

文章编号:1000-8055(2013)04-0911-10

低雷诺数下离心压气机性能及流动影响的数值研究

霍磊, 刘火星

(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: 对高空低雷诺数条件下低压离心压气机进行了全三维数值模拟, 分析了雷诺数对其内部流场的影响。结果表明: 随着雷诺数降低, 离心压气机的效率、裕度和流通能力下降; 影响叶片表面负荷分布, 使得转子叶片的做功能力下降; 叶片前缘分离区范围增大, 二次流增强, 分流叶片叶尖泄漏损失增大, 主叶片吸力面通道的低速区明显增大, 起始位置也向前移动, 对展向的影响区域也随之增加。

关 键 词: 雷诺数; 离心压气机; 裕度; 负荷分布; 二次流

中图分类号: V235.1

文献标志码: A

Numerical analysis of centrifugal compressor performance and flow at low Reynolds number

HUO Lei, LIU Huo-xing

(National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine Aero-thermodynamics,
School of Energy and Power Engineering,
Beijing University of Aeronautics and astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Three-dimensional numerical simulation was conducted for a low pressure centrifugal compressor at low Reynolds number. Influence of Reynolds number on the flow-field was analyzed. The results show that, the efficiency, rotating stall margin and flow capacity reduce with the decrease of Reynolds number. Change of the blade loading distribution reduces the working capability of the compressor. In the flow-field, the leading-edge separation is more obvious and the secondary flow is encouraged. Tip leakage losses of the splitter blade increases. The low velocity flow area near the suction surface of blade obviously increases and its beginning location also moves forward. These will also enhance the influence on the span-wise region.

Key words: Reynolds number; centrifugal compressor; rotating stall margin; load distribution; secondary flow

近年来,随着各国对无人机平台的研制加大了力度,对无人机动力装置的研究也提出了新的挑战。采用航空涡轮增压器加活塞发动机的组合

动力方案有油耗低、可靠性高等特点,并且在高空环境下也能保持足够的输出功率,因此非常适合作为中小型高空长航时无人机的动力装置^[1-2]。高

收稿日期:2012-10-15

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130417.1353.201304.911_027.html

基金项目:国家自然科学基金(51106004)

作者简介:霍磊(1983—),男,黑龙江牡丹江人,博士生,主要从事涡轮增压器设计及机理研究。

空长航时无人机的动力装置要长时间在高空低马赫数条件下工作,发动机进口总压、总温低,而且由于发动机尺寸相对较小,在高空低马赫数飞行状态,航空涡轮增压器的离心压气机,尤其是低压离心压气机受雷诺数影响比较严重^[3]。

在低雷诺数条件下,离心压气机内部流动图画与常规状态有着明显的不同。而常规的设计并没有考虑到低雷诺数下的问题,这将导致离心压气机在低雷诺数条件下工作时气动性能和稳定性急剧下降。雷诺数对轴流压气机流动的影响,已经有较为广泛的研究^[4-9],但雷诺数对离心压气机的影响,更多的研究是集中在考虑雷诺数影响后,对离心压气机的流量、效率等性能参数进行预测和修正^[10-15],建立雷诺数的变化和影响压气机性能的几个重要参数的关系,而对离心压气机内部流动的研究较少。本文的目的就是通过数值模拟手段,研究雷诺数对离心压气机内部流动图画及边界层流动的影响,进一步认识低雷诺数情况下影响离心压气机性能的原因,为低雷诺数情况下工作的离心压气机设计打下良好的基础。

1 数值方法

本文采用商业软件 CFX,对某离心压气机进行数值模拟,求解三维雷诺平均 N-S 方程,数值方法采用时间追赶的有限体积法,空间离散采用 2 阶迎风格式,时间离散应用 2 阶后差欧拉格式,使用多重网格技术加速收敛。湍流模型采用 SST (shear stress transport) 模型,这是因为 SST 湍流模型是两方程模型,它对边界层以及端区二次流动的模拟具有一定优越性。转捩模型采用 Gamma-Theta (G-T) 模型。

本文计算网格如图 1 所示,网格总数约为 118 万,展向网格数为 61。叶尖间隙为 0.2 mm,间

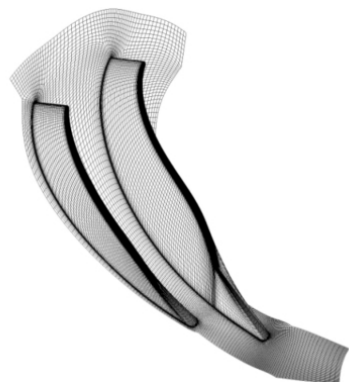


图 1 离心压气机转子计算网格

Fig. 1 Computational grid of centrifugal compressor

隙展向网格数为 13。壁面第 1 根网格线 y^+ 小于 1,满足湍流模型要求。

为了研究不同雷诺数对离心压气机的影响,计算了 0, 5, 8, 10 km 4 个高度下离心压气机的特性。进口给定总温、总压,出口给定反压,进口轴向进气,为了便于比较,4 个高度下的折合转速相同。具体的数值模拟边界条件见表 1。

表 1 不同高度数值计算的边界条件

Table 1 Boundary conditions of numerical calculation at different heights

高度/ km	进口 总温/K	进口 总压/Pa	物理转速/ (r/min)	折合 转速/%
0	288.2	101 325	102 245	100
5	255.7	54 048	96 308	100
8	236.2	35 652	92 563	100
10	223.3	26 500	90 000	100

本文中雷诺数的定义如下,离心压气机中特征速度 u 近似为动叶出口周向速度 u_2 的一半,特征长度平均水力直径 D_h 为压气机动叶出口叶片高度 b_2 的 2 倍^[11]。因此,雷诺数可以由下面公式得出:

$$Re = \frac{\rho u D_h}{\mu} = \frac{\rho (u_2/2) (2b_2)}{\mu} = \frac{\rho u_2 b_2}{\mu}$$

其中 ρ 和 μ 分别为离心压气机进口密度和黏度。表 2 给出了从地面状态到高空状态雷诺数的变化,可以看到,本文所研究的离心压气机由于尺寸较小,在地面状态的雷诺数已经低于临界雷诺数 2×10^5 ^[10],随着高度的上升离心压气机转子叶片的雷诺数迅速下降,在 10 km 高度,雷诺数已经降低到了 5.06×10^4 ,因此考虑雷诺数对离心压气机的影响是非常必要的。

表 2 不同高度下雷诺数

Table 2 Reynolds number at different heights

高度/km	0	5	8	10
雷诺数/ 10^4	13.7	8.53	6.27	5.06

2 计算结果与分析

本文计算了离心压气机在 100% 折合转速下 4 个不同高度的特性。图 2 给出了离心压气机在不同高度下压比随折合流量和效率变化的工作特

性,可以看到,随着海拔高度的增加,离心压气机的压比、效率以及折合流量都随着雷诺数的降低而减小,并且离心压气机的裕度也随雷诺数的降低而减小。

为了更好地对比不同高度下的离心压气机内部流动,本文比较等功 $c_p \Delta T/T_1$ 状态下折合流量和压比、效率的变化^[4],通过保持压气机在某一工作点的输入功不变,来达到各状态的速度三角形

保持不变。其中 c_p 为比定压热容, ΔT 为压气机总温升, T_1 为压气机进口总温。在不同高度下选取等 $c_p \Delta T/T_1$ 的工作点进行比较,具体计算参数如表 3 所示,可以看到随着高度增加,雷诺数降低使离心压气机的效率降低,裕度和流通能力下降。从地面升高到 10 km,离心压气机的折合流量降低了 1.60%,压比降低了 0.85%,效率降低了 2.29%,裕度降低了 13.8%。

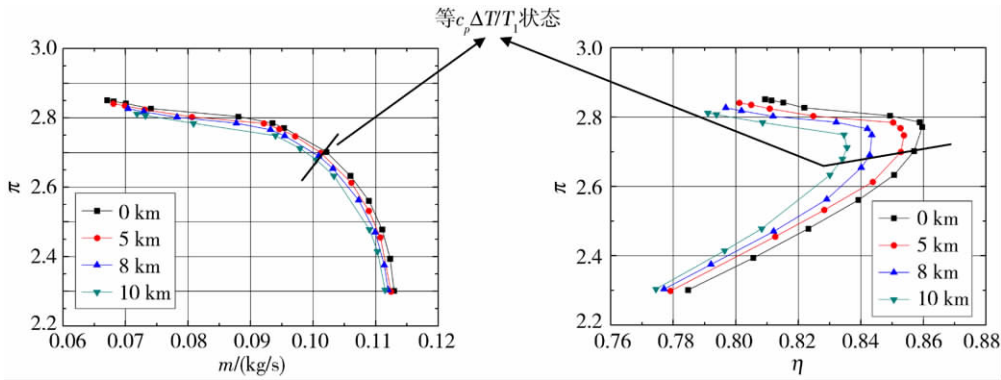


图 2 离心压气机不同高度下特性曲线

Fig. 2 Characteristics curve of centrifugal compressor at different heights

表 3 不同高度下等 $c_p \Delta T/T_1$ 工作点计算参数对比

Table 3 Comparison of parameters for constant $c_p \Delta T/T_1$ at different heights

高度/km	$(c_p \Delta T/T_1)/(J/kg \cdot K)$	压比	效率/%	折合流量/(kg/s)	$\Delta m/\%$	$\Delta \pi/\%$	$\Delta \eta/\%$	$\Delta S_m/\%$
0	383.7	2.702	85.7	0.1021	0	0	0	0
5	383.8	2.699	85.3	0.1012	-0.89	-0.11	-0.42	-4.1
8	383.8	2.690	84.3	0.1009	-1.18	-0.44	-1.42	-10.1
10	383.9	2.679	83.4	0.1005	-1.6	-0.85	-2.29	-13.8

图 3 给出了由地面到高空 10 km 高度效率随雷诺数的变化,可以看到各状态的雷诺数均小于临界雷诺数,表明该离心压气机转子受雷诺数影响比较严重。从地面高度到 10 km 高度状态,效率下降 2.29%,而且这种变化并非线性关系,雷诺数越低效率下降越快。下面将不同高度状态下的流场进行比较,分析离心压气机性能下降的原因。

图 4 给出了地面状态和 10 km 高度状态从叶根截面到叶尖截面的叶片表面负荷分布,可以看到沿叶展方向,叶片表面的负荷逐渐增大,而且主叶片和分流叶片后部的负荷要比前部大。在 10% 叶高截面,如图 4(a)所示,随着高度增加,叶根整体负荷分布变化较小,在主叶片前缘位置的负荷略有增大,从 70% 弦长到尾缘位置主叶片压力面的压力下移,吸力面基本保持不变,使得主叶片后

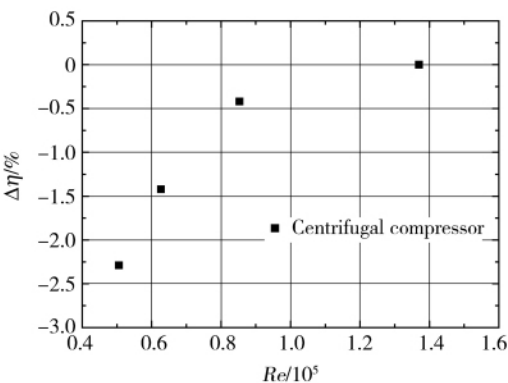


图 3 效率随雷诺数变化

Fig. 3 Efficiency changes with waring Reynolds number

部的负荷降低,而与前缘负荷增加的程度相比,尾缘的负荷下降更多,这使得转子叶片根部做功能力下降。在 50% 叶高截面,如图 4(b)所示,随着高

度增加,主叶片的吸力面负荷基本保持不变,而主叶片压力面对雷诺数的变化比较敏感,从5%弦长到40%弦长位置,以及从60%弦长到尾缘位置主叶片压力面的压力降低,使得主叶片负荷降低.分流叶片的压力面压力基本不变,吸力面对雷诺数的变化比较敏感,从前缘到40%弦长位置以及从60%到90%弦长位置分流叶片压力面压力下移.在90%叶高截面,如图4(c)所示,随着高度增加,从前缘到40%弦长位置以及从60%弦长到尾

缘位置主叶片负荷降低.从30%到60%弦长位置分流叶片负荷降低,从90%弦长到尾缘分流叶片负荷降低.相比较而言,压力面对雷诺数的变化更加敏感.叶片负荷降低直接使得转子叶片的做功能力下降,雷诺数降低对负荷分布的影响是从叶根到叶尖逐渐增大的.

图5给出了不同高度下主叶片极限流线分布,如图中所示,离心压气机转子叶片受离心力影

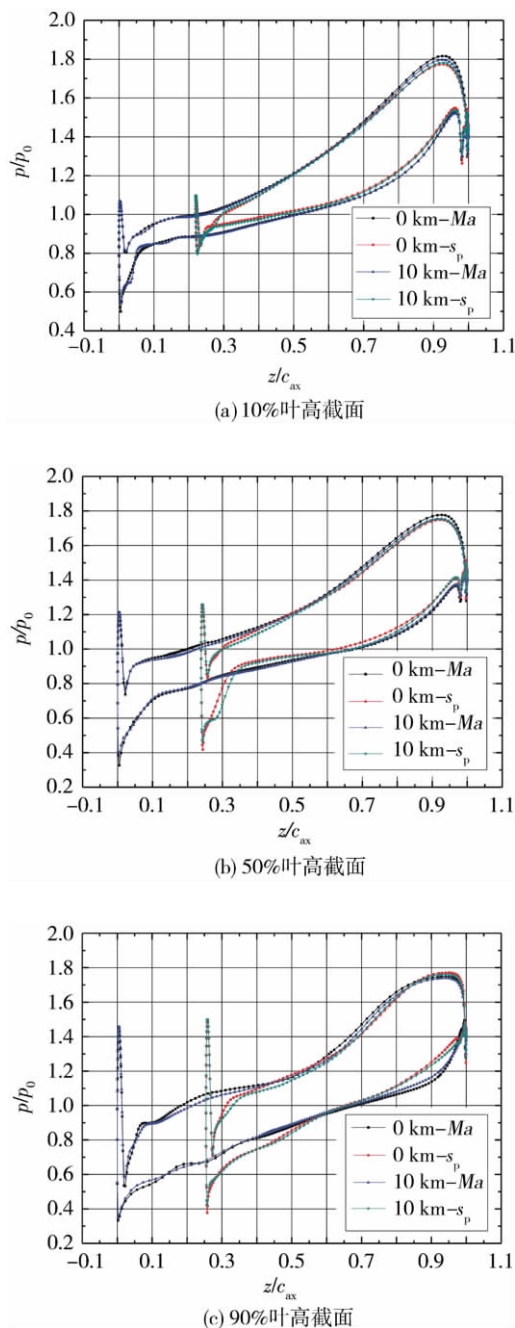


图4 不同高度叶片表面负荷分布

Fig. 4 Load distribution of blade surface at different heights

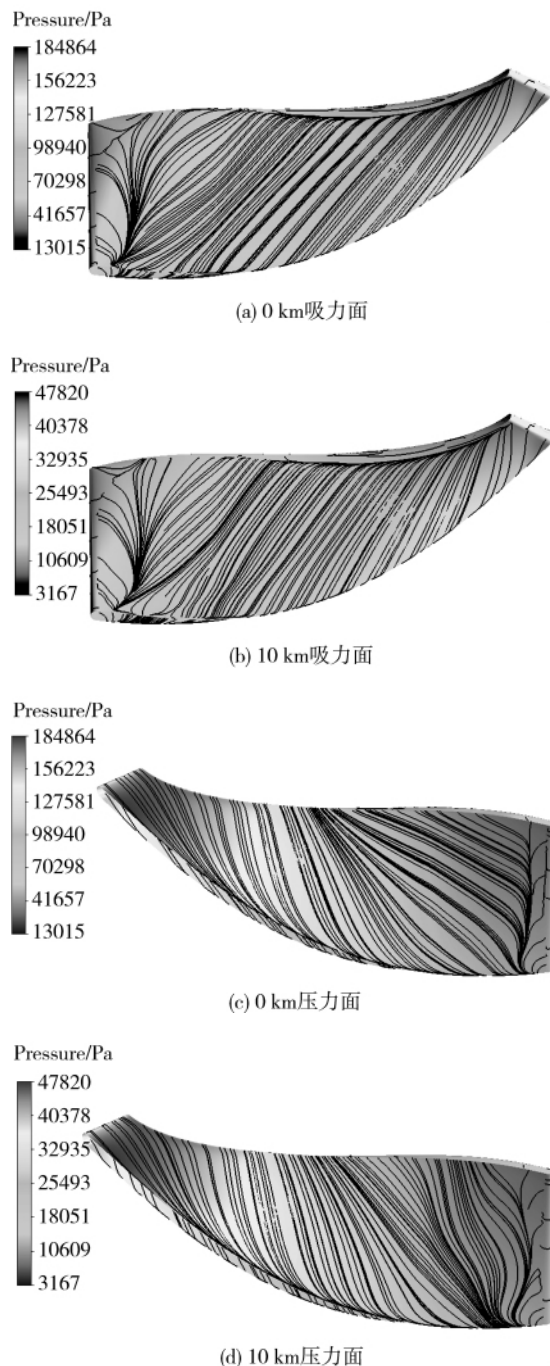


图5 不同高度下主叶片极限流线分布(R1 blade)

Fig. 5 Limiting streamline of main blade surface at different heights (R1 blade)

响,在主叶片吸力面和压力面上,从叶根向叶尖迁移流动十分明显,并且在吸力面靠近叶顶处可以看到明显的泄漏流.在主叶片前缘处,存在很明显的分离流动,分离区形成的低速流体径向迁移更加明显,使得二次流进一步加剧.从地面到高空 10 km 高度,可以看到随着雷诺数降低,气流的黏性作用增强,叶片表面边界层的抗分离能力逐渐减弱,主叶片前缘处的分离区范围更大,并且径向迁移更明显,说明离心压气机主叶片的二次流强度随雷诺数降低而增加,并且叶尖的泄漏流动随着雷诺数降低而增强.

图 6 给出了不同高度下分流叶片极限流线分布,如图中所示,离心压气机转子分流叶片受离心力影响,在吸力面和压力面上,也可以看到从叶根向叶尖迁移流动,并且在吸力面靠近叶顶处可以

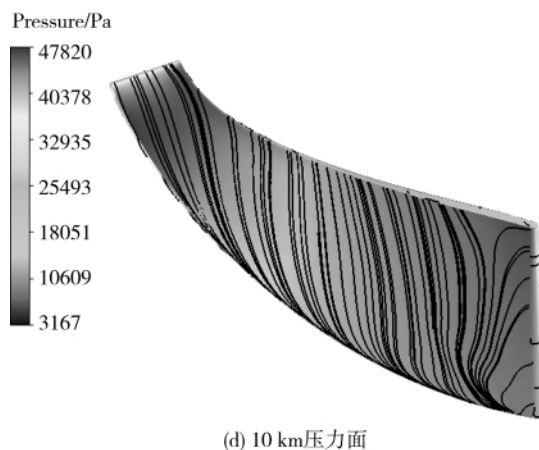
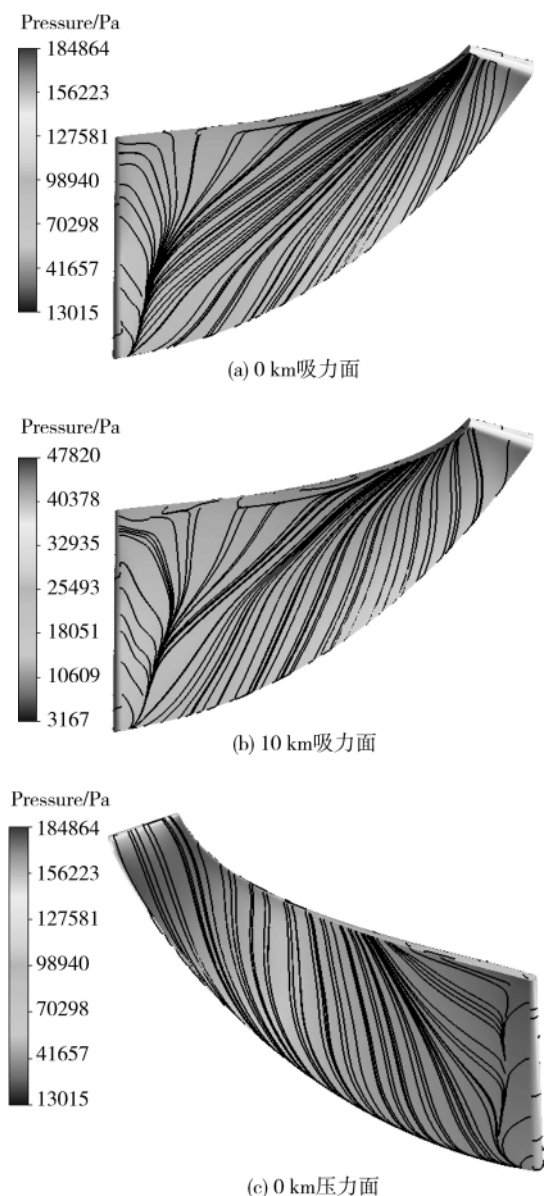
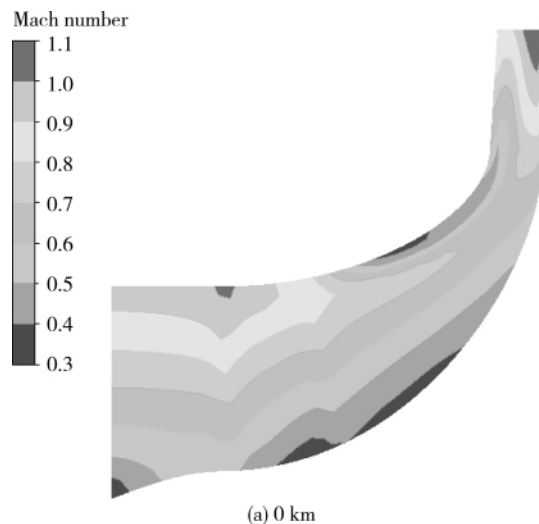


图 6 不同高度下分流叶片极限流线分布(R1 blade)

Fig. 6 Limiting streamline of splitter blade surface at different heights (R1 blade)

看明显的泄漏流,分流叶片吸力面叶顶间隙流动的影响明显要比主叶片吸力面大,靠近叶顶的分离线的位置比较靠下.在分流叶片前缘处,也存在明显的分离流动.从地面到高空 10 km 高度,可以看到随着雷诺数降低,分流叶片前缘处的分离区范围增大,并且径向迁移更明显,说明离心压气机分流叶片的二次流强度随雷诺数降低而增加,并且叶尖的泄漏流动随着雷诺数降低而增强.

图 7 给出了不同高度 S_2 流面周向平均相对马赫数分布,可以看到动叶叶根与叶尖都存在一个明显的低速区.叶根的低速区主要是由于叶轮扩压造成的,此处低速区虽然没有给叶轮带来明显的损失增加,但是由于低能流体的存在,对控制二次流的发展是不利的.对比不同高度下叶根低速区,随着高度增加叶根低速区向叶轮前缘移动,说明此处扩压程度不断加大,造成低速区快速出现.叶尖的低速区主要与叶尖泄漏以及二次流低



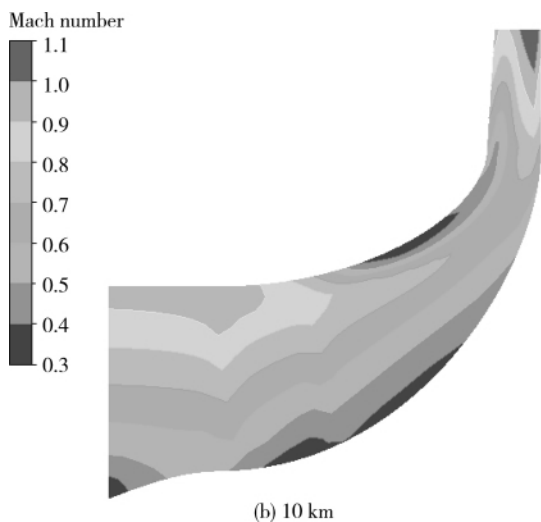
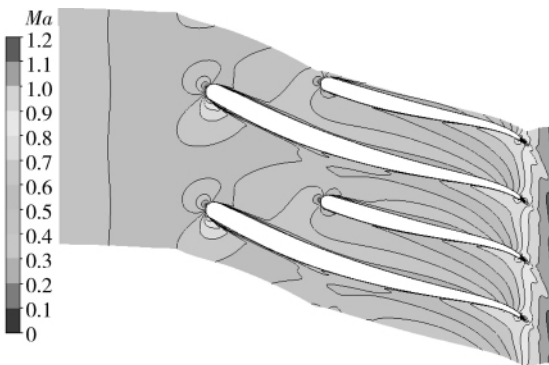


图 7 不同高度周向平均相对马赫数分布

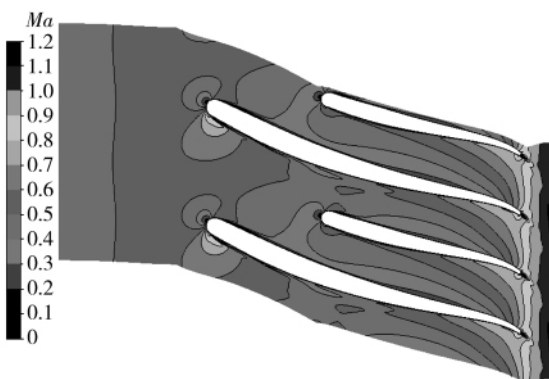
Fig. 7 Distribution of circumferential average relative Mach number at different heights

能流体的堆积有关,是叶轮出口“射流-尾迹”结构中尾迹产生的主要原因,也是离心叶轮中主要的损失来源之一.从图 7 中可以看出,随着高度增加,叶尖低速区逐渐增大,同时低速区的起始位置也逐渐向前移动.这主要是由于随着高度增加,叶片前缘的叶尖泄漏逐渐增强,并且在离心力作用下从叶根向叶尖迁移流动也逐渐增强,导致叶尖低速区的加强.

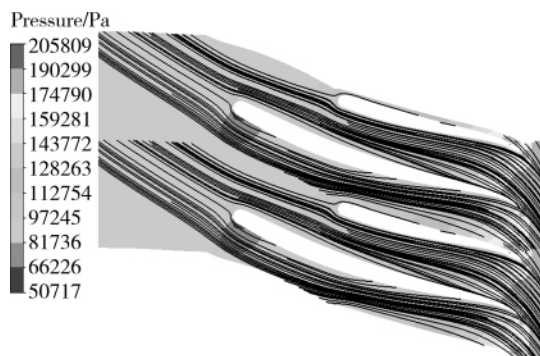
图 8 给出了不同高度下 10% 叶高相对马赫



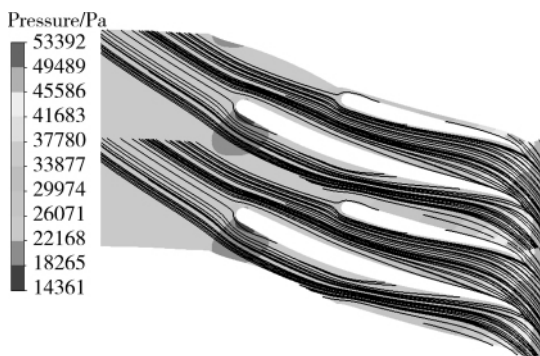
(a) 0 km 相对马赫数分布



(b) 10 km 相对马赫数分布



(c) 0 km 静压及流线分布



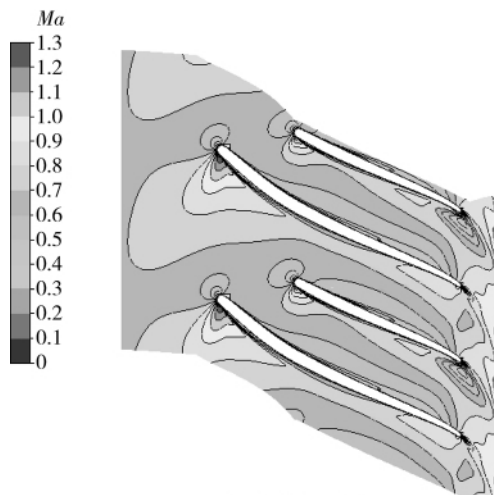
(d) 10 km 静压及流线分布

图 8 不同高度下 10% 叶高相对马赫数及流线分布

Fig. 8 Distribution of relative Mach number and 10% spanwise streamline at different heights

数、静压以及流线分布,可以看到,随着高度的增加雷诺数降低,对 10% 叶高的流动影响不大,只是在主叶片吸力面 30% 弦长位置的低速区范围增加,起始位置也更靠近前缘.这与图 7 中 S_2 流面观察到现象也是一致的.

图 9 给出了不同高度下 50% 叶高相对马赫数、静压以及流线分布,由于本文中离心压气机出

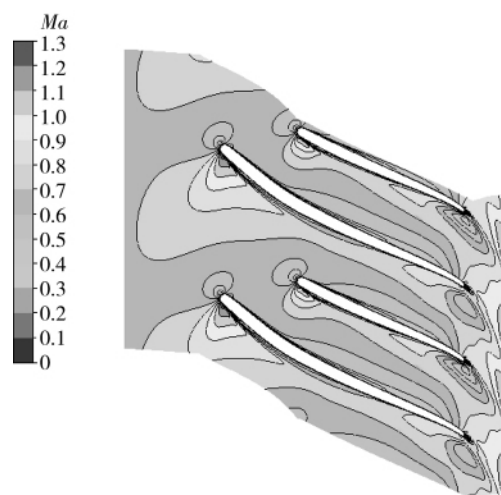


(a) 0 km 相对马赫数分布

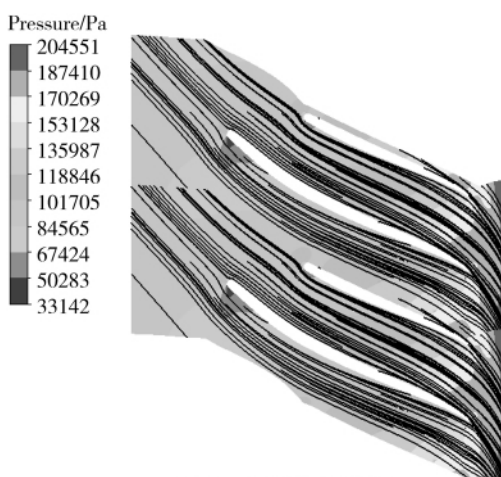
口叶高比较小,因此叶尖的低速流体对50%叶高截面已经产生了影响。首先在不同高度下,都可以

看到分流;叶片吸力面尾缘处的低速区,并且这个低速区的位置随高度增加逐渐向前缘移动其次可以明显看到,随着高度增加雷诺数降低,在主叶片吸力面尾缘处的低速区从无到有的出现过程。主叶片吸力面尾缘的低速区强度要比分流叶片吸力面尾缘的低速区强度小,说明分流叶片吸力面低速区损失占更多的部分。

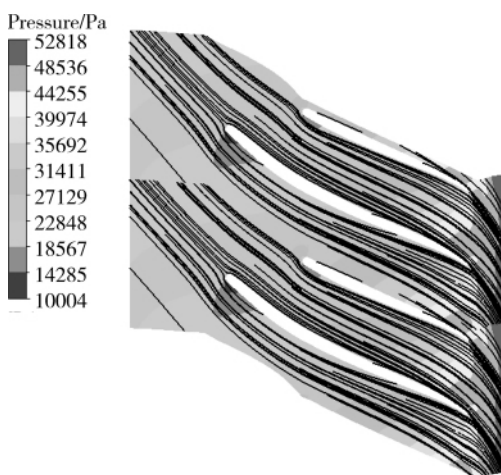
图10给出了不同高度下90%叶高相对马赫数、静压以及流线分布,可以看到主叶片和分流叶片通道中2个非常明显的低速区。这个低速区是叶尖泄漏以及二次流低能流体的径向迁移形成的。分流叶片吸力面的低速区范围比主叶片吸力面的低速区范围更大,因此而产生的损失也更大。



(b) 10 km相对马赫数分布



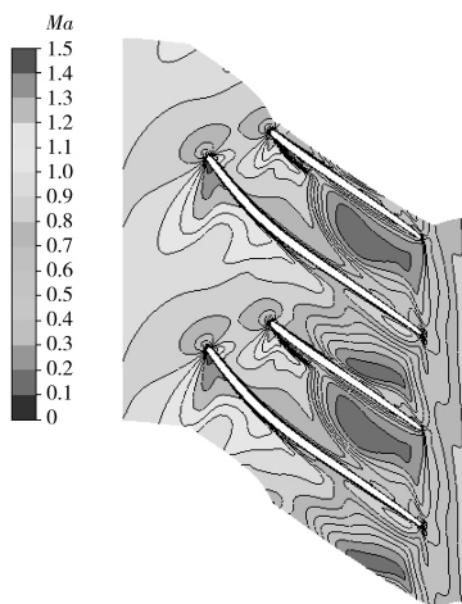
(c) 0 km静压及流线分布



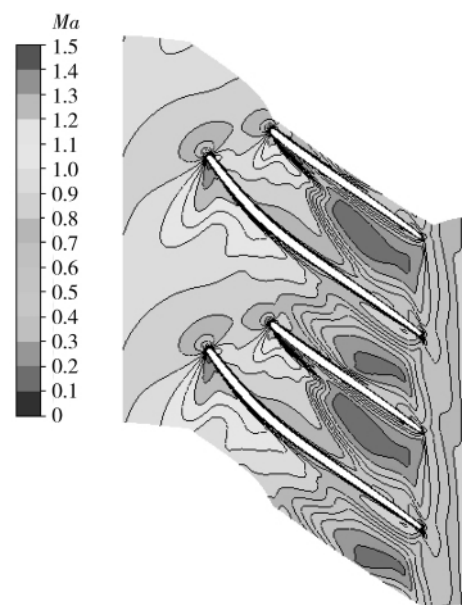
(d) 10 km静压及流线分布

图9 不同高度下50%叶高相对马赫数及流线分布

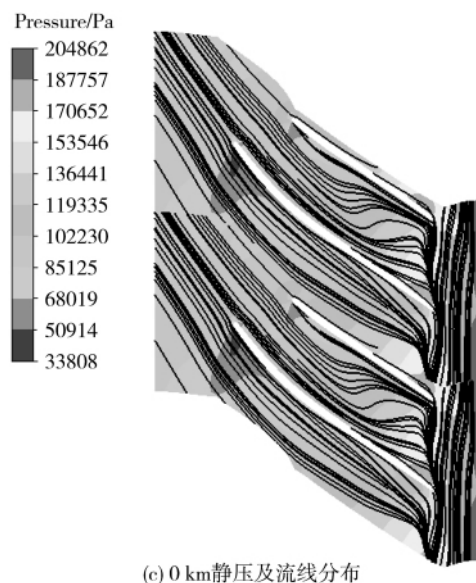
Fig. 9 Distribution of relative Mach number and 50% spanwise streamline at different heights



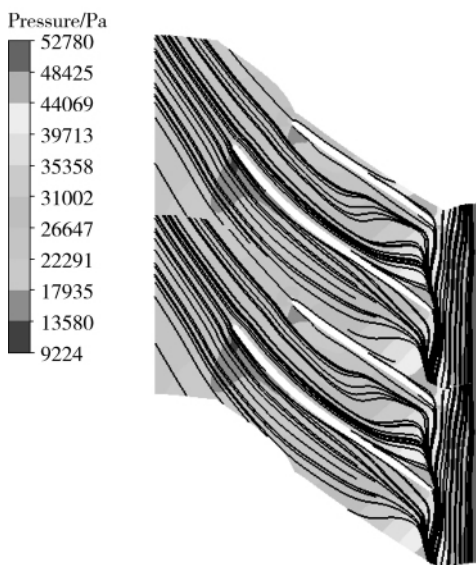
(a) 0 km相对马赫数分布



(b) 10 km相对马赫数分布



(c) 0 km静压及流线分布



(d) 10 km静压及流线分布

图10 不同高度下90%叶高相对马赫数及流线分布

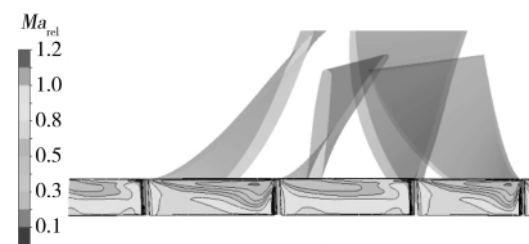
Fig. 10 Distribution of relative Mach number and 90% spanwise streamline at different heights

随着高度增加雷诺数降低,主叶片吸力面通道中的低速区范围逐渐增大,起始位置也向前移动,由此产生的损失也增加,并使得叶片的流通能力减弱.而随着高度增加,分流叶片吸力面通道中的低速区影响范围增大,分流叶片的叶尖泄漏流逐渐增强,使得叶尖泄漏损失也增大.

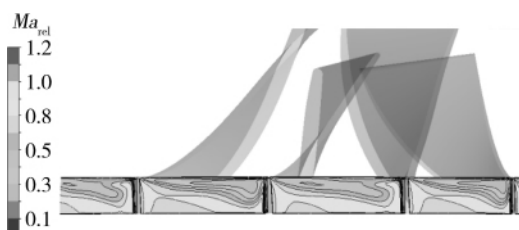
图11给出了不同高度出口截面相对马赫数分布,可以看到出口截面典型的射流尾迹结构.分流叶片吸力面通道中的低速区已经影响到叶中位置.随着高度增加,分流叶片吸力面通道中的低速区范围略有增大,但主叶片吸力面通道中的低速区明显增大,地面状态时对叶中流场影响不大,到

10 km高度时对叶中流场产生了明显的影响.这与前面观察到的现象一致.

图12给出了不同高度出口绝对气流角和熵



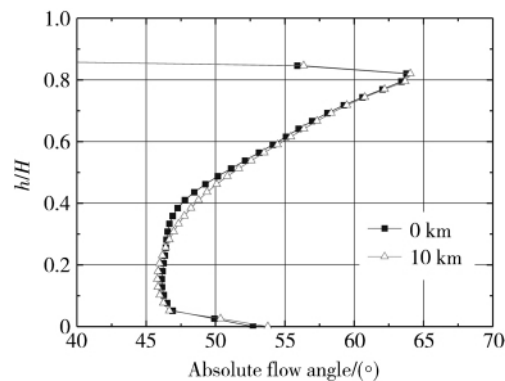
(a) 0 km出口截面



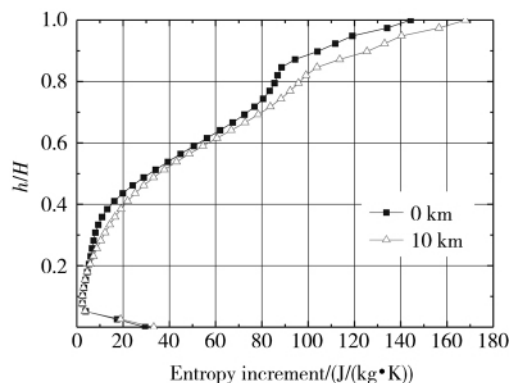
(b) 10 km出口截面

图11 不同高度出口截面相对马赫数分布

Fig. 11 Distribution of relative Mach number on outlet at different heights



(a) 绝对气流角



(b) 熵增

图12 不同高度出口周向平均值沿叶高分布

Fig. 12 Distribution of circumferential average values on outlet at different heights

增周向平均值沿展向分布,可以看到在 0 km 高度状态时,由于叶尖低速区的影响,40%叶高以上的区域内气流角都有很大的变化,40%叶高以下的区域气流角变化不大.随着高度增加雷诺数下降,叶尖低速区影响范围增大,到 10 km 高度时,对 25%叶高以上的区域内都有影响,绝对气流角变大.这说明随雷诺数降低,转子出口流动的沿展向的不均匀程度增大,会使得展向掺混损失增加.从熵增沿展向分布也可以看到,随着雷诺数降低,25%叶高以上的区域的熵增也增加,并且越靠近叶尖熵增越大,这里的熵增包括掺混损失,以及叶尖泄漏和二次流堆积低速带来的损失.

3 结 论

高空无人飞行器在高空巡航时,其发动机部件将工作在很低的雷诺数条件下,如果设计技术对低雷诺数的影响考虑不足,将带来高空性能的急剧下降,而低压离心压气机是所受影响最严重的部件之一.本文对高空低雷诺数条件下低压离心压气机进行了全三维数值模拟,并对其内部流场进行了比较详细的分析.得出的主要的结论如下.

1) 随着飞行高度增加,雷诺数不断降低,使离心压气机的效率降低,裕度和流通能力下降.本文算例中从地面升高到 10 km 高度,离心压气机的折合流量降低了 1.60%,压比降低了 0.85%,效率降低了 2.29%,裕度降低了 13.8%.

2) 雷诺数降低对叶片负荷分布的影响从根到尖是逐渐增大的.主叶片压力面和分流叶片吸力面负荷分布受到的影响更大,分流叶片前缘的负荷分布对雷诺数的降低尤其敏感.随着雷诺数降低,叶片负荷降低直接使得转子叶片的做功能力下降.

3) 随着雷诺数降低,进口气流的黏性作用增强,叶片表面边界层的抗分离能力逐渐减弱,叶片前缘分离区范围增大,径向迁移更明显,导致叶片二次流增强.

4) 随着雷诺数降低,分流叶片叶尖泄漏流动增强,使叶尖泄漏损失增大,分流叶片吸力面通道中的低速区范围略有增大;随着雷诺数降低,主叶片吸力面通道的低速区明显增大,起始位置也向前移动.这使得离心压气机损失增加,流通能力减弱.

5) 随着雷诺数降低,对叶展方向流动的影响从 40%叶高以上的区域增加到 25%叶高以上的

区域,绝对气流角变大,转子出口流动的沿展向的不均匀程度增大,使得展向掺混损失增加.

参考文献:

- [1] 王大勇,李悦霖.高空长航时无人侦察机关键技术[J].飞航导弹,2009(11):31-35.
WANG Dayong, LI Yuelin. Key technology of high-altitude long-endurance UAV[J]. Winged Missiles Journal, 2009(11):31-35. (in Chinese)
- [2] 曹秋生,张会军.高空长航时无人机的发展特点及技术难点探讨[J].中国电子科学研究院学报,2008,3(1):9-13.
CAO Qiusheng, ZHANG Huijun. Characteristics of HALE UAVs in development and discussion of existing technical difficulties[J]. Journal of China Academy of Electronics and Information Technology, 2008,3(1):9-13. (in Chinese)
- [3] 屠秋野,陈玉春,苏三买,等.雷诺数对高空长航时无人机发动机调节计划和性能影响[J].推进技术,2005,26(2):125-128.
TU Qiuye, CHEN Yuchun, SU Sanmai, et al. Effects of Reynolds number on control schedule and performance of HALE engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2005,26(2):125-128. (in Chinese)
- [4] Wassell A B. Reynolds number effects in axial compressors[J]. ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1968,90(2):149-156.
- [5] Balje O E. A study of Reynolds number effects in turbomachines[J]. Journal of Engineering for Power, 1964,86(3):227-235.
- [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 effects of Reynolds number on the stability of axial compressors[J]. Journal of Aerospace Power, 2004,19(1):69-73. (in Chinese)
- [7] 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)
- [8] 刘太秋,黄洪波,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, HUANG Hongbo, DU Hui. Compressor airfoil design for low Reynolds number[J]. Aeroengine, 2006,32(2):26-30. (in Chinese)
- [9] 凌代军,姜正礼,于进涛,等.低雷诺数平面叶栅试验方法研究[J].燃气涡轮试验与研究,2011,24(2):1-6.
LING Daijun, JIANG Zhengli, YU Jintao, et al. Experimental investigation methods on low Reynolds number plane cascade[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2011,24(2):1-6. (in Chinese)
- [10] Wiesner F J. A new appraisal of Reynolds number effects on centrifugal compressor performance[J]. ASME Journal of Engineering for Power, 1979,101(3):384-396.

- [11] Casey M V. The effects of Reynolds number on the efficiency of centrifugal compressor stages[J]. ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1985, 107(2): 541-548.
- [12] Strub R A, Bonciani L, Borer C L, et al. Influence of the Reynolds number on the performance of centrifugal compressors[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1987, 109(4): 541-544.
- [13] Gulich J F. Effect of reynolds number and surface roughness on the efficiency of centrifugal pumps[J]. ASME Journal of Fluids Engineering, 2003, 125(4): 671-679.
- [14] 薄东. 高空下低雷诺数对压气机特性的影响分析[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2010.
BO Dong. The effects of low Reynolds number on the characteristics of compressor at high-altitude [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)
- [15] 徐斌, 尧辉, 薄东, 等. 高空活塞发动机 2 级涡轮增压系统匹配分析[J]. 航空发动机, 2010, 36(1): 8-13.
XU Bin, YAO Hui, BO Dong, et al. Matching analysis of two stage turbocharging system of high altitude piston engine[J]. Aeroengine, 2010, 36(1): 8-13. (in Chinese)