



冲压空气涡轮叶片翼型的选取及优化

高赞 王琰

(南京航空航天大学航空学院)

介绍

冲压空气涡轮(Ram Air Turbine, RAT)系统是现代飞机的应急动力装置,其能够在飞机失去主动力和辅助动力的紧急情况下提供应急能源,保证飞行安全。通常,RAT系统由涡轮、传动系统、电气系统和控制系统等组成。其中,涡轮把气流的冲压能转变为动能,然后通过电气系统(发电机)将动能转换为电能。可见,涡轮是提取气流能量的核心部件。涡轮输出功率和叶片风能利用系数是涡轮气动性能研究的关键,也是RAT研究的核心。在飞机自主发电系统中,冲压空气涡轮的作用是利用风能为自主发电系统提供动力。冲压空气涡轮叶片的选择,对于有效地把风能转换成机械能并加以利用是极为重要的。根据空气动力学理论,涡轮转子翼型的选取对冲压空气涡轮功率输出的影响至关重要。

湍流模型选取

对于同一种工况下翼型数值仿真,采取不同湍流模型计算结果会存在差异。对三种常用湍流模型对NACA4412翼型进行数值计算,进而验证不同湍流模型对翼型气动升阻力的影响。图1为NACA4412翼型处于 $0^{\circ}\sim 16^{\circ}$ 攻角之间时,不同湍流模型下翼型的升力系数。从上述计算结果可以看出,三种湍流模型计算所得升力系数与迎角的关系曲线总体趋势基本一致,但在数据上又是有所区别的。三种湍流模型下翼型的升力系数先增加后降低,其中当攻角小于 12° 时,翼型的升力系数受湍流模型的影响不大,此时在各湍流模型下翼型的升力系数差别不大,且随攻角的增加而增加,这一结论与实验所获得的升力系数相近。当攻角大于 12° 后,不同湍流模型下翼型升力系数的差异性表现明显,其中S-A湍流模型所获得的翼型的升力系数曲线实验值最接近。图2是采用S-A湍流模型,K-epsilon湍流模型和SST K-omega湍流模型计算得到的 14° 攻角时翼型表面压力系数,可以看到S-A湍流模型与SST K-omega湍流模型计算结果基本重合,K-epsilon湍流模型在翼型前缘的计算结果没有S-A和SST K-omega模型好,但在尾缘处比其它两个模型稍微有所改善,总的来说,这三种湍流模型对于翼型表面压力系数的计算基本上可以满足工程使用要求,主要不足就是翼型尾缘压力面的计算值偏小,这是因为在该工况下的翼型绕流,尾缘处存在一对旋转方向相反的涡,它们会交替脱落,产生非定常现象,而本文采用的定常计算方法会在一定程度上影响计算结果的准确性。

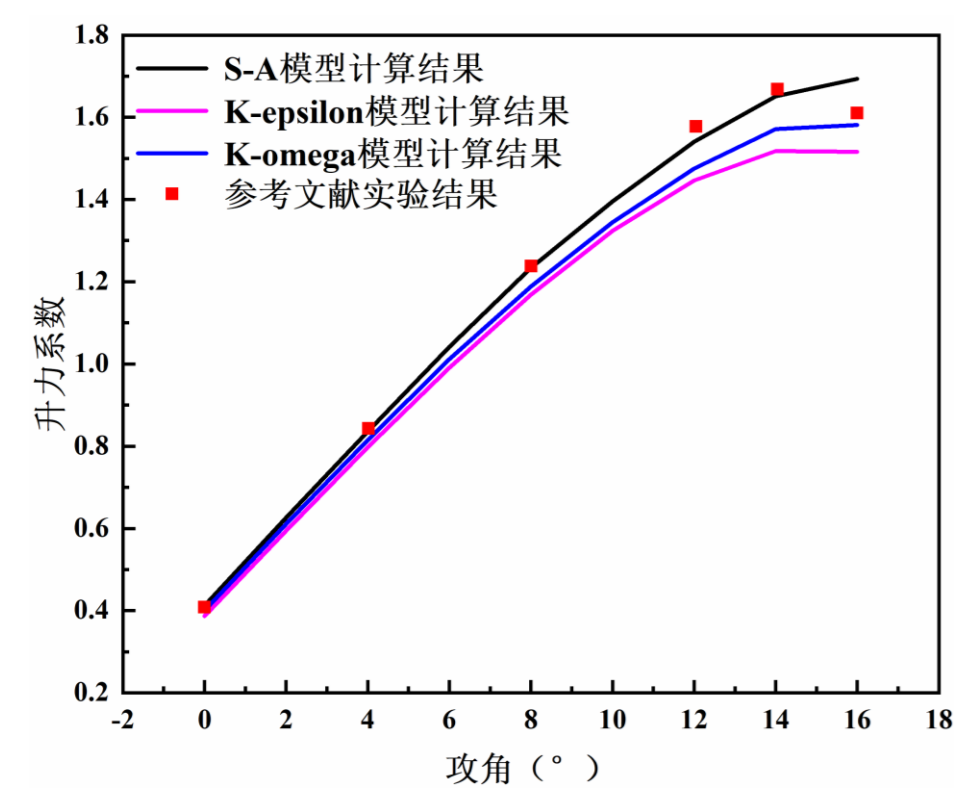


图1 不同湍流模型下翼型的升力系数

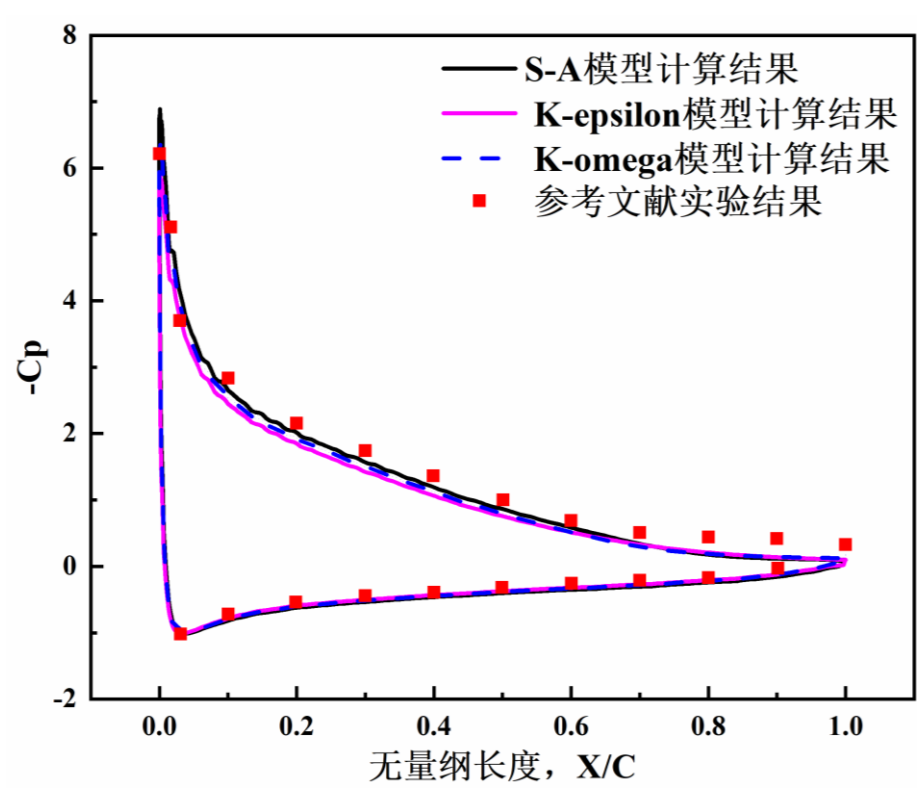


图2 不同湍流模型下翼型表面压力系数

常用涡轮翼型性能计算

由上述计算结果可知,S-A湍流模型更适合于本工况下翼型的气动性能计算,故本文应用S-A湍流模型对四种翼型在0.5马赫的来流速度下进行了升阻力系数的计算。计算结果如图3和图4所示,四种翼型相比,ARA-D6%翼型具有最大的升力系数和最小的阻力系数,ARA-D13%翼型气动特性最差,NACA4412与ARA-D10%翼型的升力系数相差较小,阻力系数NACA4412要高于ARA-D10%。ARA-D6%翼型虽然具有最佳的气动特性,但是由于其最大相对厚度只有6%,难以承受冲压涡轮叶片旋转时的各种载荷,ARA-D13%翼型相对较厚,会产生较大的流动阻力。因此本文认为ARA-D10%翼型为最佳的冲压涡轮叶片翼型,故在本次涡轮设计中选用ARA-D10%翼型。升阻比是衡量翼型气动性能重要参数。一般情况下升阻比越大,翼型表面气动性能越好。从图5可以发现:四种翼型升阻比随攻角先增加后降低,最大升阻比对应的攻角不同。相对厚度减小,最大升阻比对应的临界攻角减小。在小攻角时,ARA-D6%翼型升阻比最大,ARA-D13%翼型升阻比最小,NACA4412翼型与ARA-D10%翼型升阻比相近,综合考虑叶片的结构强度、振动与流动阻力的问题,选择ARA-D10%作为本次涡轮设计的转子翼型。

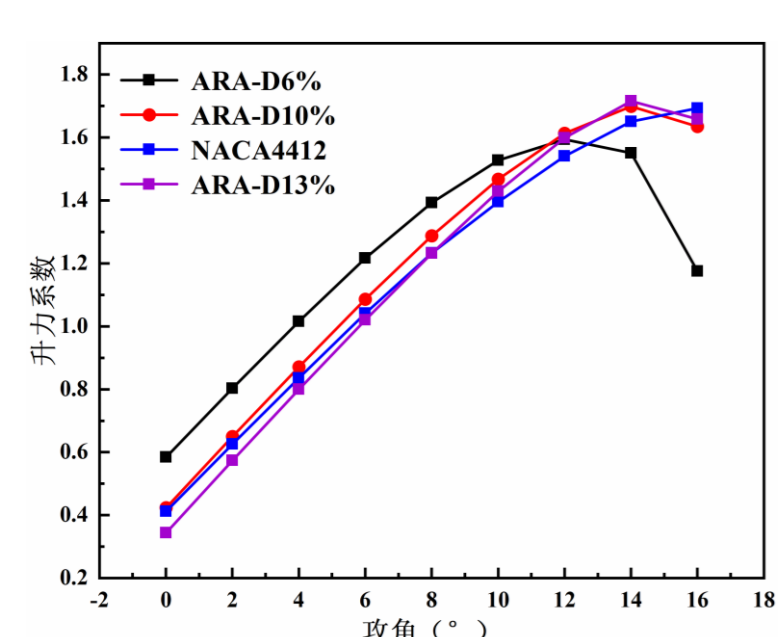


图3 四种不同翼型的升力系数

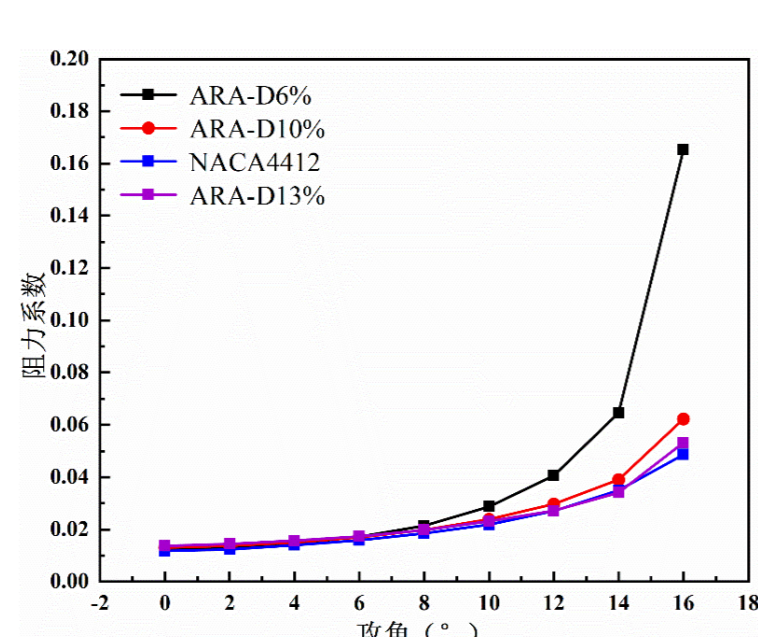


图4 四种不同翼型的阻力系数

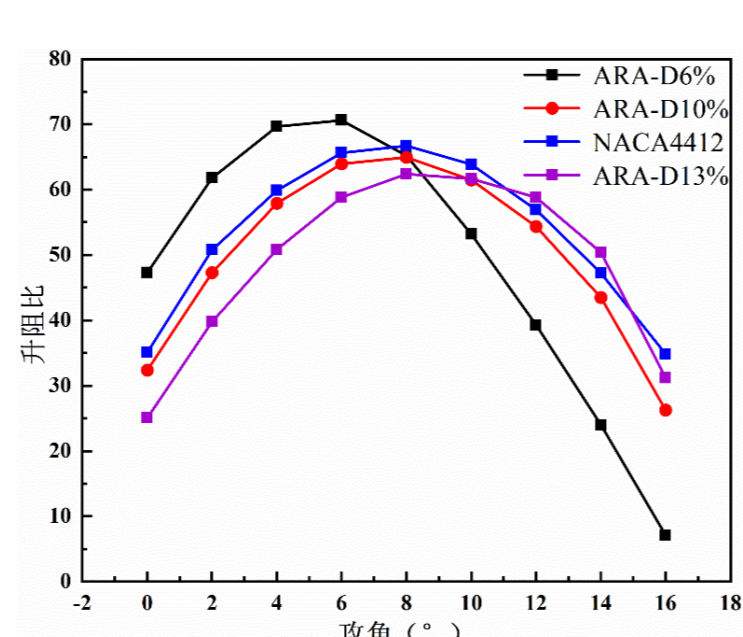


图5 四种不同翼型的升阻比

翼型优化

图6显示了翼型的优化流程,翼型优化主要由流场求解、伴随求解、更新流场网格、收敛标准和优化结果输出五部分组成。首先,利用RANS方法和SST湍流模型对初始翼型进行数值求解,获得稳定流场,在此基础上,利用初始流场的信息,继续求解全湍流的伴随方程,从而得到目标函数与设计变量之间的梯度信息。然后根据梯度信息,利用自由形变参数化方法和动网格技术,建立新的几何外形和流场网格,在重新进行数值计算,反复进行以上优化流程,直到两个优化外形在气动特性上的差异达到了收敛标准,完成优化。

图7显示了“定涡”和全湍流两种优化方法获得翼型的升阻比随优化次数的变化规律,并在图中对最优外形和最终外形的位置进行了标记。

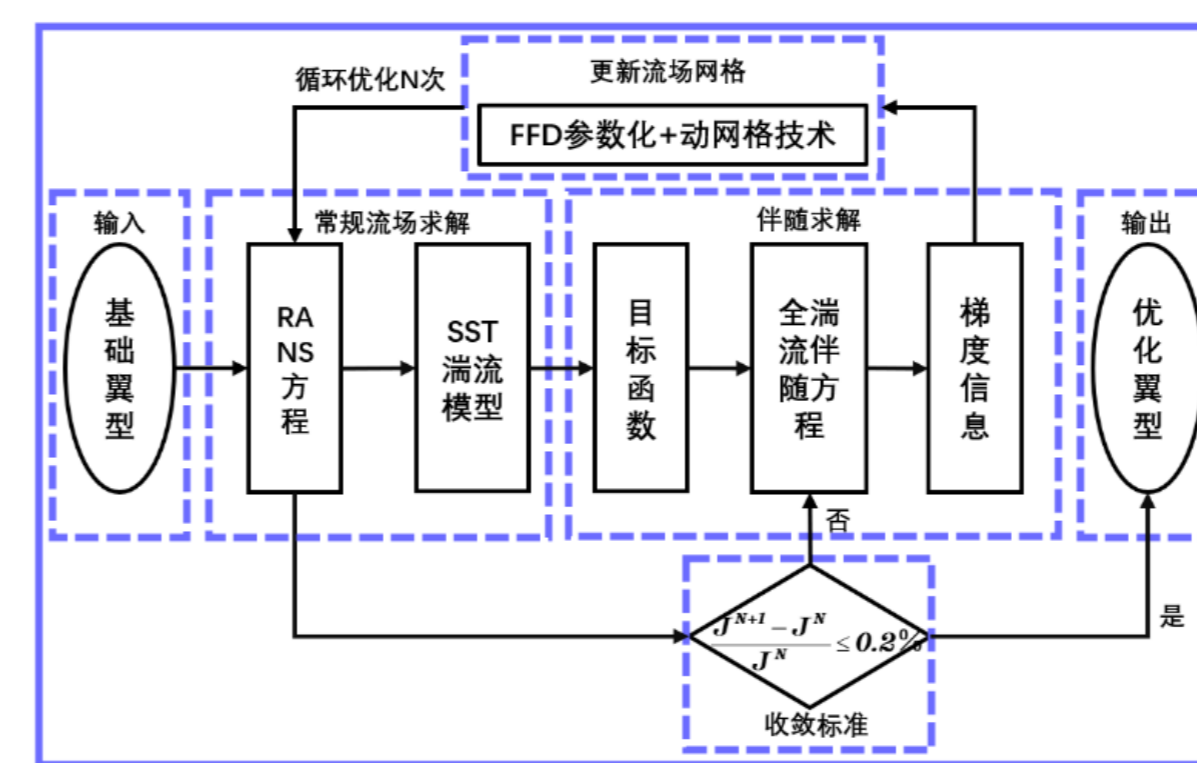


图6 翼型优化流程图

若只以提高翼型的升阻比为优化目标,不考虑阻力系数的限制,将采用SST全湍流伴随方法优化12次获得的外形和采用“定涡”黏性假设优化14次获得的外形称为最终外形,两种方法得到的最终结果在翼型外形和升阻比上都存在一定的差异。图8显示了两种伴随方法下得到的最终外形与原始翼型形状的对比,由图可以看出,翼型变形区域主要集中在吸力面前缘和压力面尾缘处,且两种优化方法得到的最终外形在吸力面前缘附近,采用SST的全湍流伴随方法得到的最终外形在压力面尾缘附近弯度提升的更为明显。

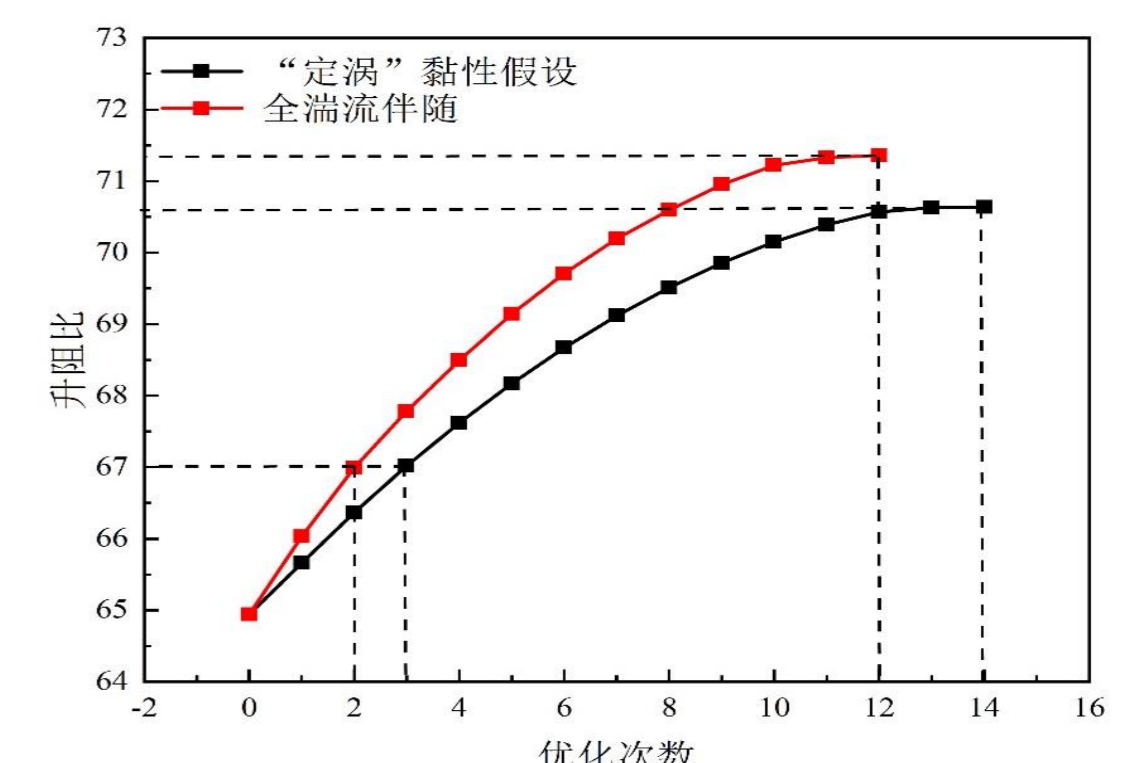


图7 翼型升阻比变化过程

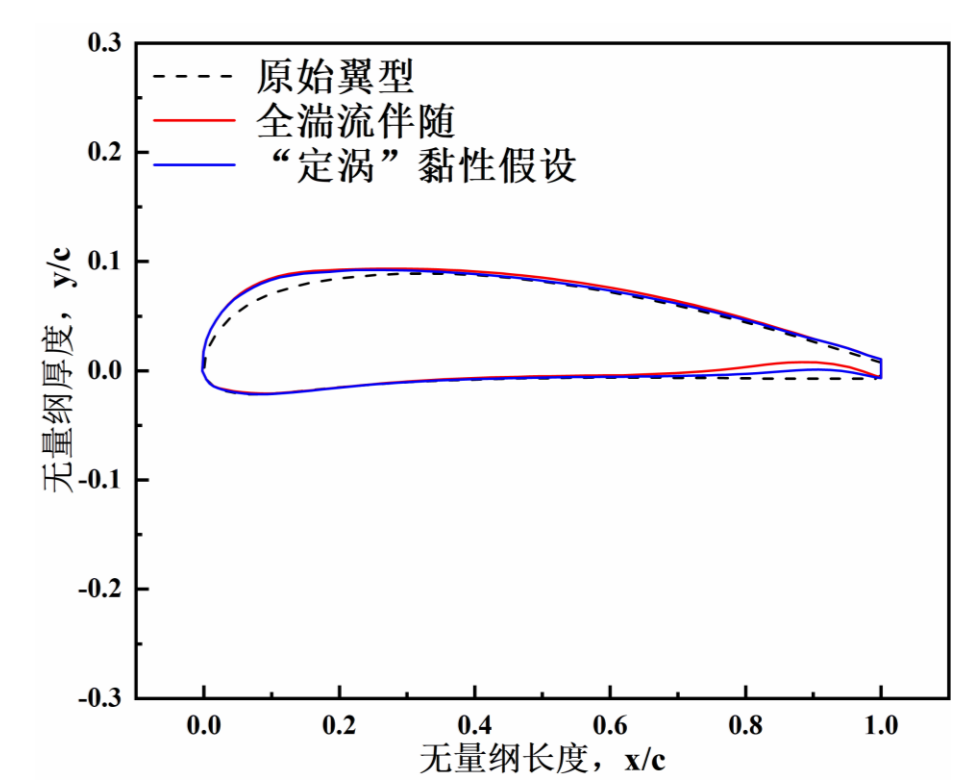


图8 ARA-D10%最终外形与原始翼型对比

图9给出了两种伴随方法下得到的最终外形与原始翼型形状的压力云图,可以看出,翼型的弯度随着升阻比的提高而增加。随着翼型相对弯度的增大,气流流过压力面的速度逐渐变缓,从而使压力面的高压区面积扩大;同时,气流通过吸力面的速度也会增加,使吸力面的低压区面积增大,从而使上下翼面的压差增加,进而提高了翼型的升阻比。

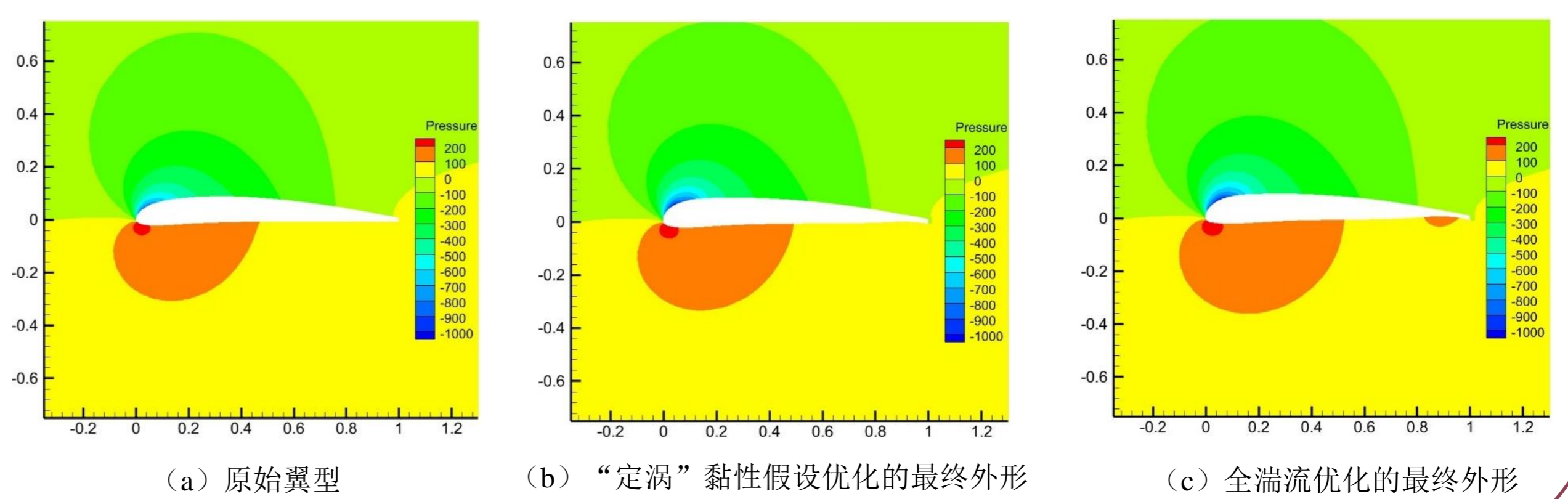


图9 ARA-D10%最终外形与原始翼型的压力云图

结论

首先采用三种湍流模型对NACA4412翼型气动性能进行计算,对比计算结果可以得出,S-A模型的计算结果与实验值最接近;由此采用S-A模型计算了另外三种翼型的升阻力,对比发现ARA-D10%翼型具有较大的升阻比,且厚度适中,因此选择其作为冲压空气涡轮设计的基础翼型。

为了进一步提高翼型的气动性能,建立了一套适用于翼型的优化方法,其耦合了全湍流伴随求解、SST模型封闭RANS方程、自由变形参数化方法和动网格变形技术。在最终外形的获取上,全湍流伴随优化方法要优于基于“定涡”黏性假设的伴随方法。采用SST的全湍流伴随优化时,一共进行了12轮优化设计,得到了最终优化外形的升阻比为71.36,相较于原始翼型的64.94,提高了9.89%;而采用“定涡”黏性假设方法时,经过14轮优化后,翼型升阻比提高到70.63,提高了8.76%。