动力喷流效应混合方法数值模拟研究

龚志斌¹, 李杰², 单继祥¹, 张恒²

(1.中国工程物理研究院 总体工程研究所, 四川 绵阳 621900; 2.西北工业大学 航空学院, 陕西 西安 710072)

摘要:从动力喷流效应精细化模拟需求出发,在 $k-\omega$ SST 湍流模型基础上建立了 IDDES 混合方法,采用了有限体积五阶 WENO 格式提高空间离散格式精度,开展了动力喷流效应混合方法数值模拟分析及应用研究。基于自由发展喷管流动和 ARN2 喷管算例,开展了动力喷流效应混合方法数值模拟验证分析,结果表明增加网格密度和提高空间离散格式可有效改善喷流速度分布预测结果,缩短喷管出口下游非物理流动稳定状态,瞬态流场结构更加清晰合理,湍流强度预测更加准确。在此基础上,针对较为实际的涡扇发动机模型,完成了动力喷流效应混合方法数值模拟分析,得到了内、外涵喷流和外界气流的相互干扰及掺混特征,得到了三维湍流结构特征。

关键词:动力喷流效应; IDDES 混合方法; 空间离散格式精度; 网格密度

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

文章编号: 1000-2758(2019)03-0565-07

发动机喷流是动力推进、气动噪声、燃烧以及低可探测技术的关键部分,对其流场结构更好的理解和更为准确的预测手段对于发展高效、静音和环保飞行器具有重要的意义。对短距起降(STOL)飞行器而言,动力喷流和增升装置之间的气动干扰尤为强烈,流动现象更为复杂,噪声问题更加突出,对动力喷流流场进行准确模拟,可为 STOL 构型全机气动设计和噪声预测奠定良好基础。

当前航空领域对于喷流流场的预测主要采用 RANS 方法,但经过几十年发展,RANS 方法仍然不能够为喷流流场提供可靠的预测,标准湍流模型仍然无法准确预测剪切层增长速率和不受剪切层影响的喷流无黏速势核心长度。高温条件下,喷流流动中湍流 Prantl 数从近场到远场变化剧烈,喷流附近区域 Prantl 数低,掺混现象明显,模拟起来更加困难。

国外不少学者采用 LES 方法对喷流湍流流场进行数值模拟研究。Pope^[1]指出 LES 方法可以很好地模拟自由剪切流动中的动量、热量和质量交换过程。喷流发动机喷口壁面所产生的湍流影响通常被忽略或者假定很小,但 Brunet^[2]指出它们对于喷流自由剪切层的影响非常显著,当发动机轴向长度

减小或者涵道比增大时喷口壁面的湍流影响还会增大。在应用 LES 方法求解包含发动机壁面的湍流问题时,为了模拟壁面附近很小尺度的运动,边界层内所需的网格量几乎与 DNS 方法相当,准确模拟边界层流动所需的计算资源也很庞大。因此,LES 方法主要用于简单的喷流流动和低雷诺数情形,还不能应用于工程实际中的复杂发动机喷流流动。此外,LES 方法近壁面及可压缩亚格子应力模式的发展还不够完善,对大多数包含壁面的高雷诺数喷流流动模拟能力不足。同时 LES 方法喷流预测结果的调查统计^[3]表明,喷流中心线上的速度和湍流强度等信息的预测非常不理想,其主要原因在于计算网格质量不高且求解方法的格式离散精度不足。

近年来 RANS/LES 混合方法逐步发展并应用于动力喷流流场的数值模拟,其基本思想是在喷管壁面附近采用高效的 RANS 方法来对边界层内的小尺度湍流进行模拟,下游喷流中的大尺度湍流结构则采用 LES 方法进行模拟,基准 RANS 湍流模式和 LES 区域亚格子应力模型在很大程度上决定了 RANS/LES 混合方法特性。结合 RANS 和 LES 方法的各自优点发展而来的混合方法是兼顾模拟精度和计算效率的最优选择,它可以认为是 LES 方法处理

高雷诺数喷流流动的可行方法。Shur 和 Spalart 等人^[4]针对复杂喷管喷流流动开展了 RANS/LES 混合方法数值模拟研究, Cai 等^[5]基于该方法结合高阶格式讨论了网格分布、边界条件处理等对喷流流动数值模拟的影响。Brunet 等^[6]基于 Zonal-DES 方法, 针对较为实际的机翼/挂架/短舱构型, 开展了跨声速情况下的动力喷流数值模拟研究, 基于简单的 SA、SST 湍流模型和复杂的 DRSM 湍流模型的混合方法都取得了与试验较为吻合的结果。国外还有一些其他研究人员, 如 Grinstein 和 Fureby 等^[7]认为不使用亚格子模式的隐式 LES 方法 (ILES 方法, 又称 NLES 方法) 能够较好地捕捉复杂喷流湍流结构, Eastwood 等^[8-9]采用 RANS/NLES 方法对简单轴对称喷管和发动机复杂喷流进行模拟并得到良好效果。从公开的文献资料来看, 国内采用 RANS/LES 混合方法对动力喷流流场数值模拟研究成果仍相对较少。

本文拟开展动力喷流效应混合方法分析及应用研究。基于自由发展喷管流动和 ARN2 喷管流动算例, 分别讨论网格密度和空间离散格式精度对混合方法数值模拟结果的影响。在此基础上, 对较为实际的涡扇发动机喷流流场进行混合方法模拟分析。

1 数值模拟方法

在有限体积法基础上, 对三维可压缩非定常 N-S 方程进行求解。对无黏项采用三阶 MUSCL 格式, 黏性项采用二阶中心差分格式进行空间离散; 时间推进采用隐式 LU-SGS 格式。为了提高空间离散格式精度, 采用 Jiang 等^[10]提出的有限体积五阶 WENO-JS 格式进行左右状态变量重构来实现。

采用 Shur 等^[11]的方法, 在 $k-\omega$ SST 湍流模型的基础上, 结合 DDES 方法和 LES 壁面模型的特点, 重新定义亚格子尺度, 解决边界层附近对数边界层不匹配问题, 加快 RANS 方法到 LES 方法的转换, 实现了 SST-IDDES 方法。其中湍动能输运方程中引入长度尺度 l_{IDDES} , 耗散项为

$$D_k = \rho k^{1.5} / l_{\text{IDDES}}$$

$$l_{\text{IDDES}} = \tilde{f}_d (1 + f_e) l_{\text{RANS}} + (1 - \tilde{f}_d) l_{\text{LES}}$$

$l_{\text{LES}} = C_{\text{DES}} \Delta$, C_{DES} 为亚格子应力模型常数, 函数 $\tilde{f}_d$ 和 f_e 具体表达形式见参考文献[11]。亚格子尺度 Δ 做了以下修正

$$\Delta = \min[\max(C_w \Delta_{\max}, C_w d, \Delta_{\min}), \Delta_{\max}]$$

$C_w = 0.15$, $\Delta_{\max}$ 和 $\Delta_{\min}$ 分别为网格单元三向最大和最小尺度, d 为网格单元与壁面距离。

发动机进排气边界条件有不同的构造方法。其中一种将进气口作为流场出口, 给定质量流量, 或者是静压和总温, 排气口作为流场入口, 给定质量流量和总温条件。但是这种方法在整个网格边界面上需要指定均匀的质量流量, 会影响计算过程收敛性和计算结果精度。本文根据自由来流条件、进气口质量流量和喷口总温总压确定发动机工作状态, 以总压比 (P_o/P_∞) 和总温比 (T_o/T_∞) 统一定义进排气动力边界条件, 其中 P_o 和 T_o 为当地总压和总温, P_∞ 和 T_∞ 为自由来流静压和静温。在风扇入口指定质量流量比, 在已知自由来流条件下, 由能量守恒关系式和等熵关系式, 可迭代求出风扇入口马赫数, 进而得到风扇入口总压比和总温比, 内外涵道尾喷出口的总压比和总温比在已知涵道比的情况下可以类似得到, 详细推导参见文献[12-13]。

2 自由发展喷管流动计算验证分析

Panda 等^[14]在 NASA 的 Glenn 研究中心对自由喷管流动进行了试验测量, 文献[15]给出了相应的喷管直径、试验环境和喷管出口流动条件。计算过程中除喷管出口给定排气边界外, 喷管其他物面边界给定滑移壁面边界。试验条件下出口马赫数为 1.4, 对应喷管出口边界总压比 $P_{o_j}/P_\infty = 3.192$ 、总温比 $T_{o_j}/T_\infty = 1.0124$, 其中 P_{o_j} 和 T_{o_j} 为喷管出口当地总压和总温。自由来流马赫数为 0, 为了使得计算稳定, 给定来流马赫数为 0.01。计算过程中给定雷诺数 1×10^6 。

为准确计算喷口下游的动力喷流, 对喷口下游 $15D$ (D 为喷管出口直径) 范围内的流场网格进行了适当加密, 生成了粗、细 2 套计算网格, 喷流区域内粗网格 3 个方向上最大尺寸为 $0.08D$, 网格规模约为 700 万; 细网格流向最大尺寸为 $0.04D$, 网格规模约为 2 100 万, 网格空间截面如图 1 所示。

在非定常 RANS 方法计算结果的基础上采用结合了三阶 MUSCL 插值格式的 SST-IDDES 方法进行续算, 无量纲时间步长 Δt 取为 0.000 5。

图 1 喷管网格拓扑结构

图 2 给出了喷管下游中心线上的时均速度与试验结果的对比。 X/D (喷管出口下游位置 X 与喷管直径 D 之比) 小于 8 的范围内,时均速度接近于波动范围内的平均值。 X/D 大于 8 时,时均速度结果与试验存在偏差,网格密度增加有利于结果改善。从图 3 不同位置速度分布结果来看,粗网格情况喷口下游 $X/D = 2$ 和 $X/D = 4$ 处速度峰值与试验接近,但是计算得到的喷流直径比试验情况小,当地剪切层速度梯度很大。网格加密后, $X/D = 2$ 处速度分布没有变化, $X/D = 4$ 和 $X/D = 6$ 位置速度分布结果得到较大改善。

图 2 时均流场喷管下游中心线上速度计算结果

图 3 时均流场喷管下游不同位置速度分布结果

图 4 给出了喷流流向截面内的瞬态马赫数云图。从粗网格结果来看,在喷口下游保持了较长一

段相对稳定的流动状态,然后高速喷流与周围静止气流在黏性的作用下,产生了剪切层失稳。当网格加密后,剪切层失稳更早出现。结合图 4 结果来看,喷口下游出现的较长流动稳定状态与物理情况不符,网格加密在一定程度上能够更加逼近实际情况。图 6 给出了以马赫数渲染的流场瞬态 Q 等值面图,网格密度的影响体现得更为明显,在细网格的基础上可获得喷流流场更多、更丰富的三维小尺度湍流结构。

图 4 瞬态速度云图计算结果

图 5 流场瞬态 Q 等值面图

3 ARN2 喷管流动计算验证分析

NASA 的 Glenn 研究中心设计了一系列亚声速流动喷管 ARN(acoustic reference nozzles),并在此基础上进行了大量的喷流及噪声试验,为 CFD 数值验证提供了有用的数据,是验证喷流湍流流动的标准算例之一^[16]。ARN 系列收缩喷管为轴对称外形,其中 ARN2 出口直径为 5.08 cm。

针对 ARN2 喷管外形与流动特点,建立与上一节类似的三维轴对称柱形计算域,计算域大小为

50D×80D (D 为喷管出口直径)。喷管位置与试验保持一致,喷流入口位于 $X=0$ 处,上游边界距离喷管出口 30D,喷管外壁面向上游延伸直到上游边界,下游边界距离喷管出口的距离为 50D,周向边界到喷管中心轴线的距离为 25D。采用点对接多块结构化网格技术生成流场结构网格,在喷管出口下游 20D 范围内对网格适当加密,壁面附近网格尺度为 $1 \times 10^{-4}D$,唇口厚度方向布置 33 个网格点,在出口下游 20D 范围的关注区域内网格最大尺度不超过 0.04D,网格规模为 2 200 万。

在非定常 RANS 方法计算结果的基础上采用结合了三阶 MUSCL 格式和五阶 WENO 格式的 SST-IDDES 方法进行续算。在喷管壁面给定无滑移边界条件,延伸的外壁面给定滑移边界条件,在周向和上、下游边界给定黎曼远场边界条件。不考虑温度效应,在喷流入口给定总温比 $T_o/T_\infty = 1.0$,总压比 $P_o/P_\infty = 1.8$,对应喷管出口的马赫数为 0.9。给定来流马赫数为 0.01,试验雷诺数为 2.0×10^6 。

图 6 瞬态马赫数云图

图 7 给出了计算得到的瞬态马赫数云图。喷流入口到喷管出口之间的区域内,流动逐步加速到马赫数 0.9,涡量几乎为零,流动是稳定的。采用三阶 MUSCL 格式计算时,喷管出口下游保持了较长的流动稳定状态,然后才由于黏性和速度差导致剪切层失稳,湍流混合作用增强。采用五阶 WENO 格式计算时,在唇口下游立即出现较大尺度的流场结构,这些流场结构的大小与唇口厚度处于一个量级,喷流流场中的涡结构更加细致,涡量耗散要小得多。图 9 给出了瞬态 Q 等值面结果,相对于三阶 MUSCL 格

式而言,采用五阶 WENO 格式计算时整个喷流流场小尺度涡结构要更加丰富细致,在唇口附近表现尤为明显。

图 7 瞬态 Q 等值面喷流流场结构图

图 8 给出了时均流场喷流中心线上的速度分布。在 X/D 小于 5 的速势中心区域内,不同离散格式的结果基本相同。 X/D 大于 5 时,相对于三阶 MUSCL 格式而言,采用五阶 WENO 格式计算得到的速势中心区域要更长,中心线上的速度衰减速率要小得多,量值上与试验结果更为贴近。

图 8 喷流中心线上的时均速度与试验结果对比

图 9 给出了时均流场喷口下游 X/D 为 1, 4, 10 的流向速度沿轴向的分布。速度分布结果与试验较为接近,但不同离散格式的结果还是存在一定差异。在 $X/D=1$ 位置,流向速度峰值与试验几乎一致,三阶 MUSCL 格式结果在 $y/D=\pm 0.5$ 位置处速度存在阶跃, $y/D=\pm 0.5$ 时速度很快减小并接近为零,这意味着当地剪切层厚度比实际情况要小得多,五阶 WENO 格式结果则不存在阶跃,与试验结果较为接近。在 $X/D=4$ 位置,2 种格式均能够获得较好的结果。在 $X/D=10$ 位置,速度峰值相对于试验结果偏低而速势中心区以外的速度偏高,尤其是三阶

MUSCL 格式的结果差异增大。

图 9 时均流场流向速度分布与试验结果对比

为了定量的表示喷流与周围气流的掺混,定义剪切层厚度参数 b 为

$$b = r \big|_{u=0.1U_j} - r \big|_{u=0.9U_j}$$

式中, r 为与喷流中心线的轴向间距。图 10 给出了

图 10 剪切层厚度分布与试验结果对比

4 涡扇发动机动力喷流数值模拟分析

下面针对较为实际的涡扇发动机模型,采用 SST-IDDES 混合方法,对动力喷流效应进行数值模拟分析。计算网格在喷流区域内适当加密,在发动机下游 3 倍发动机长度范围内网格尺度不超过发动机最大直径的 2%,网格总数约为 3 500 万。取海平面标准大气条件,来流状态为: $Ma = 0.2$, $Re = 4.66 \times 10^6$,发动机轴线与来流平行。发动机动力边界条件为:质量流量比 $R_{MF} = 1.6$,涵道比 $R_B = 6.0$,风扇入口总压比 $P_o/P_\infty = 1.028\ 3$,总温比 $T_o/T_\infty = 1.008$;风扇喷流出口总压比 $P_o/P_\infty = 1.8$,总温比 $T_o/T_\infty = 1.2$;涡轮喷流出口总压比 $P_o/P_\infty = 1.6$,总温比 $T_o/T_\infty =$

X/D 小于 8 范围内的剪切层厚度分布,速势中心区域基本在此范围。试验结果显示剪切层厚度基本上呈线性增长。三阶 MUSCL 格式得到的剪切层厚度在唇口附近接近于零,呈类似抛物型增长,在 X/D 大于 4 以后呈线性增长且增长速率要明显大于试验结果。五阶 WENO 格式得到的剪切层厚度比试验结果略高,总体增长趋势基本一致。

图 11 给出了喷流中心线上的脉动速度(即湍流强度)分布。中心线上的脉动速度在唇口附近最小,往下游逐渐增大,在达到一定峰值后慢慢下降。三阶 MUSCL 格式和五阶 WENO 格式计算得到的中心线上脉动速度分布与试验结果趋势上基本一致。三阶 MUSCL 格式得到的脉动速度峰值出现较早, X/D 在 5 到 10 的范围内要高于试验结果,当 X/D 大于 10 时要明显低于试验结果。五阶 WENO 格式计算得到的中心线上脉动速度与试验更为接近。

图 11 喷流中心线上脉动速度与试验结果对比

2.8。在非定常 RANS 方法计算结果的基础上采用结合了三阶 MUSCL 格式和五阶 WENO 格式的 SST-IDDES 方法进行续算。

涡扇发动机由于存在内外涵道,在出口下游的喷流中会产生内、外剪切层,内侧剪切层源于内涵喷流与外涵喷流之间的黏性作用,外侧剪切层源于外涵喷流与周围环境气流之间的黏性作用,从图 12 瞬态密度分布和图 13 瞬态涡量分布结果来看,内侧剪切层相对于外侧剪切层更加稳定,外侧剪切层更早出现失稳现象并诱导内侧剪切层失稳,从而导致内外涵道喷流掺混。图 14 给出了以马赫数渲染的发动机喷流瞬态 Q 等值面结果,图中更好地显示出采用五阶 WENO 格式所解析出的发动机出口下游丰富清晰的三维小尺度湍流结构和喷流的影响范围。

图 12 子午面瞬态密度分布云图

图 13 子午面瞬态涡量云图

图 14 瞬态 Q 等值面结果

5 结 论

本文从动力喷流效应精细化模拟需求出发,开展了混合方法数值模拟分析与应用研究。在 $k-\omega$

SST 湍流模型基础上建立了 IDDES 混合方法,在此基础上,针对自由发展喷管流动和 ARN2 喷管流动开展了模拟验证分析,讨论了网格密度和空间离散格式精度对喷流流场计算结果的影响,并对较为实际的涡扇发动机动力喷流流场进行了数值模拟分析。

自由发展喷管流动混合方法计算结果表明:增加网格密度可有效改善喷流速度分布预测结果,缩短喷口下游非物理流动稳定状态,瞬态流场结构更加清晰合理。ARN2 喷管流动混合方法计算结果表明:相比于三阶 MUSCL 格式,采用五阶 WENO 格式计算得到的喷流湍流结构更加丰富细腻,喷口下游流场更加合理,中心线上的速度衰减速率要更小且与试验更为吻合,喷流区内的速度分布与试验更为接近,湍流强度尤其是喷口下游附近的湍流强度预测更为准确。

涡扇发动机喷流流场混合方法数值模拟结果表明,外侧剪切层更早出现失稳现象并诱导内侧剪切层失稳,从而导致内、外涵道喷流掺混。提高空间离散格式精度,喷流掺混更早更充分,湍流结构更加细致合理。

参考文献:

- [1] POPE S B. Ten Questions Concerning the Large Eddy Simulation of Turbulent Flows[J]. New Journal of Physics, 2004, 6(1): 35
- [2] BRUNET V. Random Flow Generation Technique for Civil Aircraft Jet Simulations with the ZDES Approach[M]. Springer, Berlin Heidelberg, 2012: 193-204
- [3] BODONY D J, LELE S K. Review of the Current Status of Jet Noise Predictions Using Large-Eddy Simulations[R]. AIAA-2006-0468
- [4] SHUR M L, SPALART P R, STRELETS M. Further Steps in LES-Based Noise Prediction for Complex Jets[R]. AIAA-2006-0485
- [5] CAI X D, LADEINDE F. Hybrid LES/RANS Calculation of High Speed Jet Noise[R]. AIAA-2007-3870
- [6] BRUNET V, MOLTON P, BÉZARD H, DECK S. Advanced Experimental and Numerical Investigations of an Aircraft Powerplant Configuration[R]. AIAA-2010-4814
- [7] GRINSTEIN F, FUREBY C. Recent Progress on MILES for High Reynolds-Number Flows [J]. ASME Journal of Fluids Engineering, 2013, 124(4): 848-861
- [8] TUCKER P G. LES Model's Role in Jet Noise[J]. Prog Aero Sci, 2008, 44(6): 427-436
- [9] XIA H, TUCKER P G, EASTWOOD S J. Large-Eddy Simulations of Chevron Jet Flows with Noise Predictions[J]. Int J Heat Fluid Flow, 2009, 30(6): 1067-1079
- [10] JIANG G S, SHU C W. Efficient Implementation of Weighted ENO Schemes[J]. Journal of Computational Physics, 1996, 126(1): 202-228
- [11] SHUR M L, SPALART P R, STRELETS M, TRAVIN A. A Hybrid RANS-LES Approach with Delayed-DES and All-Modelled LES Capabilities[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2008, 29(6): 1638-1649

- [12] 谭兆光,陈迎春,李杰,等. 机体/动力装置一体化分析中的动力影响效应数值模拟[J]. 航空动力学报, 2009, 24(8): 1766-1772
TAN Zhaoguang, CHEN Yingchun, LI Jie, et al. Numerical Simulation Method for the Powered Effects in Airframe/Propulsion Integration Analysis[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(8): 1766-1772 (in Chinese)
- [13] LI J, GONG Z B, ZHANG H, et al. Numerical Investigation of Powered High-Lift Model with Externally Blown Flap[J]. Journal of Aircraft, 2017, 54(4): 1539-1551
- [14] PANDA J, SEASHOLTZ R G. Velocity and Temperature Measurement in Supersonic Free Jets Using Spectrally Resolved Rayleigh Scattering[R]. NASA-TM-2004-212391
- [15] DIETIKER J F, HOFFMANN K. Detached-Eddy-Simulation of Supersonic Jet Flows[R]. AIAA-2006-7812
- [16] BRIDGES J E, WERNET M P. Measurements of the Aeroacoustic Sound Source in Hot Jets[R]. AIAA-2003-3130

Numerical Investigation of Powered Jet Effects by RANS/LES Hybrid Methods

GONG Zhibin¹, LI Jie², SHAN Jixiang¹, ZHANG Heng²

(1. Institute of Engineering System of CAEP, Mianyang 621900, China;
2. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: For the high-precision simulation of engine jet effects, an improved delayed detached eddy simulation (IDDES) method based on the two-equation shear stress transport (SST) model is developed, and the fifth-order finite-volume weighted essentially non-oscillatory (WENO) scheme is employed to enhance accuracy of spatial discretization, and then numerical investigation of powered jet effects by RANS/LES hybrid methods is carried out. The effects of the grid distributions and the accuracy of the spatial schemes are discussed during the RANS/LES validation analysis on the fully expanded jet flow and Acoustic Reference Nozzle (ARN) jet flow. The results show that, by enlarging the grid density and improving the accuracy of the spatial schemes, the velocity distributions in the jet flow can be better predicted, the non-physical steady flow after the jet nozzle can be shortened, the instantaneous flow structures are clearer and the turbulent intensities are more accurate. Then IDDES simulation of turbofan engine jet flow is carried out. The mixing characteristics of the external fan jet flow and internal core jet flow as well as the ambient flow are obtained, and the three-dimensional turbulent structures are also given.

Keywords: engine jet effects; IDDES hybrid method; accuracy of spatial discretization; grid density; turbulent structure; velocity distribution; nozzle; numerical simulation