

DOI: 10.7511/jslx20230905004

数值耗散对压气机流动分离涡模拟的影响研究

田 铖¹, 江思雅^{1,2,3}, 符 松^{*1}

(1. 清华大学 航天航空学院, 北京 100084; 2. 中物院高性能数值模拟软件中心, 北京 100088;
3. 北京应用物理与计算数学研究所, 北京 100088)

摘要: 分离涡模拟 DES 是压气机流动模拟中常用的高保真湍流模式。为了使 DES 准确解析湍流, 数值耗散必须限制在合理范围内。然而, 当前的压气机流动 DES 类研究工作中仍然普遍采用高耗散的迎风格式。本文首先基于 DES 类方法计算的各向同性衰减湍流结果, 定量比较了多种不同数值格式的耗散, 证实了高耗散迎风格式严重低估中高波数湍流能量。高阶重构格式可以一定程度上改善该问题, 但能量耗散仍然过高。本文在高阶重构的基础上, 进一步引入自适应耗散函数修改 Riemann 求解器, 构造了自适应耗散格式。该格式在全波数范围都能准确地预测湍流能谱。将该格式配合 DES 类方法模拟跨声速离心压气机流动, 其预测的压比相比于三阶迎风格式, 更加接近实验结果。此外, 自适应耗散格式显著提高了中小尺度流动结构的分辨率。分析表明, 在使用 DES 类方法模拟压气机流动时, 有必要采用数值耗散较低的离散格式, 以准确预测压气机总体性能和流动结构。本文构造的自适应耗散格式是一种良好选择。

关键词: 压气机; 分离涡模拟 DES; 数值耗散; 迎风格式; 自适应耗散格式

中图分类号: O351.3

文献标志码: A

文章编号: 1007-4708(2024)01-0145-08

1 引言

航空发动机是飞机的核心部件。现代航空发动机的核心部件包括压气机、燃烧室和涡轮。其中, 压气机承担增加空气压力的任务, 是发动机热力循环必不可少的一部分。我国正大力发展更先进的航空发动机, 这要求压气机具有更好的气动性能。为实现这一目标, 必须深入理解压气机内部流动机理。然而, 由于压气机部件高速旋转, 而且内部空间狭小, 流动实验测量受到很多限制。计算流体力学 CFD (Computational Fluid Dynamics) 可以复现压气机内部流动细节, 是压气机流动研究的有力工具。

在压气机流动模拟中, 湍流模式起关键作用。目前, 工程上最常用的湍流模式是雷诺平均方法 RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes)。然而, 压气机内部流动有强旋转特性, 且包含叶尖泄漏涡和端壁分离涡等复杂涡系。对于这样复杂的流动, RANS 方法在准确性方面存在缺陷。大涡

模拟 LES (Large Eddy Simulation) 和直接数值模拟 DNS (Direct Numerical Simulation) 是更准确的湍流模拟方法, 但计算成本很高, 目前主要应用于雷诺数较低的流动。为了兼顾湍流模拟的准确度和计算效率, 学者们提出了 RANS/LES 混合方法。

分离涡模拟 DES (Detached Eddy Simulation) 是一类 RANS/LES 混合方法, 其基本思想是在附着边界层使用 RANS 进行模拟, 而在大分离区域使用 LES 进行模拟。通过混合, DES 既克服了 RANS 对大分离流动模拟不准确的缺陷, 又克服了 LES 在附着边界层要求网格过密的缺陷。DES 首先由 Spalart 等^[1] 提出, 至今已有很大发展, 主要改进版本包括 DDES (Delayed DES)^[2] 和 IDDES (Improved Delayed DES)^[3], 本文统称为 DES 类方法。采用 DES 类方法能以适中的计算成本获得较为准确的湍流流场。目前, 已有很多学者将 DES 类方法用于压气机流动模拟, 表 1 列出了其中一部分工作。

应用 DES 类方法模拟压气机流动时, 需要特别关注数值耗散的影响。Marty 等^[5] 对比了三阶和五阶重构格式的计算效果, 发现高阶重构格式能显著提高小尺度相干结构的分辨率, 认为这是因为高阶格式的数值耗散更低。高丽敏等^[16] 总结了 DES 类方法在叶轮机流动中的应用, 评论道:

收稿日期: 2023-09-05; **修改稿收到日期:** 2023-10-09.

基金项目: 国家科技重大专项 (2017-II-0004-0016); 国家重点研发计划 (2019YFA0405200); 国家重大项目 (GJXM92579) 资助。

作者简介: 符 松* (1959-), 男, 博士, 教授
(E-mail: fs-dem@tsinghua.edu.cn).

“DES类方法在叶轮机中应用时多采用二阶或三阶精度的格式,虽然在恶劣工况下对宏观性能的预测能力提高,但仍然存在盲目性。”He等^[13]在使用DES类方法模拟压气机流动时,也强调了数值耗散的影响,认为全场使用高耗散数值格式有利于RANS分支的稳定性,但会损害LES分支的湍流解析能力。因此,其推荐使用混合型格式,即在RANS分支使用高耗散的迎风格式,而在LES分支使用低耗散的中心格式。

表1 DES类方法在压气机中应用总结
Tab. 1 Summary of DES applications in compressors

年份	作者	研究对象	对流项离散格式
2013	石可等 ^[4]	压气机转子	三阶 MUSCL+Roe 格式
2015	Marty 等 ^[5]	压气机转子	三阶/五阶 MUSCL+AUSM+(P)格式
2016	Gan 等 ^[6]	压气机级	三阶 WENO+低耗散 E-CUSP 格式
2017	卢波等 ^[7]	压气机转子	二阶迎风格式
2017	Yamada 等 ^[8]	七级压气机	三阶 MUSCL+AUSM 格式
2019	苏祥宇等 ^[9]	压气机转子	二阶迎风格式
2019	Li 等 ^[10]	压气机叶栅	五阶 WENO+Minmod 型限制器
2020	Li 等 ^[11]	风扇转子	中心差分格式
2021	李骏等 ^[12]	压气机静子	二阶迎风格式
2021	He 等 ^[13]	压气机转子	混合型低耗散格式
2021	Evans 等 ^[14]	四级压气机	二阶 Lax-Wendroff 型格式
2022	François 等 ^[15]	风扇级	三阶限制器+AUSM 格式

然而,由表1可知,在压气机流动DES计算中,高耗散的二阶或三阶迎风格式仍非常流行,应用低耗散数值格式尚未形成共识。因此,本文认为该类计算中数值耗散的作用值得进一步研究。

2 数值方法

2.1 压气机流动求解器

本文用的流动求解程序是自主编写的UNITS,其准确性在跨声速轴流压气机^[4]和离心压气机^[17]中得到了良好验证。

流动求解采用有限体积法。粘性项离散采用二阶中心格式,时间推进采用双时间步隐式LU-SGS(Lower-upper Symmetric Gauss-Seidel)格式。湍流模式采用基于SST $k-\omega$ 湍流模式的IDDES方法^[3]。

N-S(Navier-Stokes)方程对流项的离散格式对数值耗散影响最大。在有限体积框架下,对流项的离散过程通常分为两步,一是变量重构,二是通量演化。相应的,对流项离散格式由变量重构格式

和近似Riemann求解器这两部分组成。为了对比不同数值格式的作用,本文采用了多种不同对流项离散格式,重构格式包括三阶MUSCL格式^[18]、四阶MDCD格式^[19]和五阶WENO格式^[20];近似Riemann求解器包括标准Roe格式^[21]和自适应耗散Roe格式^[22]。

四阶MDCD重构和自适应耗散Roe格式组合成自适应耗散格式,与IDDES方法相配合,能够较准确模拟湍流,将在下文详细介绍。

2.2 MDCD 重构格式

MDCD(Minimized Dispersion and Controllable Dissipation)是孙振生等^[19]提出的先进通量重构格式。MDCD在每个方向使用六个模版点进行变量重构,但只取四阶名义精度,从而获得两个自由参量。这两个参量分别称为色散系数 γ_{disp} 和耗散系数 γ_{diss} ,各自独立地控制重构格式的色散和耗散特性。经过优化,MDCD格式可以得到最优色散系数,而耗散系数大小则根据算例特点进行人为调整。

为了捕捉激波,孙振生等^[19]将WENO格式^[20]的子模版加权思想引入MDCD格式,只是线性权用MDCD色散和耗散系数来表示。从这个角度来看,MDCD可以视为WENO线性权的优化技术。MDCD的变量重构计算式为

$$\mathbf{W}_{i+1/2}^L = \sum_{m=0}^3 \omega_m \mathbf{W}_{i+1/2}^{(m)} \quad (1)$$

式中 \mathbf{W} 为流动变量,下标 $i+1/2$ 为网格界面指标,上标 L 代表界面左侧,上标 (m) 为第 m 个子模版重构结果, ω_m 为第 m 个子模版的非线性权。式(1)只给出了界面左侧变量重构的计算式,而界面右侧变量重构是完全对称的。

式(1)中,子模版重构结果 $\mathbf{W}_{i+1/2}^{(m)}$ 计算式为

$$\mathbf{W}_{i+1/2}^{(0)} = \frac{2}{6} \mathbf{W}_{i-2} - \frac{7}{6} \mathbf{W}_{i-1} + \frac{11}{6} \mathbf{W}_i \quad (2)$$

$$\mathbf{W}_{i+1/2}^{(1)} = -\frac{1}{6} \mathbf{W}_{i-1} + \frac{5}{6} \mathbf{W}_i + \frac{2}{6} \mathbf{W}_{i+1} \quad (3)$$

$$\mathbf{W}_{i+1/2}^{(2)} = \frac{2}{6} \mathbf{W}_i + \frac{5}{6} \mathbf{W}_{i+1} - \frac{1}{6} \mathbf{W}_{i+2} \quad (4)$$

$$\mathbf{W}_{i+1/2}^{(3)} = \frac{11}{6} \mathbf{W}_{i+1} - \frac{7}{6} \mathbf{W}_{i+2} + \frac{2}{6} \mathbf{W}_{i+3} \quad (5)$$

式中下标 $i-1, i$ 和 $i+1$ 等代表网格中心指标。式(1)中非线性权 ω_m 计算为

$$\omega_m = \alpha_m / \left(\sum_{m=0}^3 \alpha_m \right), \quad \alpha_m = \frac{C_m}{(IS_m + 10^{-6})^2} \quad (6)$$

式中 C_m 为线性权, IS_m 为光滑因子,具体表达式见文献^[20]。从式(1~6),MDCD格式和WENO格

式完全相同,但其中线性权 C_m 的取值并不相同。MDCD 格式中,线性权的计算式为

$$C_0 = \frac{3}{2} \gamma_{\text{disp}} + \frac{3}{2} \gamma_{\text{diss}} \quad (7)$$

$$C_1 = \frac{1}{2} (1 - 3\gamma_{\text{disp}} + 9\gamma_{\text{diss}}) \quad (8)$$

$$C_2 = \frac{1}{2} (1 - 3\gamma_{\text{disp}} - 9\gamma_{\text{diss}}) \quad (9)$$

$$C_3 = \frac{3}{2} \gamma_{\text{disp}} - \frac{3}{2} \gamma_{\text{diss}} \quad (10)$$

如前所述, γ_{disp} 为色散系数,其最优值为 0.0463783; γ_{diss} 为耗散系数,根据算例特点进行调整,本文取 0.012。

2.3 自适应耗散 Roe 格式

除了重构格式以外,近似 Riemann 求解器的选择也对数值精度有重要影响^[23]。Roe 格式是最为流行的近似 Riemann 求解器,但肖志祥等^[22]的研究表明,对于 DES 类方法,标准 Roe 格式的数值耗散过高,会损害 LES 分支对湍流小尺度结构的分辨率。其提出给 Roe 格式迎风项添加自适应耗散函数 φ ,来调整 Roe 格式的耗散,即

$$\mathbf{F}_c = \frac{1}{2} (\mathbf{F}_c^L + \mathbf{F}_c^R) - \frac{\varphi}{2} |\tilde{\mathbf{A}}_{\text{Roe}}| (\mathbf{W}^R - \mathbf{W}^L) \quad (11)$$

式中 \mathbf{W}^L 和 \mathbf{W}^R 分别为界面左侧和右侧流动变量,由重构获得; \mathbf{F}_c^L 和 \mathbf{F}_c^R 分别为相应的左侧和右侧对流通量; $|\tilde{\mathbf{A}}_{\text{Roe}}|$ 为 Roe 格式的近似对流 Jacobi 矩阵。如果 $\varphi = 1$,则式(11)回归到标准 Roe 格式;如果 $\varphi = 0$,则式(11)是纯中心格式。因此, φ 可以视为中心格式和 Roe 格式的混合因子。

自适应耗散函数 φ 表达式为

$$\varphi = \tanh(A^3) \quad (12)$$

详细展开后较为复杂,包含多个开关函数,即

$$A = \max\{[(l_{\text{grid}}/l_{\text{turb}})/g_0 - 0.5], 0\}$$

$$l_{\text{grid}} = C_{\text{DES}} \max(\Delta_x, \Delta_y, \Delta_z)$$

$$l_{\text{turb}} = [(\mu + \mu_T)/(\rho K_s C_\mu^{1.5})]^{0.5}$$

$$g_0 = \tanh B_0^4$$

$$B_0 = 2\Omega \max(\Omega, S) / \max[(S^2 + \Omega^2)/2, 10^{-20}]$$

$$K_s = \max\{[(S^2 + \Omega^2)/2]^{1/2}, 0.1\}$$

$$S = \sqrt{2S_{ij}S_{ij}}, S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right)$$

$$\Omega = \sqrt{2\Omega_{ij}\Omega_{ij}}, \Omega_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} - \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right)$$

$$C_{\text{DES}\epsilon} = 0.61, C_{\text{DES}\omega} = 0.78, C_\mu = 0.09$$

函数 φ 由 Travin 等^[24]提出,将其用于不可压缩流动离散格式,肖志祥等^[22]将其用于 Roe 格式,

从而扩展到了可压缩流动。函数 φ 的设计思路是,对于附着边界层以及远场流动, $\varphi \approx 1$,数值格式回归到 Roe 格式,耗散较高,配合 RANS 分支,维持计算稳定;对于分离流动, $\varphi \approx 0$,数值格式变成中心格式,耗散很低,配合 LES 分支,增强湍流小尺度结构分辨率。

实际应用发现,如果 $\varphi = 0$,数值格式的耗散太低,容易发生数值振荡,反而会使数值精度变差,并且计算不稳定。该问题在高速流动模拟中更加严重。因此,肖志祥等^[22]建议,函数 φ 在使用过程中要加入最小值限制,从而将式(12)修正如下,

$$\varphi = \max[\tanh(A^3), \varphi_{\text{min}}] \quad (13)$$

肖志祥等^[22]建议取 $\varphi_{\text{min}} = 0.12$ 。本文 3.1 节也通过各向同性衰减湍流算例对 φ_{min} 取值进行了研究。

3 结果与讨论

3.1 各向同性衰减湍流

各向同性衰减湍流 DIT (Decaying Isotropic Turbulence) 是最简单的湍流流动之一。从系综平均观点看,该流动的平均速度处处为零,只有脉动速度非零,而且湍流统计量在空间均匀分布。湍动能 k 输运方程的对流项、生成项和扩散项均为零,只余下非定常项和耗散项 ϵ , 即

$$\partial k / \partial t = -\epsilon \quad (14)$$

因此,DIT 非常适合于定量测试数值耗散。本文用 IDDES 方法对 DIT 进行了模拟,并比较了不同数值格式的效果。值得注意的是,因为 DIT 不存在壁面,所以全计算域都激活 LES 分支,而 RANS 分支并不生效。

本文所用程序主要求解可压缩流动,故选择初始湍流马赫数为 0.3 的可压缩 DIT 作为测试算例。计算域是立方体,每条边长度均为 2π ,网格总数是 $64 \times 64 \times 64$ 。所有边界都设置为周期性边界。本文计算结果与相应 DNS 计算结果对比。DNS 工作由闫博文^[25]完成。

本文在 DIT 算例中采用的数值格式包括,(1)四阶中心格式;(2)三阶 MUSCL 重构+标准 Roe 格式;(3)五阶 WENO 重构+标准 Roe 格式;(4)MDCD 重构+标准 Roe 格式;(5)MDCD 重构+自适应耗散 Roe 格式。其中,自适应耗散 Roe 格式的耗散函数固定取 $\varphi = \varphi_{\text{min}}$,因为 DIT 模拟中只有 LES 分支生效。本文测试了一系列 φ_{min} 值,结果表明 $\varphi_{\text{min}} = 0.05$ 预测的湍动能能谱和 DNS 结果吻合最好。

不同数值格式预测的湍动能随时间衰减曲线如图 1 所示。可以看出,数值耗散从低到高的排列顺序为,(1) 四阶中心格式;(2) MDCCD 重构+自适应耗散 Roe 格式;(3) MDCCD 重构+标准 Roe 格式;(4) 五阶 WENO 重构+标准 Roe 格式;(5) 三阶 MUSCL 重构+标准 Roe 格式。定量地来看,在 $t=1$ 时刻,这五种数值格式预测湍动能分别是 DNS 结果的 89%,84%,69%,50%和 32%。即使是耗散最低的中心格式,IDDES 预测的湍动能衰减也快于 DNS 结果,这种现象产生的原因稍后将结合湍动能谱进行分析。

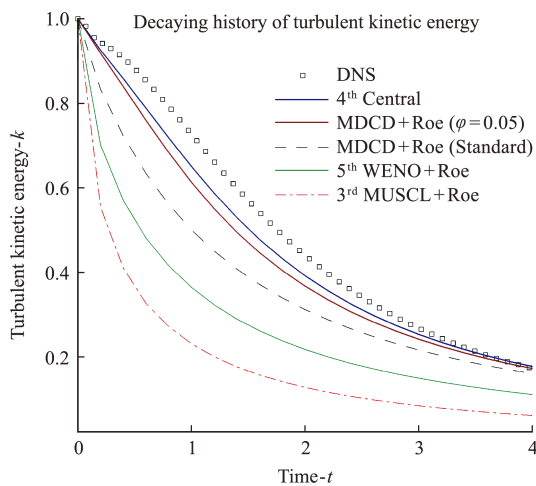


图 1 采用不同数值格式模拟 DIT,湍动能随时间的衰减曲线(横轴表示时间,用大涡翻转时间无量纲化;纵轴表示湍动能,用初始湍动能无量纲化)

Fig. 1 Decaying history of turbulent kinetic energy, simulated using various numerical schemes (Time is normalized by the large eddy turnover time, and the turbulence kinetic energy is normalized by its initial value)

针对 $t=1$ 时刻的流场,用 Fourier 变换分析湍动能能谱,并和 DNS 预测的能谱作比较,结果如图 2 所示。图中横轴是 Fourier 波数,用 K 表示,以便与代表湍动能的 k 作区分。图 2 反映出来的数值格式耗散高低排列顺序,与图 1 一致。在 $K < 5$ 的低波数区域,各种数值格式预测的结果差别不大,而且都与 DNS 结果吻合较好。然而,在中高波数区域,各数值格式的耗散特性出现明显区别。三阶 MUSCL+标准 Roe 格式的耗散最强,在 $K > 5$ 时其预测的能谱就远低于 DNS 结果。这意味着,三阶 MUSCL+标准 Roe 格式只能捕捉大尺度相干结构,且会耗散掉绝大多数的小尺度结构。采用高阶重构后,湍动能谱预测结果得到改善,但在中高波数区域的耗散仍然过高。五阶 WENO 重构+标准 Roe 格式在 $K > 7$ 区域预测的能谱明显低于 DNS 结果,而 MDCCD 重构+标准 Roe 格式在

$K > 9$ 区域预测的能谱明显低于 DNS 结果。这说明,如果只改变重构格式,而不改变近似 Riemann 求解器,数值耗散并不能达到 LES 分支要求的理想值。

分析四阶中心格式预测的湍动能谱。在 $K < 11$ 的区域,中心格式和 DNS 结果总体吻合较好,略微偏高。在 $11 < K < 23$ 区域,中心格式预测的能谱相比 DNS 结果偏低,这说明该区域的总耗散偏高,也是图 1 中湍动能衰减偏快的原因。四阶中心格式本身的数值耗散为零,因此,本文认为 $11 < K < 23$ 区域偏高的总耗散可能来源于 IDDES 模型的误差,也有可能是由时间推进等其他离散格式引起的误差。在 $K > 23$ 的高波数区域,中心格式预测的能谱高于 DNS 结果,即能谱有翘起的趋势。这种现象称为能量累积(energy accumulation),主要由色散误差和混淆误差引起。如果把四阶中心格式直接用于压气机流动模拟,因为流场非常复杂,能谱高波数区域会出现更加严重的能量累积,引起强烈数值振荡,导致计算发散。所以,对于复杂流动,必须引入适当的数值耗散来抑制高波数区域的能量累积现象。

MDCCD 重构配合自适应耗散 Roe 格式的预测结果最好。在中低波数区域,该格式的表现和中心格式类似,基本吻合 DNS 结果。而且,该格式有适度数值耗散,抑制了高波数区域的能量累积现象。

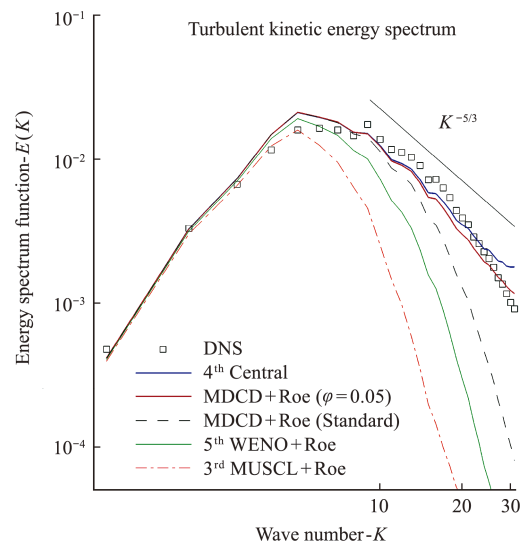


图 2 $t=1$ 时刻不同数值格式预测的 DIT 湍动能能谱
Fig. 2 Turbulent kinetic energy spectrum of DIT at $t=1$, predicted by various numerical schemes

总体来说,DIT 模拟结果表明,对于 IDDES 的 LES 分支,三阶 MUSCL+标准 Roe 格式的耗散过高,只能分辨大尺度湍流结构,无法完全发挥 LES 对湍流的解析能力。如果仅采用高阶的重构格式,

如 WENO 或 MDCD 重构,可以在一定程度上提高数值分辨率,但对中、高波数区域的能量耗散仍然过高。纯中心格式能够比较准确地预测中低波数的湍流能谱,但在最高波数区域会出现能量累积现象,这很容易引起计算发散。MDCD 重构配合自适应耗散 Roe 格式可以抑制高波数的能量累积现象,在全波数范围内都表现出较好的性能。

3.2 跨声速离心压气机

比较两种不同数值格式在跨声速离心压气机上的 IDDES 计算结果。该跨声速离心压气机由清华大学设计^[26],主要参数列入表 2。本文模拟了离心叶轮和无叶扩压器内部流动。表 2 列出的 70500 转/分是 60%设计转速,也是本文计算采用的转速。

表 2 跨声速离心压气机主要参数

Tab. 2 Key parameters of the centrifugal compressor

名称	数值
叶轮叶片数	24
叶轮转速/转·min ⁻¹	70500
叶轮前缘叶尖半径/mm	32.50
叶轮前缘轮毂半径/mm	13.05
叶轮出口半径/mm	50.00
无叶扩压器进口半径/mm	52.50
无叶扩压器出口半径/mm	86.00
无叶扩压器宽度/mm	3.47

本文主要讨论数值格式的影响,为提高计算效率,计算域只包括单个叶片通道及其对应的无叶扩压器,如图 3 所示。总网格数约 340 万,叶高方向使用 91 个网格,其中 26 个网格位于叶尖间隙内。绝大多数壁面上的第一层网格大小满足 $y^+ < 1$,而且 Δx^+ 和 Δz^+ 均小于 60,这符合 IDDES 湍流模式的一般要求。时间步长取为转子旋转周期的 1/1440,即每个叶片通过周期内包括 60 个物理时间步。每个物理时间步内进行 20 次子迭代,计算残差可降低一个数量级。非定常计算收敛的判断依据是:压气机总体性能参数,包括质量流量和静总压比,时间平均值基本不再变化。

进口边界给定总温 288 K,总压 101 kPa,速度取为轴向。出口边界给定均匀分布的静压,取值为 145 kPa~205 kPa。不同的出口静压值对应压气机不同的工作点。环向取旋转周期性边界条件。所有固体壁面都给定绝热无滑移条件。

采用两种不同的数值格式进行计算,(1) 三阶 MUSCL 重构+标准 Roe 格式;(2) MDCD 重构+自适应耗散 Roe 格式。为方便起见,将其分别称为三阶迎风格式 3rd-order Upwind 和自适应耗散格式 Adaptive Dissipation。除了对流项离散格式以

外,其他计算设置完全相同。在压气机流动模拟中,耗散函数 φ 采用式(13)计算。根据 3.1 节的 DIT 模拟结果,标定 $\varphi_{\min} = 0.05$ 。

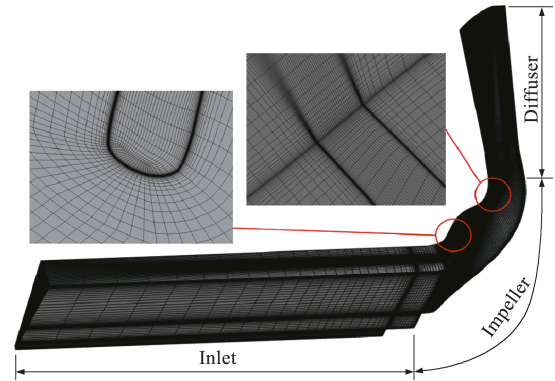


图 3 跨声速离心压气机计算域和网格
Fig. 3 Computational domain and grid of the centrifugal compressor

作为一种 RANS/LES 混合方法, IDDES 通过混合函数 f_d 来控制两个分支的生效区域。采用自适应耗散格式计算时,该混合函数 f_d 的分布如图 4 所示。在靠近壁面的区域, f_d 趋近于 1, RANS 分支生效;在远离壁面的主流区域, f_d 趋近于 0, LES 分支生效。可以看出, f_d 分布基本符合 IDDES 方法的设计预期。但同时,图 4 也显示出其模拟压气机流动的一个缺陷,即叶尖间隙区域内 f_d 趋近于 1。这说明叶尖间隙流动全部采用了 RANS 模式计算,这很可能会造成叶尖泄漏涡模拟不准。目前有学者^[13]正尝试改进 DES 类方法,以解决该问题。

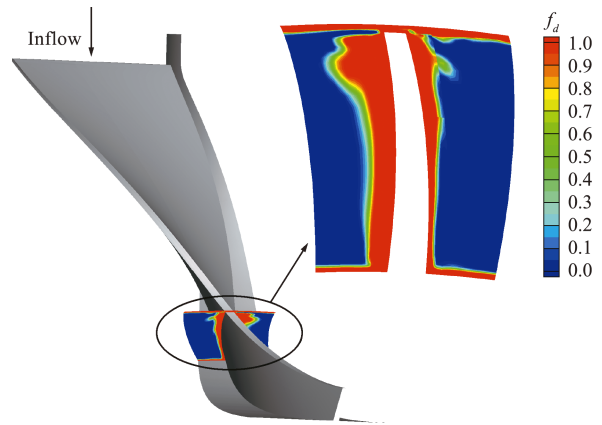


图 4 自适应耗散格式计算时, RANS/LES 混合函数 f_d 分布
Fig. 4 Distribution of RANS/LES hybrid function f_d when using adaptive dissipation scheme

图 5 显示了数值格式的自适应耗散函数 φ 分布。在靠近壁面的大部分区域, φ 趋近于 1;在远离壁面的主流区, φ 值比较低,大部分取值为 0.1~0.5,并未达到最小值 φ_{\min} 。因此,对于 LES 分支, φ 可以降低一部分数值耗散,但并没有完全实现设计

预期。这表明,自适应耗散函数 φ 在压气机流动中仍有较大改进空间。

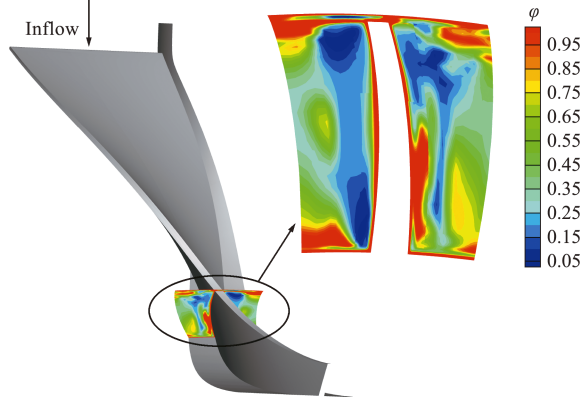


图5 数值格式的自适应耗散函数 φ 分布

Fig. 5 Distribution of the numerical adaptive dissipation function φ

CFD 预测的压气机性能曲线和实验测量结果对比如图 6 所示,图中横轴是质量流量,纵轴是静总压比。可以看出,两种格式的模拟结果均低估了压比,而自适应耗散格式相比于三阶迎风格式,结果与实验吻合得更好。在流量 0.33 kg/s 附近,两种数值格式结果的差异最大,自适应耗散格式预测压比与实验结果误差为 1%,三阶迎风格式与实验结果误差为 7.3%;在流量 0.29 kg/s 附近,两种数值格式差异最小,自适应耗散格式预测压比与实验结果误差为 4.6%,三阶迎风格式与实验结果误差为 6.8%。在大多数工作点,自适应耗散格式预测压比与实验结果的相对误差约为 4%~5%;三阶迎风格式预测的压比与实验结果的相对误差约为 6%~7%。

在 DIT 模拟中,本文发现自适应耗散格式可以更准确地预测高波数能谱,这说明其对湍流小尺度结构的分辨率更高。在跨声速离心压气机计算中,自适应耗散格式同样在小尺度结构分辨率方面

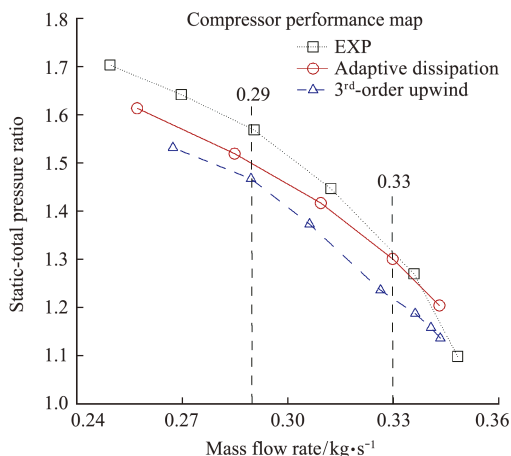
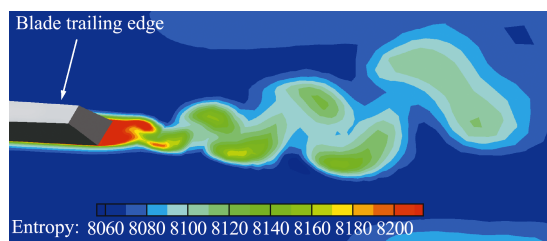


图6 离心压气机性能曲线

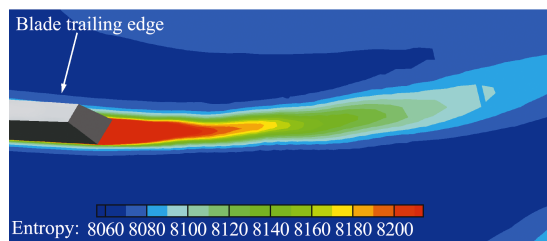
Fig. 6 Compressor performance map

表现出了优势。图 7 用熵云图展示了两种数值格式预测的叶片尾迹流动,图 8 则用涡识别判据 λ_2 等值面展示了叶片通道内的三维涡结构。图 7 和图 8 都反映出自适应耗散格式比三阶迎风格式捕捉了更多的小尺度相干结构。在图 7 中,自适应耗散格式可以捕捉到叶片尾迹的非定常脱落涡,而三阶迎风格式预测的尾迹涡几乎呈现定常状态。在图 8 中,自适应耗散格式可以捕捉到丰富的小尺度涡结构,而三阶迎风格式只能捕捉大尺度涡结构。



(a) 自适应耗散格式

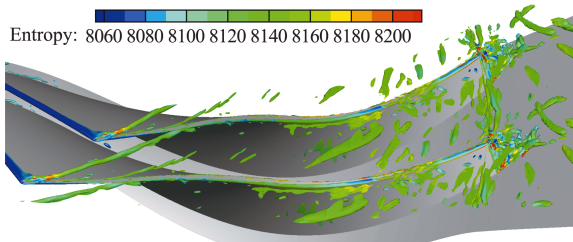
(a) Adaptive dissipation scheme



(b) 三阶迎风格式

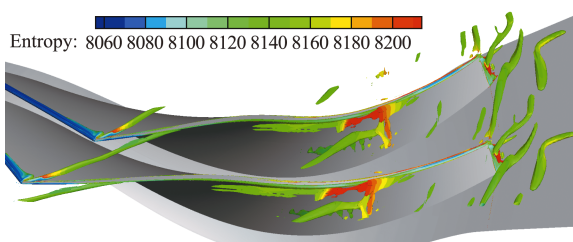
(b) 3rd-order upwind scheme

图7 两种不同数值方法预测的叶片尾迹(用熵渲染颜色)
Fig. 7 Blade wake predicted by two numerical schemes (colored by entropy)



(a) 自适应耗散格式

(a) Adaptive dissipation scheme



(b) 三阶迎风格式

(b) 3rd-order upwind scheme

图8 两种不同数值方法预测的三维涡结构
(用 λ_2 等值面识别涡,用熵渲染颜色)

Fig. 8 3D vortices predicted by two numerical schemes (identified by λ_2 criterion, colored by entropy)

4 结 论

通过对比不同数值格式的计算结果,本文研究了数值耗散对各向同性衰减湍流和跨声速离心压气机分离涡模拟 DES 的影响。主要结论如下。

(1) 在各向同性衰减湍流模拟中,三阶迎风格式的耗散过高,严重低估了中高波数的湍流能谱。通过采用高阶重构,能够在一定程度上改善能谱预测结果,但中高波数的耗散仍然偏高。自适应耗散格式可以在整个波数范围内准确地预测湍流能谱。

(2) 相比于三阶迎风格式,自适应耗散格式更准确地预测了离心压气机的性能参数。具体来说,三阶迎风格式预测的压比与实验结果的相对误差约为 6%~7%,而自适应耗散格式的预测误差则降低至 4%~5%。

(3) 在跨声速离心压气机的 IDDES 计算中,三阶迎风格式会耗散大部分小尺度相干结构,只能捕捉大尺度涡旋。相比之下,自适应耗散格式显著提高了小尺度相干结构的分辨率。

综合来看,在采用 DES 类方法模拟压气机流动时,有必要采用数值耗散较低的离散格式,以充分发挥 DES 类方法的精度优势。由 MDCD 重构和自适应耗散 Roe 格式组合成的自适应耗散格式模拟结果比高耗散迎风格式更加准确。

后续研究的可能方向是改良自适应耗散函数,以使其更加适合于压气机流动模拟,进一步提升模拟精度。

参考文献(References):

- [1] Spalart P R, Jou W H, Strelets M K, et al. Comments on the feasibility of LES for wings, and on a hybrid RANS/LES approach [A]. The First AFOSR International Conference on DNS/LES [C]. 1997.
- [2] Spalart P R. Detached-eddy simulation [J]. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 2009, **41**: 181-202.
- [3] Shur M L, Spalart P R, Strelets M K, et al. A hybrid RANS-LES approach with delayed-DES and wall-modelled LES capabilities [J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2008, **29**(6): 1638-1649.
- [4] Shi K, Fu S. Study of shock/blade tip leakage vortex/boundary layer interaction in a transonic rotor with IDDES method [A]. Turbine Technical Conference and Exposition [C]. 2013.
- [5] Marty J, Lantos N, Michel B, et al. LES and hybrid RANS/LES simulations of turbomachinery flows using high order methods [A]. Turbine Technical Conference and Exposition [C]. 2015.
- [6] Gan J Y, Im H S, Zha G C. Delayed detached eddy simulation of rotating stall for a full annulus transonic axial compressor stage [A]. Turbomachinery Technical Conference and Exposition [C]. 2016.
- [7] 卢波, 王志强, 王剑, 等. 跨声速压气机转子叶尖非定常流动的数值模拟 [J]. *航空动力学报*, 2017, **32**(6): 1481-1490. (LU Bo, WANG Zhi-qiang, WANG Jian, et al. Numerical simulation on blade tip unsteady flow in transonic compressor rotor [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2017, **32**(6): 1481-1490. (in Chinese))
- [8] Yamada K, Furukawa M, Tamura Y, et al. Large-scale detached-eddy simulation analysis of stall inception process in a multistage axial flow compressor [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2017, **139**(7): 071002.
- [9] 苏祥宇, 任晓栋, 李雪松, 等. 跨音转子叶尖泄漏流动的 DES 研究 [J]. *工程热物理学报*, 2019, **40**(7): 1491-1497. (SU Xiang-yu, REN Xiao-dong, LI Xue-song, et al. DES study on tip leakage flow of transonic rotor [J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2019, **40**(7): 1491-1497. (in Chinese))
- [10] Li R Y, Gao L M, Zhao L, et al. Dominating unsteadiness flow structures in corner separation under high Mach number [J]. *AIAA Journal*, 2019, **57**(7): 2923-2932.
- [11] Li Z H, Du J, Zhang Q F, et al. A study of fan-distortion interaction within the fan rotor [J]. *Journal of Power and Energy*, 2021, **235**(2): 185-201.
- [12] 李骏, 胡骏, 王志强, 等. 轴流压气机静子角区分离流动的 DDES 数值研究 [J]. *航空动力学报*, 2021, **36**(4): 687-700. (LI Jun, HU Jun, WANG Zhi-qiang, et al. Investigation of corner separation in axial compressor stator using DDES [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2021, **36**(4): 687-700. (in Chinese))
- [13] He X, Zhao F Z, Vahdati M. Detached eddy simulation; Recent development and application to compressor tip leakage flow [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2022, **144**(1): 011009.
- [14] Evans S, Yi J, Nolan S, et al. Modeling of axial compressor with large tip clearances [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2021, **143**(6): 061007.
- [15] François B, Polacsek C, Barrier R. Zonal detached eddy simulation of the fan-outlet guide vanes stage of a turbofan engine — Part I: Methodology, numerical setup, and aerodynamic analysis [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2022, **144**(11): 111004.
- [16] 高丽敏, 李瑞宇, 赵磊, 等. 分离涡模拟类方法发展及在叶轮机械内流场的应用 [J]. *南京航空航天大学学报*, 2017, **49**(3): 301-312. (GAO Li-min, LI Rui-yu, ZHAO Lei, et al. Review of development of DES and its application in turbomachinery [J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2017, **49**(3): 301-312. (in Chinese))

- [17] Jiang S Y, Tian C, Fu S. Evolution of unsteady vortex structures and rotating stall cells in a centrifugal compressor with vaneless diffuser [A]. Proceedings of Global Power & Propulsion Society [C], 2022.
- [18] Van Leer B. Towards the ultimate conservative difference scheme. V. A second-order sequel to Godunov's method [J]. *Journal of Computational Physics*, 1979, **32**(1):101-136.
- [19] Sun Z S, Ren Y, Larricq C, et al. A class of finite difference schemes with low dispersion and controllable dissipation for DNS of compressible turbulence [J]. *Journal of Computational Physics*, 2011, **230**(12):4616-4635.
- [20] Jiang G S, Shu C. Efficient implementation of weighted ENO schemes [J]. *Journal of Computational Physics*, 1996, **126**(1):202-228.
- [21] Roe P L. Approximate Riemann solvers, parameter vectors, and difference schemes [J]. *Journal of Computational Physics*, 1997, **135**(2):250-258.
- [22] Xiao Z X, Liu J, Huang J B, et al. Numerical dissipation effects on massive separation around tandem cylinders [J]. *AIAA Journal*, 2012, **50**(5):1119-1136.
- [23] 胡立军, 杜玉龙. 一种简单的精确捕捉接触间断的黎曼求解器 [J]. *计算力学学报*, 2022, **39**(6):803-811. (HU Li-jun, DU Yu-long. A simple Riemann solver accurate for contact discontinuity [J]. *Chinese Journal of Computational Mechanics*, 2022, **39**(6):803-811. (in Chinese))
- [24] Travin A K, Shur M L, Strelets M K, et al. *Physical and Numerical Upgrades in the Detached-Eddy Simulation of Complex Turbulent Flows* [M]. Dordrecht: Springer Netherlands, 2002.
- [25] 闫博文. 激波驱动的流动失稳与湍流高性能数值模拟研究 [D]. 清华大学, 2021. (YAN Bo-wen. High Performance Numerical Study of the Shock Driven Flow Instabilities and Turbulence [D]. Tsinghua University, 2021. (in Chinese))
- [26] Niu Z T, Sun Z Z, Wang B T, et al. Effects of non-axisymmetric volute on rotating stall in the vaneless diffuser of a centrifugal compressor [A]. Turbomachinery Technical Conference and Exposition [C], 2020.

Numerical dissipation effects on detached eddy simulation for compressor flows

TIAN Cheng¹, JIANG Si-ya^{1,2,3}, FU Song^{*1}

(1. School of Aerospace, Tsinghua University, Beijing 100084, China;

2. CAEP Software Center for High Performance Numerical Simulation, Beijing 100088, China;

3. Institute of Applied Physics and Computational Mathematics, Beijing 100088, China)

Abstract: Detached Eddy Simulation (DES) is a commonly used high-fidelity turbulence model for analyzing compressor flows. Achieving high-resolution turbulence simulations with DES requires limiting numerical dissipation. However, upwind schemes with significant dissipation remain prevalent in DES for compressor flows. This paper examines dissipation of various numerical schemes using a decaying isotropic turbulence test case. The study reveals that the 3rd-order upwind scheme exhibits excessive dissipation, particularly evident in the elimination of turbulent kinetic energy at high wavenumbers in the turbulent energy spectrum. While higher-order reconstruction schemes mitigate this issue, they still exhibit dissipative behavior at higher wavenumbers. To address this, an adaptive-dissipation scheme is introduced, incorporating a modified Riemann solver with an adaptive function. This scheme accurately predicts the turbulent energy spectrum across all wavenumbers. Compared with the outcomes of the adaptive-dissipation scheme and the 3rd-order upwind scheme in DES for a transonic centrifugal compressor, the former demonstrates superior performance. Furthermore, the adaptive-dissipation scheme excels in resolving small coherent structures within the compressor flow. In summary, this investigation emphasizes the importance of selecting numerical schemes with reduced dissipation for DES in compressor flows. Such an approach enhances the accuracy of compressor performance prediction and allows for higher-resolution depiction of flow structures. The presented adaptive-dissipation scheme emerges as a favorable choice for these purposes.

Key words: compressor; Detached Eddy Simulation; numerical dissipation; upwind; adaptive dissipation

引用本文/Cite this paper:

田 铖, 江思雅, 符 松. 数值耗散对压气机流动分离涡模拟的影响研究 [J]. *计算力学学报*, 2024, **41**(1):145-152.

TIAN Cheng, JIANG Si-ya, FU Song. Numerical dissipation effects on detached eddy simulation for compressor flows [J]. *Chinese Journal of Computational Mechanics*, 2024, **41**(1):145-152.