

文章编号: 1000-8055(2004) 04-0438-06

低雷诺数效应对某型风扇的性能影响 及改进方案研究

顾明皓, 桂幸民
(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)

摘要: 高空、低马赫数条件下, 低雷诺数效应对风扇/压气机的工作性能影响很大。为分析某型风扇的低雷诺数效应, 采用 Wassell 半经验方法和三维数值模拟方法对该型风扇的高空气动性能和流场特性进行了分析和研究。为削弱低雷诺数效应的影响, 重新设计了静子叶型并对改型设计的效果进行了评估。

关键词: 航空、航天推进系统; 低雷诺数; Wassell 方法; 数值模拟; 气动设计
中图分类号: V231.3 文献标识码: A

Low- Re Number Effects on the Performance of Some Fans and the Modified Design

GU Ming-hao, GUI Xing-ming

(School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,
Beijing 100083, China)

Abstract: Under the conditions of high-altitude and low- Ma , the low- Re number affects the performance of the fan/compressor greatly. In order to analyse the effect of low-Reynolds number on the performance of some fans, Wassell semi-empirical method and 3D numerical simulation method have been employed to study the aerodynamic performance and flow field structure of the fan. For the sake of denting the influence of low-Reynolds number, the stator aerofoil was re-designed and the effect of the modified design was evaluated.

Key words: aerospace propulsion system; low- Re number; Wassell Method;
numerical analysis; aerodynamic design

雷诺数 Re 是衡量流体粘性对航空发动机增压及涡轮部件性能影响的重要准则之一。通常, 当发动机进口雷诺数大于某一临界值(3.5×10^5)时, 增压部件的工作性能不受影响; 而当雷诺数低于该值时, 雷诺数对风扇/压气机的负面影响将逐渐显现出来, 并使发动机的工作环境不断恶化, 这也就是所谓的低雷诺数效应。

长期以来, 国内研究人员对高空低雷诺数条

件下发动机的气动特性缺乏足够的认识。当飞行高度升至 20 km 时, 大气压力和密度均显著降低, 发动机进口总温总压骤减, 进而使进口叶弦雷诺数大大降低。受雷诺数降低的影响, 发动机增压部件的流动特性显著改变, 并对其压比、效率及喘振裕度等参数带来直接影响。

为评估低雷诺数效应对某风扇部件的影响, 本文采用数值模拟、工程经验评估等手段, 探讨降

低雷诺数效应的有效途径。

一般认为,诱发低雷诺数效应的流动机理如下:当风扇进口叶弦雷诺数高于临界雷诺数并处于自模区时,雷诺数对风扇叶栅的流动特性几乎不受影响;但当叶弦雷诺数低于此临界值时,叶栅流动将以分离泡的形式实现从层流向湍流的转捩,同时损失上升、叶片力减小、落后角增加;当闭式分离泡在进一步降低的叶弦雷诺数下转而变为大尺度开式分离时,风扇叶栅通道逐步丧失其应有的流动特征,叶栅流动损失急剧上升。

不同的风扇叶型设计具有不同的临界雷诺数,且临界雷诺数明显地受到流动湍流强度的影响,当湍流强度高于 1.5% 时,临界雷诺数通常会在 10^5 以下。研究发现:雷诺数效应问题的本质是边界层由层流流动向湍流流动的转捩问题,因此若在风扇/压气机的气动设计方案中计入低雷诺数效应的影响,其低雷诺数条件下的流动品质将会有所改善。

1 该型风扇的低雷诺数效应

为评估低雷诺数效应对某型二级风扇部件性能的影响,本文采用了 Wassell 半经验方法^[1]对该型风扇的雷诺数效应进行了评估。Wassell 方法是在总结了一系列不同级数的压气机实验件的实验数据的基础上,建立的一个半经验的雷诺数效应修正方法,具体的评估步骤可参考文献[1]。同时,利用 Numeca 三维数值模拟软件对具有真实叶片和流道几何参数的该型风扇进行了地面状态与高空低速状态的三维数值模拟。根据计算结果,分析了该型风扇的设计点雷诺数效应、设计转速下特性曲线的变化以及三维流道内的流场结构,针对原设计中存在的一些缺陷提出了改型方案并对改

型方案进行了数值验证。

Wassell 半经验方法和 Numeca 三维数值模拟方法所得的计算结果如表 1 所示。表中,“地面标准状态”系指标准大气条件、0.0 飞行马赫数、以设计点运转时的压气机工作状态;而“20 km, 0.6Ma”系指 20 km 高度、以 0.6Ma 飞行时的设计点工作状态。“Wassell 半经验方法”中,“地面标准状态”性能参数来自该型风扇的设计点参数,其对应的“20 km, 0.6 Ma”的参数则由 Wassell 方法计算得出;“Numeca 三维数值模拟”中列出的性能参数则是根据三维数值计算得到的特性曲线,按给定的设计点压比插值得出,“20 km, 0.6Ma”状态下的参数值则按“等功衰减”计算得出。

表 1 中,进口叶弦雷诺数 Re_l 的数学表达式为: $Re_l = (b_l W_1 \rho_1) / \mu$ 。式中, b_l , W_1 和 ρ_1 分别代表第一级转子叶片中径处的弦长、气流相对速度和进口平均密度, μ 代表空气粘性系数。该雷诺数是预估低雷诺数影响的重要参数,对增压部件的效率和流量等参数影响很大。

从表 1 中可以看出,在“20 km, 0.6Ma”状态下,风扇/压气机部件的进口叶弦雷诺数基本上比“地面标准状态”下降约一个量级左右,其影响因素中以气流密度的降低最为显著。同时,采用增加风扇/压气机叶片弦长等手段,可直接提高进口级的叶弦雷诺数,这对提高风扇/压气机在高空低速条件下的工作性能非常有益。

分析表中的计算结果,可以看出:地面状态的三维计算结果同实验结果基本符合(喘振裕度相差较大),其计算结果总体上比较可信,但高空飞行条件下的三维数值结果尚无对应的实验数据进行考核。对比两种方法的流量、压比及效率的衰减量,可以看出两种雷诺数效应计算方法的分析结

表 1 两种评估方法计算结果对比
Table 1 The compare of the calculation result using the two evaluating methods

设计点	Wassell 半经验方法			Numeca 三维数值模拟		
	地面标准状态	20 km, 0.6Ma	衰减/%	地面标准状态	20 km, 0.6Ma	衰减/%
进口叶弦雷诺数	10.6×10^5	0.99×10^5		9.7×10^5	0.89×10^5	
折合流量	46.315	44.641	3.62	45.795	45.073	1.57
绝热效率	85.54	77.98	10.12	86.81%	78.25%	9.86
压比	1.470	1.416	3.67	1.470	1.415	3.74
喘振裕度	12.38(实验值)	4.31	65.18	22.21	24.21	-9.0

果比较一致,可以将 Wassell 方法作为评估风扇/压气机部件雷诺数效应的辅助手段之一。鉴于 Wassell 方法参考的压气机实验件均为 40~50 年代英美国家的产品,其对设计现代高性能跨音风扇/压气机部件的参考价值有待进一步确认,但其方法本身值得借鉴。

两种方法对风扇喘振裕度的计算结果差异很大。其中, Wassell 方法的经验性太强,其适用性受到局限,因此其评估精度受到影响;而 Numeca 数值模拟方法的收敛能力很好,且常以流量、压比等性能参数的变动幅值作为其收敛依据,而未直接分析流场的结构特征,因此其对喘振点的判断不很准确。

计算结果表明,风扇部件在高空低速飞行条件下的效率衰减相当严重,而流量和压比的衰减次之。因此,探讨削弱效率的雷诺数效应问题是风扇部件设计的关键点,同时也必须全面评估压比和流量的衰减对总体性能的影响,以保证发动机的正常工作。同时,为确保在高空、低速飞行条件

下风扇仍能维持足够的稳定性裕度,找出一种可信的评估方法也很有必要。

2 改型方案及效果分析

该型风扇由单排导叶加二级风扇组成,地面标准状态的设计转速为 9200 r/min。使用 Numeca 软件的网格自动生成模块生成所有的计算网格,设置相关控制参数(包括边界条件、控制方程和定解条件等)后进行计算。

为分析雷诺数变化对风扇部件性能的影响,在不改变叶片、流道几何和网格结构的情况下,通过改变进口总参数、出口静压等相关参数,分别计算地面标准大气和低雷诺数条件下的风扇内部流场结构并进一步分析、对比。为保证两种工作状态具有可比性,分别选择地面标准状态的设计点(根据该型风扇的设计点压比)和高空低雷诺数条件下的“对应设计点”,该点同地面设计点保持相等的相似功。

两种不同雷诺数条件下,风扇根、中、尖部吸、

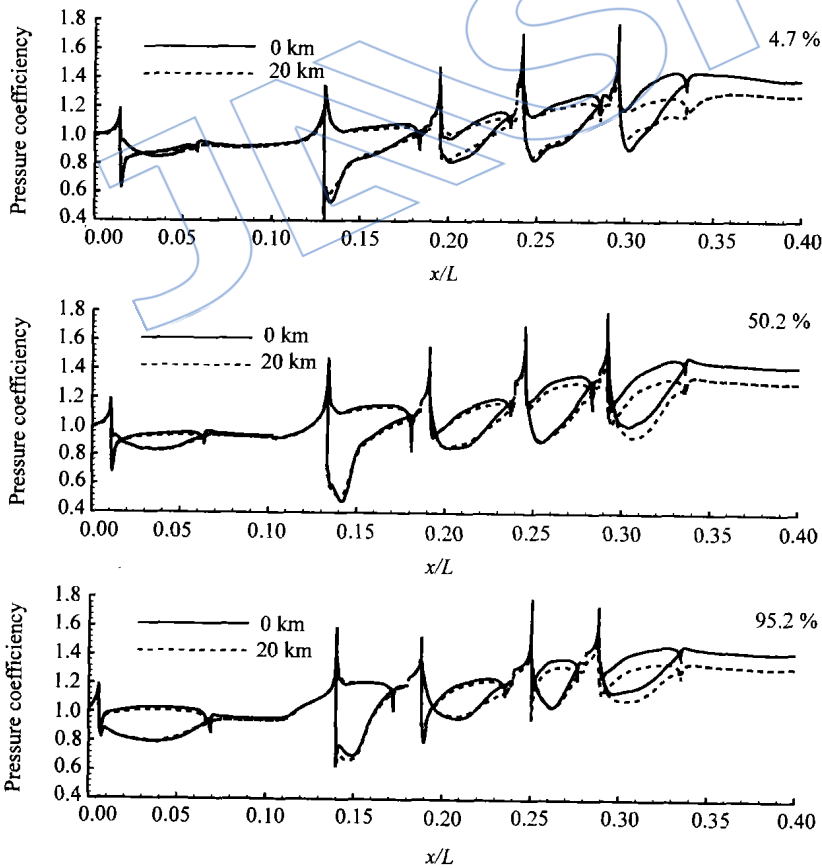


图 1 不同雷诺数下,风扇原始叶型 4.7%, 50.2%, 95.2% 叶高处壁面压力分布
Fig. 1 Under the different Reynold number, Pressure distribution at 4.7%, 50.2% and 95.2% percent span of original aerofoil

压力面的静压分布如图 1 所示, Pressure Coefficient 表示以入口静压 p_0 为参考值的压升。

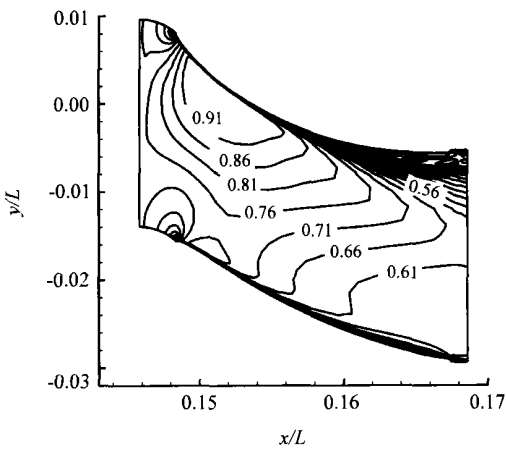


图 2 高雷诺数条件下, 第二级静子原始叶型 2.42% 叶高处 S_1 流面等 Ma 数线图

Fig. 2 Under the high Reynolds number, Ma number contour at 2.42 percent span of the original second stator

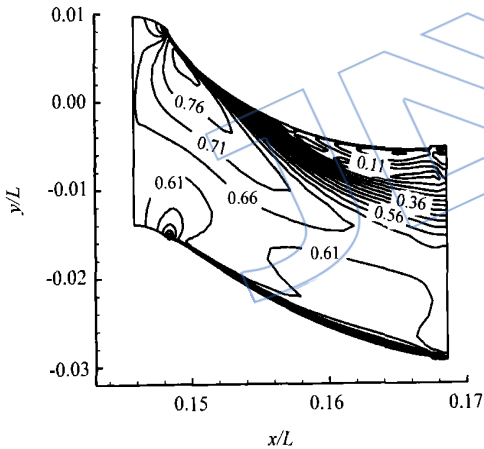


图 3 低雷诺数条件下, 第二级静子原始叶型 2.42% 叶高处 S_1 流面等 Ma 数线图

Fig. 3 Under the low Reynolds number, Ma number contour at 2.42 percent span of the original second stator

图 1 所示的风扇壁面静压分布表明: 低雷诺数条件下, 各级叶片的增压能力均有所减弱, 且呈逐级放大的趋势; 但各级叶片吸、压力面静压曲线的包络面积基本不变, 表明低雷诺数条件下的气流损失相对增加。其中, 第二级静子根部的增压能力衰减的尤为突出, 其根部中后半段存在一个很大的近“等压区”, 这往往是出现大幅气流分离的

信号。图 2、图 3 所示的第二级静子根部 Ma 数分布图也清晰地反映出: 低雷诺数条件下, 根部流场中后段靠近吸力面一侧的确出现了大范围的气流分离(局部存在回流区), 这将使低雷诺数条件下的气流损失激增。

静子流场中, 由于径向压力梯度的存在, 叶片表面附近存在从叶尖向叶根流动的低能流团; 同时受周向压力梯度的影响, 轮毂附件也存在从压力面到吸力面流动的横向潜移流团, 二者的共同作用将使叶片根部吸力面与轮毂相交的角区内边界层增厚, 损失相对增大。同正常雷诺数条件下的流动特性相比, 低雷诺数条件下的气流流动更难控制, 边界层分离现象更易发生。鉴于整个静子流场都处于逆压梯度作用之下, 一旦吸力面后半段由于逆压梯度过大而出现气流分离, 将在流道内形成一个大的低速区并向径向扩展, 使损失区域大大增加^[2]。

为改善第二级静子根部的流动情况, 借鉴“可控扩散叶型”^[3]的思想对第二级静子根部叶型进行局部优化, 通过控制静子叶型表面的扩压程度, 使优化后的叶型在相当大的攻角范围内维持不分离的边界层, 从而改善根部的流场结构。本文所采取的主要措施就是通过减缓静子叶型的扩散程度, 减小根部叶栅的扩压程度, 从而避免出现大范围的气流分离。

两次优化设计对第二级静子根部叶型的改动情况如图 4、图 5 所示。

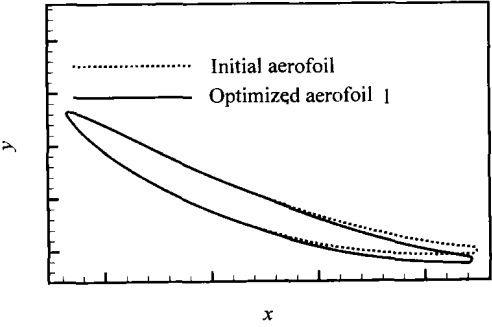


图 4 6.2% 叶高处, 原始叶型与第一次优化后叶型对比

Fig. 4 Comparison between original aerofoil and the first optimized aerofoil at 6.2 percent span

如图 4、图 5 所示, 第一次优化设计修改了第二级静子叶片根部后半段的叶型几何, 其目的是

更好地控制根部后半段的扩压能力;第二次优化设计则在第一次优化的基础上修改吸力面前缘的部分几何,以分析吸力面前缘加速段对叶栅后半段流动特性的影响。

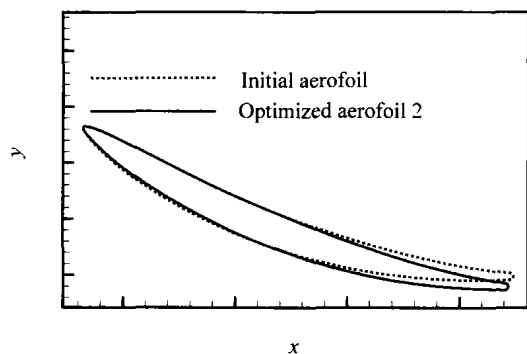


图 5 6.2% 叶高处,原始叶型与第二次优化后叶型对比

Fig. 5 Comparison between original aerofoil and the second optimized aerofoil at 6.2 percent span

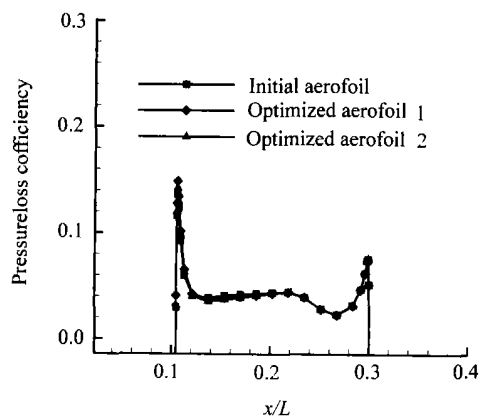


图 6 高雷诺数条件下,第二级静子叶片 2.42% 叶高处,优化前后的叶栅压力损失对比

Fig. 6 Under the high Reynold number, Comparison between the pressure loss of initial and optimized aerofoil at 2.42 percent span of the second stator

为更准确地对比改动方案对流场结构的影响,优化前后选取相同的状态点进行计算。计算结果表明:优化设计后,高雷诺数条件下第二级静子的总压损失基本不变,而低雷诺数条件下的损失情况明显改善(如图 6、图 7 所示);对比在优化设计前后,第二级静子根部 S_1 流面的 Ma 数分布(图 8、图 9 所示)也可以看出:改型设计后,高雷诺数条件下的流场结构基本保持不变,而低雷诺数条件下的流场情况则明显改善,回流区消失,边

界层厚度也显著减小。这些都充分说明优化设计方案是成功的,它所反映的叶型设计思想对改善低雷诺数条件下风扇部件的工作性能非常有益。

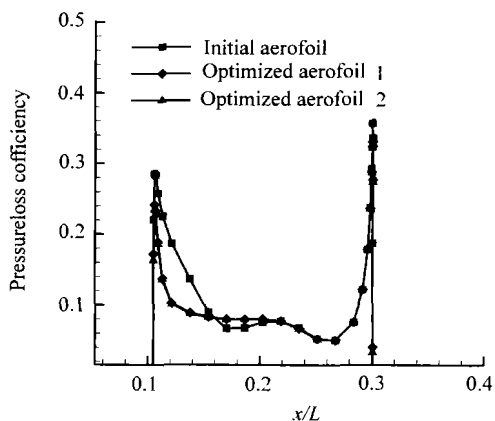


图 7 低雷诺数条件下,第二级静子叶片 2.42% 叶高处,优化前后的叶栅压力损失对比

Fig. 7 Under the low Reynold number, Comparison between the pressure loss of initial and optimized aerofoil at 2.42 percent span of the second stator

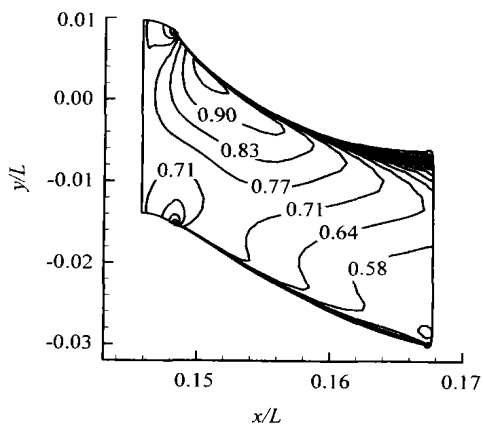


图 8 高雷诺数下,第二级静子优化后叶型 2.42% 叶高处 S_1 流面等 Ma 数线图

Fig. 8 Under the Right Reynold number, Ma number contour at 2.42 percent span of the optimized second stator

第二次改型设计通过减小静子根部吸力面前缘的曲率来改变前缘区域的加速特性,以进一步明确前缘加速特性对叶型中、后段流动特性的影响。研究表明:叶型前缘表面的曲率变化对整个叶栅的气动特性影响很大,若前缘附件出现较大的峰值 Ma 数并形成强激波,将严重干扰叶栅后段的流场结构,极易诱发大范围的分离。

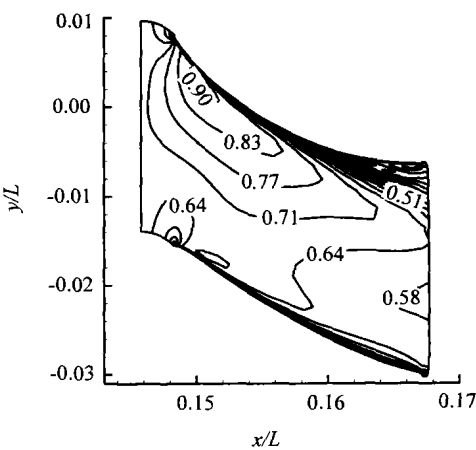


图 9 低雷诺数下, 第二级静子优化后叶型 2.42% 叶高处 S_1 流面等 Ma 数线图

Fig.9 Under the low Reynold number, Ma number contour at 2.42 percent span of the optimized second stator

该型风扇叶片负荷较低, 静子叶栅内均未出现较强的激波, 因此前缘段的叶型修改对整个流场的影响并不显著(同第一次叶型优化对比)。对比两次优化设计的结果, 可以初步得出如下结论: 当叶栅前缘的峰值 Ma 数偏低时, 叶栅入口 Ma 数变化对静子叶栅的流场结构影响很小, 在低雷诺数条件下也是如此。

3 结 论

通过分析低雷诺数效应对某型风扇流场结构和性能的影响, 可以得出如下结论:

(1) Wassell 方法是风扇部件设计中考虑雷诺数效应的简化方法, 同时也可为总体性能提供帮助; 但该方法的经验性质很强, 对现代高负荷跨音风扇/压气机的设计帮助有限。

(2) 三维数值模拟技术的计算精度较高, 但其结果在相当程度上受网格质量、网络密度、控制参数和收敛准则等因素的影响, 且其对喘振点的判断不很准确。同时, 数值模拟方法在低雷诺数条件下的模拟精度未得到验证。

(3) 低雷诺数效应对高空、低速飞行条件下, 发动机的工作性能有非常大的影响, 必须在设计过程中就予以足够的重视。采取如提高进口叶弦雷诺数、控制转捩过程以及控制叶型扩散程度等手段, 可以有效抑止低雷诺数效应的影响, 改善风扇部件在高空低速飞行条件下的工作品质, 且这方面的工作有待进一步深入。

(4) 雷诺数效应对航空发动机的影响涉及风扇、高压压气机、燃烧室、涡轮和尾喷管等多个部件, 因此有必要进行全面、系统的研究, 并在此基础上进行有针对性的系统设计。

参考文献:

[1] Wassell A B. Reynokls Number Effects in Axial Compressors [J]. *Trans. of ASME (A), J. of Engineering for Power*, 1968, 90(2): 149– 156.

[2] 祁炜. 跨音转子叶片型面优化设计探索[D]. 北京: 北京航空航天大学, 1999.

[3] 王刚. 高负荷静子叶片二维和三维优化设计研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 1997.