的分布趋势上具有较好一致性, 数值计算能够近似模拟实验结果, 利用数值计算对压气机引气进行研究是可行的.

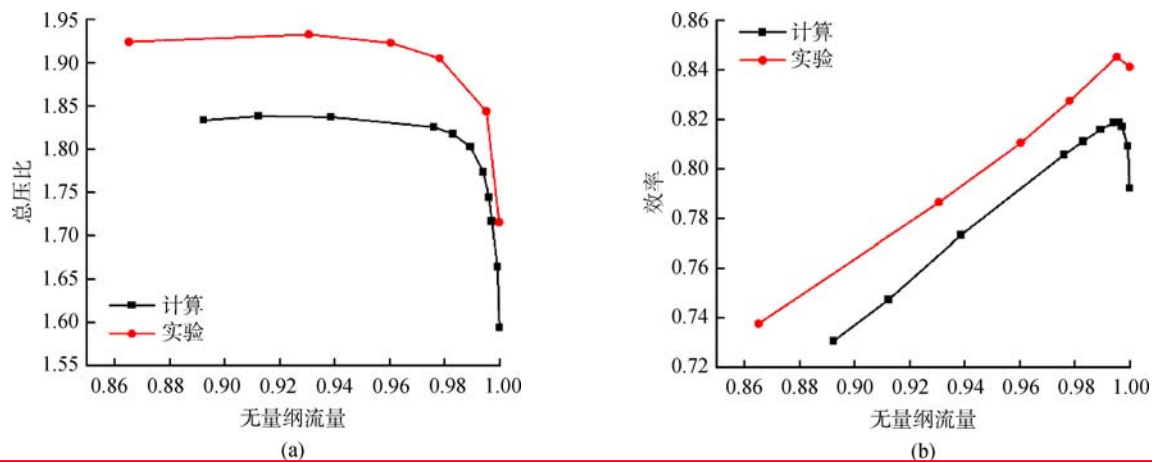


图 2 计算和实验的无量纲流量-总压比/效率特性曲线

Fig. 2 Normalized mass flow-total pressure ratio/efficiency performance curves of calculation and experiment

表 1 峰值效率点和近失速点总体性能对比

Table 1 Comparison of overall performance at peak efficiency point and near stall point

工况	总压比			效率		
	计算值	实验值	相对误差/%	计算值	实验值	相对误差/%
峰值效率点	1.759	1.843	4.6	0.8187	0.8451	3.1
近失速点	1.834	1.927	4.8	0.7313	0.7585	3.6

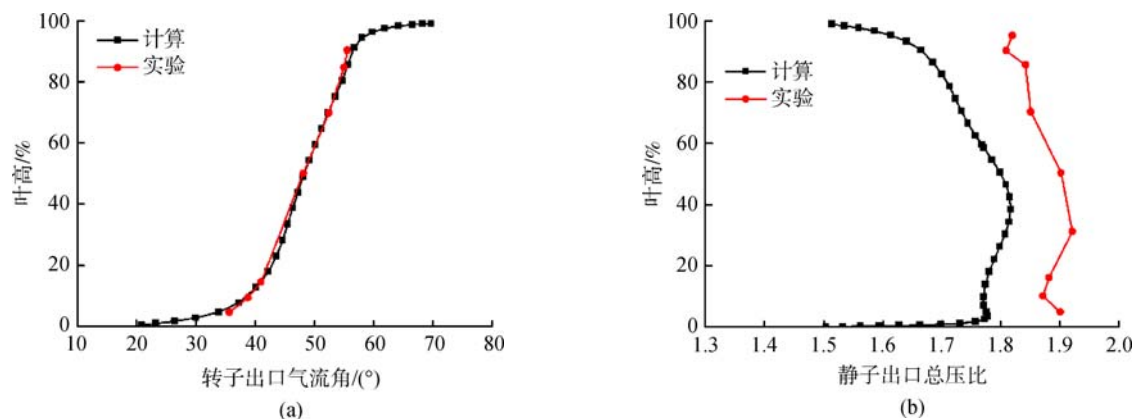


图 3 计算和实验的转子出口气流角和静子出口总压比沿叶高分布(峰值效率点处)

Fig. 3 Rotor outlet flow angle and stator outlet total pressure ratio of calculation and experiment along spanwise (peak efficiency point)

2 单级轴流压气机引气数值研究

2.1 引气方案

根据引气位置设计 3 种引气方案, D_1 和 D_2 分别为转子和静子的叶尖轴向弦长, 具体引气结构如图 4 所示. 方案 A 在转子端壁引气, 由于该位置的最大引气量约为主流流量的 1.2%, 因此引气量设为 1%; 方案 B 和方案 C 分别在静子前缘和静子叶背处引气, 引气量设为 1%, 2% 和

3%, 即方案 B1, 方案 B2, 方案 B3, 方案 C1, 方案 C2 和方案 C3. 各方案的引气槽周向数量与对应叶排叶片数相同.

2.2 转子端壁引气

2.2.1 对单级轴流压气机总体性能影响

图 5 是方案 A 的特性曲线. 转子端壁引气对效率影响较小. 在设计点 ($\dot{m} = 0.992$) 附近, 方案 A 相比于无引气的效率有所提升, 最大提升幅度为 0.59%. 引气对单级轴流压气机总压比和喘振

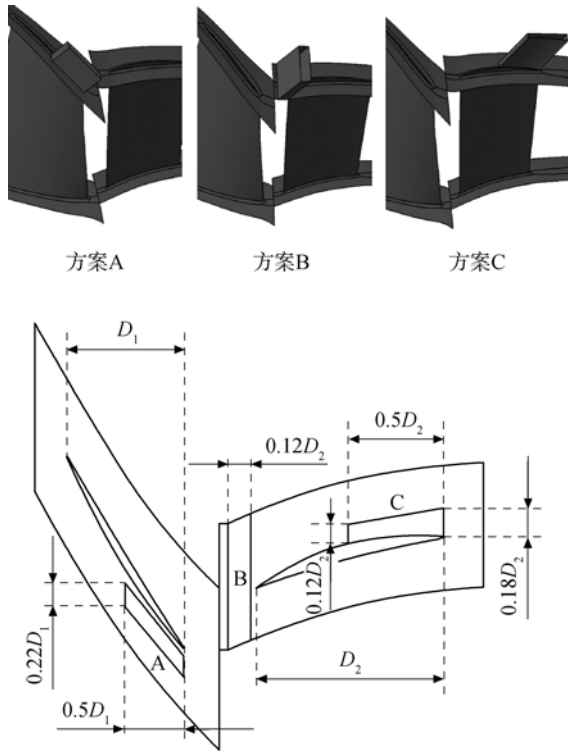


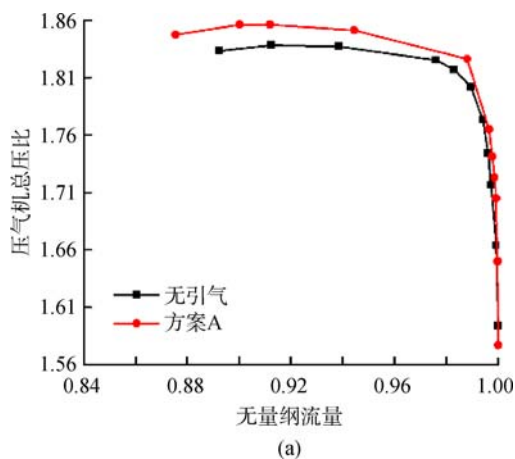
图4 单级轴流压气机各引气方案示意图

Fig. 4 Diagram of single-stage axial compressor bleeding plans

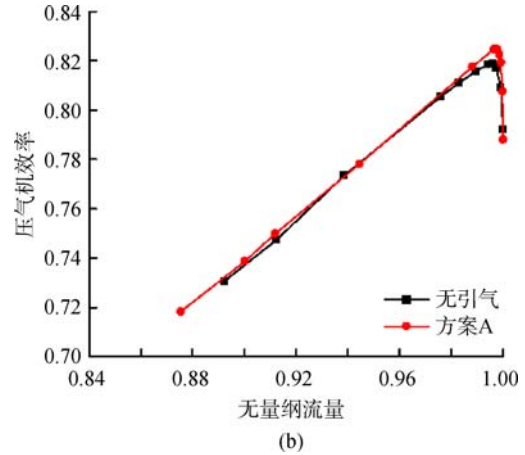
裕度有较明显影响. 在 $\dot{m} < 0.995$ 时, 随着流量减小, 压气机总压比提升逐渐显著. 在近失速点 ($\dot{m} = 0.893$) 处, 方案 A 的总压比相对于无引气增大了 1.1%. 方案 A 扩大了压气机的流量范围, 喘振裕度为 16.2%, 相比无引气增大了 2.3%.

2.2.2 对内部流场的影响

图 6 是方案 A 在设计点 ($\dot{m} = 0.992$) 处, 转子总压比和总压损失系数沿叶高分布. 引气使转子总压比在全叶高范围内均有提升, 尤其是 20% 以上叶高区域提升最为显著. 随叶高高度增加, 叶片切向速度增大, 作功能力增强; 同时, 引气增强了

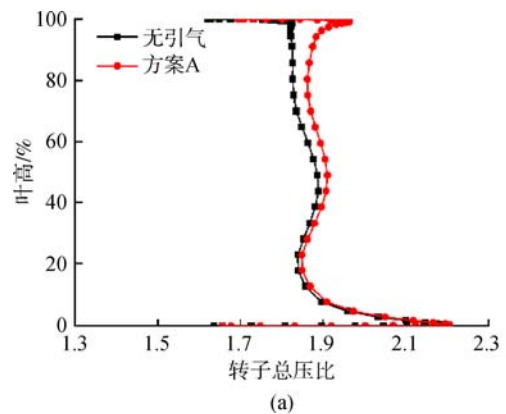


(a)

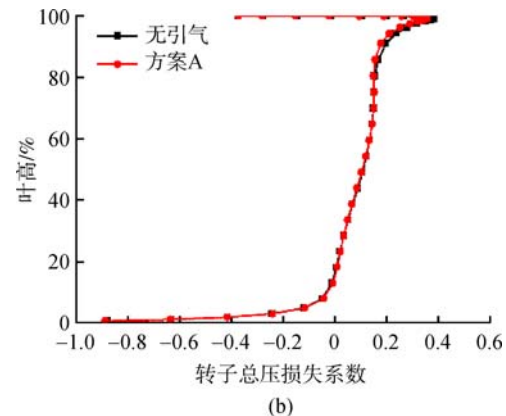


(b)

图5 方案 A 无量纲流量-压气机总压比/效率特性曲线
Fig. 5 Normalized mass flow-compressor total pressure ratio/efficiency performance curves of plan A



(a)



(b)

图6 方案 A 转子总压比/总压损失系数沿叶高分布
Fig. 6 Rotor total pressure ratio/total pressure loss coefficient of plan A along spanwise

转子通道内气流的径向流动, 使更多高能流体向叶尖聚集, 从而提高了转子的增压能力. 在 80% 以上叶高区域, 引气吸除了叶尖通道内的低能流体, 减少了端区损失, 因此叶尖附近的总压损失系

数明显减小,效率提高。

2.3 静子前缘引气

2.3.1 对单级轴流压气机总体性能影响

图7是方案B的特性曲线。随着流量减小,各方案压气机总压比相对无引气均有小幅降低,在设计点($\dot{m}=0.992$)附近变化最为明显,但总体相差不大。静子前缘引气使压气机在全流量范围内的效率有明显提升,压气机效率随引气量的增大而增大,但提高幅度逐渐减小。方案B3的峰值效率和近失速工况效率分别提升了近1%。压气机流量范围明显扩大,喘振裕度为17.6%,相比无引气提高了3.7%。

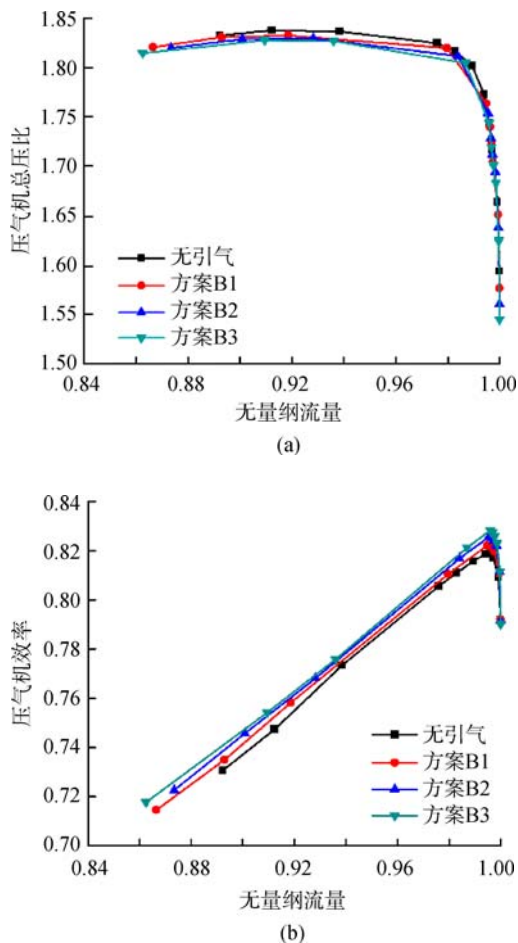


图7 方案B无量纲流量-压气机总压比/效率特性曲线
Fig. 7 Normalized mass flow-compressor total pressure ratio/efficiency performance curves of plan B

2.3.2 对内部流场的影响

图8是方案B在设计点($\dot{m}=0.992$)处,静子进口气流角和静子总压损失系数沿叶高分布。由于引气结构为周向引气槽,故对气流的周向速度影响较小,然而对静子进口的轴向速度和径向速

度有明显影响。在引气的抽吸作用下,轴向速度和径向速度分别在全叶高和50%叶高区域内减小,由速度三角形可知,静子的进口气流角增大,进口气流角增大使静子进口流场得到改善,出口处因分离带来的流动损失降低,从而减小了静子端区附近的总压损失,提高了压气机效率。

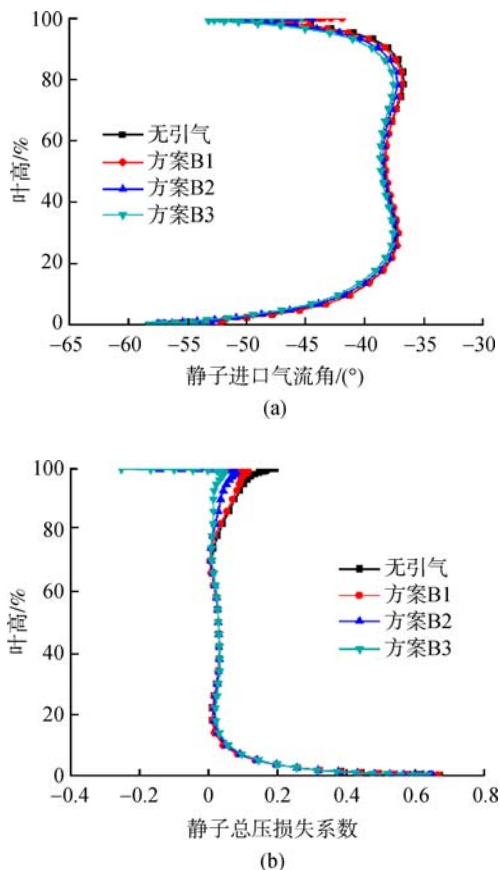


图8 方案B静子进口气流角/静子总压损失系数沿叶高分布

Fig. 8 Stator inlet flow angle/stator total pressure loss coefficient of plan B along spanwise

2.4 静子叶背引气

2.4.1 对单级轴流压气机总体性能影响

图9是方案C的特性分布。引气对压气机总压比影响较小,在 $\dot{m}=0.975$ 附近,总压比随引气量的增大有小幅降低。压气机在全流量范围内的效率都有明显提升,提升幅度随引气量的增大而减小。静子叶背引气扩大了压气机的流量范围和喘振裕度。方案C3的峰值效率和近失速工况效率相对于无引气分别提升了近0.5%和0.9%,喘振裕度为17.8%,相比无引气提高了3.9%。

2.4.2 对内部流场的影响

图10是方案C在设计点($\dot{m}=0.992$)处,静

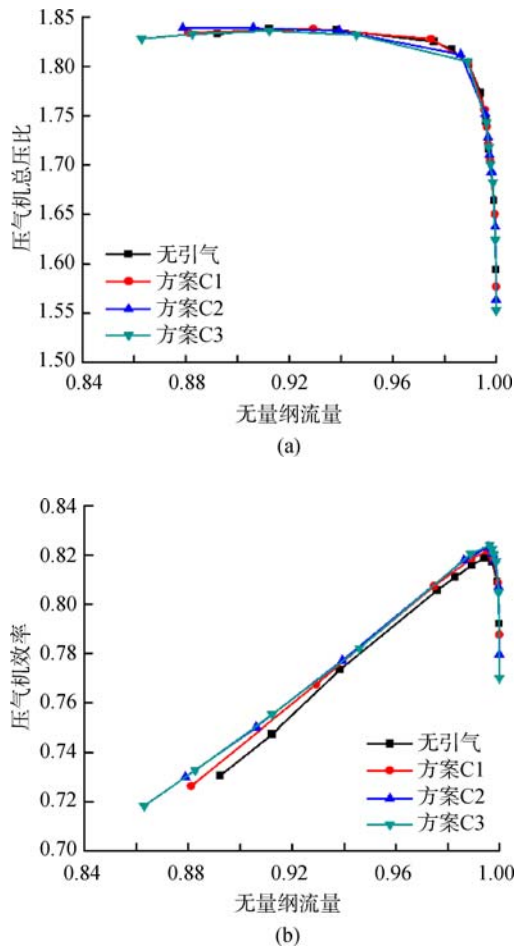


图9 方案C无量纲流量-压气机总压比/效率特性曲线
Fig. 9 Normalized mass flow-compressor total pressure ratio/efficiency performance curves of plan C

子出口气流角和总压损失系数沿叶高分布. 引气使端区气流沿静子叶盆到叶背的周向流动增强, 周向速度减小, 静子叶背处分离带来的流动损失降低, 因此端区总压损失系数明显减小, 压气机效率提高. 由速度三角形可知, 静子出口气流角随周向速度的减小而减小, 随着引气量的增大, 静子端区出口气流角逐渐减小.

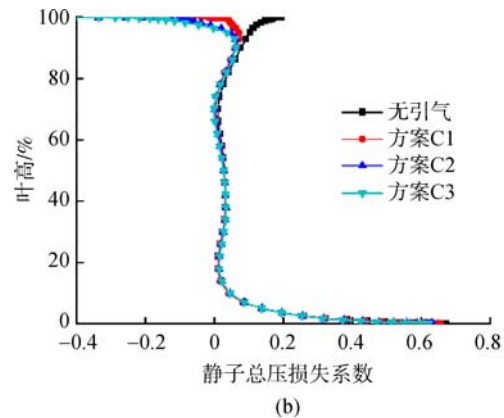
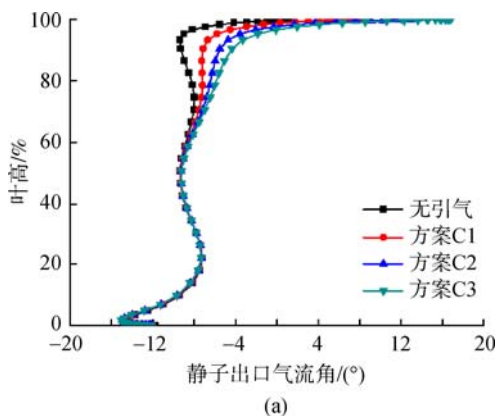


图10 方案C静子出口气流角/静子总压损失系数沿叶高分布
Fig. 10 Stator outlet flow angle/total pressure loss coefficient of plan C along spanwise

2.5 引气机理相关结论

由单级轴流压气机引气研究可知: 从总体性能来看, 转子端壁引气能够增大压气机总压比, 并在设计点附近提升压气机效率; 静子前缘和静子叶背引气能够提升压气机效率, 但是在流量小于设计点时, 总压比略有降低. 从内部流场来看, 转子端壁引气吸除了叶尖通道低能流体, 减小了叶尖损失, 并且增强了气流径向流动, 提升了转子做功能力; 静子前缘引气增大了静子进口气流角, 降低了静子端区的总压损失; 静子叶背引气增强了通道内气流沿叶盆到叶背的周向流动, 减小了因叶背分离带来的流动损失.

3 多级轴流压气机引气数值研究

3.1 研究对象

多级轴流压气机以某9级轴流压气机为研究对象, 如图11所示. 该压气机设计转速为9700 r/min, 设计点流量为100.8 kg/s, 效率和总压比分别为0.885和5.2.



图11 9级轴流压气机示意图
Fig. 11 Diagram of nine-stage axial compressor

3.2 引气方案

在单级轴流压气机引气研究的相关结论基础上, 结合9级轴流压气机的实际引气量, 设计3种引气方案(方案A, 方案B, 方案C), 引气位置为9级轴流压气机的第5级, 引气量设为主流流量的

3.5%。具体引气结构如图12所示,分别在转子端壁、静子前缘和静子叶背处引气。各方案引气槽周向数量与对应叶排叶片数相同。

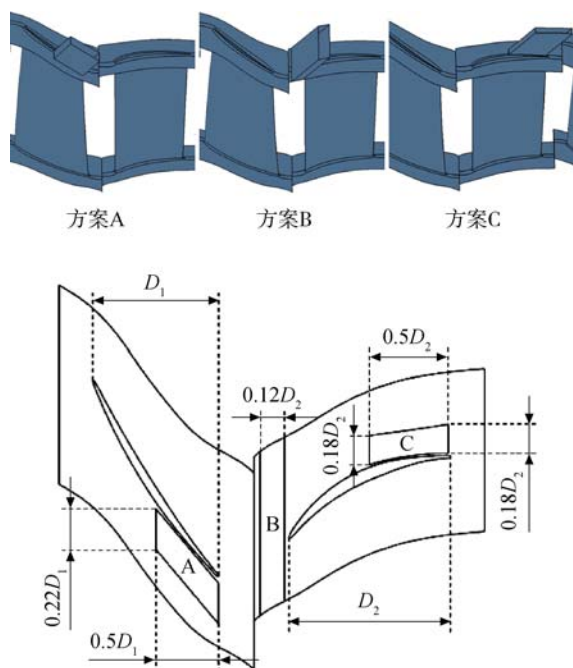
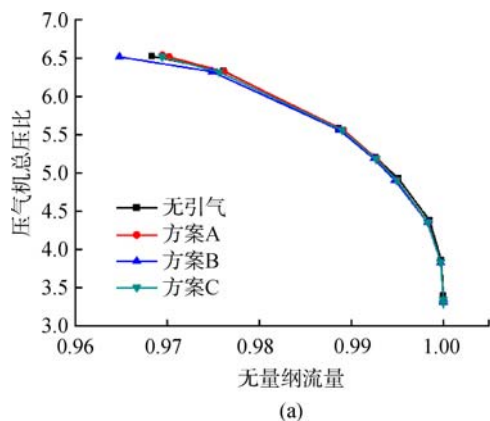


图12 9级轴流压气机各引气方案示意图

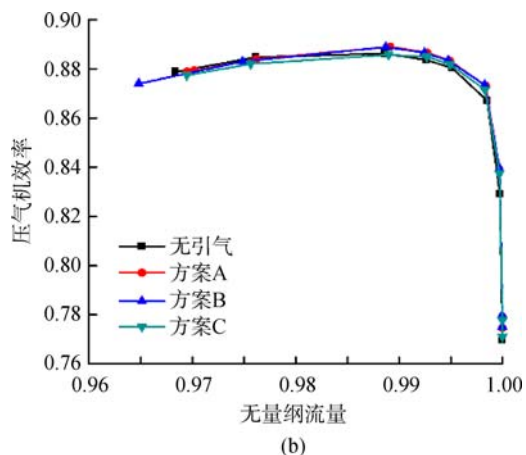
Fig. 12 Diagram of nine-stage axial compressor bleeding plans

3.3 对多级轴流压气机总体性能影响

图13是各引气方案的特性曲线。各方案对压气机总压比影响较小,方案B在近失速点($\dot{m}=0.968$)附近,总压比略有降低,总体相差不大。方案A和方案B的效率除在近失速点略有下降外,其余流量范围内均有提升,最大提升幅度为0.4%;方案C的效率只在 $\dot{m}>0.989$ 时略有提升。除方案B扩大了流量范围外,其余方案与无引气相差不大,因此方案A和方案C的喘振裕度变化很小。方案B和无引气的喘振裕度分别为



(a)



(b)

图13 各引气方案无量纲流量-压气机总压比/效率特性曲线

Fig. 13 Normalized mass flow-compressor total pressure ratio/efficiency performance curves of bleeding plans

29.8%和28.6%,相比无引气提高了1.2%。

3.4 对内部流场的影响

图14是各引气方案在设计点($\dot{m}=0.993$)处,第5级转子出口相对马赫数和转子出口气流角沿叶高分布。各方案均增大了转子出口马赫数,方案A对85%以上叶高区域、方案B和方案C对全叶高范围内的转子出口马赫数均有较明显影响。方案A吸除了叶尖间隙的低能流体,增强了转子通道内主流的径向流动,使得叶尖通道的流量增加,出口气流速度增大,因此端区的出口马赫数增大。方案B和方案C的转子出口相对马赫数变化趋势基本一致,两个方案均在静子端壁引气,使得上游流量增加,气流速度增大,因此转子出口马赫数增大。对于转子出口气流角,只有方案A在90%以上叶高区域有明显变化,其余方案与无引气相差不大。引气的抽吸作用,增强了叶尖通道内气流的轴向流动,减弱了周向流动,因此方案A的转子出口气流角减小。

图15是第5级转子在设计点处总压比沿叶高分布。方案A对50%以上叶高区域的总压比有明显影响,引气吸除了转子端区低能流体,增强了气流的径向流动,从而提高了转子的增压能力,转子50%以上叶高总压比增大。方案B和方案C在全叶高范围内总压比均有明显降低,引气提高了引气槽上游的主流流量,增大了气流的轴向速度,根据图16的速度三角形可知,转子加工量 w_u 减小,总压比降低。

图17是第5级静子在设计点处出口绝对马

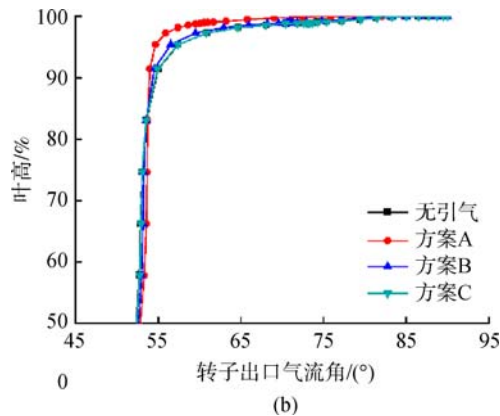
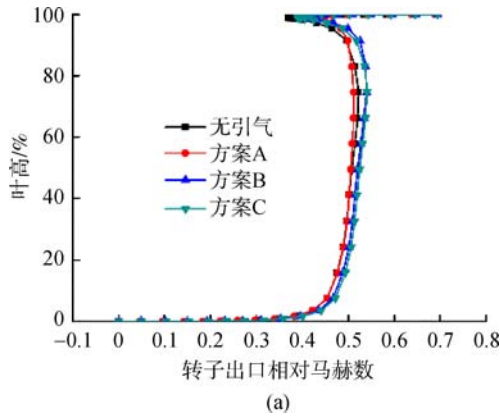


图 14 各引气方案转子出口相对马赫数/气流角沿叶高分布

Fig. 14 Rotor outlet relative Mach number/flow angle of bleeding plans along spanwise

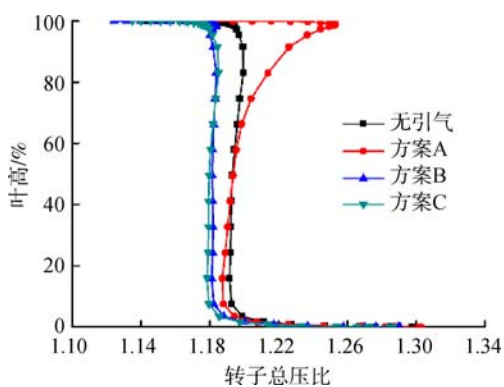


图 15 各引气方案转子总压比沿叶高分布(设计点处)

Fig. 15 Rotor total pressure ratio of bleeding plans along spanwise (design point)

赫数和气流角沿叶高分布. 方案 A 在转子端壁引气, 对静子出口气流角影响较小. 静子出口绝对马赫数在 70% 以上叶高区域明显增大, 其余范围内减小. 引气增大了转子端区流量, 导致引气槽下游气流的轴向速度增大, 因此静子端区的绝对马赫数增大. 方案 B 对静子出口绝对马赫数和气流角均无明显影响, 只有端区的绝对马赫数有微小降

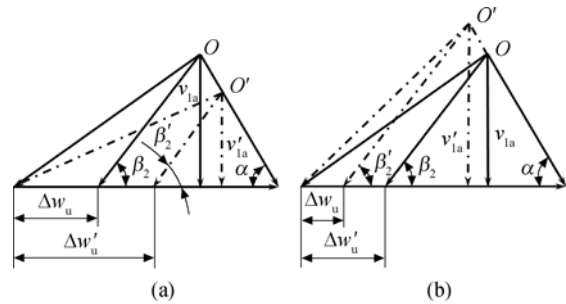


图 16 速度三角形示意图

Fig. 16 Diagram of velocity triangle

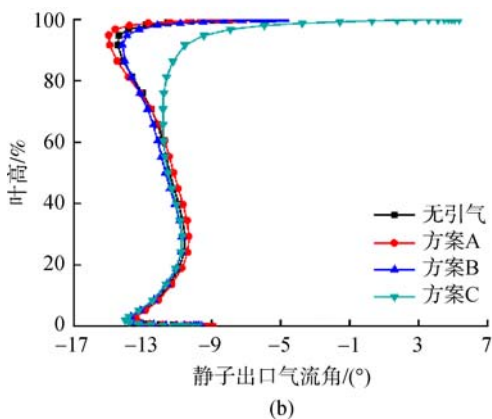
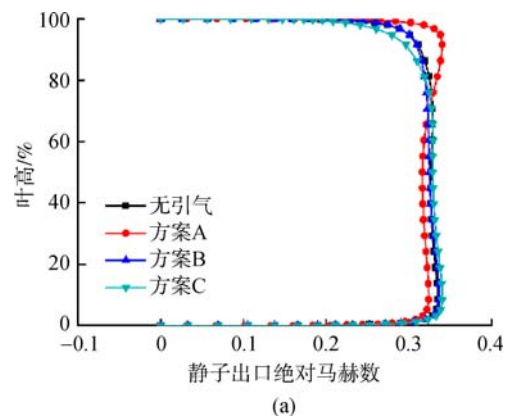


图 17 各引气方案静子出口绝对马赫数/气流角沿叶高分布

Fig. 17 Stator outlet absolute Mach number/flow angle of bleeding plans along spanwise

低. 方案 C 由于在静子叶背引气, 靠近静子出口, 因此对静子出口绝对马赫数和气流角均有影响. 引气增强了静子尾缘气流从叶盆向叶背的流动趋势, 减小了静子出口气流绝对速度. 因此, 80% 以上叶高区域的静子出口绝对马赫数降低, 60% 以上叶高区域的静子出口气流角减小.

3.5 对级间匹配的影响

图 18 是 9 级轴流压气机在设计点处各级级效率和级压比分布. 9 级轴流压气机的第 5 级引

气使前面级效率和总压比降低,后面级效率和总压比提高。由速度三角形可知:中间级引气增大了前面级流量,气流轴向速度随之增大,转子加工量减小,级压比降低;同时,后面级流场变化与前面级相反,级压比提高。各引气方案均提高了第5级效率,但只有方案A提高了级压比。方案B和方案C在静子端壁引气,使得该级转子流量增大,因此总压比依然降低。从总体来看,级间引气对级压比的影响相对较小,因此压气机总压比变化相差不大。此外,根据特性线可知:前面级流量增大,使工作点向堵塞点移动,级效率降低;后面级流量减小,使工作点向喘振点移动,级效率提高。方案A和方案B使第5级效率有非常明显的提升,方案C的提升则相对较小,因此前两种方案压气机效率提高幅度相对较大。

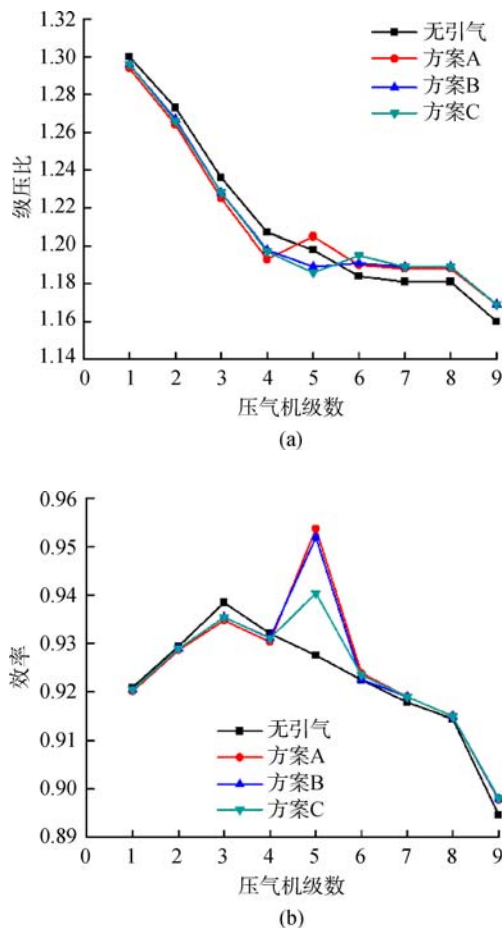


图18 各引气方案压气机级压比/级效率分布
Fig. 18 Pressure ratio and efficiency distribution of bleeding plans at stages

4 结 论

通过对9级轴流压气机进行引气的相关研

究,得出如下结论:

1) 从总体性能来看,引气对多级轴流压气机与单级轴流压气机的级效率和级压比的影响基本一致。转子端壁引气能够提高级效率和级压比,静子前缘和静子叶背引气能够提高级效率,但是级压比有所降低。多级轴流压气机受到级间匹配特性影响,总体性能变化与单级轴流压气机相比有所差距。多级轴流压气机引气的总压比变化不大,但效率提高较为明显。

2) 从内部流场来看,引气对多级轴流压气机与单级轴流压气机的影响基本一致,转子端壁引气吸除了叶尖通道低能流体,减小了转子叶尖损失,并且增强了气流径向流动,提升了转子作功能力,提高了级压比。静子前缘和静子叶背端壁引气能够减小静子端区的总压损失,提高级效率。

参考文献:

- [1] 《航空发动机设计手册》总编委会. 航空发动机设计手册: 第16册 空气系统及传热分析[M]. 北京: 航空工业出版社, 2006.
- [2] Conan F, Savarese S, Moteurs S. Bleed airflow CFD modeling in aerodynamics simulations of jet engine compressors [R]. ASME Paper GT2001-0544, 2001.
- [3] Gummer V, Goller M, Swoboda M. Numerical investigation of end wall boundary layer removal on highly loaded axial compressor blade rows[J]. Journal of Turbomachinery, 2008, 130(1): 011015. 1-011015. 9.
- [4] Dobrzynski B, Saathoff H, Gummer V, et al. Active flow control in a single-stage axial compressor using tip injection and endwall boundary layer removal[R]. ASME Paper GT 2008-50214, 2008.
- [5] Leishman B A, Cumpsty N A, Denton J D. Effects of bleed rate and endwall location on the aerodynamic behavior of a circular hole bleed off-take[J]. Journal of Turbomachinery, 2007, 129(10): 645-658.
- [6] Leishman B A, Cumpsty N A, Denton J D. Effects of inlet ramp surfaces on the aerodynamic behavior of bleed hole and bleed slot off-take configurations[J]. Journal of Turbomachinery, 2007, 129(10): 659-668.
- [7] Leishman B A, Cumpsty N A. Mechanism of the interaction of a ramped bleed slot with the primary flow[J]. Journal of Turbomachinery, 2007, 129(10): 669-678.
- [8] Ponick S, Kozulovic D, Radespiel R, et al. Numerical and experimental investigations of a compressor cascade flow with secondary air removal[J]. Journal of Turbomachinery, 2013, 135(2): 021030. 1-021030. 10.
- [9] Merchant A, Kerrebrock J L, Adamczyk J J, et al. Experimental investigation of a high pressure ratio aspirated fan stage[J]. Journal of Turbomachinery, 2005, 127(1): 493-502.

- [10] 张皓光,楚武利,吴艳辉,等. 轴向间隙引气对双级轴流式压气机性能及流场影响的数值研究[J]. 流体机械,2006,34(7):24-27.
ZHANG Haoguang, CHU Wuli, WU Yanhui, et al. Numerical investigation on the effect of axial clearance bleeding on a two-stage axial flow compressor flow-field and performance[J]. Fluid Machinery, 2006, 34(7): 24-27. (in Chinese)
- [11] 邓峰,顾春伟,薛耀华,等. 压气机级间抽气的数值模拟[J]. 工程热物理学报,2008,29(1):40-42.
DENG Hao, GU Chunwei, XUE Yaohua, et al. Numerical simulation of the interstage bleed in an axial compressor[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2008, 29(1): 40-42. (in Chinese)
- [12] 顾春伟,薛耀华,邓峰,等. 压气机抽气级静叶吸力面抽气方式的研究[J]. 工程热物理学报,2007,28(4):574-576.
GU Chunwei, XUE Yaohua, DENG Hao, et al. Research of bleeding mode on suction face of compressor stator[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2007, 28(4): 574-576. (in Chinese)
- [13] 侯丽娜,杜刚,陈江,等. 引气方式对轴流压气机性能影响的数值模拟研究[R]. 哈尔滨:中国工程热物理学会热机气动热力学学术年会,2012.
- [14] 赵斌,李绍斌,周盛. 引气对跨声轴流压气机性能的影响[J]. 北京航空航天大学学报,2011,37(1):15-20.
ZHAO Bin, LI Shaobin, ZHOU Sheng. Bleeding impact on performance of transonic axial compressor[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(1): 15-20. (in Chinese)
- [15] 赵斌,李绍斌,李秋实,等. 引气提升轴流压气机性能的数值研究[J]. 航空动力学报,2011,26(2):262-271.
ZHAO Bin, LI Shaobin, LI Qiushi, et al. Numerical research on enhancing the axial compressor performance by bleeding[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(2): 262-271. (in Chinese)
- [16] 沙心国,严明,刘政良. 高负荷多级轴流压气机级间引气数值模拟[J]. 航空动力学报,2013,28(11):2483-2494.
SHA Xinguo, YAN Ming, LIU Zhengliang. Numerical simulation of inter-stage bleeding in highly-loaded multistage axial compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(11): 2483-2494. (in Chinese)
- [17] 沙心国,严明,刘政良. 多级轴流压气机级间匹配特性研究[J]. 燃气涡轮试验与研究,2014,27(1):6-11.
SHA Xinguo, YAN Ming, LIU Zhengliang. Stage matching characteristics of multi-stage axial compressor[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2014, 27(1): 6-11. (in Chinese)
- [18] Wellborn S R, Koiro M L. Bleed flow interactions with an axial-flow compressor powerstream[R]. AIAA-2002-4057, 2002.

(编辑:陈越)