

引入压力梯度的针对角区分离流动的 Spalart-Allmaras 模型的改进

马 力^{1,2}, 孙瑾静^{1,2}, 陆利蓬^{1,2}

(1. 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;
2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

摘 要: 针对 Spalart-Allmaras(S-A)模型在角区分离计算中的问题,将无量纲的压力梯度引入其涡黏性输运方程的生成项,得到了改进的 S-A 模型. 通过对两套含角区分离的低速压气机叶栅进行验证计算发现:与实验结果相比,原始 S-A 模型所得的分离区偏大,分离区内壁面压力偏低;而改进模型得到了与实验一致的分離区尺寸以及吸力面、压力面压力系数分布等结果. 针对 S-A 模型涡黏性生成项和耗散项的分析表明:引入的无量纲压力梯度有效的识别了角区分离,在分离区内改变了涡黏性的生成、耗散关系,增大了涡黏性,从而缩小了计算所得分离区,同时主流区保留了原始 S-A 模型的计算结果,进而带来了良好的改进效果.

关 键 词: 角区分离; Spalart-Allmaras 模型; 压力梯度; 模型改进; 涡黏性输运

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Modification of Spalart-Allmaras model with pressure gradient aiming for corner separation flow

MA Li^{1,2}, SUN Jin-jing^{1,2}, LU Li-peng^{1,2}

(1. 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;
2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

Abstract: For the problem in predicting the corner separation, the Spalart-Allmaras (S-A) model was modified by introducing a normalized pressure gradient into the production term of the eddy viscosity in the model equation. Through the calibration in two series of low-speed compressor cascade cases with corner separation, it was found that compared with the experimental results, the original S-A model got a stronger corner separation and lower wall pressure in the separation zone, while the modified model's results were closer to the experience in the size of the separation zone, the pressure coefficient on the suction and pressure sides, etc. The analysis on the production and dissipation terms of the eddy viscosity in S-A model indicates that the normalized pressure gradient introduced to the production term can recognize the separation zone effectively. It can also change the transportation of the eddy viscosity of the model and enhance the eddy viscosity in the corner separation, bringing

收稿日期:2016-02-23

基金项目:国家自然科学基金(51420105008, 11302012, 51376001, 51136003); 国家重点基础研究发展计划(2012CB720205); 中国航天技术创新基金

作者简介:马力(1988—),男,河北沧州人,博士生,主要从事湍流模型在分离流动中的改进研究.

通讯作者:孙瑾静(1989—),女,湖南岳阳人,博士生,主要从事叶轮机流动控制方面的研究. E-mail:sunjinjing0916@163.com

about a smaller separation zone, while the prediction in the main flow area in the modified S-A model remains the same as the original S-A model. Thus a better prediction is got.

Key words: corner separation; Spalart-Allmaras model; pressure gradient; model modification; transportation of the eddy viscosity

轴流压气机中,吸力面和端壁角区分离是常见的流动现象,并对压气机的性能产生了重大影响.特别是在非设计工况下,角区分离的产生会导致通道堵塞、载荷降低,进而带来压气机损失增大和效率下降,甚至引起失速和喘振^[1-3].研究角区分离,对其进行正确的把握和合理的控制,是压气机设计中重点关注的问题之一.

国内外的研究者对角区分离进行了大量的实验和计算研究.实验研究方面,Dong等^[4]、Schulz等^[5]、Firedrichs等^[6]均在各自的压气机实验研究中观察到了角区分离现象并对其进行了研究和解释.一部分研究者将关注点放在角区分离控制上,如Guo Shuang等^[7]、LI Yinghong等^[8]通过边界层抽吸、等离子体气动激励等手段对角区分离的控制进行了探索.剑桥大学的Gbadabo等^[9-11]对一PVD(prescribed velocity distribution)叶栅进行了实验研究,分析了不同攻角下的角区分离流动结构和特点,并通过叶片开槽开展了控制分离的研究.

计算研究方面,LIU Yanwei等^[12]通过RANS(Reynolds averaged Navier-Stokes)方法对边界层抽吸控制角区分离进行了探究.而随着近年来计算机硬件水平的提高,LES(large eddy simulation),DES(dettached eddy simulation)等手段也被应用于叶轮机计算中^[13-14].GAO Feng等^[15]用LES方法对NACA65叶栅进行了研究,详细分析了角区分离的形态、湍动能输运、湍动能相干结构等流动特性,提供了丰富的流场信息.

虽然诸如LES等高精度数值手段在压气机角区分离计算中得到了良好的结果,但是限制于巨大的计算量,其难以在工程应用中得到推广.当前工程计算中常用的方法仍然是RANS方法.然而常用的湍流模型往往无法在分离流动中得到正确的结果,这就导致RANS方法对角区分离流动的模拟失准.湍流模型失准的原因在于,其校验大多是在平衡流动(如平板边界层)中进行的,没有将非平衡流动的流动特性考虑在内,而角区分离流动处于非平衡状态.因此湍流模型无法捕捉完整的角区分离流动特性,导致其在该流动的模拟中出现问题.如果要得到正确的模拟结果,则需要

对湍流模型进行针对分离区计算的改进.

S-A模型^[16]是一种常用的湍流模型,具有计算消耗小,鲁棒性好等优点,但其在角区分离计算中往往存在所得分离区偏大的问题.针对于此,不同的研究者提出了不同的针对角区分离的湍流模型的改进.WANG Danhua等^[17]分析了角区分离中的湍动能输运特性,并给出根据流量变化的S-A模型涡黏性输运方程生成项系数 C_{bl} ,得到改进的S-A模型.该模型在PVD叶栅和某低速大尺寸压气机的计算中得到了良好的改进.但是此改进将非角区分离处的 C_{bl} 也进行了修改,会对平衡流动部分产生干扰.LIU Yanwei等^[18]将反映能量反传的螺旋度引入S-A模型涡黏性生成项,也在PVD叶栅中得到了良好改进效果.然而受限于螺旋度的计算,该改进只能在三维流动中进行应用,无法向二维流动推广;且该改进只在一个工况的流动中进行了计算验证,其在强角区分离中的表现还有待于进一步的考验.因此,针对角区分离流动建立一个适用性强的改进型S-A模型,仍然是有待于解决的问题.

本文根据压力梯度与分离区的关系,将无量纲的压力梯度引入S-A模型涡黏性输运方程的生成项,得到了改进型的S-A模型.通过在NACA65叶栅和PVD叶栅的角区分离流动中的验证计算表明,改进模型得到了与实验或LES一致的结果.进一步的涡黏性输运的分析表明,压力梯度的引入合理识别了角区分离的位置,并对涡黏性的生成和耗散关系产生了影响,进而使S-A模型得到了更准确的结果.

1 计算说明

1.1 计算叶栅

本文计算了两个平面低速压气机叶栅算例:GAO Feng等^[15]进行实验研究和LES计算时所采用的NACA65叶栅算例,以及Gbadabo等^[9]进行实验研究时所采用的PVD叶栅算例.

NACA65叶栅主要参数见表1.其实验来流马赫数为0.12,湍流强度约为0.8%,攻角为4°.GAO Feng等在对此叶栅进行实验测量的同时,

还进行了 LES 计算. 实验和计算结果均表明, 流动在吸力面角区处产生了较强的分离.

PVD 叶栅主要参数见表 2. 其实验来流马赫数约为 0.07, 湍流强度约为 1.5%, 攻角为 0°. 实验测量发现流动在吸力面角区处发生了角区分离现象. 相比 GAO Feng 等 NACA65 叶栅的结果, 该 PVD 叶栅的角区分离较弱.

表 1 NACA65 叶栅主要参数

Table 1 Basic information of NACA65 cascade

参数	取值
弦长/mm	150.0
栅距/mm	134.0
展弦比	2.47
叶片安装角/(°)	42.7
叶型弯角/(°)	23.22
进口弦长雷诺数/ 10^5	3.82

表 2 PVD 叶栅主要参数

Table 2 Basic information of PVD cascade

参数	取值
弦长/mm	151.5
栅距/mm	140.29
展弦比	1.32
最大相对厚度	0.1
叶片安装角/(°)	15
叶型弯角/(°)	42
入口气流角/(°)	41
进口弦长雷诺数/ 10^5	2.3

1.2 计算设置

本文的计算基于商业计算流体力学软件 FLUENT, 版本 12.1. 计算为定常计算, 采用 pressure-based 方法, 格式为 2 阶迎风格式.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \tilde{v}) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \tilde{v} u_i) = \underbrace{C_{bl} \rho \tilde{S} \tilde{v}}_{\text{(生成项)}} - \underbrace{C_{w1} \rho f_w \left\{ \frac{\tilde{v}}{d} \right\}^2}_{\text{(耗散项)}} + \underbrace{\frac{1}{\sigma_v} \left\{ \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \rho \tilde{v}) \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \right] + C_{b2} \rho \left(\frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \right)^2 \right\}}_{\text{(对流项)}} \quad (1)$$

其中 d 为当地点到壁面距离, μ 为分子动力黏度, ν 为分子运动黏度. 式(1)中

$$\tilde{S} \equiv S + \frac{\tilde{v}}{\kappa^2 d^2} f_{v2}, \quad S \equiv \sqrt{2 \Omega_{ij} \Omega_{ij}},$$
$$\Omega_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right), \quad f_{v2} = 1 - \frac{\chi}{1 + \chi f_{v1}},$$

由于对所计算的两个叶栅, 实验在叶中显示出了非常好的对称性, 因此计算网格采用了半叶高单通道三维计算域, 叶片置于计算域中间. NACA65 叶栅的网格入口在叶片前缘 1.6 倍弦长处, 而 PVD 叶栅在 2 倍弦长处, 这两个进口位置也分别为实验中测量进口速度剖面所在位置. 为避免叶栅出口处的压力反传及扰动对叶栅内流动的影响, 两个计算出口均位于叶片尾缘 2 倍弦长位置. 网格采用了 O-4H 型拓扑结构, 并向壁面处和叶片前、尾缘加密(如图 1). 两个算例都进行了网格无关性验证并达到网格无关解. 下文计算中 NACA65 和 PVD 叶栅分别采用 120 万和 93 万网格. 对于两个叶栅, 叶片和端壁第 1 层网格上 $\Delta y^+ < 2$, 满足所计算湍流模型对网格的要求.

两个算例采取了相同的边界条件形式. 其入口均为速度进口, 给定了与实验测量一致的进口速度剖面, 出口采用压力出口边界条件. 由于是半叶高计算, 半叶高处采用对称边界条件. 壁面为绝热壁面, 计算域周向采用周期性边界条件.

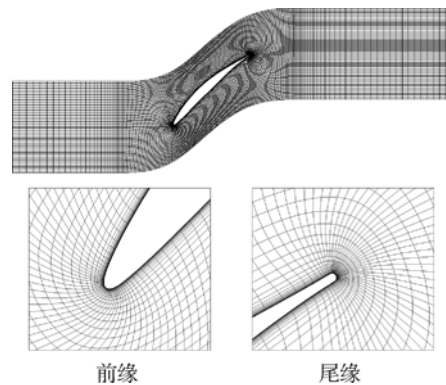


图 1 NACA65 叶栅计算网格示意图

Fig. 1 Computational grid of NACA65 cascade

2 S-A 模型改进

2.1 原始模型

S-A 模型是以涡黏性输运方程为核心的一方程湍流模型, 该方程为

$$f_{v1} = \frac{\chi^3}{\chi^3 + C_{v1}^6}, \quad \chi \equiv \frac{\tilde{v}}{\nu},$$
$$f_w = g \left(\frac{1 + C_{w3}^6}{g^6 + C_{w3}^6} \right)^{\frac{1}{6}}, \quad g = r + C_{w2} (r^6 - r),$$
$$r \equiv \frac{\tilde{v}}{\tilde{S} \kappa^2 d^2}$$

式中 $C_{b1}, C_{b2}, \sigma_v, C_{v1}, C_{w1}, C_{w2}, C_{w3}$ 和 κ 均为常数系数, 取值为

$$C_{b1} = 0.1355, \quad C_{b2} = 0.622, \quad \sigma_v = \frac{2}{3},$$

$$C_{v1} = 7.1, \quad C_{w1} = \frac{C_{b1}}{\kappa^2} + \frac{1 + C_{b2}}{\sigma_v},$$

$$C_{w2} = 0.3, \quad C_{w3} = 2.0, \quad \kappa = 0.4187$$

模型通过 $\nu_i = f_{v1} \tilde{\nu}$ 得到涡黏度 ν_i , 进而再通

过 $-u'_i u'_j = 2\nu_i S_{ij} (S_{ij} = \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i})$ 得到雷诺应力, 完成雷诺平均后的 N-S (Navier-Stokes) 方程组封闭。

2.2 改进模型

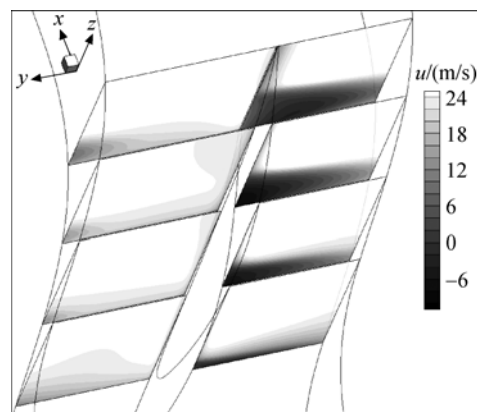
以往的研究表明, 原始 S-A 模型在角区分离中往往存在着计算所得分离区偏大的问题^[17-18]。这表明模型得到的涡黏性在分离区偏小, 无法限制计算所得的分离区大小, 因而需要增大涡黏性以减小分离区, 进而得到准确的结果。

在之前的针对激波/边界层干涉流动的 S-A 模型改进工作中^[19], 本课题组将无量纲的压力梯度引入 S-A 模型式(1)的生成项中, 以增大其涡黏度, 提高模型在激波/边界层干涉流动中的计算准确度, 该改进起到了很好的效果。S-A 模型在激波/边界层干涉流动计算中存在的问题与角区分离计算是相似的, 都是模拟所得的分离区偏大导致结果失准。因此本文考虑采取同样的思路, 将压力梯度引入 S-A 模型的生成项来提高其对象区分离的模拟。本文首先将压力梯度进行无量纲化, 这里采取与文献^[19]同样的压力梯度无量纲方式

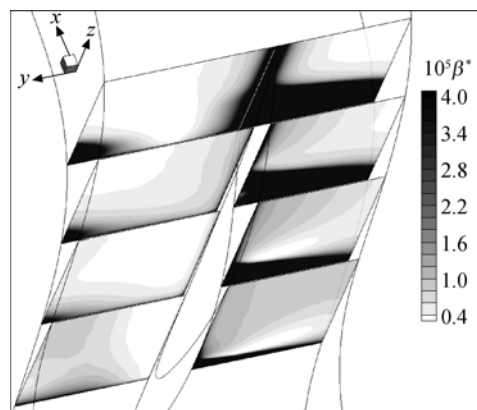
$$\beta^* = \frac{\frac{dp}{dn}}{\frac{\rho^2 u^3}{\mu}} \quad (2)$$

其中 $\frac{dp}{dn}$ 为压力梯度的模, ρ 为速度, u 为速度的模。它们都是当地量, 以保证能反映当地的流场信息且计算方便。图 2 是 NACA65 叶栅算例原始 S-A 模型结果的轴向速度和 $10^5 \beta^*$ 云图。由于 β^* 的值很小, 这里将其乘以 10^5 以得到合适的取值范围。可以看到, 流动在吸力面和端壁交界处产生了很大的角区分离。而 $10^5 \beta^*$ 识别出了角区分离的位置, 在分离区内部其值较大, 且在主流区其值接近零。 β^* 的这种分布表明, 可以其为基础构造改进, 使 S-A 模型得到的涡黏性在 β^* 值较大的区域, 也就是角区分离区域增大, 从而减小分离区,

使其贴近实验结果; 而在 β^* 基本为零的区域, 也就是主流区域, 使 S-A 模型保持不变。这样就能得到改进的 S-A 模型, 使其在角区分离位置得到改进, 同时不影响主流区域的已有的合理的计算结果。



(a) 轴向速度



(b) $10^5 \beta^*$

图 2 NACA65 叶栅不同流向位置原始 S-A 模型轴向速度和 $10^5 \beta^*$ 云图

Fig. 2 Contours of the axial velocity and $10^5 \beta^*$ of the original S-A model for the NACA65 cascade at different streamwise locations

为使 S-A 模型在角区分离内部使涡黏性增强, 将式(1)中涡黏性生成项增大是很好的选择。基于此, 本文考虑构造一个系数 C_s , 该系数由 β^* 计算而来。且 $C_s = f(\beta^*)$ 满足在主流区, 即约 $10^5 \beta^* < 1$ 时 (如图 2(b)), C_s 基本为 1; 在角区分离内部, 即约 $10^5 \beta^* > 4$ 时, C_s 大于 1。这样将 $C_s = f(\beta^*)$ 引入 S-A 模型涡黏性生成项后, 就能使涡黏性的生成在主流区保持不变, 而在分离区内增大。同时, 在角区分离内部 C_s 不宜过大。基于以上考虑, 并参考之前激波/边界层干涉流动中 S-A 模型改进的经验^[19], 本文设计 $C_s = f(\beta^*)$ 如式

(3), 并将其引入涡黏性生成项如式(4)

$$C_s = \frac{500 + 6.0(10^5 \beta^*)^6}{500 + (10^5 \beta^*)^6} \quad (3)$$

$$\tilde{S}_m = C_s S + \frac{\tilde{\nu}}{\kappa^2 d^2} f_{v2} \quad (4)$$

将 $\tilde{S}_m$ 替换式(1)生成项中的 $\tilde{S}$, 得到了改进后的 S-A 模型涡黏性生成项. 式(3)中 $C_s = f(\beta^*)$ 的分布如图 3. 由于 β^* 很小, 而 $10^5 \beta^*$ 有较合适的取值范围, 因此式中以 $10^5 \beta^*$ 为基础进行计算. 结合图 2(b)和图 3, 可以发现式(3)满足了上文所述的对 $C_s = f(\beta^*)$ 的要求. 在 $10^5 \beta^* > 4$ 时, C_s 为 6, 这是通过数值计算确定的, 并保证了在 β^* 在非常大的时候, C_s 不至于过大, 即涡黏性的生成项增强不至于过大. 对于 $C_s = f(\beta^*)$, 其表达式不唯一, 只要满足图 3 的分布形式即可. 本文的式(3)是一个较好的选择.

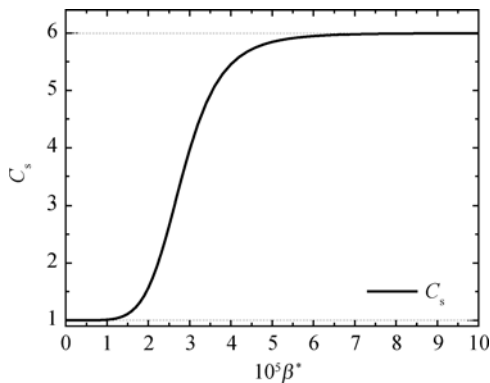


图 3 C_s 关于 β^* 的曲线

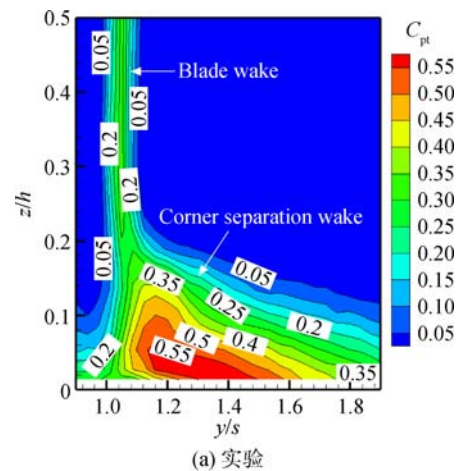
Fig. 3 $C_s = f(\beta^*)$ curve

这样, 将式(2)、式(3)、式(4)引入式(1)的生成项中, 就得到了改进的 S-A 模型. 需要说明的是, 在式(1)的耗散项中也存在着 $\tilde{S}$, 但其不作出改变. 改进只在生成项中进行.

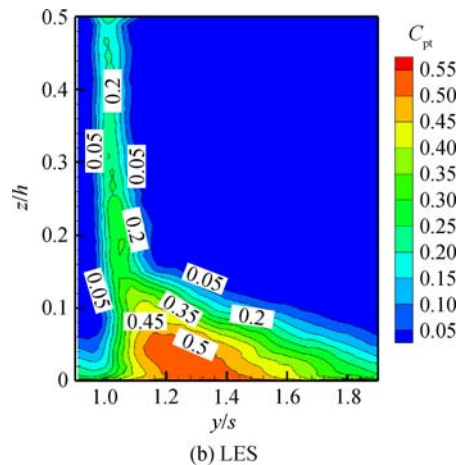
3 模型验证

下文将改进 S-A 模型在 4° 攻角的 NACA65 叶栅和 0° 攻角的 PVD 叶栅算例中进行了验证计算. 图 4 为 NACA65 叶栅出口下游 36.3% 轴向弦长处的总压损失分布云图. 总压损失定义如式(5), 其中 p 和 p^* 分别是静压和总压, 下标 0 表示是远场来流数据, 图中 h 为叶片叶高, s 为叶栅通道周向节距. 可以看到, 原始 S-A 模型所得的高损失区域相比实验和 LES (large eddy simulation) 结果明显偏大, 这表明其过度预测了角区分离区的尺寸. 而改进模型所得的高损失区域明显

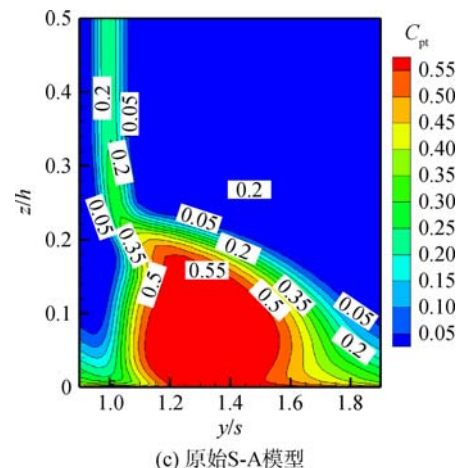
小于原始模型, 整体的总压损失分布与实验和 LES 结果较为接近. 这表明相对于原始模型, 改进 S-A 模型所得到的角区分离区域更小, 且更接近实验和 LES 结果. 图 5 是叶栅通道出口相同轴向位置周向流量平均的总压损失系数沿叶高方向的分布. 可以看到, 原始 S-A 模型得到的总压损失系数偏大, 而改进模型所得的总压损失分布则与实验和 LES 结果符合很好. 这与图 4 总压损失云图所展现出来的趋势是一致的.



(a) 实验



(b) LES



(c) 原始S-A模型

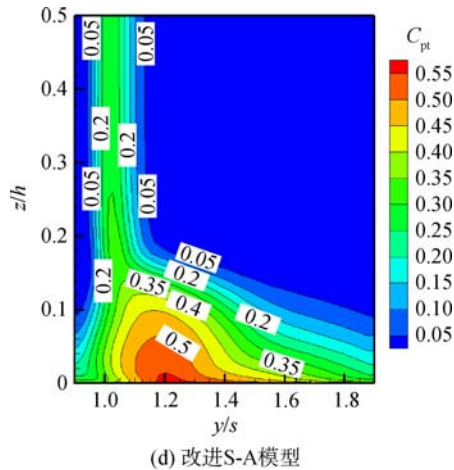


图 4 NACA65 叶栅出口下游 36.3% 轴向弦长处总压损失系数云图^[15]

Fig. 4 Contour of total pressure loss coefficient at 36.3% axial chord length downstream of the trailing edge in NACA65 cascade^[15]

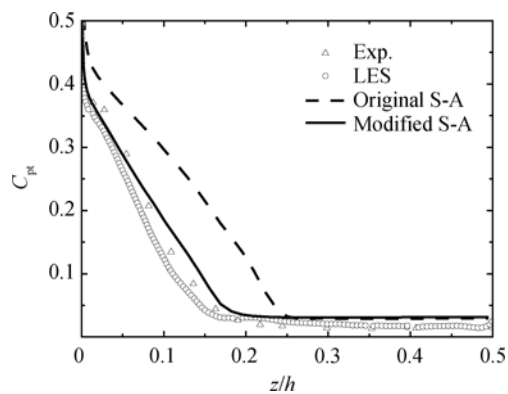


图 5 NACA65 叶栅出口下游 36.3% 轴向弦长处周向流量平均总压损失系数沿叶高方向分布

Fig. 5 Spanwise profile of pitchwise-mass-averaged total pressure loss coefficient at 36.3% axial chord length downstream of the trailing edge in NACA65 cascade

$$C_{pt} = \frac{p_0^* - p^*}{p_0^* - p_0} \quad (5)$$

图 6 是 NACA65 叶栅不同叶高位置壁面压力系数 C_p 的分布, 压力系数定义见式(6), 图中 C_a 为叶片轴向弦长. 从图 6 可以看到, 原始 S-A 模型所得的压力系数整体相对于实验和 LES 结果要小, 特别是在叶根附近. 这是由于原始 S-A 模型得到了与实验和 LES 结果相比偏大的角区分离. 同时由于过大分离区引起的过强堵塞, 叶中位置非分离区的壁面压力系数也产生了偏差. 相比原始模型, 改进 S-A 模型得到了与实验和 LES

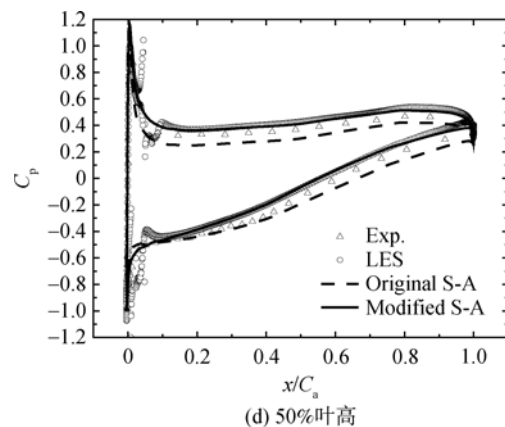
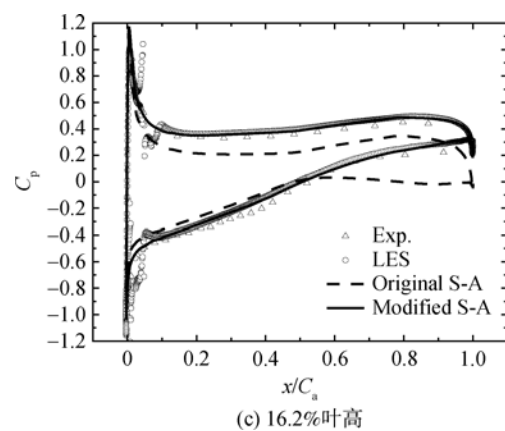
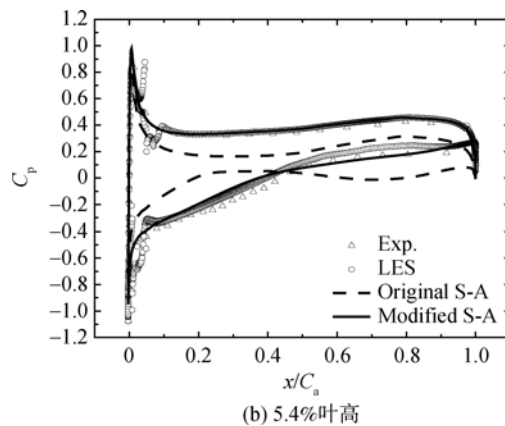
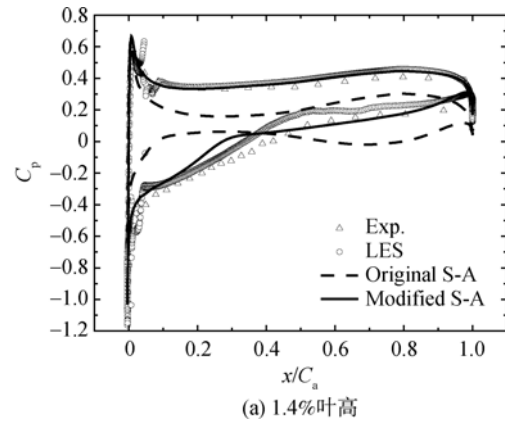


图 6 NACA65 叶栅不同叶高位置壁面压力系数分布

Fig. 6 Pressure coefficient at different height of the blade in NACA65 cascade

吻合较好的结果. 这说明本文引入的改进使 S-A 模型对角区分离中壁面压力系数的模拟也得到了明显提升. 总体而言, 改进 S-A 模型在 NACA65 叶栅中得到了更合理的角区分离尺寸, 进而得到了更准确的计算结果.

$$C_p = \frac{p - p_0}{p_0^* - p_0} \quad (6)$$

对于 PVD 叶栅算例, 其角区分离与 NACA65 叶栅相比较弱. 该算例的端壁极限流线计算结果如图 7. 相较于实验结果, 原始 S-A 模型所得的角区分离明显偏大, 这与 NACA65 叶栅的结果趋势一致, 同时反映出原始模型所得的涡黏性偏小. 改进 S-A 模型所得的壁面极限流线与实验结果吻合得很好, 这表明改进模型合理地模拟了角区分离的尺寸.

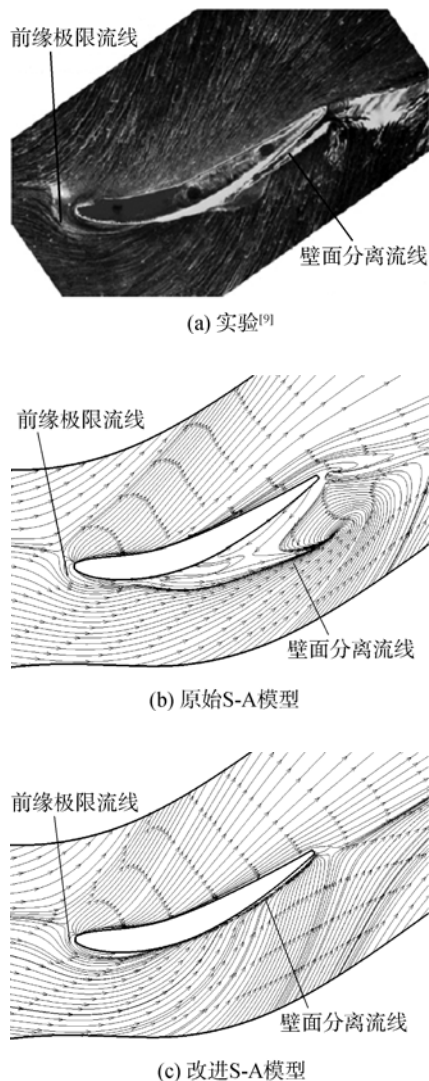


图 7 PVD 叶栅端壁壁面极限流线

Fig. 7 Limiting streamlines on the endwall surface in PVD cascade

图 8 是不同叶高位置壁面压力系数分布, 压力系数计算式同式(6). 可以看到, 由于计算所得角区分离过大, 原始 S-A 模型所得壁面压力相比实验在角区位置偏小, 特别是靠近叶根的位置. 相比原始模型, 改进 S-A 模型的壁面压力系数与实验结果吻合得很好. 这是因为改进模型合理地模拟到了角区分离的尺寸, 进而得到了准确的壁面压力结果.

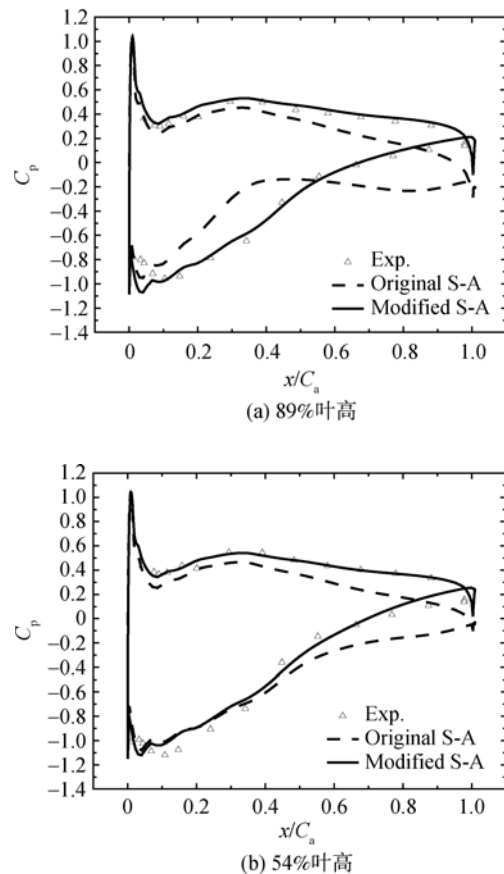


图 8 PVD 叶栅不同叶高位置壁面压力系数分布

Fig. 8 Pressure coefficient at different height of the blade in PVD cascade

图 9 和图 10 是叶片出口下游 50% 轴向弦长处总压损失系数和气流角 (α_2) 沿叶高方向的分布. 与实验结果相比, 原始 S-A 模型得到的总压损失和气流角均偏大. 由于原始 S-A 模型所得的角区分离过大, 过大的角区分离带来了更多的损失, 导致总压损失也偏大. 同时, 过大的分离对流动的堵塞作用更强, 因此得到的气流角也偏大. 相比原始模型, 改进 S-A 模型得到的角区分离大小更准确, 因此叶栅下游的总压损失和气流角更小, 也相对更接近实验结果.

总体来看, 在两个含角区分离的算例中, 原始

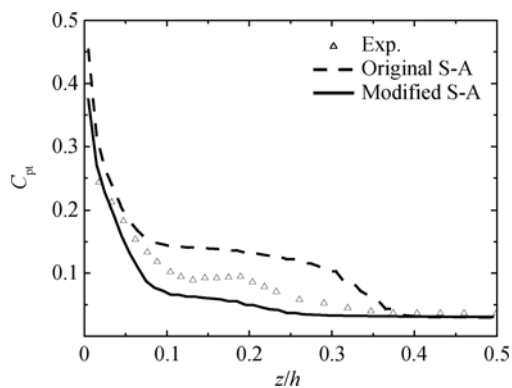


图 9 PVD 叶栅出口下游 50% 轴向弦长处周向流量平均总压损失系数沿叶高方向分布

Fig. 9 Spanwise profile of pitchwise-mass-averaged total pressure loss coefficient at 50% axial chord length downstream of the trailing edge in PVD cascade

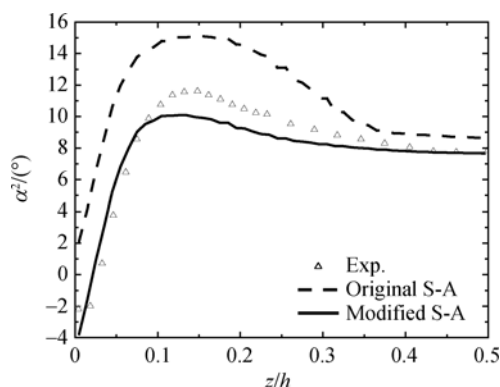


图 10 PVD 叶栅出口下游 50% 轴向弦长处周向平均气流角沿叶高方向分布

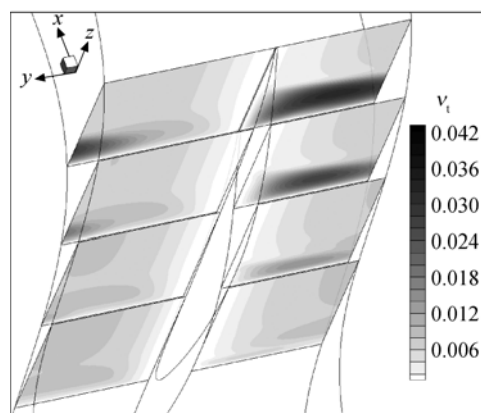
Fig. 10 Spanwise profile of pitchwise-averaged flow angles at 50% axial chord length downstream of the trailing edge in PVD cascade

S-A 模型由于得到的分离区过大, 所得结果与实验有较大偏差. 而改进 S-A 模型合理地模拟了角区分离的大小, 进而得到了与实验或 LES 一致的结果. 以上结果表明, 本文引入的模型改进有效地改善了 S-A 模型在角区分离中的计算结果, 使其对该流动得到了更准确的模拟.

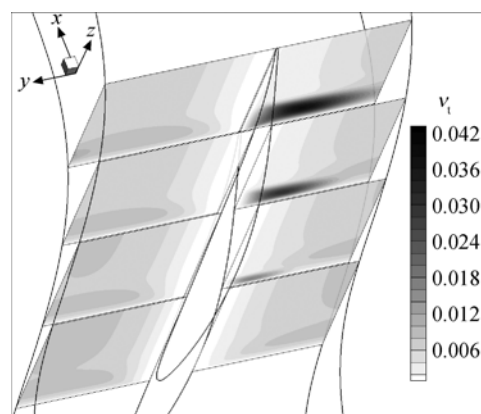
4 结果分析

前面的结果表明, 改进 S-A 模型得到了相对原始模型更小的角区分离区, 并进一步得到了更准确的结果. 涡黏性及其输运的分析可以为揭示这一改进产生的原因. 图 11 是 NACA65 叶栅中原始和改进 S-A 模型在不同流向位置的涡黏度云图. 可以看到, 两者的涡黏性均在主流区较小, 而在角区分离区域较大. 相比原始模型, 改进 S-A

模型的涡黏性在分离区内更大, 因此, 其分离区相对原始模型较小, 从而更接近实验或 LES 结果.



(a) 原始S-A模型



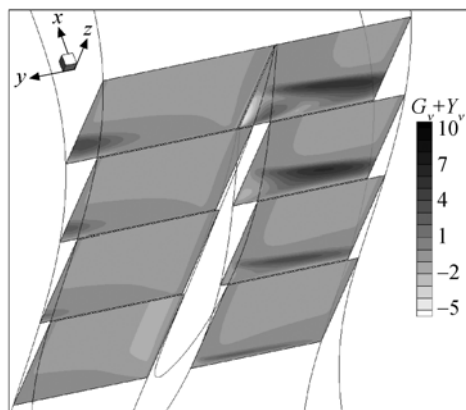
(b) 改进S-A模型

图 11 NACA65 叶栅不同流向位置原始和改进 S-A 模型所得涡黏性云图

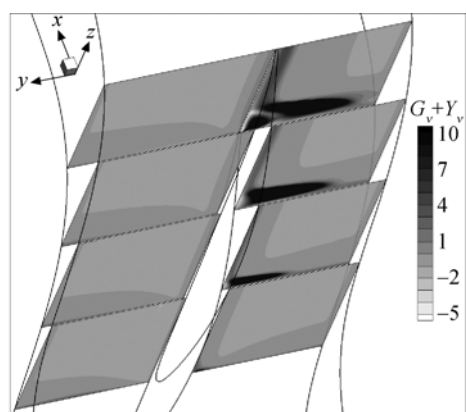
Fig. 11 Contours of the eddy viscosity of the original and modified S-A models for the NACA65 cascade at different streamwise locations

在 S-A 模型中方程式(1)中, 涡黏性的生成和耗散项对涡黏性的输运起了最主要的作用. 图 12 是 NACA65 叶栅中原始和改进 S-A 模型的涡黏性生成项 G_v 与耗散项 Y_v 和的云图. 两个模型在主流区的涡黏性生成与耗散项的和均很小, 接近零, 因而其在主流区的涡黏性较小. 在角区分离区, 两个模型的生成与耗散项和均得到增强, 且为正值, 这就带来了涡黏性在这一区域内的增强. 相比原始模型, 改进 S-A 模型在角区分离内涡黏性生成与耗散和的值明显大于原始模型, 因此改进模型得到了更大的涡黏性, 从而减小了计算所得的分离区.

图 13 是 NACA65 叶栅中改进 S-A 模型式(3)中的 C_s 云图. 由式(3)和式(4), C_s 值大于 1



(a) 原始S-A模型



(b) 改进S-A模型

图 12 NACA65 叶栅不同流向位置原始和改进 S-A 模型所得涡黏性生成项与耗散项之和云图

Fig. 12 Contours of sum of the production and dissipation terms of eddy viscosity of the original and modified S-A models for the NACA65 cascade at different streamwise locations

的区域是改进模型引入的压力梯度对模型涡黏性生成项产生增强作用的区域。可以看到,在主流区, C_s 的值很接近 1.0,因此改进基本不起作用。而在角区分离区域, C_s 的值很大,接近 6.0。这表明改进合理识别出了角区分离区,并在这一区域使模型的涡黏性生成项增大,这在图 12 的结果中得到了印证。而在主流区域,改进不起作用,保留了原始 S-A 模型在这一区域的结果。这样,改进 S-A 模型就在角区分离区改变了涡黏性的生成和耗散项关系,进而得到了更大的涡黏性和前文所述的更准确的计算结果,而在主流区内则对原始模型的结果进行了保留。

综上,NACA65 叶栅中,本文引入的压力梯度改进合理地识别出了角区分离区和主流区,并在主流区保留了原始 S-A 模型的计算结果,在角区分离区域改变了涡黏性生成和耗散关系,得到

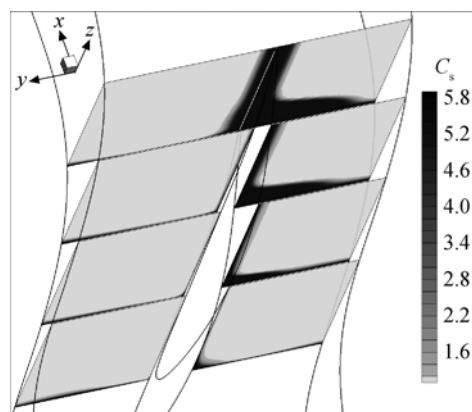


图 13 NACA65 叶栅不同流向位置改进 S-A 模型 C_s 云图

Fig. 13 Contours of C_s of the modified S-A model for NACA65 cascade at different streamwise locations

了更强的涡黏性,进而减小了分离区,改善了 S-A 模型的模拟结果。在这方面,PVD 叶栅的结果与 NACA65 叶栅是一致的,这里就不再展开说明。由此可见,本文引入的改进起到了预期的作用并提高了 S-A 模型对角区分离的模拟准确度。

5 结 论

针对 S-A 模型在压气机角区分离流动计算中存在的分离区偏大而导致模拟失准问题,本文提出了一种改进 S-A 模型。改进模型在模型方程涡黏性生成项中引入无量纲的压力梯度,该无量纲数可以合理识别角区分离和主流区。基于该无量纲压力梯度,本文构造了改进计算式并将其引入模型方程的涡黏性生成项中,使模型在角区分离内的涡黏性生成增强,而在主流区则保持原始模型的结果。在 NACA65 叶栅和 PVD 叶栅中的验证计算表明,原始 S-A 模型的确过大的模拟了角区分离区,导致其模拟结果失准;而改进模型得到了合理的角区分离大小,进而得到了与实验或 LES 较一致的结果。改进 S-A 模型在角区分离流动中得到了更为准确的模拟。涡黏性及涡黏性的生成、耗散分析表明,在角区分离区内部,改进模型增大了涡黏性生成、耗散项之和,使涡黏性增强,进而减小了计算所得的分离区大小,使其与实验或 LES 结果更接近;在主流区,改进模型保持了原始模型的结果。正是模型涡黏性生成项中引入的压力梯度的改进带来了这种改进效果。这表明,本文提出的改进起到了预期的效果,且是合理而有效的。下一步的工作包括对本文改进模型在

更多含角区分离叶型和高速叶型算例中的验证,以及改进方法的进一步完善。

参考文献:

- [1] Denton J D. Loss mechanisms in turbomachines[J]. Journal of Turbomachinery, 1993, 115(4): 621-656.
- [2] Joslyn H D, Dring R P. Axial compressor stator aerodynamics[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1985, 107(2): 485-493.
- [3] Barankiewicz W S, Hathaway M D. Impact of variable-geometry stator hub leakage in a low speed axial compressor[R]. ASME Paper 98-GT-194, 1998.
- [4] Dong Y, Gallimore S J, Hodson H P. Three-dimensional flows and loss reduction in axial compressors[J]. Journal of Turbomachinery, 1987, 109(3): 354-361.
- [5] Schulz H D, Gallus H E, Lakshminarayana B. Three-dimensional separated flow field in the endwall region of an annular compressor cascade in the presence of rotor-stator interaction; Part 1 quasi-steady flow field and comparison with steady-state data[J]. Journal of Turbomachinery, 1990, 112(4): 669-678.
- [6] Friedrichs J, Baumgarten S, Kosyna G, et al. Effect of stator design on stator boundary layer flow in a highly loaded single-stage axial flow low-speed compressor[R]. ASME Paper 2000-GT-616, 2000.
- [7] GUO Shuang, CHEN Shaowen, LU Huawei, et al. Enhancing aerodynamic performances of a high-turning compressor cascade via boundary layer suction[J]. Science China Technological Sciences, 2010, 53(10): 2748-2755.
- [8] LI Yinghong, WU Yun, ZHOU Min, et al. Control of the corner separation in a compressor cascade by steady and unsteady plasma aerodynamic actuation[J]. Experiments in Fluids, 2010, 48(6): 1015-1023.
- [9] Gbadebo S A, Cumpsty N A, Hynes T P. Three-dimensional separations in axial compressors[J]. Journal of Turbomachinery, 2005, 127(2): 331-339.
- [10] Gbadebo S A, Hynes T P, Cumpsty N A. Influence of surface roughness on three-dimensional separation in axial compressors[J]. Journal of Turbomachinery, 2004, 126(4): 455-463.
- [11] Gbadebo S A, Cumpsty N A, Hynes T P. Control of three-dimensional separation in axial compressor by tailored boundary layer suction[J]. Journal of Turbomachinery, 2008, 130(1): 011004. 1-011004. 8.
- [12] LIU Yanwei, SUN Jinjing, LU Lipeng. Corner separation control by boundary layer suction applied to a highly loaded axial compressor cascade[J]. Energies, 2014, 7(12): 7994-8007.
- [13] WANG Yunfei, CHEN Fu, LIU Huaping, et al. Large eddy simulation of unsteady transitional flow on the low-pressure turbine blade[J]. Science China Technological Sciences, 2014, 57(9): 1761-1768.
- [14] Shi K, Fu S, Morris S C. IDDES study of the shock induced flow separation in a transonic compressor rotor at near stall condition[R]. ASME Paper GT2014-27275, 2014.
- [15] GAO Feng, MA Wei, Zambonini G, et al. Large-eddy simulation of 3-D corner separation in a linear compressor cascade[J]. Physics of Fluids, 2015, 27(8): 085105. 1-085105. 21.
- [16] Spalart P R, Allmaras S R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows[R]. AIAA 92-0439, 1992.
- [17] WANG Danhua, LU Lipeng, LI Qiushi. Improvement on S-A model for predicting corner separation based on turbulence transport nature[R]. AIAA-2009-4931, 2009.
- [18] LIU Yangwei, LU Lipeng, FANG Le, et al. Modification of Spalart-Allmaras model with consideration of turbulence energy backscatter using velocity helicity[J]. Physics Letter; A, 2011, 375(24): 2377-2381.
- [19] MA Li, LU Lipeng, FANG Jian, et al. A study on turbulence transportation and modification of Spalart-Allmaras model for shock-wave/turbulent boundary layer interaction flow[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2014, 27(2): 200-209.

(编辑:王碧琚)