

引气方式对轴流压气机性能影响研究*

侯丽娜, 杜刚, 陈江

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘要: 航空发动机空气系统需要从多级轴流压气机中间级引气,不同引气方式将对轴流压气机性能和流场产生不同影响,以一带进口导叶的单级轴流压气机为研究对象,采用数值模拟方法研究了全周开缝、均布开孔以及不同开孔角度等引气方式对压气机性能的影响.结果表明,引气可不同程度地提高压气机性能,沿流向倾斜开设引气孔使喘振裕度提升最大,达到 8.2%,反流向开设引气孔使压气机效率、压比有较大提高.

关键词: 轴流压气机; 气动性能; 引气方式; 数值模拟

中图分类号: V231.3 **文献标志码:** A

doi: 10.3879/j.issn.1000-0887.2014.10.007

引 言

航空发动机的空气系统需要从进口压缩部件中引出一定流量的压缩气体,其主要用途是冷却发动机的热端部件,如燃烧室、涡轮等,也有机翼防冰、发动机进口防冰^[1]等作用.军用发动机空气系统从高压压气机中引出的气流流量一般是主流流量的 3%~5%^[2],而民用发动机引气流量则可高达 10%以上.压气机设计中需要根据引气压力、流量需求来确定高压压气机的中间级引气位置及引气方式,高压轴流压气机中间级引气将对压气机流场结构及性能产生重要的影响^[3-4].从设计角度考虑,引气后流量减小导致的压气机流动匹配的问题也非常重要.

近年来,国内外研究人员开始关注引气对压气机性能的影响.Wellborn 等研究了引气位置对亚音速压气机转子和静子叶排性能的影响^[5]; Leishman 等做了一系列不同引气结构下的引气流动研究^[6-8],主要包括:圆孔引气结构、引气量和端壁引气位置的影响、引气孔或引气槽进口斜面的影响、斜面引气槽与主流的干扰等研究;他们的研究表明,引气与主流的相互干扰会对叶片通道的流动损失、堵塞和气流转角产生不利的影 响,其影响程度依赖于引气位置和引气量的大小;Glimmer 和 Dobrzynski 等研究了端壁引气对压气机叶排损失的影响^[9-10],表明端壁引气显著减小了回流范围和损失;赵斌等^[11-12]以单级跨声速轴流压气机 NASA Stage35 为研究对象,研究了转子机匣端壁引气以及静子机匣端壁引气位置对压气机性能及流场的影响,根据转子间隙泄漏流和静子角区分离位置,进行了 3 种引气方案的数值模拟,得到如下结论:转子

* 收稿日期: 2014-01-06; 修订日期: 2014-09-03

基金项目: 航空基金重点项目(2011ZB24002)

作者简介: 侯丽娜(1988—),女,河南人,硕士(E-mail: 869597573@qq.com);

杜刚(1974—),男,四川人,副教授(通讯作者. E-mail: dugang@buaa.edu.cn);

陈江(1963—),男,四川人,研究员.

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.张皓光等^[13]研究了在轴向间隙引气措施相同的进口条件下,压气机进口空气流量、引气槽位置、引气量的大小对压气机性能及流场的影响,认为动叶前的引气槽可扩大喘振裕度,而对压比和效率并无损害.

上述文献中所研究的引气方式,均采用轴对称的几何模型进行周向开缝或机匣均布开槽等方式的研究,而实际压气机引气大多采用全周开缝或者周向分布开孔方式,两者有较大差别,开展考虑引气机构真实几何构造情况下的压气机性能研究很有必要.本文以一带进口导叶(IGV)的单级轴流压气机为研究对象,采用全周建模的方式模拟实际压气机的引气,研究不同引气方式对压气机性能以及流场的影响,为压气机设计提供参考.

1 研究对象与数值模拟方法

1.1 数值模拟方法

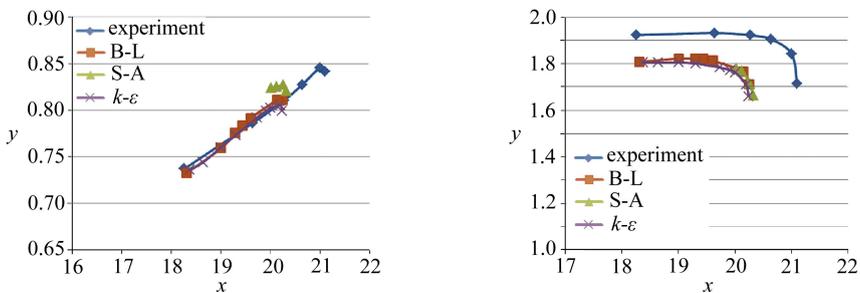
本文采用商业软件 NUMECA 的 FineTM/Turbo 模块对压气机流场进行数值模拟.该软件采用时间相关法求解定常三维 Reynolds 平均 Navier-Stokes (RANS) 方程,空间采用有限体积法离散,时间采用显式四阶 Runge-Kutta 法,数值迭代过程采用了多重网格法、局部时间步长和残差光滑等加速收敛措施.

在边界条件设置方面,压气机进口边界给定总温、总压、进口气流角度,进口总压为 102 510 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、动量和能量守恒,计算的初场由 S2 计算程序得到.

使用 Fine/Turbo 软件的前处理模块 AUTOGRID 生成压气机各叶排流道计算网格.围绕叶片采用 O 型结构化网格,靠近壁面处网格加密,第 1 层网格高度为 10^{-6} m,保证距离固体壁面第一层网格满足 $y^+ < 5$.

1.2 数值方法验证

为了验证计算模型的精确性,对 NASA Stage35 轴流压气机进行了数值模拟,并与实验结果^[14-15]进行对比.为考察不同湍流模型的适用性,计算分别采用 B-L 湍流模型、S-A 湍流模型、 $k-\varepsilon$ 湍流模型.计算得到整机特性图如图 1 所示,表 1 为喘振裕度对比表.



(a) 效率特性图

(b) 压比特性图

(a) Efficiency characteristics

(b) Pressure ratio characteristics

图 1 Stage35 轴流压气机实验数据与数值模拟结果对比图

Fig.1 The experimental and numerical simulation results of the Stage35 axial compressor

表 1 喘振裕度对比

Table 1 Comparison of the surge margin

	experiment	B-L	S-A	$k-\varepsilon$
surge margin $S_m / \%$	16.8	9.9	9.5	9.1

从图 1、表 1 的压气机性能结果分析,在效率方面,除了 B-L 模型的效率比实验数据稍高之外,其它两种湍流模型,效率特性曲线均与实验结果较好吻合;在压比方面,3 种湍流模型的压比特性线较好吻合,均比实验压比略小;喘振裕度方面,3 种湍流模型的模拟结果相差不大,均小于实验结果。

从 3 种湍流模型数值模拟结果可见:1) S-A 模型的数值模拟结果最为理想,效率、压比和裕度均与实验结果吻合很好;2) 实验与数值模拟结果的等熵效率、总压比和总温比等参数与实验结果的对比存在一定的偏差,但其变化规律基本相同,可以反映出流场的主要物理现象。因此,本文选用了基于 S-A 湍流模型的数值模拟方法。

1.3 研究对象

设计了一带进口导叶的单级轴流压气机,3 排叶片数分别为 24,24,48,比例为 1:1:2,主要设计参数见表 2。

表 2 单级轴流压气机设计参数

Table 2 Design parameters of the single stage axial compressor

parameter	value	unit
inlet total pressure P_{in}	101 325	Pa
inlet total temperature T_{in}	288.15	K
design mass flow q_{de}	32.5	kg/s
design pressure ratio D_{de}	1.6	
adiabatic efficiency $\eta_{ad} / \%$	≥ 0.86	
design rotation speed ω_{de}	13 360	r/min
R1 tangential speed of the blade tip v_{tip}	360.0	m/s
mass flow of bleeding q_{bl}	2%	
direction of flow x	axis	

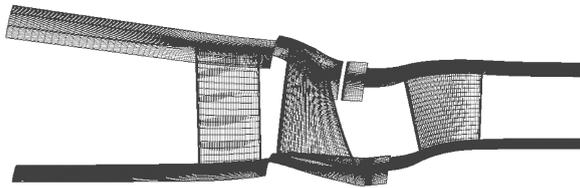


图 2 全周开缝引气(方案 A)

Fig.2 Bleeding in circumferential slots(scheme A)

在压气机设计阶段,对于引气的模拟,一般是将真实引气机构简化为全周开缝式环状引气来实现的;这种方法忽略了引气机构几何造型,通过将引气部位的边界条件设置为压力出口条件来进行调试;而真实压气机采用的是机匣圆孔引气,引气机构具有复杂的几何造型。本文将在考虑引气机构几何构造的情况下,对全周开缝环状引气和多通道圆孔引气这两种引气方式进行数值模拟,将上述引气方式设置为方案 A(如图 2 所示)和方案 B(如图 3 所示)。为了分析不同角度圆孔对引气性能的影响,分别考虑了 3 种角度的引气孔:方案 B-1 为反流向倾斜 45° 孔,方案 B-2 为垂直孔,B-3 为流向倾斜 45° 孔。将上述情况与无引气工况进行对比,分析引气

对压气机性能和流场的影响。引气按 S2 设计要求,引气位置在动叶后,引气量 2%。具体方案如表 3 所示。

表 3 引气方案
Table 3 The bleeding schemes

case	bleeding scheme	number	angle	number of tunnels
A	circumferential slot	1	0°	1
B-1	circular hole	12	45° against flow direction	multi-tunnel
B-2			perpendicular to flow direction	
B-3			45° along flow direction	

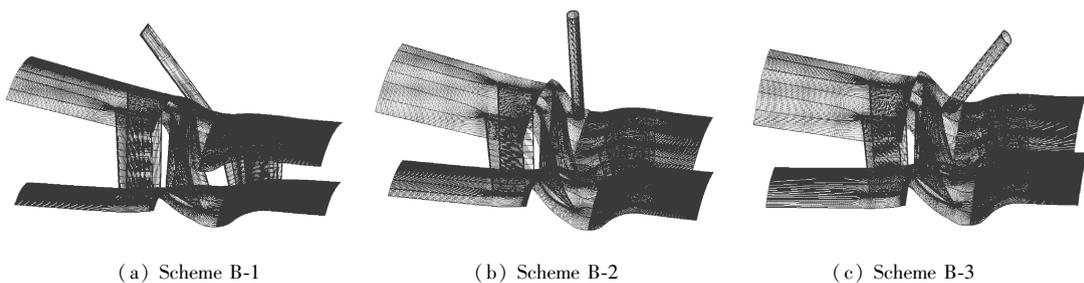


图 3 圆孔引气(方案 B)

Fig.3 Bleeding in circular holes(scheme B)

2 数值模拟结果

2.1 无引气情况

首先进行了无引气工况数值模拟,3 排叶片一共 91 万计算网格点,每排叶片约 30 万左右网格点,网格最小夹角 30°,膨胀比(expansion ratio,指网格间距的拉伸率)最大为 3.4,长宽比不超过 5 000。计算结果如表 4 所示。

表 4 无引气工况数值模拟结果
Table 4 Results of the non-bleeding working condition

outlet back pressure P_{ou} /Pa	inlet mass flow q_{in} / (kg/s)	adiabatic efficiency η_{ad} /%	pressure ratio D
110 000	33.068	70.569	1.405 0
127 000	33.061	80.950	1.525 3
130 000	33.058	82.266	1.547 8
135 000	33.008	84.181	1.585 0
138 000	32.828	84.950	1.605 7
139 000	32.677	84.998	1.611 6
139 500	32.520	84.864	1.613 5

表 5 无引气工况最高效率点性能参数
Table 5 Performance parameters of the highest efficiency point in the non-bleeding working condition

	inlet mass flow q_{in} / (kg/s)	total pressure ratio D_t	adiabatic efficiency η_{ad} /%	bleeding mass flow q_{bl} /%
S2 design performance	32.5	1.6	86.0	0
numerical simulation	32.677 0	1.611 6	84.998	0

从无引气工况数值模拟结果看出,基本达到设计点所要求的背压与特性。此处将效率最高点工况与设计性能各参数对比如表 5 所示。

由喘振裕度计算公式:

$$S_m = \frac{\Delta p_s^* / M_s}{\Delta p_d^* / M_d} - 1, \quad (1)$$

式中, S_m 是压气机的喘振裕度, $M_s, \Delta p_s^*$ 分别为近失速点上的流量和总压升, $M_d, \Delta p_d^*$ 则为设计流量和总压升, 计算得出无引气工况效率最高点的喘振裕度为 0.6%。

2.2 全周开缝引气情况

将流道机匣处分出一条宽 2 mm 的带状 patch, 其边界条件设置为压力出口, 此带状出口便为全周开缝引气的出口。三排叶片一共 98 万计算网格点, 每排叶片网格数约为 30 万网格点。网格最小夹角 18° , 膨胀比最大为 3.6, 长宽比不超过 5 000。

将全周开缝设计点工况数值模拟性能参数与设计性能各参数对比如表 6 所示。

表 6 全周开缝设计点性能参数

Table 6 Performance parameters of the circumferential slot bleeding schemes

	inlet mass flow $q_{in} / (\text{kg/s})$	total pressure ratio D_t	adiabatic efficiency $\eta_{ad} / \%$	bleeding mass flow $q_{bl} / \%$
S2 design performance	32.5	1.6	86.0	2
scheme A	33.035	1.624 8	85.52	2

由喘振裕度计算式(1)计算得出全周开缝引气工况的喘振裕度为 3.4%。

2.3 开孔引气情况

针对引气孔的复杂几何结构, 先采用 NUMECA 自带的几何与网格划分工具 IGG 进行几何造型和网格划分, 并与 AUTOGRID 划分的流道网格进行对接; 引气孔采用 H 型网格和蝶形网格, 其边界条件设置为压力出口, 通过 full non-matching 边界处理, 生成压气机及圆孔计算网格。3 排叶片一共 228 万左右网格点, 每排叶片网格数均大约 30 万网格点, 引气孔网格约为 120 万网格点。为了捕捉引气孔入口处的流场细节, 将引气孔网格在展向加密, 第 1 层网格高度为 10^{-6} m。网格最小夹角 20.13° , 膨胀比最大为 3.19, 长宽比不超过 5 000。

圆孔引气各方案设计点工况数值模拟性能参数与设计性能各参数对比如表 7 所示。

表 7 圆孔引气各方案设计点性能参数

Table 7 Performance parameters of the circular hole bleeding schemes

	inlet mass flow $q_{in} / (\text{kg/s})$	total pressure ratio D_t	adiabatic efficiency $\eta_{ad} / \%$	bleeding mass flow $q_{bl} / \%$	surge margin $S_m / \%$
S2 design performance	32.500	1.600	86.00	2	-
scheme B-1	32.842	1.631	84.48	2	6.8
scheme B-2	32.787	1.628	85.38	2	5.1
scheme B-3	32.842	1.627	84.21	2	8.2

由喘振裕度计算公式(1)计算得出圆孔引气工况的喘振裕度, 如表 7 所示。

3 结果分析

以下将各方案的计算结果与压气机无引气时的性能作对比, 分析引气对压气机性能以及流场的影响。

3.1 设计点的数值模拟结果

在设计点处, 各引气方案的数值模拟结果如表 8 所示。

表 8 各引气方案设计点的数值模拟结果

Table 8 Numerical simulation results of the bleeding schemes

case	inlet mass flow $q_{in} / (\text{kg/s})$	total pressure ratio D_t	adiabatic efficiency $\eta_{ad} / \%$	surge margin $S_m / \%$	bleeding mass flow $q_{bl} / \%$	bleeding back pressure P_{bbp} / Pa	outlet back pressure P_{obp} / Pa
A	33.035	1.624 8	85.52	3.4			
B-1	32.842	1.631 0	84.48	6.8			
B-2	32.787	1.628 0	85.38	5.1	2	101 292	143 000
B-3	32.842	1.627 0	84.21	8.2			

由表 8 可见,在引气量均为 2%,引气背压以及出口背压相同的条件下,方案 A 与方案 B 的压比均达到设计性能 1.6 以上,等熵效率略低于目标效率 86%。相比 A, B 两方案,压比无太大差异,而等熵效率方面,方案 A 比 B 高一些,B 组的 3 个不同引气角度的方案中,垂直孔方案 B-2 的引气效率最高,与方案 A 基本持平。喘振裕度方面,方案 A 低于方案 B,B 组的 3 个不同引气角度的方案中,垂直孔方案 B-2 最小,反流向倾斜 45°孔方案 B-1 稍高,流向倾斜 45°孔方案 B-3 最高。

3.2 设计点的流场分析

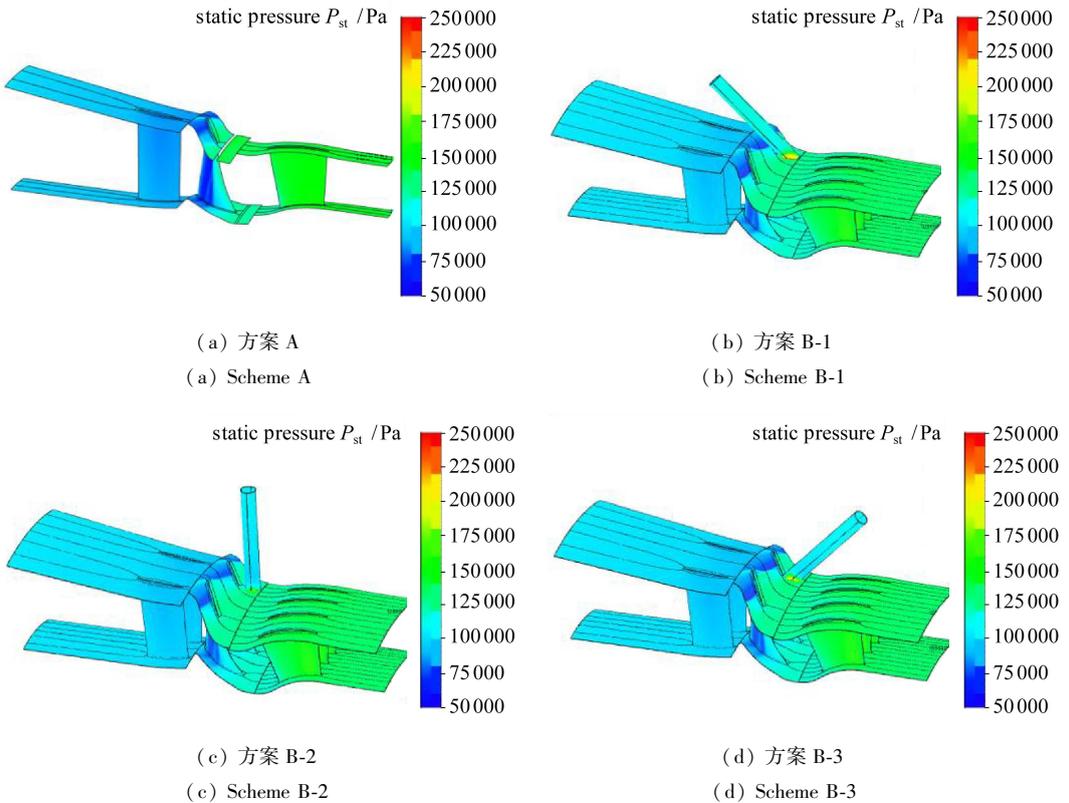


图 4 各引气方案设计点处静压分布图

Fig.4 Static pressure distributions of the bleeding schemes

图 4 为各引气方案设计点的静压分布。由图 4 可看出,各引气方案静压分布及出口压力基本相同,此结论与计算得出的各方案总压比数值接近的结论相一致。

图 5 为各引气方案设计点的熵分布图。可看到,方案 A 由于没有考虑引气机构几何造型,

无法体现流场的分离和引气孔内部的流动损失,因此熵损失比方案 B 小.将方案 B 中 3 种不同引气角度的方案对比可以看出,垂直孔方案 B-2 的流动损失最小,反流向倾斜 45°孔方案 B-1 与流向倾斜 45°孔方案 B-3 相对较大,B-2 方案的等熵效率较方案 B-1 与 B-3 都大,与方案 A 相近.

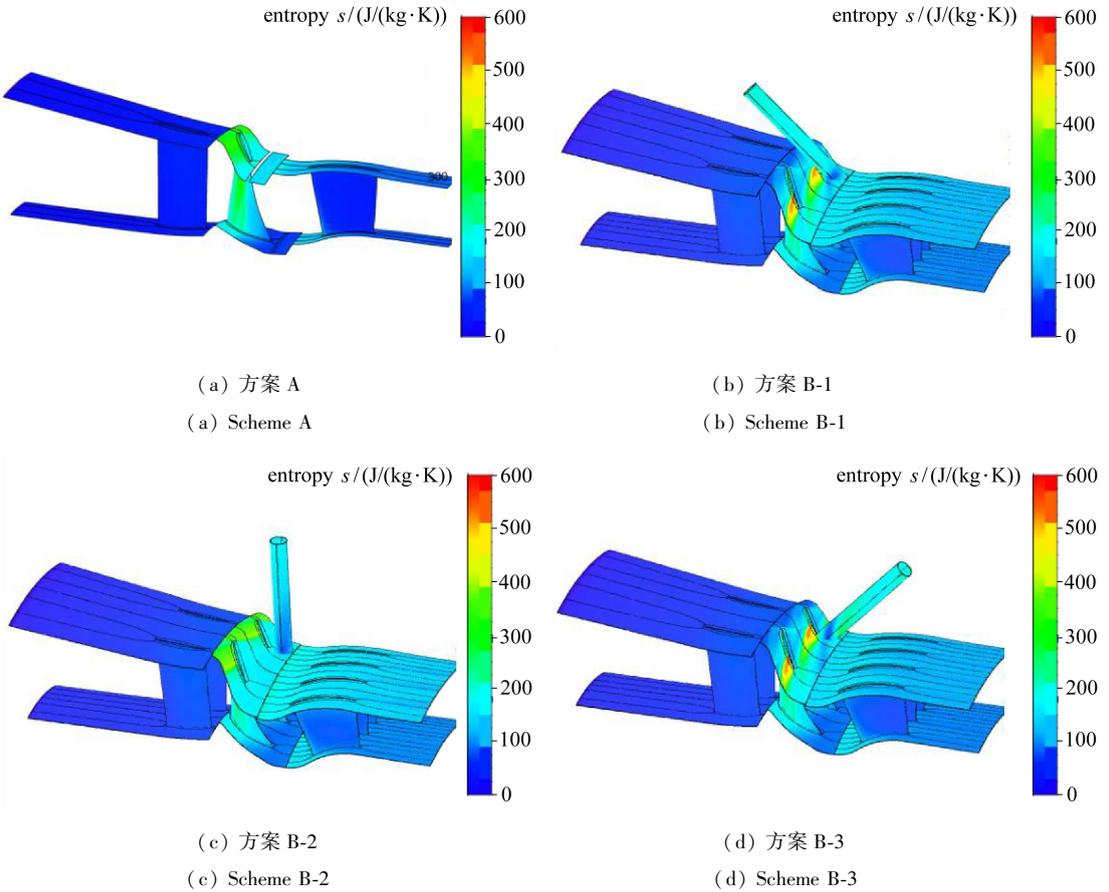
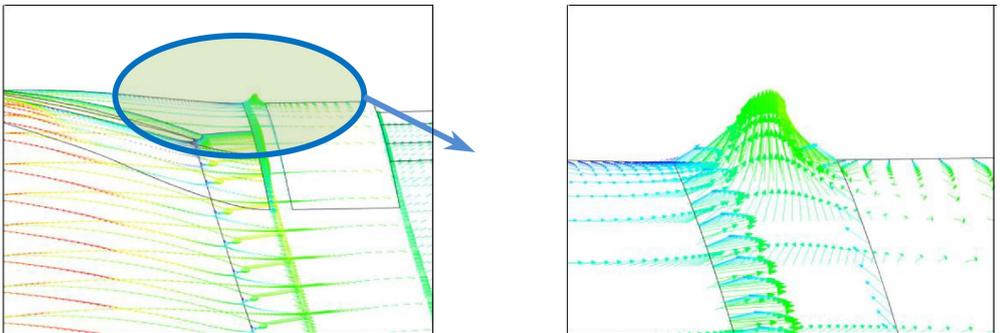
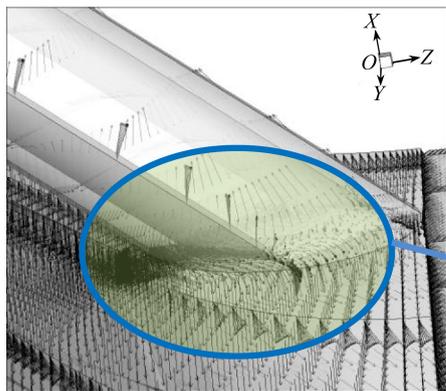


图 5 各引气方案设计点处熵分布图

Fig.5 Entropy distributions of the bleeding schemes

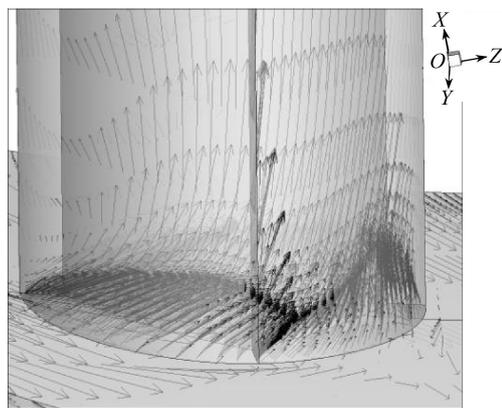
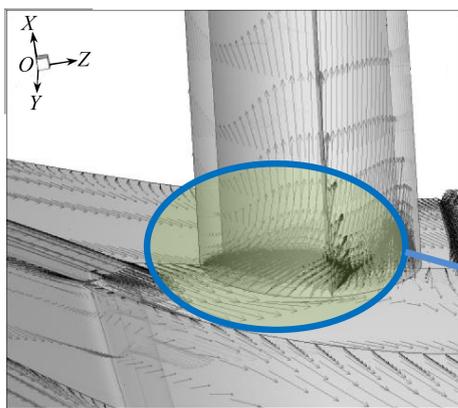


(a) 方案 A
(a) Scheme A



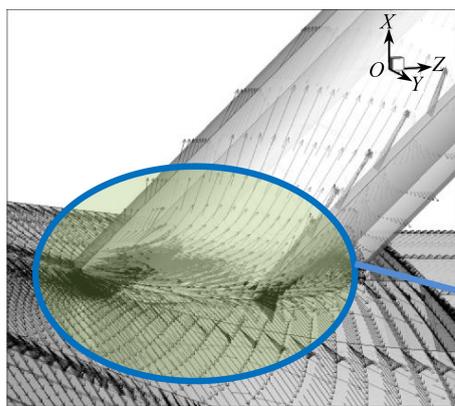
(b) 方案 B-1

(b) Scheme B-1



(c) 方案 B-2

(c) Scheme B-2



(d) 方案 B-3

(d) Scheme B-3

图6 各引气方案设计点处速度矢量分布图

Fig.6 Velocity vector distributions of the bleeding schemes

图 6 为各引气方案设计点处速度矢量分布图。由图可见,方案 A 中引出的气体是以引气缝为起点,呈现散射状朝外喷气,类似于实际压气机防喘放气,由于模型本身的限制,无法刻画引出气体的流动细节,如速度与压力分布,从而抹掉了真实的流动结构。方案 B 则是有具体几何造型的引气孔,引气孔内部流场结构也清晰可见。

对比方案 B 中 3 种角度的圆孔引气可以看到,方案 B-2 的流场分离最小,引气孔轴向位置后的回流区也最小;方案 B-1 流场分离最大,不但在引气孔轴向位置后有回流,引气孔内部入口处也有较大的回流区,空气呈漩涡状向上流动;而方案 B-3 分离程度居中,引气孔轴向位置后回流量也居中,引气孔内部流动相对较好,无大分离和回流,因此方案 B-2 的流动损失最小。其原因在于,由于离心力的作用,空气在压气机转动平面内有很强的离心流动趋势, B-2 方案引气孔方向正好位于转动平面内,与此趋势一致,同时垂直于主流流向,对主流干扰较小;而 B-1 和 B-3 方案引气孔均与转动平面呈较大的角度,对主流的干扰较强,根据赵斌等^[11]的文章,引气能够使上游主流加速,下游主流减速,在提高了流量和喘振裕度的同时导致了较强的流动分离;由此可见,在 B-2 方案基础上,在压气机周向位置调节引气孔的角度,能够获得小损失的引气方案,但是对主流流量和喘振裕度影响较小;B-1 和 B-3 方案可以进一步在倾斜角度和引气量上进行调节,在尽可能小的损失基础上,获得更大的流量。

3.3 总性能分析

各方案与无引气工况下的总性能对比如图 7 所示。

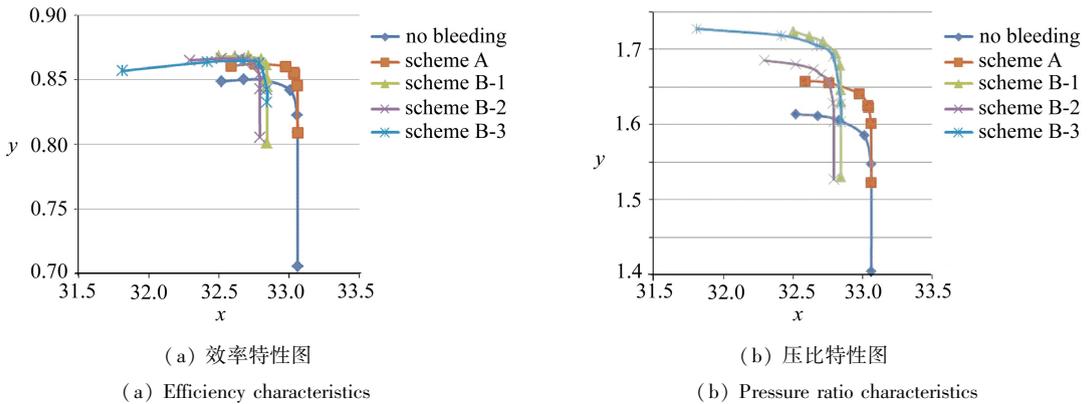


图 7 压气机无引气工况与各引气方案特性对比

Fig.7 Comparison of working characteristics between the bleeding schemes

从图 7 可以看出,对比压气机无引气工况,引气方案 A, B 的效率和压比均有明显提高,但提高的程度不同。在效率方面,大部分背压条件下,方案 B 比方案 A 使效率提升更大;在方案 B 的 3 个不同角度引气方案中,方案 B-2 效率提升的最大,其次是方案 B-1,方案 B-3 最小,但差别较小。在提高压比方面,方案 B 中的 3 个方案整体比方案 A 好;在方案 B 的 3 个不同角度引气方案中,方案 B-1 使压比提升的最大,方案 B-3 次之,方案 B-2 最低,但对压比的提升能力均大于方案 A。

根据上述性能对比及表 8 的数据,结合前述的流场结构分析可以看到, B-2 方案由于减少了流动分离带来的损失,具有最高的效率, B-1 和 B-3 方案对主流的干扰较强,具有较大的流量,获得了较高的压比和喘振裕度,但是损失也较大。可以看到,考虑真实的引气孔结构能够获得更加细致的流场细节,从而发现引气孔倾斜角度对压气机性能的影响规律及其原因,这对于实际压气机引气结构的设计具有直接的指导意义。

4 结 论

以一带导叶的单级轴流压气机为研究对象,进行了不同引气方式的数值模拟,分析了真实情况下的引气对压气机性能的影响,得到如下结论:

1) 全周开缝环状引气方式既是一种发动机真实引气的方式,在数值模拟中又可视作为一种简化边界条件.从计算结果来看,全周开缝引气与具有真实几何造型的圆孔引气在各种性能参数的变化趋势上一致,可定性反映引气对压气机性能的影响,可在压气机设计或调试时作为一种简化.全周开缝环状引气方式使效率、压比均有所提高,裕度也比无引气状态有所提高,一定程度上提高了压气机性能.

2) 具有特定几何结构的圆孔引气方式能够反映实际发动机内压气机引气的真实情况,对压气机设计具有较大的指导意义.此类型引气对压比提高的程度与全周开缝引气相当,由于几何外形和流场的复杂性增加,增大了流动损失,使效率的提高程度不如全周开缝引气,但圆孔引气使原压气机的喘振裕度得到了大幅提高,尤其是流向倾斜的圆孔.

3) 不同引气角度的圆孔引气方案中,效率、压比、喘振裕度均有不同程度的提高.反流向倾斜孔和流向倾斜的圆孔的引气由于流场不够均匀,分离和损失也较大,效率、压比虽有所提高,但是不如垂直孔引气提高得多;在喘振裕度方面,流向倾斜的引气孔使喘振裕度提高最大,反流向倾斜引气孔次之,垂直孔最低.

参考文献(References):

- [1] 杨燕生,吴向宇,陆海鹰.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,2001:1-11.(YANG Yan-sheng, WU Xiang-yu, LU Hai-ying. *Aeroengine Design Manual, Volume 16: Air System and Heat Transfer Analysis*[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001:1-11.(in Chinese))
- [2] 赵斌,李绍斌,侯安平.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会文集.2009:190-198.(ZHAO Bin, LI Shao-bin, HOU An-ping. Research and discuss about bleeding of aeroengine air system[C]//CSAA 15th Academic Communication of Turbine Professional Committee. 2009:190-198.(in Chinese))
- [3] Andrew J Y, Ronald J R. Effects of bleed air extraction on thrust level of the F404 GE400 turbofan engine[R]. NASA TM-104247, 1992.
- [4] Alison B E. The effects of compressor seventh stage bleed air extraction on performance of the F100 PW 220 afterburning turbofan engine[R]. NASA CR-179447, 1991.
- [5] Wellborn S R, Michael L K. Bleed flow interactions with an axial flow compressor power-stream[R]. AIAA paper 2002-4057, 2002.
- [6] Leishman B A, Cumpsty N A, Denton J D. Effects of bleed rate and end wall location on the aerodynamic behavior of a circular hole bleed off take[J]. *ASME Journal of Turbomachinery*, 2007, **129**(4): 645-658.
- [7] 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]. *ASME Journal of Turbomachinery*, 2007, **129**(4): 659-668.
- [8] Leishman B A, Cumpsty N A. Mechanism of the interaction of a ramped bleed slot with the primary flow[J]. *ASME Journal of Turbomachinery*, 2007, **129**(10): 669-678.
- [9] Glimmer V, Goller M, Swoboda M. Numerical investigation of end wall boundary layer remov-

- al on highly loaded axial compressor blade rows[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2008, **130**(1): 011015.1-011015.9.
- [10] Dobrzynski B, Saathoff H, Kosyna G. Active flow control in a single stage axial compressor using tip injection and endwall boundary layer removal[R]. ASME GT2008 50214, 2008.
- [11] 赵斌, 李绍斌, 李秋实, 周盛. 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 Shao-bin, LI Qiu-shi, ZHOU Sheng. Numerical research on enhancing the axial compressor performance by bleeding[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2011, **26**(2): 262-271.(in Chinese))
- [12] 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 Shao-bin, ZHOU Sheng. Bleeding impaction performance of transonic axial compressor[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2011, **37**(1): 15-20.(in Chinese))
- [13] 张皓光, 楚武利, 吴艳辉, 张夏. 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 Wu-li, WU Yan-hui, ZHANG Xia. Numerical investigation on the effect of axial clearance bleeding on a tow-stage axial-flow compressor flow-field and performance[J]. *Fluid Machinery*, 2006, **34**(7): 24-27.(in Chinese))
- [14] Reid L, Moore R D. Design and overall performance of four highly loaded high speed inlet stages for an advanced high pressure ratio core compressor[R]. NASA TP-1337, 1978.
- [15] Reid L, Moore R D. Performance of a 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.

Effects of Bleeding on the Aerodynamic Performance of Axial-Flow Compressors

HOU Li-na, DU Gang, CHEN Jiang

(School of Energy and Power Engineering, Beihang University,
Beijing 100191, P.R.China)

Abstract: Different ways of bleeding have different effects on axial-flow compressors' performance and flow fields. The numerical simulation of single-stage axial-flow compressors was performed. Several schemes, of bleeding in circumferential slots or bleeding in uniform circular holes circumferentially distributed, were designed to study the effects of different bleeding ways on the aerodynamic performance of axial-flow compressors. The results show that introduction of bleeding improves the compressors' performance to different extents. The bleeding scheme with circular holes set in the same direction with the flow has the largest surge margin up to 8.2%; while the circular holes set in the reverse direction of the flow bring the pressure ratio and efficiency of the compressors a major increase.

Key words: axial-flow compressor; aerodynamic performance; bleeding; numerical simulation