

文章编号:1000-8055(2011)02-0262-10

# 引气提升轴流压气机性能的数值研究

赵 斌, 李绍斌, 李秋实, 周 盛

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院

航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100191)

**摘 要:** 以低速单级压气机为研究对象, 根据引气对压气机性能的影响机理设计了 6 种引气方案, 通过数值模拟, 讨论了引气对压气机总压升、稳定裕度的影响。结果表明: 对于角区大分离的静子, 在靠近吸力面的机匣上和叶片吸力面近轮毂区域同时引气可以以较小的引气量获得压气机总压升和稳定工作裕度的全面提升。研究结论有力地支持了空气系统气源引气与压气机流动控制相结合的研究理念。

**关 键 词:** 压气机; 引气; 总压升; 稳定裕度; 空气系统

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

## Numerical research on enhancing the axial compressor performance by bleeding

ZHAO Bin, LI Shao-bin, LI Qiu-shi, ZHOU Sheng

(National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine Aero-thermodynamics,  
School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,  
Beijing 100191, China)

**Abstract:** By analyzing the low-speed single-stage compressor, six different bleeding plans were presented according to their influence mechanism on the compressor performance. A numerical simulation was conducted to study the influence of bleeding on the compressor's total pressure rise and stability margin. The results show that, for the stators with large flow separation in the corner, it is better to bleed air both from the suction surface of the casing and the blade suction surface near the hub simultaneously, so as to improve total pressure rise and stability margin with a small amount of bleed air. The conclusion steadily supports a concept that it is very necessary to combine air system bleeding with the compressor flow control during engine performance study.

**Key words:** compressor; bleed air; total pressure rise; stability margin; air system

航空燃气涡轮发动机的空气系统对飞机和发动机的安全、有效工作起着重要的作用。根据飞机和发动机的不同工作状态, 空气系统从发动机不同的压气机级引气, 将具有适当压力和温度的空气用于座舱空调和增压、机翼热防冰、发动机进口防冰和发动机热端部件冷却等方面<sup>[1]</sup>。随着涡轮

进口燃气温度的不断提高和飞行器外部环境的日益复杂, 飞机和发动机所需的空气系统流量也越来越大<sup>[2-4]</sup>。研究表明, 空气系统从高压压气机中引出的气流可达到主流流量的 3%~5%<sup>[5]</sup>。虽然引气量相对较小, 但引气位置的特殊性决定了其将会对压气机的性能产生重要的影响<sup>[6-7]</sup>。

收稿日期: 2010-01-08; 修订日期: 2010-04-15

基金项目: 国家自然科学基金重点项目(60934001); “凡舟”青年科研基金(20090403)

作者简介: 赵斌(1983—), 男, 河南兰考人, 博士生, 主要从事压气机气动设计以及空气系统引气对压气机性能的影响研究。

近年来,抽吸气作为一种流动控制的方式在叶轮机械领域中的应用,为研究空气系统引气对压气机性能的影响提供了新的思路.美国麻省理工学院的 Kerrebrock 等利用附面层抽吸控制叶片和端壁的气流分离,使叶片负荷大大增加<sup>[8-10]</sup>.国内北京航空航天大学周海等人<sup>[11]</sup>的数值模拟研究表明,附面层抽吸使跨声速压气机转子 ATS-2 的压比和效率明显上升.哈尔滨工业大学王松涛等人<sup>[12]</sup>的研究表明附面层抽吸技术是解决大折转角叶栅分离与失速的有效手段.前人的研究结论说明,利用空气系统引气提升压气机性能的研究蕴含着很大的潜力.

目前国内外对于空气系统的研究主要侧重于热端部件如何有效利用空气系统气流提高冷却效率,以及空气系统的气流传输管路中沿程损失的分析计算等方面,而关于空气系统气源引气对压气机性能的影响研究甚少.因此,鉴于空气系统引气位置的特殊性和在发动机运行的全工况持续供气的要求,本文希望探讨一种既满足空气系统用气需求,又能够合理和有效地利用引气提高压气机性能的方法.

## 1 引气提升压气机性能的流动机理

利用引气提升压气机性能的流动机理主要包括:引气移除临界区域低能流体和影响叶片进气攻角两个方面.引气吸除压气机端壁临界区域的低能流体,其作用的机理自从 1904 年 Prandtl 的附面层吸气实验之后,已经广泛应用于外流和内流的流动控制领域.故下文主要分析引气对压气机叶片进气攻角的影响机理.

1992 年,Conan F 等<sup>[13]</sup>的实验研究总结了引气流动的特点,如图 1 所示.从引气的流动显示图可以看出:受到引气的抽吸作用,引气槽上游主流的流动加速,且靠近引气槽的端壁区域较为明显;在引气后主流流量减小的影响下,引气槽下游主流的流动速度减小,且越靠近引气槽流动速度的减小也越明显.因此,引气对主流的影响机理可以概括为:引气使上游主流加速、下游主流减速.

利用引气对主流的影响机理,可以通过控制引气槽与叶片前缘的相对位置关系,改变叶片的进气攻角.图 2 以转子为例,分析了引气位置对转子进口流动的影响,其结论同样适用于静子.图 2 中假定转子轴向进气,轴向速度为  $V_0$ .若叶片前缘位于引气槽上游,引气后叶片的进口轴向速度增大为  $V_1$ ,转速  $U$  保持不变,那么进口速度  $W$  与

轴向的夹角,也就是进口气流角  $\beta$  将减小,在叶片几何进口角一定的情况下叶片的进气攻角减小.反之,若叶片前缘位于引气槽下游,引气后叶片的进口轴向速度减小为  $V_2$ ,结果将增大叶片的进气攻角.



图 1 Conan 引气实验流动显示图

Fig. 1 Flow visualization of bleed air experiment by Conan

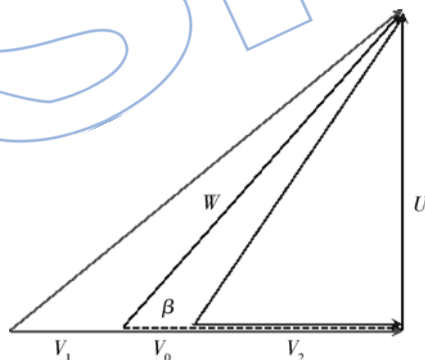


图 2 轴向速度变化对进气角的影响

Fig. 2 Influence on the inlet air angle by axial velocity changes

对跨声和高负荷亚声压气机转子而言,叶片通道损失主要来源于叶尖泄漏流与端壁附面层干扰产生的堵塞,失速最先发生在叶尖区域<sup>[14-15]</sup>.在转子的机匣上引气,通过上游流量的增加,可以减小转子的进气攻角并减小间隙泄漏流产生的堵塞.对压气机静子而言,吸力面端壁堵塞是影响静子性能的主要因素<sup>[16-17]</sup>.在静子的端壁区域引气,可以增大静子的进气流量,减小进气攻角,吸除端壁堵塞区域的低能流体,改善静子端区的堵塞.

上述机理的分析表明,引气具有提升压气机性能的潜力.那么,当静子端壁引气时,不同的引气结构位置对压气机的总压升特性,特别是稳定

工作裕度将产生怎样的影响? 静子引气对上游转子的性能将产生怎样的影响? 这方面的报导较少. 为进一步完善引气流动的机理分析、验证引气机理对压气机性能的实际影响效果, 本文根据引气提升压气机性能的两个机理, 设计了6种不同的引气方案, 并采用计算流体动力学(CFD)软件Numeca对北京航空航天大学低速单级压气机实验台进行了数值模拟研究.

## 2 数值研究方案

### 2.1 低速单级压气机

数值研究工作以北京航空航天大学低速单级压气机实验台为研究对象, 其结构如图3所示. 压气机设计转速为3000 r/min, 机匣外径为450 mm, 轮毂比为0.75. 设计点气动性能参数如下: 流量2.8 kg/s, 总压升1500 Pa. 该低速压气机实验台的详细结构、实验条件及测试系统详见文献[18-19]. 表1列出了该压气机的主要设计参数.

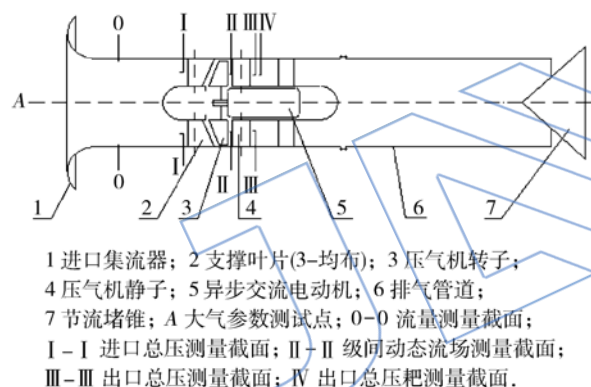


图3 低速压气机实验台结构图

Fig. 3 Schematic layout of the test rig

表1 低速压气机主要设计参数

Table 1 Design parameters of low speed axial compressor

| 参数             | 数值   |
|----------------|------|
| 设计转速/(r/min)   | 3000 |
| 转子叶尖切向速度/(m/s) | 70.7 |
| 轮毂比            | 0.75 |
| 转子叶片数          | 19   |
| 静子叶片数          | 13   |

### 2.2 数值模拟方法

选取压气机进出口处的实验测量截面为数值模拟中计算域的边界. 压气机各叶排流道的网格

空间离散采用FINE/TURBO软件的前处理模块AutoGrid 5生成, 围绕叶片采用O型结构化网格, 控制靠近壁面的网格加密, 保证距离固体壁面第一层网格满足 $y^+ < 5$ . 为了减少计算量, 采取单通道计算, 总网格数约60万. 流场模拟采用FINE模块, 空间离散差分格式采用Central, 时间推进采用4步Runge-Kutta法迭代求解, 多重网格法和局部时间步加速收敛, 湍流模型采用Spalart-Allmaras模型, 工质为理想气体AIR(perfect). 为了保证低速计算的准确性, 模拟采用了低马赫数流动计算修正.

低速压气机进口边界条件取实验的大气环境, 进口总压为102510 Pa, 进口总温为285.15 K. 压气机出口采用径向平衡方程并给定中径处的背压. 在模拟过程中, 通过改变出口静压获得压气机整机特性曲线上的主要工况点. 在计算中, 动/静叶交界面采用混合平面法, 保证动/静叶交界面流量、动量和能量的守恒处理.

### 2.3 引气方案

根据引气提升压气机性能的两个机理, 设计了6种静子引气方案. 在所有的方案中, 静子叶片的前缘都位于引气槽的上游. 表2列出了具体的方案参数, 引气结构示意图如图4所示. 方案a和b在静子叶片机匣上距前缘进口10%和20%弦长位置处开周向槽引气, 槽宽为静子弦长的5%. 根据前文的机理分析, 方案a和b的设计目的是吸除上游转子叶尖泄漏流产生的堵塞, 增加静子的进口流量并减小进气攻角, 改善静子机匣端区的流动. 引气装置设计为周向槽是为了在叶片通道中的周向上得到全场的影响效果. 方案c在静子出口的机匣上开周向槽引气, 槽宽为静子弦长的5%. 设计目的是通过引气吸除静子下游的堵塞和机匣角区的分离, 同时静子进口速度的增大也可以减小进气攻角. 方案d在靠近静子吸力面的机匣上开槽引气, 引气槽为方形, 靠近吸力面, 槽长为59%静子弦长, 宽15%静子弦长. 目的是通过局部的引气针对性的抽吸机匣角区的低能流体, 加强该局部区域流动的径向掺混, 减小静子的端区损失. 方案e在吸力面近轮毂区域的静子叶片表面开槽, 气流穿过叶片内部的空腔排出机匣外. 设计思想是控制轮毂端壁区域的二次流, 吸除静子吸力面叶根角区堆积的低能团, 减小静子损失. 方案f将方案d和方案e相结合, 形成同时针对机匣角区和轮毂角区的组合引气方案, 目的是全面减小静子端区的损失, 提高性能. 在方案a~

表 2 引气方案  
Table 2 Bleeding plans

|   | 引气位置           | 引气结构                      |
|---|----------------|---------------------------|
| a | 机匣上 10% 静子弦长处  | 周向槽 槽宽为静子弦长的 5%           |
| b | 机匣上 20% 静子弦长处  | 周向槽 槽宽为静子弦长的 5%           |
| c | 机匣上静子出口 5% 弦长处 | 周向槽 槽宽为静子弦长的 5%           |
| d | 机匣上静子吸力面附近     | 方形槽 长 59% 静子弦长 宽 15% 静子弦长 |
| e | 静子叶片吸力面近轮毂处    | 方形槽 长 33% 静子弦长 高 6% 静子弦长  |
| f | 方案 d+方案 e      | 方案 d+方案 e                 |

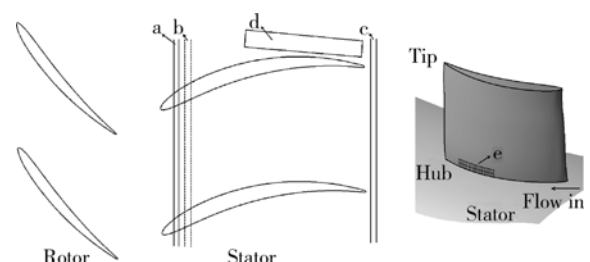


图 4 引气方案结构示意图

Fig. 4 Structure of bleeding plans

e 中,引气量设定为主流流量的 2.5%,方案 f 中机匣和叶片吸力面的引气量都取为 1%.

#### 2.4 引气槽边界条件处理

各引气方案的引气槽都位于静子所在的静止坐标系中,引气槽采用 H 型网格,考虑到计算收敛性,引气结构内部的网格数相对主流较少.引气槽与主流的连接通过 Full non-matching 边界处理,引气槽出口设定流量并预估静压.

### 3 数值模拟可靠性验证分析

#### 3.1 数值模拟的实壁总性能与实验的对比分析

图 5 是该低速轴流压气机在 100% 转速下实壁数值计算和实验特性.本文对数值计算和实验的压气机特性都进行了无量纲化,横坐标为进口流量系数,  $\Phi = V_x / U_m$ ,纵坐标为总压升系数  $\Psi = \Delta p^* / \rho U_m^2$ .在设计点处,计算的总压升系数  $\Psi = 0.325$ ,实验得到的总压升系数  $\Psi = 0.329$ ,相对误差约为 1.2%,计算与实验值吻合得较好.在近失速点处,计算流量系数  $\Phi = 0.505$ ,实验流量系数  $\Phi = 0.465$ ,计算的流量范围小于实验,这与数值模拟所采用的单通道定常计算方法有关.图 6 是设计点工况 ( $\Phi = 0.538$ ) 压气机出口截面总压升径向分布的对比,从中可以看出,计算值与实验

中 4 个周向分布的总压升测试平均值吻合得很好.

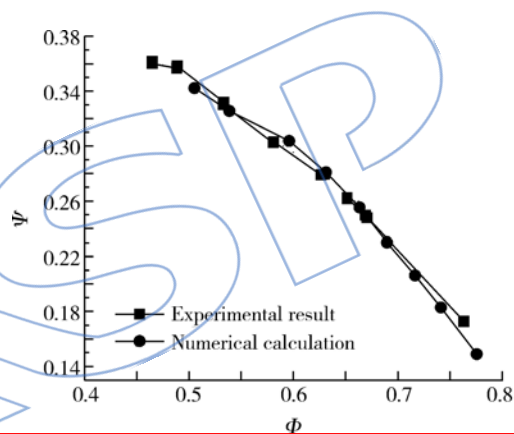


图 5 数值计算的实壁总压升性能与实验对比

Fig. 5 Comparison between the numerical calculation and experimental results of the solid-wall performance of the total pressure rise

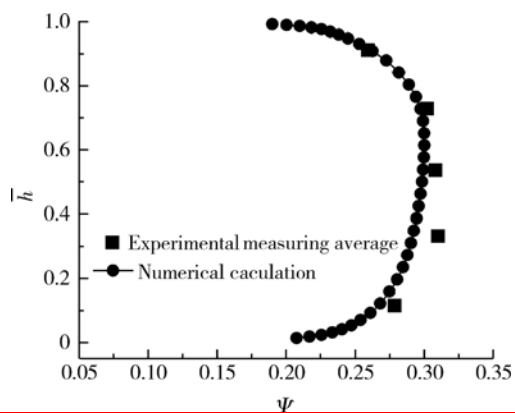


图 6 实壁设计点压气机出口总压升径向分布

Fig. 6 Radial distribution of total pressure rise on design point at the outlet of the compressor

实壁数值计算与实验的对比分析表明:计算得到的总压升特性以及流场特征截面参数的分布趋势与实验符合得较好. 数值计算能够近似再现实验数据,其间的误差不影响以实壁计算为比较研究的基准,通过数值模拟分析引气对压气机总性能的影响.

### 3.2 数值模拟中压气机稳定裕度的判定标准

本文模拟中对数值失速点的判定方法与文献[20-21]中基本一致,即:在通过提高出口背压获得压气机近失速特性时,若背压再提升进口总压的 0.01%,随着迭代次数的增加,压气机流量、压比以及效率等性能参数不断减小,数值计算无法收敛时,认为计算数值发散. 将数值发散前的最后一个收敛解对应为压气机近失速工况. 实壁和各引气方案的稳定裕度计算公式如下:

$$S_m = \left( \frac{\Delta p_s^* / M_s}{\Delta p_d^* / M_d} - 1 \right) \times 100\% \quad (1)$$

式中  $S_m$  是压气机的稳定裕度;  $M_s, \Delta p_s^*$  分别为近失速点上的流量和总压升;  $M_d, \Delta p_d^*$  则为设计点的流量和总压升.

### 3.3 实壁压气机近失速流场分析

对实壁数值计算的压气机近失速工况 ( $\Phi = 0.505$ ) 进行流场分析,能够反映失速前压气机内部的流动状态,得到可能诱发失速的流动现象. 图 7 是近失速工况下叶片吸力面摩擦力线图,反映了压气机叶片表面的流动状态. 在小流量情况下,受逆压梯度的影响,转子的径向流动是较为普遍的现象,而静子角区分离非常严重. 在静子吸力面上可以看到 2 条明显的分离线,分离由吸力面的附面层卷起,形成脱落涡,将大量壁面的低能流体卷向下游,对静子的损失有很大的影响. 静子叶片

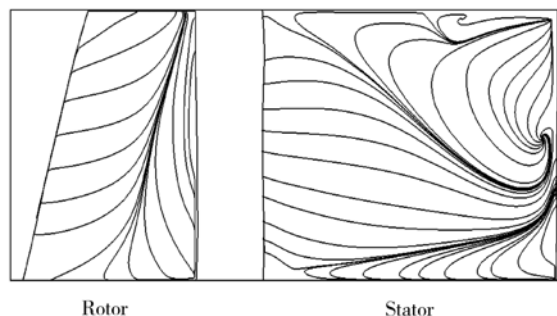


图 7 实壁近失速点叶片吸力面摩擦力图  
Fig. 7 Skin friction line on the blade suction surface of the solid-wall compressor approaching stall point

上半叶高的分离非常严重,从 15% 弦长位置处开始,出口处分离区覆盖了 40% 以上叶高的径向区域,从分离形态上看为典型的闭式分离. 而叶片下半部,分离和径向流动十分明显. 图 8 是静子出口面总压升系数等值线云图,所反映出的静子吸力面机匣角区分离的位置和发展趋势与图 7 一致,静子叶片上半叶高的分离区在周向覆盖了 35% 左右的节距范围.

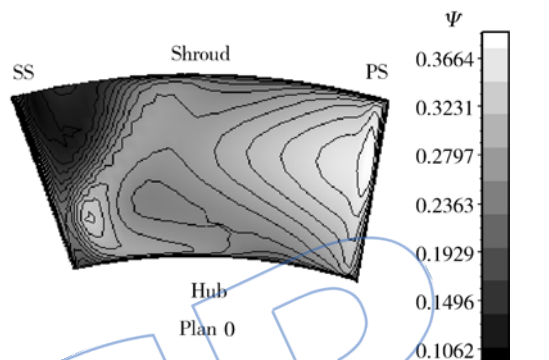


图 8 实壁近失速点静子出口总压升系数等值线云图  
Fig. 8 Stator exit total pressure rise coefficient contours of the solid-wall compressor approaching stall point

静子角区分离的流动形式非常复杂,造成了损失的大幅增加,是小流量工况下有可能导致压气机失速的重要诱因,因此是力求避免的. 那么,对于压气机近失速流场的静子吸力面角区大分离的情况,设计的 6 种引气方案能否有效地控制静子流动,不同的引气方案对压气机的总压升特性、稳定工作裕度以及上游转子的性能又将产生怎样的影响呢? 各引气方案数值计算结果的对比分析将回答上述的疑问.

## 4 引气对压气机性能的影响分析

### 4.1 总压升特性和稳定工作裕度的影响

对于低速轴流压气机,总压升和稳定工作裕度是两个关键的性能指标,为了保证压气机的稳定工作,常常以牺牲总压升为代价进行折中. 那么,根据引气影响压气机性能的机理和近失速流场分析所设计的引气方案,能否同时提升压气机的总压升和稳定工作裕度呢? 下面将各方案与实壁流场数值计算总特性进行对比.

图 9 和图 10 是引气后各方案的无量纲流量系数和总压升特性曲线. 表 3 列出了各方案稳定工作裕度的变化,其中,实壁计算特性中压气机的

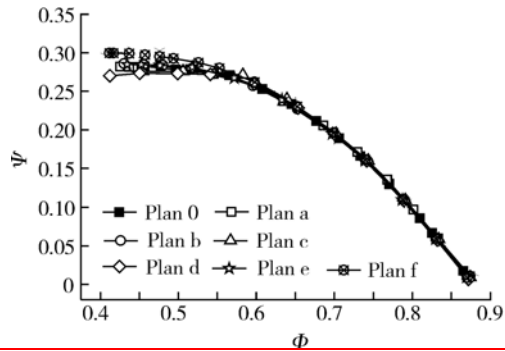


图9 各引气方案的无量纲总压升特性

Fig. 9 Performance of total pressure rise in each bleeding plan

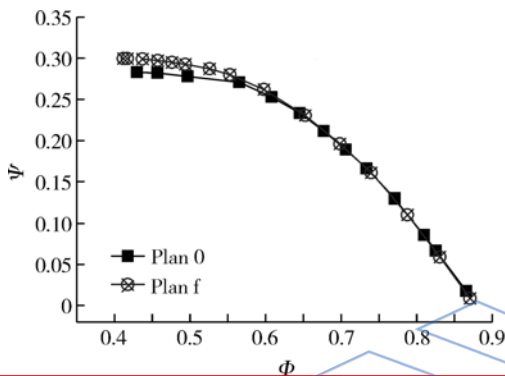


图10 方案f的无量纲总压升特性

Fig. 10 Performance of total pressure rise in plan f

表3 各引气方案稳定工作裕度的相对增量  
Table 3 Relative increment of stability margin in each bleeding plan

| 方案 | 引气量/%   | $S_m$ /% | $\Delta S_m$ /% |
|----|---------|----------|-----------------|
| 0  |         | 30.30    | 0               |
| a  | 2.50    | 31.09    | 2.52            |
| b  | 2.50    | 31.56    | 4.06            |
| c  | 2.50    | 29.52    | -2.68           |
| d  | 2.50    | 29.81    | -1.73           |
| e  | 2.50    | 29.93    | -1.31           |
| f  | 1.0+1.0 | 44.12    | 45.47           |

稳定工作裕度为30.3%。结合图9、图10和表3,对比可以看出:只有方案f同时提升了压气机的总压升和稳定工作裕度,极大改善了近失速点的工作状态。方案f中,压气机总压升较实壁情况提高了5.88%,流量拓宽了4.25%,综合裕度达到44.12%,相对实壁情况裕度增大了45.47%;方

案a和b中压气机在近失速工况的流量裕度没有拓宽,仅总压升有微小的提高,对压气机稳定工作的贡献有限,相对实壁情况仅有2.52%和4.06%的提升;方案c和d以降低总压升为代价,换来流量范围的小幅拓宽,但综合来看,稳定工作裕度降低了2.68%和1.73%;方案e在近失速点,总压升略有提高,但流量范围有所减小,故相对裕度下降了1.31%。

不同的引气位置对压气机总压升和稳定裕度的影响也不相同。图11是引气后各方案近失速工况下静子进口气流角变化量的径向分布。横坐标 $\Delta\beta_1$ 表示与实壁计算相比各引气方案中静子进口气流角的减小量,在静子几何进口角不变的情况下, $\Delta\beta_1$ 等同于静子攻角的减小量。图中可以看出,叶片进口位于引气槽上游有利于静子进气攻角的减小。具体引气位置的不同,对静子攻角的影响也不相同。方案c、d和f对60%以上叶高区域静子进气攻角的减小效果最为明显,而方案e减小了40%以下叶高区域的进气攻角。这与图12所示的静子95%叶高通道中速度场的分布相一致。

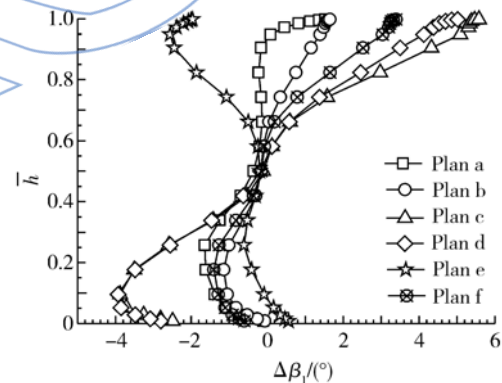


图11 引气对各方案近失速工况静子进口气流角的影响

Fig. 11 Impact of bleeding on stator inlet angle near stall in each bleeding plan

图13显示了各引气方案在近失速工况下( $\Phi=0.425$ )静子出口截面的总压升系数等值线图。结合图11、12和13可以看出,当采用方案f进行引气控制时,机匣处的引气槽有效吸除了机匣角区堆积的大量低能流体,同时叶片吸力面近轮毂区域的引气吸除了轮毂角区的小分离,并有效平衡了由机匣引气带来的主流向径向流动的趋势,全面改善了静子的流动。然而方案a和b的引气扩稳效果不明显,方案c、d和e的裕度减小。原

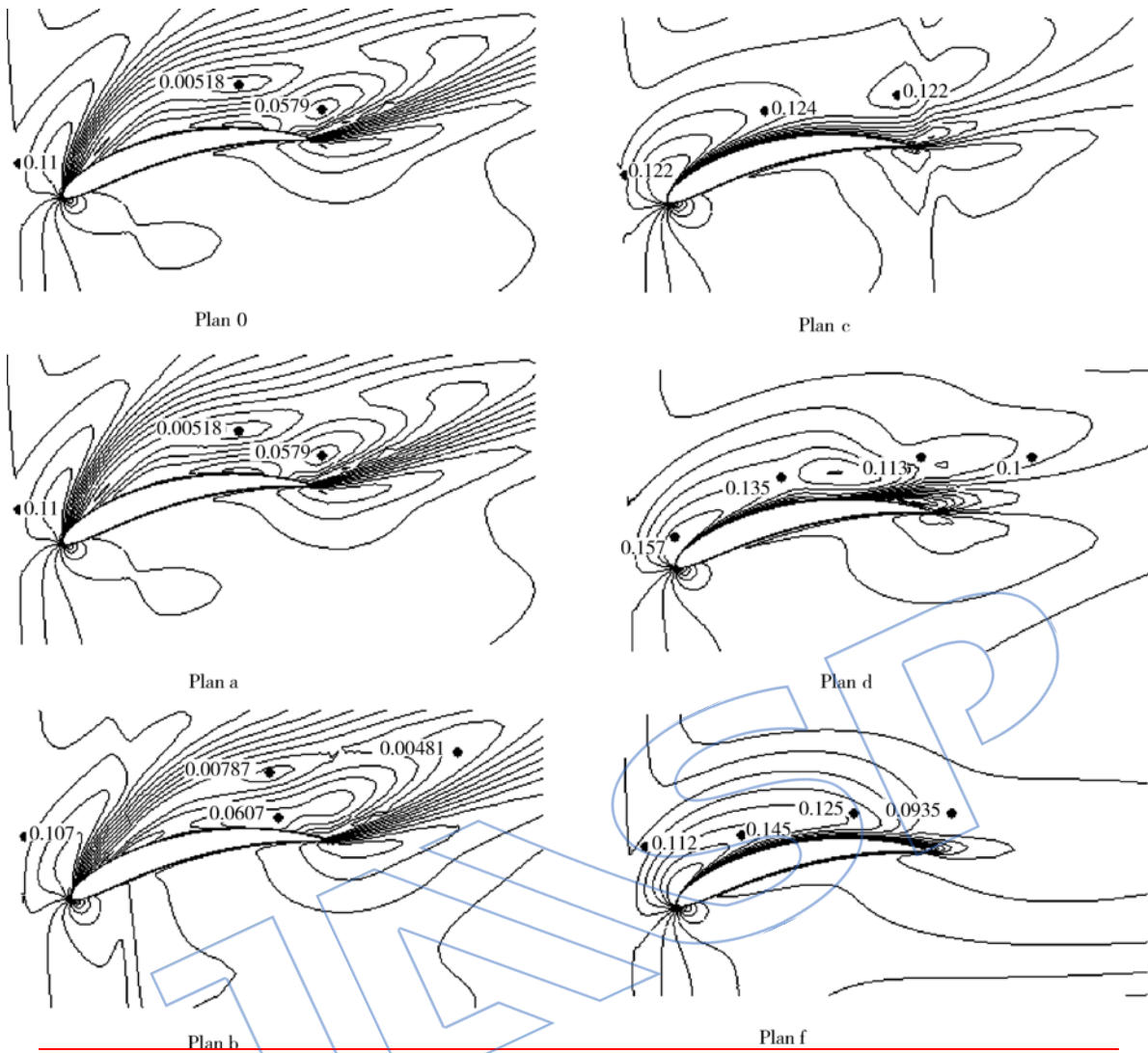
图 12 各引气方案近失速工况静子 95% 叶高  $Ma$  等值线图

Fig. 12 Mach number contours at 95% span of stator near stall in each bleeding plan

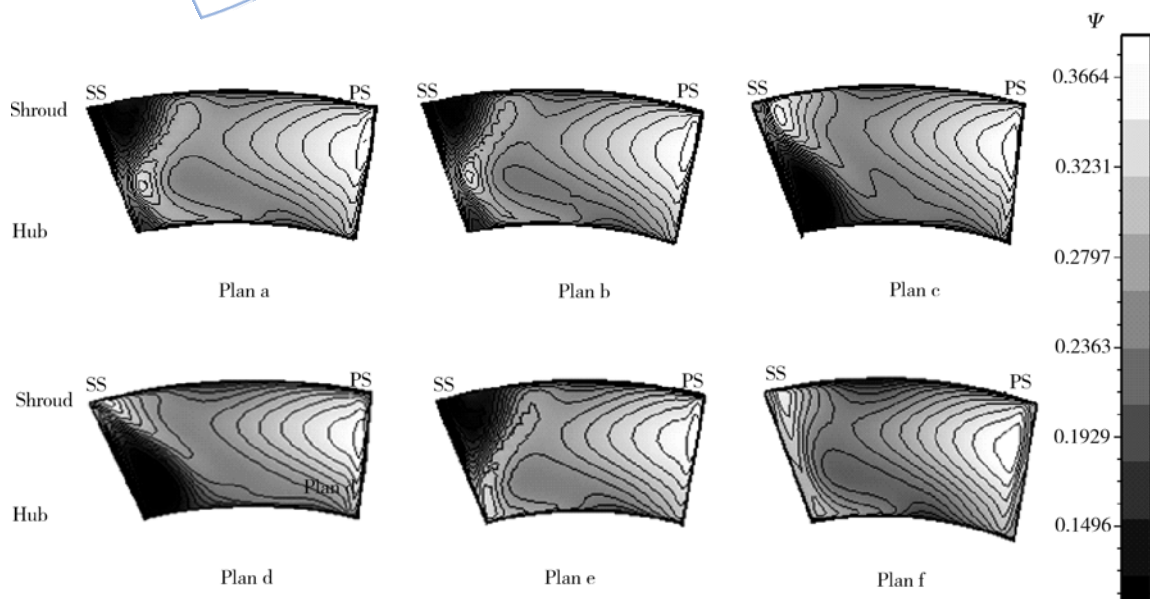


图 13 各引气方案近失速工况静子出口截面总压升系数等值线图

Fig. 13 Stator exit total pressure rise coefficient contours near stall in each bleeding plan

因可能是,方案 a 和 b 在静子叶片前缘进口处引气,虽然减小了叶尖区域的攻角,推后了叶尖近机匣局部区域的附面层分离起始位置,减小了静子机匣大分离区在径向和周向的尺度,但没有彻底消除机匣的大分离区;方案 c 和 d 完全吸除了机匣吸力面角区的大分离,减小了叶尖区的流动堵塞,堵塞的减小结合引气的抽吸作用使轮毂区域产生强烈的径向流动,受其影响轮毂吸力面角区出现了大分离.这说明控制静子机匣角区分离的引气量存在最佳值.过大的引气量会在吸除分离区的同时,带来剧烈的径向流动,具有破坏主流流动、引起轮毂区域大分离的风险;方案 e 只控制了吸力面轮毂区域的流动,机匣角区的大分离区仍然存在.

图 14 是各引气方案在近失速工况下静子的总损失系数沿叶高的分布.静子总损失系数的公式中,  $p_{in}^*$  和  $p_{in}$  是静子的进口总压和静压,  $p_{out}^*$  是静子的出口总压.从图中可以看出,采用方案 f 之后,静子 40% 以上叶高区域的流动损失得以明显减小,20% 以下轮毂区域的流动损失也有所控制,分离区的消除和损失的减小明显改善了静子的流动.

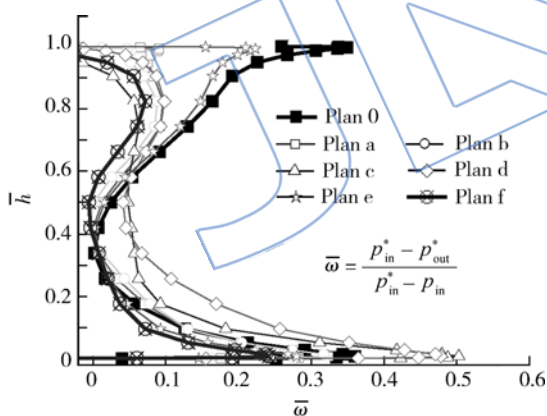


图 14 各方案近失速工况静子总损失叶高分布

Fig. 14 Radial distribution of the stator total loss coefficient near stall in each bleeding plan

综合上述的分析可以看出,引气的两个流动机理都能有效减小角区分离,提升压气机的性能.在两个机理中,若单纯减小叶片的进气攻角,虽然推后了叶尖近机匣局部区域的附面层分离起始位置,减小了静子机匣大分离区的尺度,但无法彻底消除机匣的大分离区,对压气机裕度的贡献不明显;若将减小进气攻角和临界区域低能流体的移

除相结合,能够在抑制分离区的同时吸除低能流体,彻底改善静子的流动,获得总压升和稳定工作裕度的全面提升.

#### 4.2 压气机设计点和大流量总性能的影响

从图 9 可以看出,与实壁相比,6 种引气方案的总压升特性线在设计点 ( $\Phi=0.538$ ) 右侧的大流量区域基本不变,各引气方案只对设计点左侧至失速点之间区域的总压升特性产生影响.其中,方案 f 对压气机总压升和静子流场的分析表明,在压气机等转速工作时,适当的引气设计不降低包括设计点在内的大流量区域性能,而在近失速区域能够起到稳定流动、提升性能和拓宽裕度的作用.

图 15 分析了方案 f 大流量工况 ( $\Phi=0.7$ ) 下静子出口截面总压升系数等值线云图,发现引气后静子出口总压的大小和分布基本不变.因此,合理的引气设计能够在提供不间断引气量的同时,提升压气机的稳定工作裕度.这表明将空气系统气源引气与压气机流动控制相结合的思路是有效可行的.

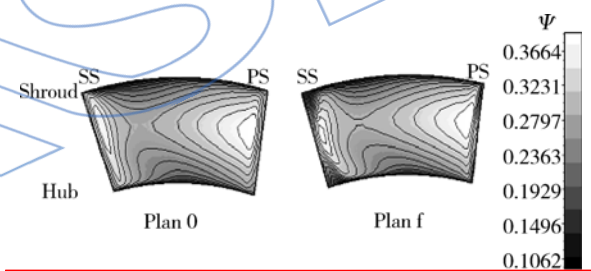


图 15 实壁与方案 f 大流量 ( $\Phi=0.7$ ) 静子出口截面总压升系数等值线图

Fig. 15 Stator exit total pressure rise coefficient contours of plan f compared with the solid-wall ( $\Phi=0.7$ )

#### 4.3 上游转子总压升特性的影响

图 16 是方案 f 和实壁情况下转子的总压升特性,可以看出,方案 f 转子的总压升与实壁情况基本一致,流量拓宽了 2.11%,综合裕度提高了 7.4%.下游引气小幅提升了上游转子近失速点的性能,这从近失速点转子流场的分析中可以得到印证.图 17 是近失速工况转子吸力面摩擦力线以及 10% 叶高流道和转子出口面的相对  $Ma$  云图.转子吸力面摩擦力线密集的地方代表了转子径向流动以及流动分离的起始线,其表示出的压气机叶片表面和端壁区域的流动状态与 blade to blade (B2B) 面以及  $S_3$  面的云图表示出的低速区

域是一致的. 引气后, 转子吸力面近轮毂区域的分离起始位置稍向下游移动, 低速区的范围明显减小. 在转子出口  $S_3$  面上, 径向流动和分离区产生的低速区的径向范围由原来的全叶高减小至 80% 以下叶高, 在周向上, 轮毂角区低速区的范围也有所减小. 主流流动的改善和低速区的减小是转子稳定工作裕度提升的主要原因.

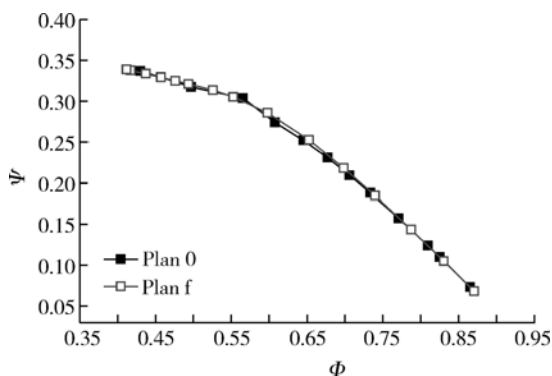


图 16 方案 f 与实壁转子总压升特性

Fig. 16 Comparison between rotor performance of total pressure rise of solid-wall and in plan f

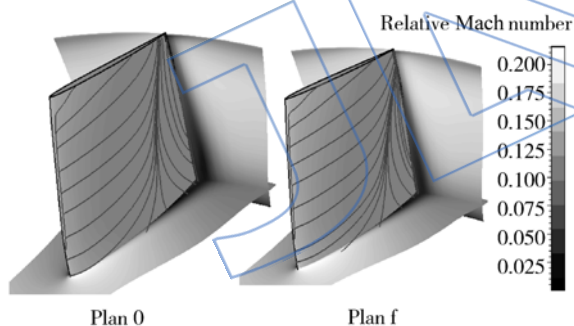


图 17 方案 f 和实壁近失速工况转子吸力面摩擦力线及轮毂 B2B 面、出口  $S_3$  面相对  $Ma$  云图

Fig. 17 Comparison between skin friction line on the rotor suction surface, relative  $Ma$  contours on the blade to blade surface near hub and outlet surface in plan f and of the solid-wall near stall

综合分析转子的总性能和流场, 下游静子机匣角区的引气在吸除静子角区分离的同时, 减小了主流在该区域的流动堵塞, 改善了静子的流动. 这一影响向上游传递, 能够缓解转子出口的强逆压梯度, 使转子通道的流动更加顺畅, 转子吸力面上的径向流动和分离得以减弱, 损失和堵塞减小,

最终体现为转子稳定工作裕度的小幅提升.

## 5 结 论

针对近失速工况静子端壁角区存在大分离的单级压气机, 根据引气对压气机性能影响的机理设计了 6 种引气方案, 通过数值模拟, 讨论了静子引气对压气机总压升、稳定裕度的影响. 结论如下:

1) 在引气提升压气机性能的两个流动机理中, 引气对低能流体的移除作用提升压气机性能的效果更为明显, 占据主导地位. 而引气对叶片进气攻角的影响机理则可以指导引气装置相对位置的设置. 两者相结合, 能够更为有效地提升压气机性能.

2) 静子机匣吸力面和叶片吸力面近轮毂区域同时引气 1% 的组合方案, 同时提升了压气机的总压升和稳定工作裕度. 与实壁相比, 压气机总压升提高了 5.88%, 流量范围拓宽了 4.25%, 综合裕度增大了 45.47%.

## 参考文献:

- [1] 杨燕生, 吴向宇, 陆海鹰, 等. 航空发动机设计手册, 第 16 分册: 空气系统及传热分析[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.
- [2] 林左鸣. 战斗机发动机的研制现状和发展趋势[J]. 航空发动机, 2006, 32(1): 1-8.  
LIN Zuoming. The current development and future trends of fighter engines[J]. Journal of Aeroengine, 2006, 32(1): 1-8. (in Chinese)
- [3] 张津, 洪杰, 陈光. 现代航空发动机技术与发展[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006.
- [4] 唐智明, 詹孟宜. 高效节能发动机文集: 第三分册[M]. 北京: 航空工业出版社, 1991.
- [5] 赵斌, 李绍斌, 侯安平, 等. 发动机空气系统气源引气的研究和探讨[C]// 航空学会第十五届叶轮机专业委员会学术交流文集. 张家界: 中国航空学会动力专业分会, 2009: 190-198.
- [6] Wellborn S R, Michael L K. Bleed flow interactions with an axial-flow compressor powerstream[R]. AIAA Paper 2002-4057, 2002.
- [7] 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: 011015-1-9.
- [8] Kerrebroek J L, Reijnen D P, Ziminsky W S, et al. Aspirated compressors [R]. ASME Paper GT-97-525, 1997.
- [9] Merchant A A, Drela M, Kerrebroek J L, et al. Aerodynamic design and analysis of a high pressure ratio aspirated compressor stage[R]. ASME Paper GT-2000-619, 2000.

- [10] Schuler B J, Kerrebrock J L, Merchant A A, et al. Design, analysis, fabrication and test of an aspirated fan stage[R]. ASME Paper GT 2000-618, 2000.
- [11] 周海, 李秋实, 陆亚钧. 跨音风扇转子叶片抽吸气数值试验探索[J]. 航空动力学报, 2004, 19(3): 408-412.  
ZHOU Hai, LI Qiushi, LU Yajun. Prospects of numerical analysis of an aspirated transonic fan rotor[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(3): 408-412. (in Chinese)
- [12] 王松涛, 潜纪儒, 冯国泰, 等. 壁面吸气抑制分离减少流动损失的研究[J]. 工程热物理学报, 2006, 27(1): 48-50.  
WANG Songtao, QIAN Jiru, FENG Guotai, et al. The research about loss reduction and separation suppress by wall suction[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2006, 27(1): 48-50. (in Chinese)
- [13] Conan F, Savarese S, Moteurs S. Bleed airflow CFD modeling in aerodynamics simulations of jet engine compressors [R]. ASME Paper GT 2001-0544, 2001.
- [14] Saathoff H, Stark U. Tip clearance flow in a low speed compressor and cascade[R]. Firenze, Italy: Fourth European Conference on Turbomachinery, 2001.
- [15] Gummer V, Swoboda M, Goller M, et al. The impact of rotor tip sweep on the three-dimensional flow in a highly-loaded single stage low-speed axial compressor: Part 1—Design and numerical analysis [R]. Prague Czech Republic: Fifth European Conference on Turbomachinery, 2003.
- [16] Joslyn H D, Dring R P. Axial compressor stator aerodynamics [J]. ASME Journal of Heat Transfer, 1985, 107(2): 485-493.
- [17] Kang S, Hirsch C. Three dimensional flow in a linear compressor cascade at design condition [R]. ASME Paper GT 91-114, 1991.
- [18] 李志平, 李秋实, 袁巍, 等. 轴流压气机气动扩稳一类新措施的实验探索[J]. 航空动力学报, 2006, 21(3): 485-491.  
LI Zhiping, LI Qiushi, YUAN Wei, et al. The experimental research on a new method for extending the axial-compressors stall margin[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(3): 485-491. (in Chinese)
- [19] 李志平. 轴流压气机实现非定常耦合流型的实验研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2006.  
LI Zhiping. Experimental investigation of realizing unsteady cooperative flow type in axial-flow compressor[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006. (in Chinese)
- [20] Hall E J, Crook A J, Delancy R A. Aerodynamic analysis of compressor casing treatment with a 3-D Navier-Stokes solver[R]. AIAA Paper 94-2796, 1994.
- [21] Yang H, Nuernberger D, Nicke E A. Numerical investigation of casing treatment mechanisms with a conservative mix-cell approach[R]. ASME Paper GT 2003-28483, 2003.