

轴流压气机引气后流场的数值模拟

梁东¹, 弓志强¹, 陈灿平¹, 高山²

(1. 中国航空发动机集团有限公司 中国航空发动机研究院, 北京 101304;

2. 中国航空发动机集团有限公司 沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 选取了 NASA Stage 35 作为算例进行压气机引气数值模拟研究. 通过对比验证了网格无关性和计算的准确性, 应用两种数值实现方法分别进行圆孔和槽引气计算, 两种数值方法的结果基本吻合. 进行了两种引气方式(即圆孔和槽)的对比. 结果表明: 槽引气转子出口总压损失小, 效果好于圆孔引气. 应用 NUMECA 软件自带引气模块操作简单, 容易实现. 绘制引气管路网格增加了流道网格绘制的难度和计算边界条件设置的复杂度, 但更加符合压气机实际的引气情况. 引气后压气机效率-流量曲线整体上移, 总压比-流量曲线下降, 失速裕度有较大提升.

关键词: 轴流压气机; 引气; 网格无关性; 总压损失; 稳定裕度

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Numerical simulation on flow field of axial compressor after bleeding

LIANG Dong¹, GONG Zhi-qiang¹, CHEN Can-ping¹, GAO Shan²

(1. Aero Engine Academy of China,

Aero Engine (Group) Corporation of China, Beijing 101304, China;

2. Shenyang Engine Research Institute,

Aero Engine (Group) Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: By analyzing the transonic single-stage compressors NASA Stage 35, the results of numerical simulation and the experimental results were combined, proving the veracity of numerical simulation. The hole and slot bleeding were calculated by two ways, and the same results were got. At last, the results of hole bleeding and the slot were compared. Result showed that, the slot bleeding was better. The bleeding/cooling block of NUMECA software was easy to realize the bleeding, another way increased the difficulty and complexity of numerical simulation, but it agreed with the fact of bleeding on compressor. Before the bleeding, the efficiency improved, and the total pressure ratio declined little. At same time, stall margin was enhanced.

Key words: axial compressor; bleeding; grid independent; total pressure loss; stall margin

随着航空科学技术的发展, 航空发动机中出现了外涵气流和内涵气流之外的第3股气流, 空气系统气流^[1]. 空气系统从发动机压气机中引气,

将具有适当压力和温度的空气用于飞机环境控制、发动机进口防冰和热端部件冷却等方面^[2]. 飞机功能和外部环境的复杂多样以及发动机涡轮进

收稿日期: 2015-05-27

作者简介: 梁东(1983—), 男, 高级工程师, 博士, 主要从事风扇/压气机气动和声学方面的研究.

引用格式: 梁东, 弓志强, 陈灿平, 等. 轴流压气机引气后流场的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2017, 32(2): 446-454. LIANG Dong, GONG Zhiqiang, CHEN Canping, et al. Numerical simulation on flow field of axial compressor after bleeding[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(2): 446-454.

口燃气温度的提高,空气系统的气流量不断增大^[3].在第4代军用涡扇发动机中,空气系统的总气流量已经达到1/4核心空气流量^[4].压气机中间引出的气流量已经达到了核心空气流量的5%以上,其特殊的引气位置和不断增大的引气量使得空气系统引气对压气机气动性能的影响逐渐凸显^[5].无论军用还是民用,压气机引气都引起航空从业者的广泛关注.

Fabri等通过实验研究了通道中引气流动的特点^[6].从图1可以看出:随着引气槽长度的增加,槽内的流动转向引气槽进口的法线方向.受到引气的抽吸作用,引气槽上游的主流流动加速,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,流动速度减小越明显.Fabri等的实验揭示了引气对主流流场影响的本质:引气使上游主流加速、下游主流减速.

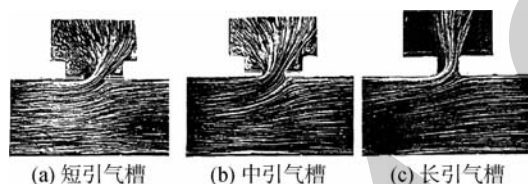


图1 引气实验流动显示图^[6]

Fig. 1 Flow display of bleeding experiment^[6]

Conan等进行了压气机引气模型中边界条件和引气结构的初步探索.结合引气流动的特点以及数值计算的稳定性,Conan等建立了两个引气边界条件的模型:在引气边界处指定流量(法向速度)或静压.并将这两个边界条件模型通过复合孔和轴对称缝两种不同的引气结构在某高压压气机的亚声速级上进行了引气量为8.2%的验证实验^[7].

Rolls & Royce公司的Wellborn等研究了压气机机匣上不同的引气位置对压气机性能的影响^[8].研究以一台高压压气机的中等负荷亚声速级为研究对象,对转子和静子机匣引气分别进行研究.转子引气结构为周向缝,从叶片前缘到尾缘6个引气位置,每个引气位置进行1%,2%,...,5%共5个引气量工况的研究.静子研究的引气结构与转子相同.结果表明:在叶排轴向间隙的机匣上引气,压效率略有提高;在叶片通道中时气机的效率略有下降.

Lishman等做了一系列不同引气结构下的流动研究,主要包括:圆孔引气结构和端壁位置的影

响、或槽进口斜面的影响、斜引气槽与主流面的影响、斜引气槽与主流的干扰研究^[9-11].研究在剑桥Whittle实验室的大尺度、低速平面叶栅试验台上进行.研究表明,引气与主流的干扰本质上是无黏的压力驱动现象.

西北工业大学的张皓光等研究了引气对某双级轴流压气机失速裕度的影响,结构如图2所示^[12].图中R1,S1,R2,S2分别表示第1级转子、第1级静子、第2级转子、第2级静子.他们认为,转子前缘引气能够将机匣附面层的低能流体在进入转子叶尖间隙之前排出流道,从而改善压气机主流流动.而在静子前缘引气,对转子间隙流动的影响效果不大.

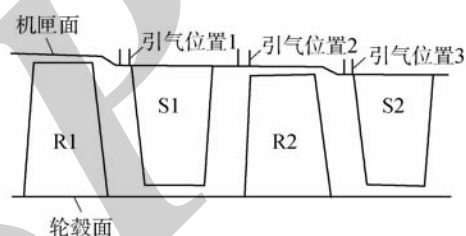


图2 双级压气机引气示意图^[12]

Fig. 2 Configuration of two stages compressor bleeding^[12]

清华大学的邓焱等对燃气轮机的压气机级间引气进行了数值模拟研究^[13].研究认为,引气的抽吸作用能够减小静叶尾迹以及机匣附近端壁面层的损失,具有提高压气机效率潜力.

上海交通大学的周文啸等以某多级轴流压气机的中间级为研究对象,研究了机匣端壁处引气对压气机总体性能及局部流场的影响.结果表明,他们设计的矩形和圆形引气槽对压气机总体性能及主流流场的影响基本相同,其中,矩形槽造成的引气损失小于圆形槽;异形引气槽对压气机总性能及主流流场的改善最小^[14].

北京航空航天大学的沙心国等采用数值模拟的方法,以一台高负荷8级轴流压气机为研究对象,研究了级间引气对压气机总体性能、内部流场和级间匹配特性的影响.结果表明:级间引气可以显著提高压气机的总体性能,引气使得压气机进口流量增加近1%,最高效率提高约1.5%;会使引气位置处的压力降低,气流密度减小,从而使得引气位置上游的流量增加,转子最大载荷位置向下游移动,引气位置下游的流量减小;还会使引气位置上下游各级的工作点位置发生变化,改变压气机的级间匹配特性;静子尾部机匣处引气会使下游机匣处的附面层厚度减小,改变下游转子的

进口条件^[15].

北京航空航天大学的赵斌等分别以 NASA Stage 35 和北京航空航天大学低速单级压气机为研究对象,根据影响转子和静子通道流动的主要物理现象分别设计了多种引气方案.通过数值模拟比较分析引气与不引气状态下压气机的详细流场,结合实验测量结果,研究转子机匣端壁引气位置以及静子机匣端壁引气量对压气机性能及流场的影响.结果表明:转子机匣端壁引气能够有效控制间隙泄漏流的发展,减小叶尖损失,提升压气机性能.不同的引气槽结构和轴向位置对间隙流动的影响机理不相同;静子机匣端壁引气能够有效减小静子叶排损失,提升压气机效率^[16-17].

国内外学者对于压气机引气的研究以数值模拟为主,辅之以机理验证性实验.就数值模拟来讲,更关注于引气对内部流场和性能的影响,鲜见对压气机引气数值模拟的实现方法的研究.本文将着重于应用 NUMECA 自带引气模块和绘制引气管路这两种引气实现方法的研究,从气动性能和内部流场的角度进行分析对比,最后定性的给出其适用范围;同时,还进行了两种引气结构(圆孔和槽)的对比分析,所得出的结论将为压气机引气数值模拟的工程应用提供参考.

1 压气机引气数值模拟的实现方法

随着计算机科学技术的发展,CFD 技术在压气机设计和应用中起着越来越重要的作用.压气机引气的数值模拟的实现有下面两种方法.

1.1 应用 NUMECA 软件自带引气模块

NUMECA 作为常用的 CFD 软件被从业者接受并应用.软件版本不断更新,内部功能的逐渐完善,求解器中加入了抽吸气模块.该模块允许流体通过固体壁面注入或流出主流,并不是详细描述流入或流出的流体,而是在一定程度上描述其对主流的影响.

应用其实现引气的方法记为 bleeding plan 1,操作界面图 3 所示.应用步骤:①在可选择模型



图 3 NUMECA 软件引气模块操作界面

Fig. 3 Interface of NUMECA software for bleeding

中选取吹气冷却和抽气模块 (cooling/bleed); ②选择抽气方式,并指定抽气网格面;③选择抽气圆孔(或槽)的几何尺寸,并设定抽气位置和参数.

1.2 绘制引气通道网格

进行 CFD 网格划分时,将引气通道作为流场的一部分,绘制引气管路网格,如图 4 所示.这类研究引气的方法被广泛的采用,记为 bleeding plan 2.步骤如下:①绘制整个流道网格;②确定引气结构,绘制引气管路网格;③将引气管路的出口设定为出口边界条件,将引气管路与主流道网格交接面设定为完全非匹配边界;④将引气管路作为流场一部分进行求解.

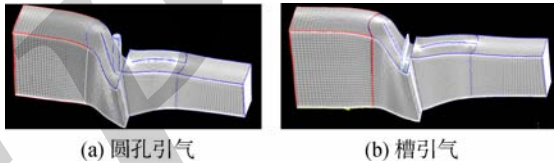


图 4 引气管路网格绘制

Fig. 4 Mesh of bleeding pipe

2 选取算例及三维定常计算

2.1 算例的选取

本文选取 NASA Stage 35 作为算例,转子数为 36,静子数为 46.结构和参数见图 5^[18]和表 1.由于具有丰富的实验数据,国内外很多研究人员都用其实验结果来校核 CFD 程序的精度和可靠性.

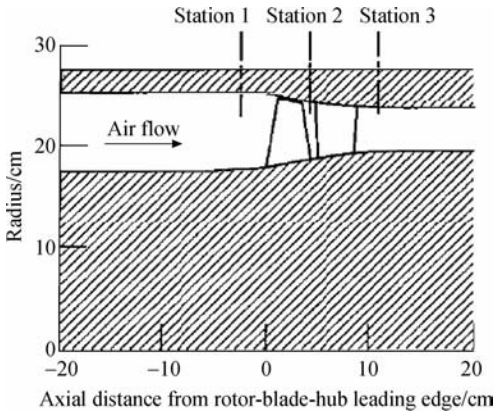


图 5 NASA Stage 35 压气机结构示意图^[18]

Fig. 5 Configuration of NASA Stage 35 compressor^[18]

2.2 Stage 35 的数值计算及校验

采用 HOH 型结构化网格,靠近壁面的网格加密.工质为理想空气,湍流模型采用 S-A (Spalart-Allmaras) 模型,空间离散差分格式采用中心

表 1 Stage 35 主要设计参数
Table 1 Main parameter of Stage 35

设计转速/ (r/min)	设计流量/ (kg/s)	总压比	效率/%
17 188	20. 188	1. 82	82. 8

差分格式,时间推进采用 4 阶 Runge-Kutta 法迭代求解. 压气机进出口边界条件与实验相同,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.

2. 2. 1 网格无关性验证

为了找到既减小计算量,又能保证计算结果精确性的网格配置,对网格的依赖性进行了研究,分别绘制单通道 30 万、80 万和 120 万网格进行计算,网格无关性对比见图 6,图中 N 表示网格数.

通过对比,选取了相对合适的单通道 80 万的网格进行数值计算,网格见图 7.

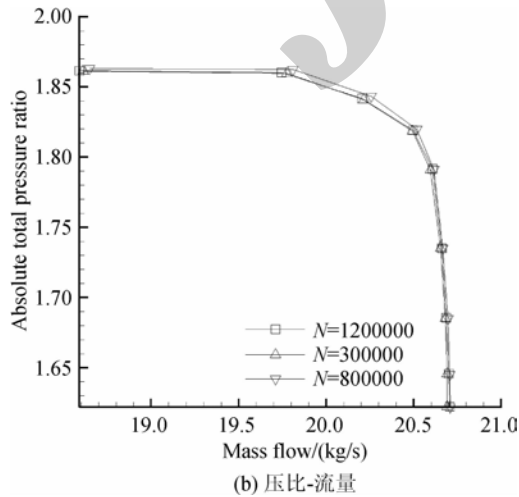
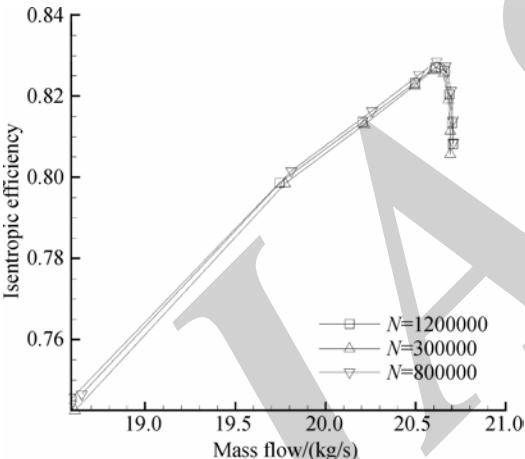


图 6 网格无关性验证图(CFD)

Fig. 6 Plot for independence of mesh verification (CFD)

2. 2. 2 数值计算结果与设计点及实验结果对比

CFD 计算与设计结果对比见表 2. 通过对比得知,两者相差很小.

100%设计转速条件下计算结果与实验结果对比见图 8 所示. 实验值(exp.)与数值计算(CFD)结果趋势保持一致. 实验值相对偏高,绝对值相差不大.

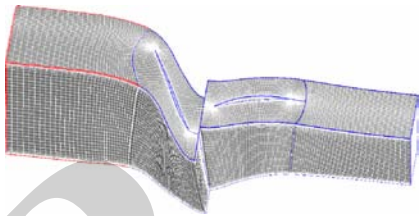


图 7 Stage 35 通道网格图
Fig. 7 Flow patch mesh of Stage 35

表 2 Stage 35 设计参数与 CFD 计算结果对比
Table 2 Compare the design parameters with CFD result

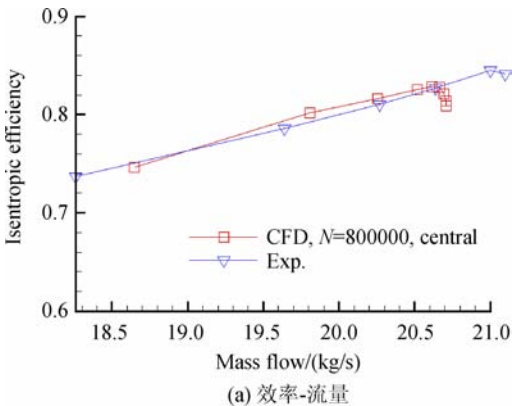
参数	设计值	数值计算值
转速/(r/min)	17 188	17 188
流量/(kg/s)	20. 188	20. 519
总压比	1. 820	1. 820
效率/%	82. 800	82. 532

2. 3 Stage 35 的数值计算总结

首先,本文选取 NASA 的 Stage 35 进行压气机引气的研究.

第二,通过不同网格数的设计点计算结果验证了 CFD 计算的网格无关性,从计算量和流场显示要求综合考虑选取了单通道 80 万网格进行三维 CFD 计算.

第三,通过设计点的设计参数与 CFD 计算结果对比验证了数值计算结果的可靠性,为后续工作提供参考.



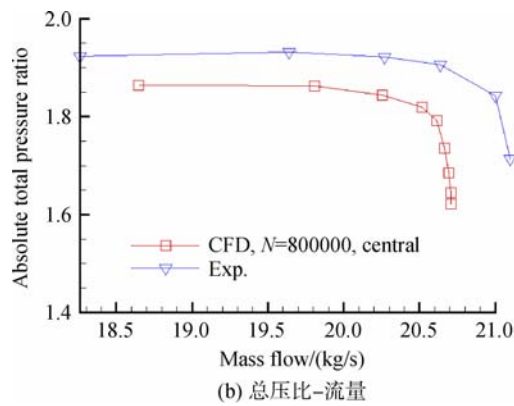


图 8 CFD 结果与实验结果对比图

Fig. 8 Compare the result of CFD with experiment

3 两种引气实现方法的对比

引气常用的结构有两种,即圆孔和槽引气. 分别应用 bleeding plan 1 和 bleeding plan 2 实现这两种引气结构,并进行对比.

3.1 圆孔引气

引气孔位于转子后,圆心坐标为(24.405 mm,1.739 mm,1.443 mm),圆孔直径为 8 mm,引气量为 1%的设计流量. Bleeding plan 2 绘制网格如图 4(a)所示. 100%转速下两种引气计算方案得到的特性曲线对比图 9.

通过特性线对比可以看出,对于圆孔引气,两种引气实现方法的计算结果几乎重合,引气后效率-流量曲线整体上移,总压比-流量曲线下降.

周向平均后的转子出口参数的如图 10 所示,图中 V_t , V_m 分别表示周向速度和子午速度. 通过对比可以看出,对于圆孔引气,两种引气实现方法得到的结果几乎重合. 引气后,转子出口气流角略有增大,约为 0.8° ;转子出口总压在 0.75 倍叶高以下总压有所升高,当大于 0.75 倍叶高时,总压有所降低.

整个流道的总压和总温对比云图见图 11~

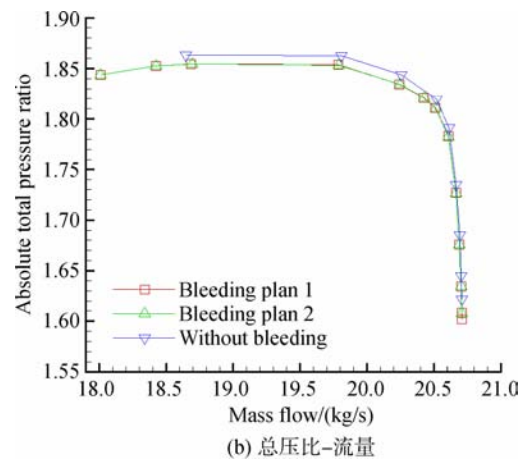
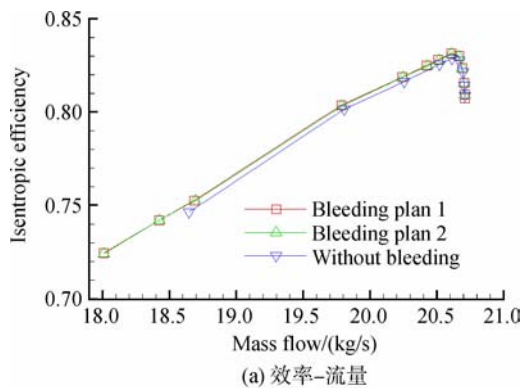


图 9 圆孔引气条件下特性线对比

Fig. 9 Compare the performance line of hole bleeding

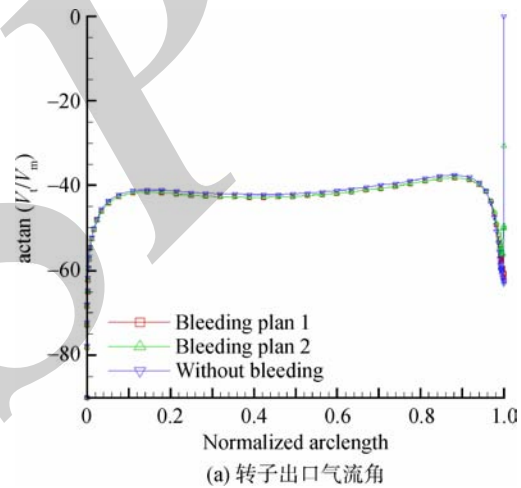


图 10 圆孔引气条件下转子出口参数对比

Fig. 10 Compare the parameters of rotor's outlet of hole bleeding

图 12. 通过流场云图对比可以看出,应用两种引气实现方法后得到的流场结果完全一致.

圆孔引气条件下,两种引气方法压比设计点

参数对见表 3。两种方法得到的特性参数几乎相同,圆孔引气后压气机的流量减小,效率几乎不变,失速裕度有较大幅度提升。

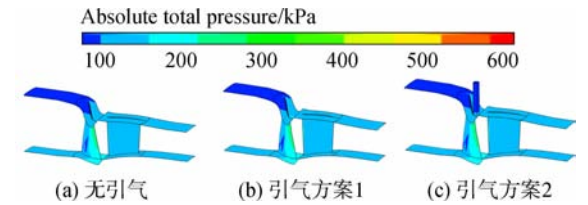


图 11 圆孔引气条件下流场总压云图
Fig. 11 Contour of total pressure in flow field of hole bleeding

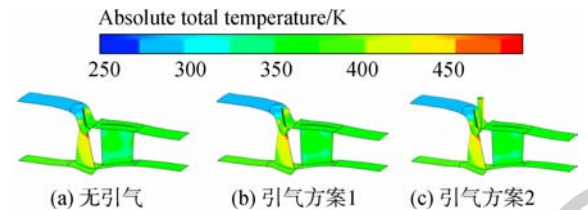


图 12 圆孔引气条件下流场总温云图
Fig. 12 Contour of total temperature in flow field of hole bleeding

表 3 圆孔引气条件下不同引气方案性能参数对比

Table 3 Compare the parameter in the different plans of hole bleeding

参数	引气方案		
	无引气	引气方案 1	引气方案 2
流量/(kg/s)	20.519	20.425	20.428
总压比	1.820	1.821	1.821
效率/%	82.532	82.487	82.458
失速裕度/%	12.657	14.823	14.840

3.2 槽引气

为了便于对比,槽引气与圆孔引气的中心点位置相同,在机匣上开通槽.槽的宽度根据 36 个半径为 8 mm 圆孔在整圈机匣上的等效面积设定,约为 1.2 mm.引气量为 1% 的设计流量.网格见图 4(b)所示.100% 转速下两种引气计算方案得到的特性线对比图 13.通过特性线对比可以看出,对于槽引气,两种引气实现方法的计算结果略有差别;引气前后对比效率-流量曲线整体上移,总压比-流量曲线下降,bleeding plan 1 得到的总压比-流量曲线更接近于未引气工况。

周向平均后的转子出口参数对比见图 14.可

以看出,槽引气时两种引气实现方法得到的转子出口参数几乎重合.引气后,转子出口气流角增大约 0.6°;0.75 倍叶高以下时总压有所升高,大于 0.75 倍叶高总压有所降低,bleeding plan 1 在叶尖的总压更接近于未引气工况。

总压和总温对比云图见图 15~图 16.通过流场云图对比可以看出,应用两种引气实现方法后

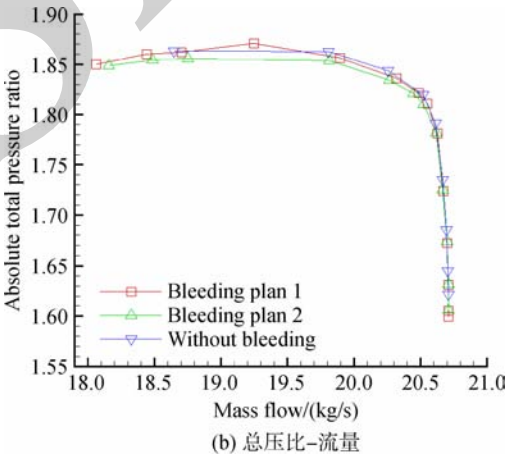
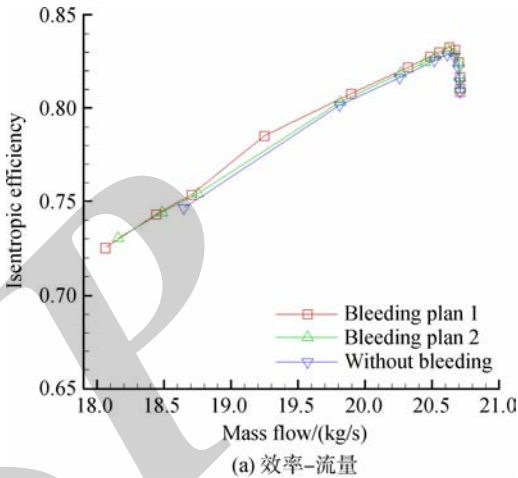
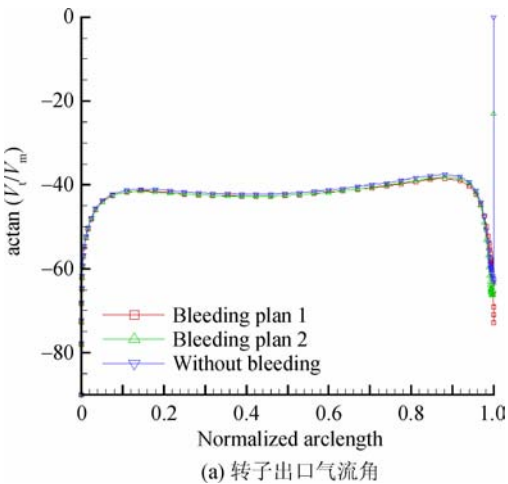


图 13 槽引气条件下特性线对比
Fig. 13 Compare the performance line of slot bleeding



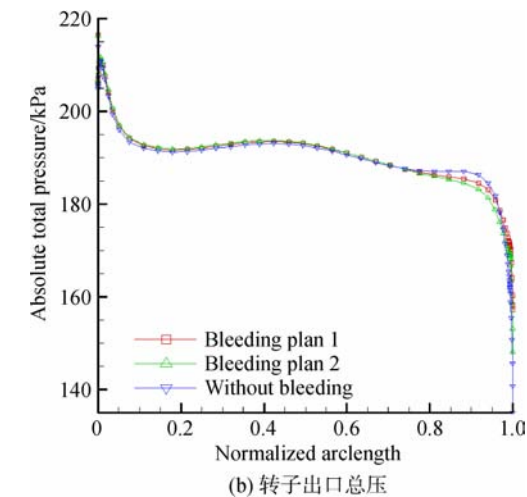


图 14 槽引气条件下转子出口参数对比

Fig. 14 Compare the parameters of rotor's outlet of slot bleeding

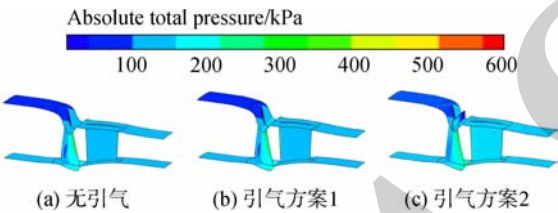


图 15 槽引气条件下流场总压云图

Fig. 15 Contour of total pressure in flow field of slot bleeding

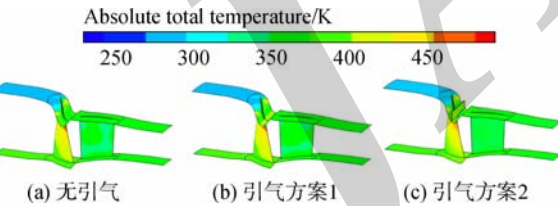


图 16 槽引气条件下流场总温云图

Fig. 16 Contour of total temperature in flow field of slot bleeding

得到的流场结果数值上差别不大。Bleeding plan 1 更接近于未引气工况。

槽引气条件下,两种引气方式压比设计点参数对见表 4,除效率略有提升外,可以得到与圆孔引气相同的结论。

3.3 小结和讨论

无论是圆孔或槽引气,两种方法得到的特性参数几乎相同,引气后压气机的流量减小,效率略有提升,压气机的失速裕度有较大提升。但是,无论实施步骤还是计算结果上,两者都略有差异。

表 4 槽引气条件下不同引气方案性能参数对比

Table 4 Compare the parameter in the different plans of slot bleeding

参数	引气方案		
	无引气	引气方案 1	引气方案 2
流量/(kg/s)	20.519	20.485	20.445
总压比	1.820	1.822	1.821
效率/%	82.532	82.748	82.660
失速裕度/%	12.657	15.183	14.333

首先,bleeding plan 1 直接应用压气机网格进行引气的实现;bleeding plan 2 则需要在原有的网格基础上添加引气管路网格。

第二,在设定边界条件时,bleeding plan 1 需要在 Fine_TM 中选定 cooling/bleeding 模块,设定引气的位置和参数,主流道中边界条件与未引气相同;bleeding plan 2 则没有用到该模块,但需要将引气管路出口设定为出口边界条件。

第三,对于槽引气的计算结果可以看出,bleeding plan 1 得到的结果略好于 bleeding plan 2,同时对主流流场的影响也相对较小。分析原因,bleeding plan 1 直接给出引气点的坐标和槽的宽度,没有考虑引气管路内部的流动;bleeding plan 2 对于引气管路需要在硬壁面采用无滑移边界条件,在引气管路和机匣的交接处使用完全非匹配边界条件,管路内部流动肯定会与主流路的相互影响。

这样可以得出,bleeding plan 1 不需要添加引气管路网格,减小了网格绘制的工作量;在计算时操作相对简单方便;引气后的计算结果相对较好。Bleeding plan 2 需要额外的加入引气管路网格,同时需要在其余主流道交界面应用完全非匹配边界条件,增加了前期网格绘制的工作量;在计算时需要将引气管路作为流场的一部分,引气管路的出口作为压气机的另一个出口;还应注意的是引气管路出口的静压不能高于主流道出口的静压,否则计算很难收敛;虽然 bleeding plan 2 增加了网格绘制和计算设定的复杂度,但更接近于压气机引气的实际情况。

需要说明的是,两者所需计算时间的差异取决于引气管路网格数目。Bleed plan 1 应用流道网格数为 80 万;bleeding plan 2 在原有流道网格基础上增加引气管路网格,数目为 5 万,因此两者计算所消耗时间和所需要内存的差异可以忽略。在实际实施过程中,这点可以被证明。

4 圆孔引气与槽引气的对比

为了探索引气结构对压气机的影响,对比应用 bleeding plan 1 实现压气机 Stage 35 的引气,特性结果见图 17.

可以看出,引气后效率曲线略微上移,同时圆孔和槽引气的效率曲线几乎重合,个别点除外;通过压比曲线看出,引气后压比曲线略微的下移,与圆孔相比,槽引气下移的幅度较小,这表明槽引气压比损失要小与圆孔.

转子出口气流参数如图 18 所示. 引气后,转子出口气流角在整个叶高分布上稍微增大,圆孔引气增大约 0.8° ,槽引气增大约 0.6° ;转子出口总压在 0.75 倍叶高以下,总压有所升高,当大于 0.75 倍叶高时,总压有所降低,但是槽引气对于总压增大或减小的幅度要小于圆孔引气.

两种引气方式参数对比见表 5.

由上面的分析可以得到,Stage 35 压气机引

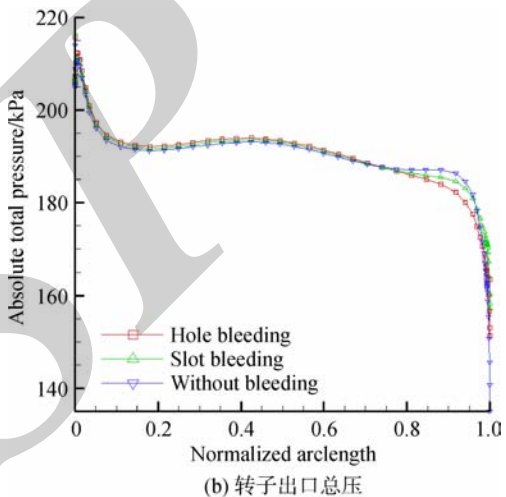
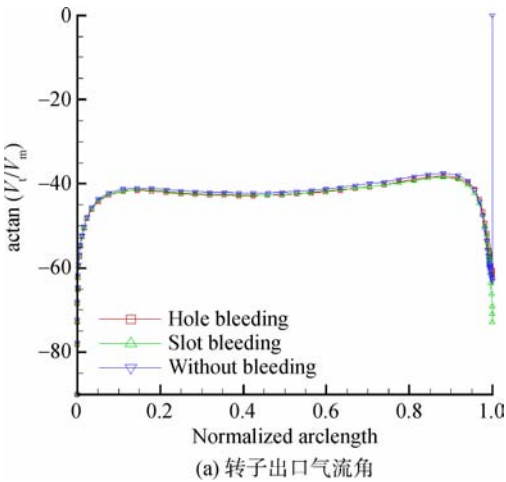


图 18 圆孔引气和槽引气转子出口参数对比
Fig. 18 Compare the parameters of hole bleeding with slot in rotor's outlet

表 5 圆孔引气和槽引气性能参数对比

Table 5 Compare the parameter of hole bleeding with slot bleeding

参数	引气方式		
	无引气	圆孔引气	槽引气
流量/(kg/s)	20.519	20.425	20.485
总压比	1.8198	1.8208	1.8216
效率/%	82.532	82.487	82.748
失速裕度/%	12.657	14.823	15.183

气后,效率曲线略微上移,压比曲线略微的下移;引气能够明显地改变压气机内部流场;引气扩大了压气机的失速裕度.通过相同引气量、相同等效面积的条件下圆孔和槽引气后结果的对比可以看出,槽引气对于失速裕度的增加较大,对于压气机内部流场和气动特性影响相对较小.总而言之,槽引气方式要优于圆孔引气.

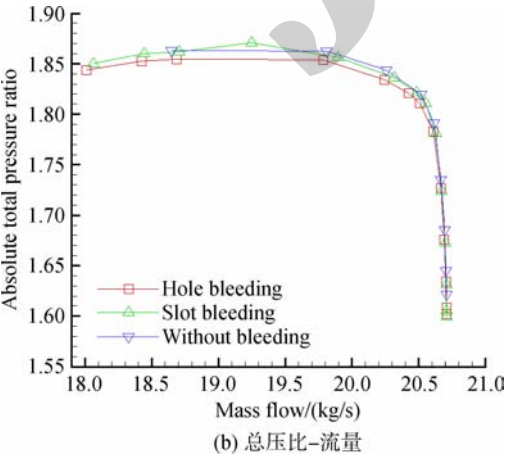
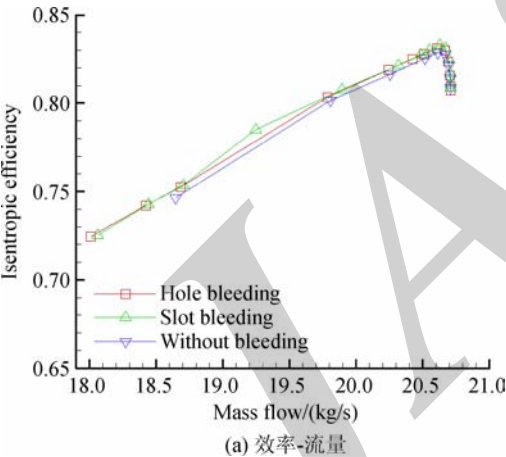


图 17 圆孔引气和槽引气特性线对比
Fig. 17 Compare the performance line of hole bleeding with slot bleeding

5 结 论

本文选取了 NASA 的 Stage 35 压气机作为算例,进行了网格无关性验证,并进行了初始的 CFD 计算,与实验结果吻合较好,为下一步工作提供原始数据。

随后分别应用圆孔和槽引气进行两种数值实现手段的对比,发现两种手段的结果基本吻合。Stage 35 压气机引气后,效率曲线略微上移,总压比曲线略微的下移;引气能够明显地改变压气机内部流场;引气后压气机的失速裕度明显增加。Bleeding plan 1 操作相对简单;bleeding plan 2 增加了网格绘制和边界条件设定的复杂度,但是其更加符合压气机实际的引气情况。如果只是想了解引气对压气机性能的影响,那么应用 bleeding plan 1 便能简单快速的完成;若想进行引气结构、引气管路内部流场等细致的研究,最好应用 bleeding plan 2 来实现。

最后,进行了两种引气方式即圆孔和槽的对比,结果表明槽引气方式要优于圆孔引气。

致谢:

感谢中国航空发动机集团有限公司沈阳发动机研究所提供的经费资助以及正版 NUMECA 软件的支持。

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] Rolls-Royce Company. The jet engine[M]. 5th ed. Derby: Rolls-Royce Company, 1996.
- [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] 诺里斯.欧洲合力打造新“心脏”,目标直指“远景 2020”排放标准[J].国际航空,2008(9):67-69.
Norris G. Vision 2020 emissions goals provide focus for new project[J]. International Aviation, 2008(9):67-69. (in Chinese)
- [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[R].湖南 张家界:中国航空学会第15届叶轮机专业委员会学术交流,2009.
- [6] Fabri J, Paulon J. Determination theorique et experimentale de la fonction de transport d'un compresseur[R]. [S. l.]: La Recherche Aerospatiale, 1981.
- [7] Conan F, Savarese S, Moteurs S. Bleed airflow CFD modeling in aerodynamics simulations of jet engine compressors [R]. ASME Paper GT2001-0544, 2001.
- [8] Wellborn S R, Michael L K. Bleed flow interactions with

an axial-flow compressor power stream[R]. AIAA-2002-4057, 2002.

- [9] Lishman 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.
- [10] 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.
- [11] 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.
- [12] 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 Hao Guang, 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)
- [13] 邓嵘,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(2):40-42.
DENG Hao, GU Chunwei, XUE Yaohua, et al. Numerical simulation of the inter-stage bleed in an axial compressor [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2008, 29(2):40-42. (in Chinese)
- [14] 周文啸,羌晓青,滕金芳,等.多级轴流压气机级间引气的数值模拟研究[J].节能技术,2011,29(6):490-494.
ZHOU Wenxiao, QIANG Xiaqing, TENG Jinfang, et al. Numerical Research of Inter-stage bleeding in a Multistage Axial Compressor[J]. Energy Conservation Technology, 2011, 29(6):490-494. (in Chinese)
- [15] 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 highly-loaded multistage axial compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(11):2483-2494. (in Chinese)
- [16] 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)
- [17] ZHAO Bin, LI Shaobin, LI Qiushi, et al. Numerical research on impact of air system bleeding on compressor performance[J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 28(1):38-47.
- [18] Reid L, Moore R D. Performance of single-stage axial-flow transonic compressor with rotor and stator aspect ratios of 1.19 and 1.26, respectively, and with design pressure ratio of 1.82[R]. NASA TP-1338, 1978.

(编辑:王碧珺)