高速涡轮发动机压缩部件低雷诺数影响研究

任　鹏,李丽丽,刘太秋
(中国航发沈阳发动机研究所,沈阳 110015)

摘要:为了分析马赫数3.0量级高速涡轮发动机在高空22.5 km范围内,雷诺数变化对多级压气机气动性能的影响,采用Wassell特性修正与经验曲线拟合的方法,评估了低雷诺数条件压气机工作点效率、压比、流量的变化。利用S1计算程序分析了低雷诺数条件下基元叶型的流动特征,探讨了减小雷诺数影响的叶型设计规律。通过加入转捩模型的3维仿真模拟了地面和高空典型工况的气动特性,分析了低雷诺数对多级压气机稳定性的影响。结果表明:压气机在高空18.5 km和22.5 km喘振裕度相比地面条件下分别减小了5.61%和8.12%。综合对比仿真法和经验法对多级压气机性能预测结果,认为仿真法考虑了多效压气机在低雷诺数条件下级间匹配变化的影响,更适用于对压气机高空全转速特性的预测。

关键词:低雷诺数;多级压气机;稳定性;级间匹配;航空发动机
中图分类号:V231.3　　**文献标识码:**A　　**doi:**10.13477/j.cnki.aeroengine.2023.01.009

Research on the Influence of Low Reynolds Number on the Compression Component of High-speed Turbine Engine

REN Peng, LI Li-li, LIU Tai-qiu
(AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: In order to analyze the influence of Reynolds number variation on the aerodynamic performance of a multi-stage compressor at altitude range of 22.5 km for Mach number 3.0 high-speed turbine engine, the Wassell characteristic correction and empirical curve fitting were used to evaluate the changes of efficiency, pressure ratio, and flow rate at the compressor operating point at low Reynolds number. By using a program of S1, the flow characteristics of the airfoil under the condition of low Reynolds number were analyzed, and the design law of the airfoil to reduce the influence of Reynolds number was discussed. The aerodynamic characteristics of typical ground and altitude conditions were simulated by three-dimensional simulation with transition model, and the influence of low Reynolds number on the stability of the multi-stage compressor was analyzed. The results show that the surge margin of the compressor at 18.5 km and 22.5 km above the ground are reduced by 5.61% and 8.12% respectively. By comprehensively comparing the performance prediction results of the multi-stage compressor by simulation method and empirical method, it is considered that the simulation method takes into account the influence of multi-stage the compressor on the matching variation between stages at low Reynolds number conditions, and is more suitable for the prediction of compressor's high-altitude full-speed characteristics.

Key words: low Reynolds number; multi-stage compressor; stability; interstage matching; aeroengine

0　引言

雷诺数是衡量流体粘性对涡轮发动机压缩部件性能影响的重要准则之一随着飞行器高度不断增加,空气密度减小、运动粘度系数大,形成了低雷诺数条件,发动机在飞行包线内的流量、压比、效率与地面状态时产生较大差异,并且高空状态压气机稳定工作边界也会变化[1-3],比如某型发动机在H=20 km处,低雷诺数造成风扇和压气机喘振裕度分别降低了4.5%和2.8%[4]。低雷诺数条件下压气机失稳触发机制已经成为叶轮机设计关注的重要问题[5-6]。

高马赫数涡轮发动机一般指在飞行马赫数3左右通过自身运转即可实现稳定工作的喷气式涡轮发动机,现已成为临近空间飞行器的核心关键技术[7-8]。

收稿日期:2020-10-19　　**基金项目:**航空动力基础研究项目资助
作者简介:任鹏(1987),男,硕士,工程师,从事风扇/压气机性能设计工作;E-mail:373046818@qq.com。

引用格式:*任鹏,李丽丽,刘太秋.高速涡轮发动机压缩部件低雷诺数影响研究[J].航空发动机,2023,49(1):68-75. REN Peng, LI Lili, LIU Taiqiu. Re-search on the influence of low reynolds number on the compression component of high-speed turbine engine [J]. Aeroengine, 2023, 49(1): 68-75.*

当飞行马赫数在3以上时,发动机进口温度达到700 K左右,压缩部件在物理转速受限条件下巡航工况处于较低的换算转速区间,压气机级间匹配特性与常规压缩部件在设计转速的情况完全不同,受低雷诺数影响前面级性能衰减对整机性能的影响更大,是制约高空高速性能的主要瓶颈;另外发动机巡航飞行高度在20 km以上,空气稀薄,低雷诺数效应也成为压缩部件设计中必然考虑的关键问题。国外试验研究结果也表明,低雷诺数效应是影响发动机部件和整机性能的主要因素[9-10]。Wassell[11]的研究认为雷诺数变化会相应的造成压气机的压比特性和效率特性曲线平移,通过对当时的压气机试验结果进行统计分析,提出了雷诺数对压气机试验性能影响的修正方法;顾明皓等[12]研究了低雷诺数效应对某型风扇性能的影响,并根据计算结果提出了改进方案;刘太秋等[13]设计改进了适应高空低雷诺数流动条件下的2维压气机叶栅;张乃昌等[14]研究了某扩压叶型,发现在低雷诺数条件下,对于弯角一定的叶片,如果保持叶片后段的平缓,增加前段的曲率,可减小损失。目前对于低雷诺数效应的普遍认识是:当雷诺数处于自模区时风扇/压气机叶栅流动几乎不受影响,压缩部件在地面和高空的性能保持相似性;当雷诺数低于临界值以下时流动以分离泡形式完成转捩,叶型损失增大;当雷诺数进一步降低后闭式分离泡将转变为开式分离泡,叶栅丧失其应有的流动特征[15-16]。

本文采用经验评估与数值模拟相结合的方式,对某高速涡轮发动机8级压气级开展高空特性评估,探讨了低雷诺数条件下基元叶型流动特征,分析了低雷诺数对多级压气机稳定性及级间匹配的影响,总结了压缩部件考虑减小雷诺数影响的有效措施。

1　低雷诺数影响经验法评估

1.1　方法介绍

以效率雷诺数为例,Wassell定义了用于修正压气机气动特性的特征雷诺数

$$R_{e1}=\frac{V\cdot B\cdot\rho}{\mu} \tag{1}$$

式中:V、B分别为第1级转子中径处进口气流相对速度和叶片弦长;ρ为气体密度;μ为动力黏性系数。

在本文雷诺数修正过程中共有3组关系需要通过经验关系图来确定,采用曲线拟合的方式将经验曲线转化为关系公式,以x表示横轴参数,以y表示纵轴参数。

(1)效率修正。

Wassell方法中多变效率与效率雷诺数的关系为

$$1-\eta_p=KR_{e1}^{-p^{*}q} \tag{2}$$

式中:P为修正参数,反映马赫数的影响。

效率修正中P值经验关系如图1所示,对图1进行拟合

$$y=0.0004x^4-0.0018x^3+0.0247x^2-0.1304x+1.2289 \tag{3}$$

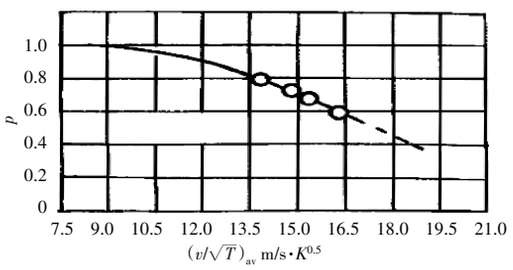


图1　效率修正中P值经验关系[11]

Q也为修正系数,反映几何形状的影响,效率修正中Q值经验关系图2所示,对图2进行拟合

$$y=0.00005x^4-0.001x^3+0.0073x^2-0.0409x+0.2344 \tag{4}$$

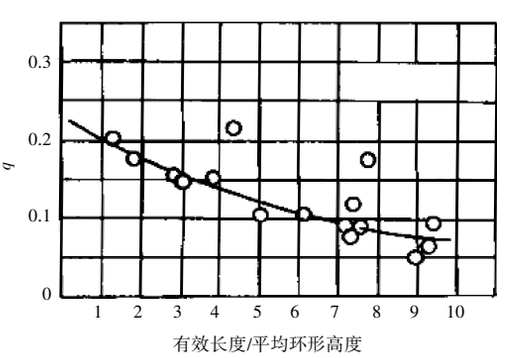


图2　效率修正中Q值经验关系[11]

(2)稳定工作极限压比修正。

极限压比修正经验关系如图3所示,π_s^*为R_{e3}的

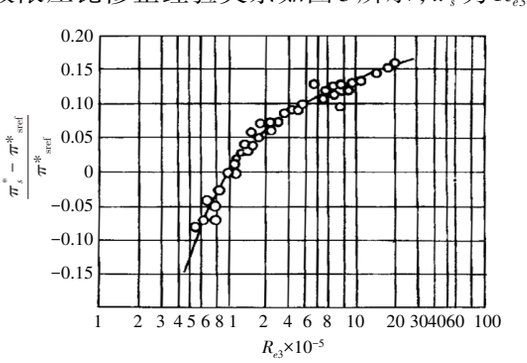


图3　极限压比修正经验关系[11]

稳定工作极限压比，π^*_{sref} 为 $R_{e3}\times10^5$ 条件下的稳定工作极限压比。对图3中经验曲线进行拟合

$$y=-0.3809x^2+0.8106x-0.4317\ (x\leqslant1) \quad (5)$$

$$y=0.0007x^3-0.0121x^2+0.077x-0.0638\ (1<x<9) \quad (6)$$

$$y=0.0000003x^3-0.00006x^2+0.004x+0.0978\ (x\geqslant9) \quad (7)$$

1.2 评估结果

首先计算压气机在地面及对应高空换算条件下的特征雷诺数，再采用Wassell方法及拟合公式将地面条件下的性能参数转化为对应高空点的预估结果。

采用Wassell经验法得到的评估结果见表1，部分计算结果以地面状态参数进行无量纲转化。从表中可见，压气机高空等熵效率绝对值降幅为0.4%~0.5%；工作点压比相对降低约0.5%~0.95%；稳定工作极限压比相对降低1.19%~1.87%。

表1 采用Wassell经验法得到的评估结果

换算转速	1.0n（H=9 km，Ma=0.9）	
状态标识	地面	高空
雷诺数/×10⁵	46.62	26.363
等熵效率（绝对值）	0.8710	0.8663
工作点压比	1.0000	0.9906
稳定工作极限压比	1.0000	0.9813
换算转速	0.843n（H=18.5 km，Ma=2.5）	
状态标识	地面	高空
雷诺数/×10⁵	36.37	22.35
等熵效率（绝对值）	0.8864	0.8825
工作点压比	1.0000	0.9935
稳定工作极限压比	1.0000	0.9842
换算转速	0.748n（H=22.5 km，Ma=3.2）	
状态标识	地面	高空
雷诺数/×10⁵	31.38	22.32
等熵效率（绝对值）	0.8347	0.8307
工作点压比	1.0000	0.9948
稳定工作极限压比	1.0000	0.9881

需要说明：在低转速状态下多级压气机堵塞发生在后面级，并不适用于通过压气机进口雷诺数修正流量的经验方法。

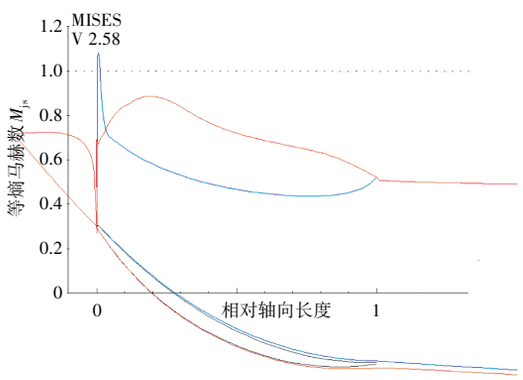
2 低雷诺数对基元叶型流动的影响

以多级压气机高亚声静子叶型为研究对象，叶型参数见表2。

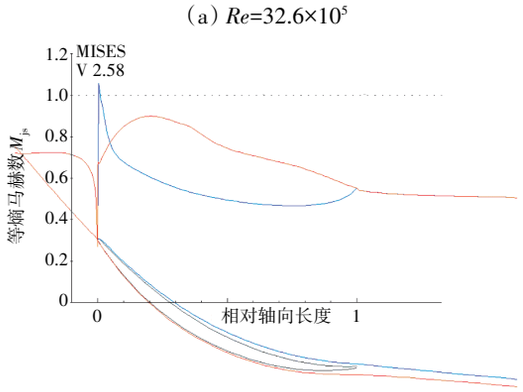
采用MISES程序对叶型进行不同雷诺数条件下损失计算，得到的等熵马赫数分布、形状因子分布如图4、5所示。从图4中可见，随着雷诺数的降低，叶型吸力面峰值马赫数位置逐渐后移、静压比逐渐减小、流动分离逐渐加剧。从图5中可见，高雷诺数（Re=32.6×10⁵）条件下吸力

表2 高亚声叶型静子气动和几何参数

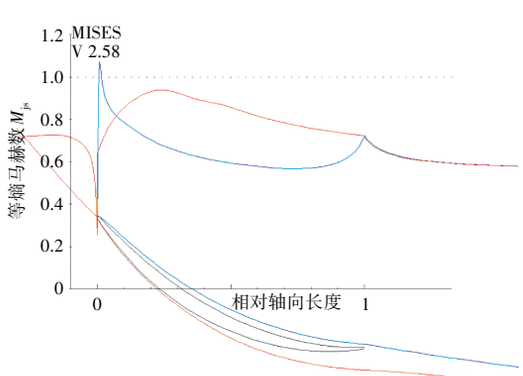
参数	数值
弦长/mm	75
进口马赫数	0.7176
出口马赫数	0.5182
进口构造角/(°)	38.14
出口构造角/(°)	95.30
气流折转角/(°)	41.61
安装角/(°)	27.22
最大厚度位置/%	40
稠度	2.15



（a）Re=32.6×10⁵

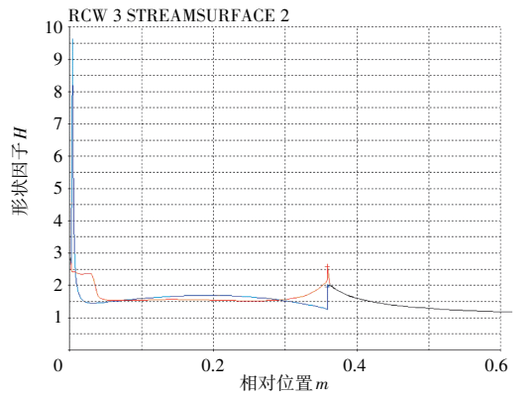


（b）Re=3.26×10⁵

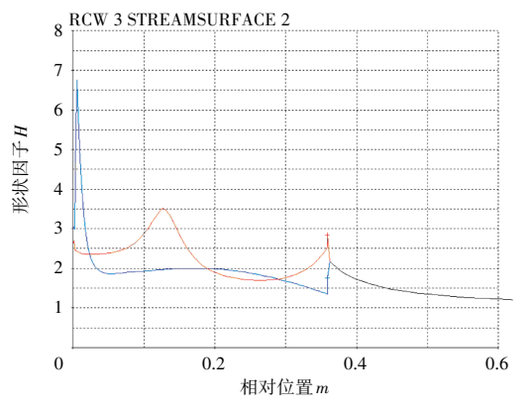


（c）Re=0.56×10⁵

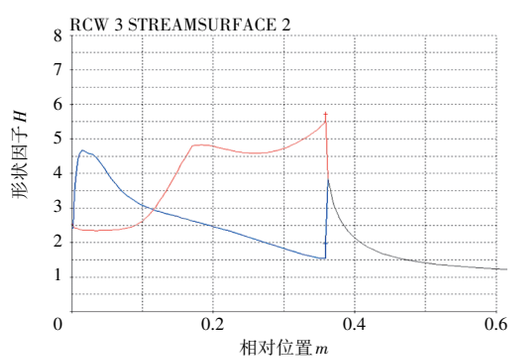
图4 等熵马赫数分布



(a) Re=32.6×10^5



(b) Re=3.26×10^5

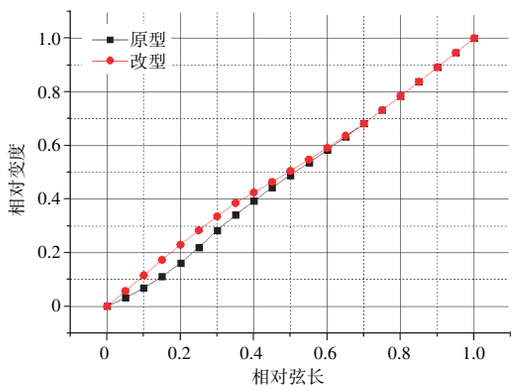


(c) Re=0.56×10^5

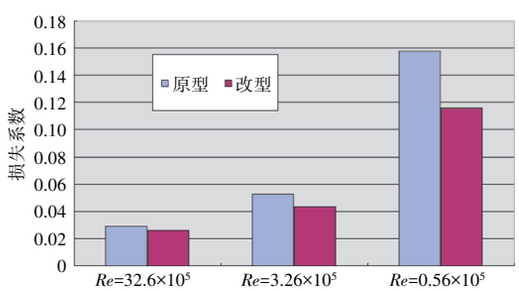
图5　形状因子分布

面起始为较短距离的层面流动,此后迅速转捩为湍流流动;随着雷诺数的降低,吸力面形状因子分布沿着弦长呈现“驼峰”形态,大约在27%弦长位置出现了短分离泡,而后附面层以湍流的形式再附着,从损失系数来看,这个短分离泡对叶栅损失的影响较小;在低雷诺数条件下,整个叶型吸力面呈现层流状态,没有转捩的发生,在逆压梯度的作用下形成了层流附面层的开式分离,叶型损失明显增大。

在原型叶栅基础上通过调整叶型弯度分布力争减小雷诺数变化的影响,最终确定一种近似前加弯叶型修改方案,改型方案损失变化如图6所示。在低雷诺数条件下叶型损失有所减小,上述结果与文献[14]中扩压叶型研究结论基本一致。改型后等熵马赫数对比如图7所示。从图中可见,改型方案吸力面峰值

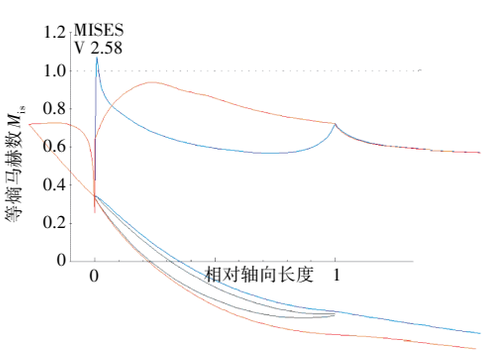


(a) 叶型中弧线弯度分布对比

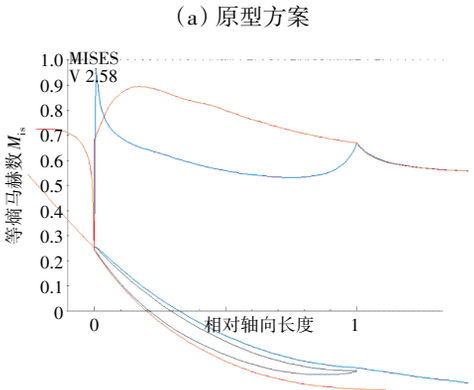


(b) 叶型损失对比

图6　改型方案损失变化



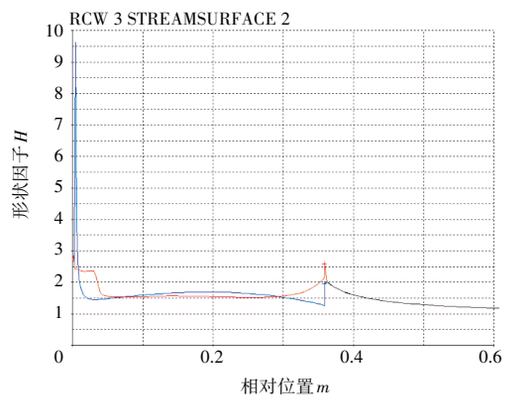
(a) 原型方案



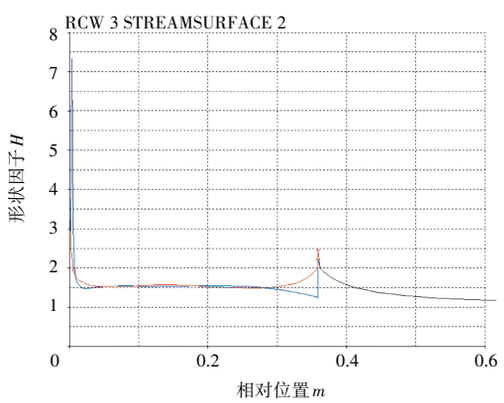
(b) 改型方案

图7　改型后等熵马赫数对比

马赫数位置相对前移，且峰值马赫数有所降低。改型后形状因子对比如图8所示。从图中可见，改型方案的流动转捩发生更早，而湍流边界层相对更有利于控制分离，上述成为减小低雷诺数损失的关键。



(a) 原型方案



(b) 改型方案

图8 改型后形状因子对比

3 低雷诺数对部件特性影响数值模拟

利用Numeca软件对8级压气机进行高空与对应地面状态的数值模拟。使用前处理模块AutoGrid生成叶栅流道网格，网格拓扑结构为“O”型网格，近壁面网格 $Y+$ 值在10以内，求解方法基于有限体积法，差分格式为中心差分，湍流模型采用Spalart-Allamara模型，转捩模型采用AGS模型，模拟叶片压力面和吸力面上的转捩现象，该模型是基于边界层动量厚度雷诺数的转捩预测模型，通过压力梯度参数 λ_θ 定义转捩动量厚度雷诺数 Re_θ

$$Re_\theta = 163 + \exp\{F(\lambda_\theta) - \frac{F(\lambda_\theta)}{6.91}\tau\} \tag{8}$$

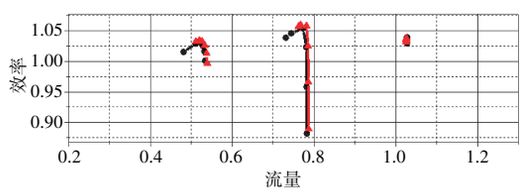
其中

$$\lambda_\theta = \frac{\theta^2}{\upsilon}\frac{\mathrm{d}U_e}{\mathrm{d}s} \tag{9}$$

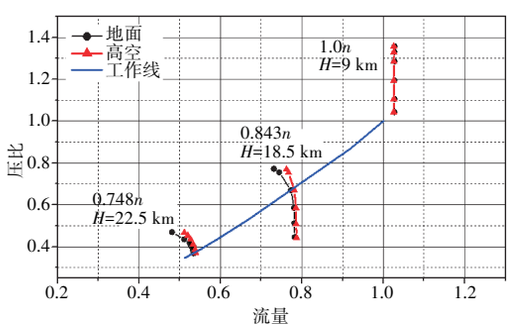
$$F(\lambda_0) = \begin{cases} 6.91 + 12.75\lambda_0 + 63.64(\lambda_0)^2, \lambda_0 \leqslant 0 \\ 6.91 + 2.48\lambda_0 - 12.75(\lambda_0)^2, \lambda_0 > 0 \end{cases} \tag{10}$$

3.1 地面/高空喘振裕度的变化

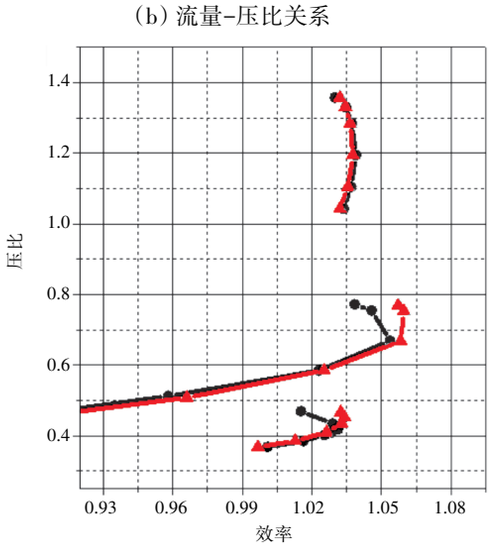
8级压气机3维计算特性如图9所示。从图中可见，在1.0n高空与地面计算特性基本重合，随着飞行高度增加(相对换算转速降低)，高空计算喘振裕度相比地面减小了5.61%(H=18.5 km)和8.12%(H=22.5 km)，地面/高空喘振裕度变化见表3。



(a) 流量-效率关系



(b) 流量-压比关系



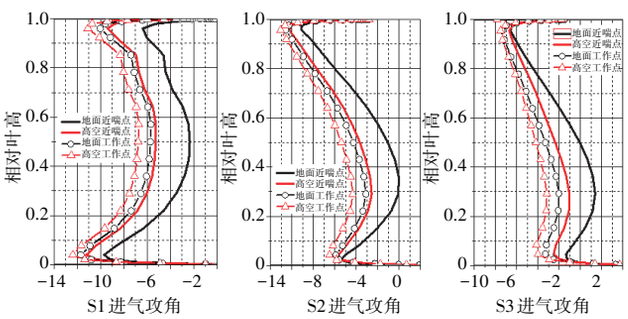
(c) 效率-压比关系

图9 8级压气机3维计算特性

在0.843相对换算转速下第1~3级静子工作点和近喘点进气攻角分布如图10所示。从图中可见，从工作点到近喘点静子攻角向正攻角方向增加，对比工作点进气攻角可以看出：高空条件下前面级工作点匹

表3　地面/高空喘振裕度变化

	1.0n/%	0.843n/%	0.748n/%
地面	30.2	21.35	40.33
高空	30.2	15.74	32.21
变化值	0	−5.61	−8.12

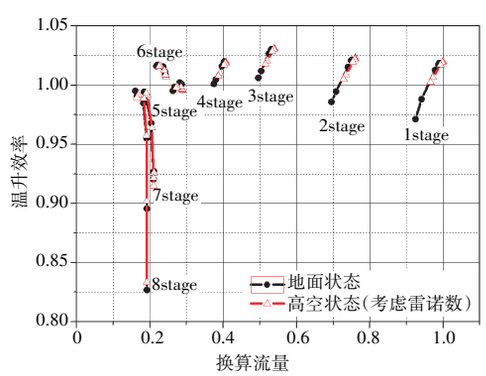


（a）1级静子　（b）2级静子　（3）3级静子

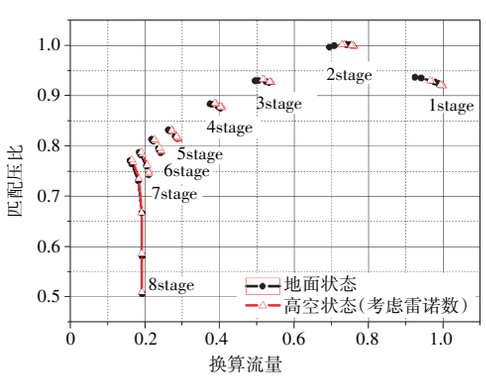
图10　在0.843相对换算转速下第1～3级静子工作点和近喘点进气攻角分布

配的攻角相对偏负,且工作点到近喘点攻角变化范围相对较小,因此高空低转速喘振裕度减小的主要原因在于低雷诺数降低了前面级叶型稳定的工作范围。

8级压气机低转速(0.843n)级间特性如图11所示,反映了多级压气机在低转速级间的匹配状态。从



（a）效率分级特性



（b）压比分级特性

图11　压气机低转速(0.843n)级间特性

图中可见,8级压气机前面级(第1~4级)从工作点到近喘点效率始终匹配在左支区域,且压升变化较小,匹配状态相对靠近近喘点;在后面级(第7、8级)效率匹配在右支区域,且换算流量变化较小,匹配状态相对靠近堵点;在低转速条件下前面级是影响8级压气机稳定裕度的关键。

对于后面级来说,地面与高空状态的压比和效率特性基本重合,低雷诺数在此的影响很小;而前面级(第1~3级)受低雷诺数的影响压比和换算流量均未达到地面条件下的计算边界,前面级工作范围减小,压缩部件喘振裕度降低。

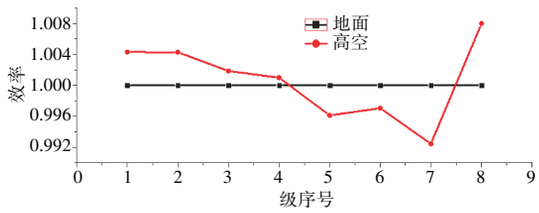
3.2　地面/高空等熵效率的变化

不同转速下地面/高空工作点流量和效率变化见表4。从表中可见,设计转速高空效率和流量略有降低;而在0.843n和0.748n 2个低转速下高空效率相比地面的分别提高0.33%和0.2%,高空流量分别提高1.45%和0.96%。

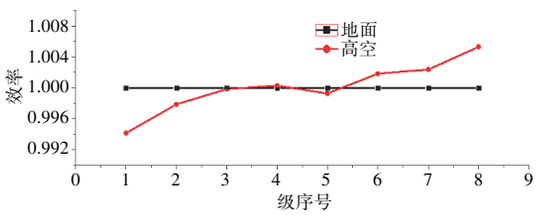
表4　不同转速下地面/高空工作点流量和效率变化

H=9 km	1.0n	
	地面	高空
压比	1.0000	0.9987
换算流量	1.0000	0.9980
等熵效率(绝对值)	0.8710	0.8699
H=18.5 km	0.843n	
	地面	高空
压比	1.0000	1.0150
换算流量	1.0000	1.0146
等熵效率(绝对值)	0.8864	0.8897
H=22.5 km	0.748n	
	地面	高空
压比	1.0000	1.0110
换算流量	1.0000	1.0096
等熵效率(绝对值)	0.8347	0.8366

在低转速下多级压气机高空效率和流量相对增加的主要原因在于低雷诺数下各级匹配状态的改变。低转速(0.843n)压气机工作点各级匹配如图12所示。地面状态级间参数以无量纲形式给出,设定为“1”,在此基础上给出高空状态相对变化。从图中可见,在低雷诺数条件下前面级增压能力降低,匹配压比相对减小,而后面级匹配压比提高。根据图11低转速分级特性,前面级处于效率左支,匹配压比减小、效率相应升高;同时出口级匹配在偏堵塞状态,高空状态匹配



(a) 各级效率相对变化



(b) 各级压比相对变化

图 12 低转速(0.843*n*)工作点各级匹配

压比提高,流动偏离堵塞,对效率也有较大改善,且后面级压比提高,低转速流通能力提高,工作点流量也相对增加。

需要说明:在低雷诺数下多级压气机低转速工作点性能参数的变化趋势主要是基于低转速多级压气机前喘后堵的匹配特性,在高转速下工作点到近喘点前面级匹配点压比变化较小,低雷诺数对效率和流量的影响也比较有限。

3.3 经验法/数值仿真评估结果对比

经验法与3维仿真评估结果对比见表5,其中稳定工作极限压比近似代表喘振裕度的变化。从表中可见,经验法评估多级压气机在不同转速下高空状态极限压比均有所降低,3维仿真高空状态极限压比在设计转速基本不变,低转速极限压比变化趋势与经验法的相同;经验法评估多级压气机在不同转速下高空状态等熵效率均有所降低,而3维仿真在设计转速高空效率变化趋势与经验法的相同,在低转速下高空工作点效率提高,变化趋势与经验法的相反。

表5 经验法/仿真评估结果对比

1.0*n*	Wassell半经验方法		Numeca 3维数值模拟	
(*H*=9 km、*Ma*=0.9)	地面	高空	地面	高空
效率雷诺数	46.62×10^5	26.363×10^5	46.62×10^5	26.363×10^5
稳定工作极限压比	1.0000	0.9813	1.0000	0.9996
等熵效率(绝对值)	0.8710	0.8663	0.8710	0.8699
0.843*n*	Wassell半经验方法		Numeca 3维数值模拟	
(*H*=18.5km、*Ma*=2.5)	地面	高空	地面	高空
效率雷诺数	36.37×10^5	22.35×10^5	36.37×10^5	22.35×10^5
稳定工作极限压比	1.0000	0.9842	1.0000	0.9964
等熵效率(绝对值)	0.8864	0.8825	0.8864	0.8897
0.748*n*	Wassell半经验方法		Numeca 3维数值模拟	
(*H*=22.5 km、*Ma*3.2)	地面	高空	地面	高空
效率雷诺数	31.38×10^5	22.32×10^5	31.38×10^5	22.32×10^5
稳定工作极限压比	1.0000	0.9881	1.0000	0.9937
等熵效率(绝对值)	0.8347	0.8307	0.8347	0.8366

Wassell半经验法是20世纪60年代基于多台压气机试验数据统计得到的雷诺数修正方法,把整个压气机看作1个独立的系统,用统计的方法确定该系统的工作特性,表5中高低空雷诺数差异越大,经验法对效率和压比的修正量也越大,但未能考虑其内部的特性和相互关系(级匹配变化),文献[17]也指出采用这种经验法对单级试验进行修正时具有较高的精度。

加入转捩的3维仿真方法可以考虑压气机所有叶片排内的详细流动状况,尤其是对于巡航工况处于中低换算转速的高速涡轮压缩部件,低雷诺数效应主要影响在前面级,而前面级匹配状态变化对整机效率和稳定性具有重要影响。目前所采用的转捩模型主要基于特定试验条件下的数据库和经验公式或者强制指定转捩点位置,虽然雷诺数变化范围和研究对象的气动状态必然会对预测精度产生一定影响,但其为工程中转捩过程的模拟提供了可用手段并可进行有效的定向判断。针对8级压气机典型基元叶型开展低雷诺数叶栅试验,并对转捩预测模型进行适应性改进,也是后续研究的主要方向。

4 结论

(1)对Wassell经验参数曲线进行参数化拟合,编制了压气机雷诺数特性修正程序,采用经验法评估,某高速涡轮8级压气机在不同转速高空低雷诺数条件下等熵效率和稳定工作极限压比均有降低,且随雷诺数变化差异增大,参数降低幅度也相应增大。

(2)分析了低雷诺数条件下基元叶型的流动特征,发现适当前移吸力面峰值马赫数位置、减小马赫数峰值、调整弯度分布加快转捩等措施可减小低雷诺数带来的不利影响。

(3)采用AGS转捩模型数值评估了8级压气机受低雷诺数影响的特性变化,高空状态(*H*=18.5 km和*H*=22.5 km)压气机喘振裕度减小,与经验法评估趋势相同,主要是由于低雷诺数下前面级(1~3级)叶栅可用攻角范围减小所致;设计转速高空效率略有降低,而低转速数值评估高空效率有所提高,主要是由于低

雷诺数下前面级增压下降,从而造成整机级间匹配的改变。

在雷诺数经验修正方法中未能考虑压气机内部的特性和相互关系,尤其在多级压气机低转速特性影响评估中具有一定的局限性;而数值评估中转捩模型的适用性和预测精度也是相关研究中亟待解决的重要问题,针对研究对象典型基元叶型开展低雷诺数叶栅试验研究,并对转捩预测模型进行适应性改进是后续研究的主要方向。

参考文献:

[1] Wahidi R, Bridges D H. Effects of distributed suction on an airfoil at low Reynolds number[J]. AIAA Journal, 2012,50(3): 523-539.

[2] Roberts W B. Axial compressor blade optimization in the low Reynolds number regime[J]. AIAA Journal,1979,17(12):1361-1367.

[3] Balje O E. A study of reynolds number effects in turbomachines[J]. Journal of Engineering for Power, 1964,86(3): 227-235.

[4] 肖洪,吴虎,廉筱纯. 雷诺数对涡扇发动机性能及稳定性影响[J].航空动力学报,2005,20(3):394-398.
XIAO Hong,WU Hu,LIAN Xiaochun. Reynolds number effects on performance and aerodynamic stabilities of the turbofan engines[J]. Journal of Aerospace Power,2005,20(3):394-398.(in Chinese)

[5] 周敏,王如根,赵英武.低雷诺数下跨声速压气机转子失速工况时流动失稳触发机制研究[J].航空动力学报,2009,24(2):414-418.
ZHOU Min,WANG Rugen,ZHAO Yingwu. Research on flow instability mechanism of transonic compressor at low Reynolds number[J].Journal of Aerospace Power,2009,24(2):414-418.(in Chinese)

[6] 王英锋,胡骏. 雷诺数对轴流压气机稳定性的影响[J].航空动力学报,2004,19(1):69-73.
WANG Yingfeng,HU Jun. The effect of Reynolds number on the stability of axial compressors[J]. Journal of Aerospace Power,2004,19(1):69-73.(in Chinese)

[7] John E R. Overview of hypersonic/transatmospheric vehicle propulsion technology[R].NASA-1991-20092.

[8] Bartolotta P A, McNelis N B. High speed turbines: development of a turbine accelerator(rta) for space access[R].AIAA-2003-6943.

[9] Lake J P, King P I, Rivir R B. Reduction of separation losses on a turbine blade with low Reynolds number[R].AIAA-1999-9920242.

[10] Weinberg M, Wyzykowski J. Development and testing of a commerical turbofan engine for high altitude UAV applications[R]. SAE-2001-20122972.

[11] Wassell A B.Reynolds number effects in axial compressors[J]. ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1968, 90(2): 149-156.

[12] 顾明皓,桂幸民.低雷诺数效应对某型风扇的性能影响及改进方案研究[J].航空动力学报,2004,19(4):438-443.
GU Minghao, GUI Xingmin. Low Reynolds number effects on the performance of some fans and the modified design[J]. Journal of Aerospace Power,2004,19(4):438-443. (in Chinese)

[13] 刘太秋,杜辉. 压气机低雷诺数叶型设计技术研究[J].航空发动机,2006,32(2):26-30.
LIU Taiqiu, DU Hui. Compressor airfoil design for Reynolds number [J]. Aeroengine,2006,32(2):26-30. (in Chinese)

[14] 张乃昌,侯安平. 低雷诺数下二维扩压叶型设计方法研究[J]. 中国新技术新产品,2009,16:94-95.
ZHANG Naichang, HOU Anping. Study on the design method of two dimensional diffuser airfoil for low Reynolds number[J]. China New Technologies and Products,2009,16:94-95.(in Chinese)

[15] 刘波,侯为民,项效镕.高空低雷诺数二维抗分离叶型研究[J].西北工业大学学报,2008,26(6):703-706
LIU Bo, HOU Weimin, XIANG Xiaorong. Exploring new ideas and new methods in 2D fan-compressor cascade profile optimization design for low Reynolds number and high altitude[J].Journal of Northwestern Polytechnical University, 2008, 26(6): 703-706. (in Chinese)

[16] 凌代军,王晖,马昌友. 低雷诺数亚声速扩压平面叶栅试验[J].航空动力学报,2013,28(1):171-178.
LING Daijun,WANG Hui,MA Changyou. Subsonic compressor plane cascade experiment at low Reynolds number[J].Journal of Aerospace Power,2013,28(1):171-178. (in Chinese)

[17] 左晓东. 雷诺数对压气机性能影响的分析研究 [D].西安:西北工业大学,2004.
ZUO Xiaodong. Analysis of the effect of Reynolds number on compressor performance[D].Xi'an: Northwestern Polytechnical University,2004. (in Chinese)

(编辑:刘　亮)