



航空学报  
*Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*  
ISSN 1000-6893, CN 11-1929/V

## 《航空学报》网络首发论文

题目: AECSC-JASMIN 湍流燃烧仿真软件研发和检验  
作者: 王方, 王煜栋, 姜胜利, 陈军, 唐军, 徐华胜, 李象远, 邢竞文, 高东硕, 金捷  
收稿日期: 2020-11-26  
网络首发日期: 2021-04-29  
引用格式: 王方, 王煜栋, 姜胜利, 陈军, 唐军, 徐华胜, 李象远, 邢竞文, 高东硕, 金捷. AECSC-JASMIN 湍流燃烧仿真软件研发和检验[J/OL]. 航空学报. <https://kns.cnki.net/kcms/detail/11.1929.v.20210429.1115.004.html>



**网络首发:** 在编辑部工作流程中, 稿件从录用到出版要经历录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿等阶段。录用定稿指内容已经确定, 且通过同行评议、主编终审同意刊用的稿件。排版定稿指录用定稿按照期刊特定版式(包括网络呈现版式)排版后的稿件, 可暂不确定出版年、卷、期和页码。整期汇编定稿指出版年、卷、期、页码均已确定的印刷或数字出版的整期汇编稿件。录用定稿网络首发稿件内容必须符合《出版管理条例》和《期刊出版管理规定》的有关规定; 学术研究成果具有创新性、科学性和先进性, 符合编辑部对刊文的录用要求, 不存在学术不端行为及其他侵权行为; 稿件内容应基本符合国家有关书刊编辑、出版的技术标准, 正确使用和统一规范语言文字、符号、数字、外文字母、法定计量单位及地图标注等。为确保录用定稿网络首发的严肃性, 录用定稿一经发布, 不得修改论文题目、作者、机构名称和学术内容, 只可基于编辑规范进行少量文字的修改。

**出版确认:** 纸质期刊编辑部通过与《中国学术期刊(光盘版)》电子杂志社有限公司签约, 在《中国学术期刊(网络版)》出版传播平台上创办与纸质期刊内容一致的网络版, 以单篇或整期出版形式, 在印刷出版之前刊发论文的录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿。因为《中国学术期刊(网络版)》是国家新闻出版广电总局批准的网络连续型出版物(ISSN 2096-4188, CN 11-6037/Z), 所以签约期刊的网络版上网络首发论文视为正式出版。

引用格式：王方，王煜栋，姜胜利，等. AECSC-JASMIN 湍流燃烧仿真软件研发和检验[J]. 航空学报, 2021, 42:625003. WANG F, WANG Y D, JIANG S L, et al. Development and Inspection of AECSC-JASMIN Turbulent Combustion Simulation Software[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42:625003(in Chinese). doi: 10.7527/S1000-6893.2021.25003

## AECSC-JASMIN湍流燃烧仿真软件研发和检验

王方<sup>1,\*</sup>，王煜栋<sup>1</sup>，姜胜利<sup>2,3</sup>，陈军<sup>2</sup>，唐军<sup>4</sup>，徐华胜<sup>4</sup>，李象远<sup>5</sup>，邢竞文<sup>1</sup>，高东硕<sup>1</sup>，金捷<sup>1</sup>

1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院，北京 100191

2. 北京应用物理与计算数学研究所，北京 100088

3. 中物院高性能数值模拟软件中心，北京 100088

4. 中国燃气涡轮研究院，四川成都 610599

5. 四川大学 化学工程学院，四川成都 610065

**摘要：**航空发动机燃烧室几何结构复杂，湍流和化学反应存在强烈非线性相互作用，需要对流动和燃烧及其相互作用进行高精度高时空分辨率的刻画，目前燃烧室湍流燃烧数值模拟仍然是高难度的瓶颈问题之一。AECSC-JASMIN软件由北京航空航天大学（北航）航空发动机数值仿真研究中心（仿真中心）与北京应用物理与计算数学研究所和中物院高性能数值模拟软件中心联合研发，将大涡模拟（LES）与概率密度函数输运方程湍流燃烧模拟方法（TPDF）和JASMIN大规模并行计算框架、浸没边界方法及正交均匀结构网格耦合，形成几何高保真湍流燃烧高分辨率的AECSC-JASMIN软件。本文采用Sandia射流火焰、支板火焰和单头部燃烧室检验此软件。对比实验数据，射流和支板火焰预测结果与实验值一致，支板算例的平均相对误差在15%之内。单头部燃烧室模拟结果符合物理实际，总压损失与实验值基本吻合，证明AECSC-JASMIN软件可用于复杂结构内高分辨率高精度湍流燃烧数值模拟。

**关键词：**航空发动机燃烧室；大涡模拟（LES）；概率密度函数输运方程湍流燃烧模拟方法（TPDF）；AECSC软件；JASMIN框架；数值模拟

**中图分类号：**V231.2 **文献标识码：**A

### 引言

现代航空发动机研发需要结合高精度数值模拟。燃烧室几何结构复杂，其中的两相湍流燃烧现象存在强烈非线性关系，实验研究难度大、耗时长、风险高，迫切需求高保真高精度数值模拟。拥有先进发动机制造技术的国家在燃烧室数值模拟软件的研发中都投入了大量资金与科研力量，开发了如美国国家燃烧仿真代码（NCC）等

可用于航空发动机燃烧室设计的数值模拟软件。近年来，我国逐渐重视发展航空发动机数值模拟软件。针对燃烧室复杂结构，内部气相湍流流动、化学反应以及燃料液滴蒸发相互非线性耦合关系，基于我国超级计算机算力优势，开发大规模并行适用于航空发动机燃烧室等复杂结构的两相湍流燃烧仿真软件具有重要意义。

北航仿真中心与北京应用物理与计算数学研究所、中物院高性能数值模拟软件中心联合研发

收稿日期：2020-11-26；退修日期：2021-01-05；录用日期：2021-04-07

基金项目：国家重点研发计划（2017YFB0202400, 2017YFB0202402）

\*通讯作者. E-mail: fwang@buaa.edu.cn

的 AECSC-JASMIN 的串行部分由 AECSC 2.0 发展而来,二者在两相湍流燃烧模拟中算法一致。AECSC 2.0 (Aero Engine Combustor Simulation Code 2.0) 为北航仿真中心与英国帝国理工 William Jones 教授合作在 Boffin 程序基础上开发的基于 LES-TPDF 方法的两相湍流燃烧数值模拟软件,已被应用于多种场合的两相湍流燃烧计算并验证其准确性<sup>[1,2,3]</sup>。网格生成与并行框架采用北京应用物理与计算数学研究所研制的面向结构网格应用的 JASMIN 框架(并行自适应结构网格应用支撑软件框架),JASMIN 框架面向现代高性能计算机体系结构高效并行计算,由底至上采用并行自适应支撑层、数值共性层、应用接口层的分层结构,已成功应用于武器物理、多介质辐射流体力学<sup>[4]</sup>、激光聚变<sup>[5]</sup>、计算电磁学和位错动力学<sup>[6,7]</sup>等多种领域。

高分辨率,高精度的燃烧室数值模拟是燃烧仿真的热点之一。莫姐等<sup>[8]</sup>采用 ICEM 划分 423 万网格对三旋流燃烧室进行计算,得出出口温度分布与实验值符合较好的计算结果。丁勇能等<sup>[9]</sup>采用 ICEM 绘制 1.7 亿网格对重型燃气轮机的单筒燃烧室进行数值模拟,得出分辨率较高,准确性较好的燃烧场模拟结果。采用 ICEM 等软件划分大规模网格难度较高,耗费大量时间,且网格质量难以保证。大规模网格的划分是燃烧室高分辨率仿真的难点之一。采用大规模网格使计算量增大,需要性能极高的计算设备以及大量的计算时间<sup>[10]</sup>,提高非定常数值模拟的可扩展性和计算效率十分必要<sup>[11]</sup>。在燃烧数值模拟中,湍流流动计算方法的呈现以大涡模拟(LES)为主的态势,周瑜等<sup>[12]</sup>采用动态亚网格模型和大涡模拟对两级反向旋流燃烧室单头部构型进行数值模拟,得出高分辨率,高精度的计算结果。

本文采用 AECSC-JASMIN 软件模拟射流火焰算例、支板火焰稳定器算例和单头部燃烧室算例。在射流火焰算例中模拟三种不同的工况,并分别对比了多个截面的温度脉动均方根以及时均温度的实验数据和模拟结果。在两相支板火焰稳定器算例中,对比了新研发软件 AECSC-JASMIN 出口时均温度分布模拟数据与商用软件 Fluent、旧版软件 AECSC 2.0 模拟数据以及实验数据。本文通过以上算例模拟及数据对比研究浸没边界方法、输运概率密度函数(TPDF)与大涡模拟(LES)算法在湍流燃烧数值模拟上的应用。并基于真实燃烧室单头部模型测试 AECSC-JASMIN 软件在航空发动机燃烧室数值模拟工程中应用的可行性。

## 1 计算模型与方法

### 1.1 湍流燃烧模型

大涡模拟通过滤波函数过滤流动变量,对尺度较大的变量进行直接求解,对尺度较小的变量使用亚网格模型模拟,模拟精度高于雷诺平均方法而计算量小于直接数值模拟(DNS),在湍流模拟的工程应用中较为实用。软件采用动态 Smagorinsky-Lilly 亚网格应力模型进行湍流流场计算,并耦合随机场概率密度函数输运方程方法计算燃烧化学反应。

概率密度函数输运方程方法可以结合详细化学反应机理,用于在不假设组分空间低维流形时封闭平均化学反应速率,能够准确地模拟湍流流动与燃烧化学反应强烈相互作用时的湍流燃烧过程,并且对化学反应机理的刚性要求较其他燃烧模型更低。

Jaberi F A 等<sup>[13]</sup>在大涡模拟中应用等扩散系数假设,将 Favre 滤波后的随机场输运方程表示为:

$$\begin{aligned} \bar{\rho} \frac{\partial \tilde{P}_{sgs}(\psi)}{\partial t} + \bar{\rho} \tilde{u}_j \frac{\partial \tilde{P}_{sgs}(\psi)}{\partial x_j} + \sum_{\alpha=1}^{N_s} \frac{\partial}{\partial \psi_{\alpha}} [\bar{\rho} \tilde{\omega}_{\alpha}(\psi) \tilde{P}_{sgs}(\psi)] \\ = - \frac{\partial}{\partial x_j} [\overline{\rho(\psi) F(\psi) u_j} - \bar{\rho} \tilde{u}_j \tilde{P}_{sgs}] \\ - \sum_{\alpha=1}^{N_s} \frac{\partial}{\partial \psi_{\alpha}} \left( \frac{\mu}{\sigma} \frac{\partial \phi_{\alpha}}{\partial x_i} \frac{\partial F(\psi)}{\partial x_i} \right) \end{aligned} \quad (1)$$

其中  $\sum_{\alpha=1}^{N_s} \frac{\partial}{\partial \psi_{\alpha}} \left( \frac{\mu}{\sigma} \frac{\partial \phi_{\alpha}}{\partial x_i} \frac{\partial F(\psi)}{\partial x_i} \right)$  为单点随机场条件扩散项,可分解为扩散项和单点小尺度混合项,分解后,对小尺度扩散项进行 IEM 封闭,得到输运概率密度函数方程:

$$\begin{aligned} \bar{\rho} \frac{\partial \tilde{P}_{sgs}(\psi)}{\partial t} + \bar{\rho} \tilde{u}_j \frac{\partial \tilde{P}_{sgs}(\psi)}{\partial x_j} + \sum_{\alpha=1}^{N_s} \frac{\partial}{\partial \psi_{\alpha}} [\bar{\rho} \tilde{\omega}_{\alpha}(\psi) \tilde{P}_{sgs}(\psi)] \\ = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \frac{\mu}{\sigma} + \frac{\mu_{sgs}}{\sigma_{sgs}} \right) \frac{\partial \tilde{P}_{sgs}}{\partial x_j} \right] \\ - \frac{\bar{\rho}}{2\tau_{sgs}} \sum_{\alpha=1}^{N_s} \frac{\partial}{\partial \psi_{\alpha}} [(\psi_{\alpha} - \tilde{\phi}_{\alpha}(x, t)) \tilde{P}_{sgs}(\psi)] \end{aligned} \quad (2)$$

最后经大涡滤波后得到:

$$\begin{aligned} \bar{\rho} d\zeta_{\alpha}^m = & -\bar{\rho}\tilde{u}_j \frac{\partial \zeta_{\alpha}^m}{\partial x_i} dt + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[ \Gamma' \frac{\partial \zeta_{\alpha}^m}{\partial x_i} \right] dt \\ & - \frac{\bar{\rho}}{2\tau_{sgs}} (\zeta_{\alpha}^m - \tilde{\phi}_{\alpha}) dt \\ & + \bar{\rho}\tilde{\omega}^m (\zeta^m) dt + \bar{\rho} \sqrt{\frac{2\Gamma'}{\bar{\rho}}} \frac{\partial \zeta_{\alpha}^m}{\partial x_i} dW_i^m \end{aligned} \quad (3)$$

AECSC 软件采用了二阶中心差分的空间离散格式和 Crank-Nicholson 的时间离散格式。软件中还采用了隐式低马赫数方程, 压力平滑算法, 半隐式压力方程 SIMPLE 算法等。

## 1.2 网格生成及并行计算

基于JASMIN并行框架重构AECSC, 采用分层架构设计, 将数值计算与并行方法分离。采用构件模型, 定制数值构件并组装计算流程以规范数值计算子程序。重新设计的AECSC-JASMIN架构如图1所示。

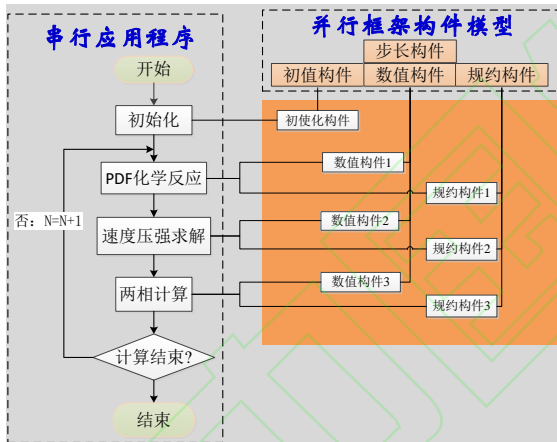


图 1 AECSC-JASMIN 软件架构图

Fig. 1 Software architecture diagram of AECSC-JASMIN

AECSC-JASMIN加入了正交结构网格的自动生成算法, 通过指定计算域并导入几何模型, 自动构建正交结构网格。数据结构方面, 替换原AECSC中module型数组以适应高性能计算体系结构, 提高并行效率。改造原软件中数值计算模块, 将内存调度、输入输出、数据通信功能从数值计算子程序中分离。

浸没边界方法 (IBM) 由Peskin C S<sup>[14, 15, 16]</sup>最早提出, 用于计算流固耦合中物理边界与网格边界不一致时的流固耦合问题。采用正交结构网格, 极大程度上减少了网格划分和加密的工作量。浸

没边界方法在流体网格的边界处添加  $\delta$  函数作为强迫外力源项实现无滑移边界条件。AECSC-JASMIN程序中设计了针对隐式速度压强耦合求解的浸没边界处理方法并在源程序中增加边界条件处理模块, 支撑程序使用框架自动生成的正交结构网格, 该网格包含固体与流体, 整体呈立方体形, 通过网格点的变量 “tflag” 的值区分流场区域和固壁区域。以下文模拟的射流火焰算例为例, 其网格外观如图2所示, 其他算例的网格与之相似。

AECSC-JASMIN中还重构了输入输出模块, 使输入文件格式清晰。输出模块中采用了JASMIN框架的JaVis数据输出器, 提高海量数据实时输出性能。

## 2 算例模拟结果及讨论

为测试采用以上算法的自研软件 AECSC-JASMIN 的准确性及实际应用的可靠性, 本文按照气相、两相湍流燃烧测试的顺序, 分别设计射流火焰 Flame-D、Flame-E、Flame-F 算例、两相支板稳焰算例进行测试。并将模拟结果分别与前人实验结果或已验证正确的模拟结果进行对比, 具体测试结果及验证过程如下。

### 2.1 射流火焰算例

为验证AECSC-JASMIN版本软件对于湍流燃烧计算的准确性, 本文选取Sandia实验室的湍流射流火焰实验<sup>[17]</sup>Flame-D, Flame-E, Flame-F作为的检验算例, 并将计算温度场于R.S.Barlow等<sup>[18]</sup>的实验温度测量结果以及旧版软件AECSC 2.0的模拟结果作对比。

按照Sandia实验室的实验数据, 射流火焰喷射燃料的内喷口直径为7.2mm, 喷射高温导流气体的外喷口直径为18.2mm, 内外喷管壁厚均为0.25mm。

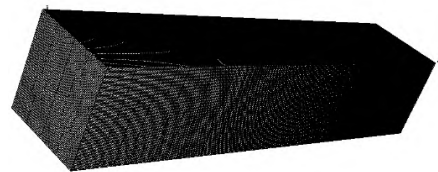


图 2 射流火焰算例网格图

Fig. 2 Grid diagram of jet flame



上图展示了射流火焰算例所使用的全场尺寸均匀的共630万网格。考虑到本算例中网格尺寸为1.33mm, 大于实验所用喷管壁厚, 因此算例中直接在进口的管壁处设置一层速度为0的网格, 不单独设置管壁的厚度。本算例喷咀结构如图3所示, 内喷口喷射温度为293K, 比例为1: 3的甲烷燃料与空气的混合气, 外喷口喷射温度为1880K (Flame-D, Flame-E) 或1860K (Flame-F) 的空气, 高温空气将直接引燃内喷口喷射的燃料。Flame-D, Flame-E, Flame-F的雷诺数分别为22400, 33600和44800, 射流速度分布如图4所示。

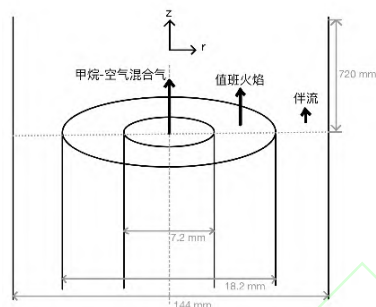


图 3 射流火焰简化结构示意图

Fig. 3 Simplified jet flame structure diagram

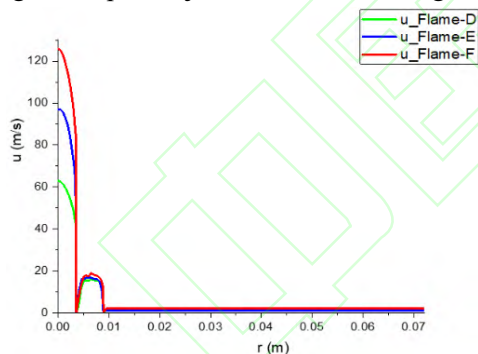


图 4 Flame-D, Flame-E 和 Flame-F 的速度分布  
Fig. 4 Velocity distribution of Flame-D, Flame-E and Flame-F

在射流火焰算例的湍流燃烧模拟中, 三个算例计算所用网格皆为630万正方体网格。在保证计算精度的条件下, 为了尽量加快计算速度, 采用2个随机场计算燃烧反应。每个算例使用192个核心计算至2万时间步, 时间步长按CFL数为0.2至0.3修正。射流火焰算例中, 平均每个算例需消耗132225核小时计算得到, 每千步约需6611核小时。

下图5和图6中分别展示了三种射流火焰算例计算至最终2万时间步时, 该时刻的瞬态速度云图和温度云图。

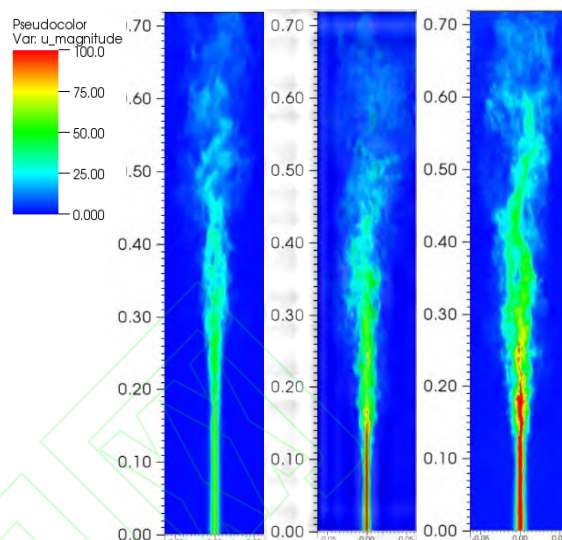


图 5 Flame-D, Flame-E 和 Flame-F 的速度云图  
Fig. 5 Velocity nephogram of Flame-D, Flame-E and Flame-F

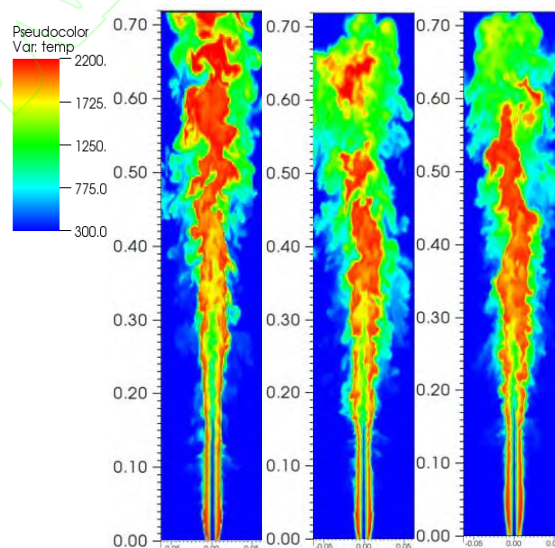
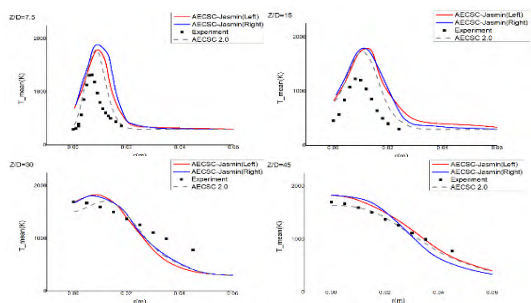


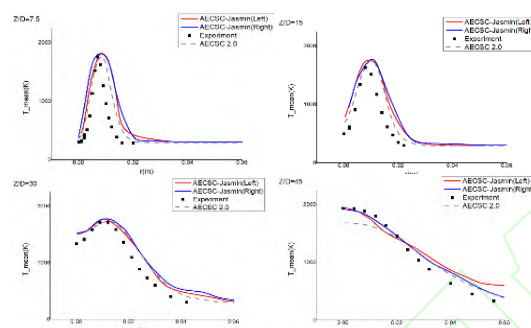
图 6 Flame-D, Flame-E 和 Flame-F 的温度云图  
Fig. 6 Temperature nephogram of Flame-D, Flame-E and Flame-F

将计算中由达到稳定燃烧状态至计算结束这一过程中得到的数据作时间平均处理, 得到时均温度以及温度脉动数据。根据实验数据分别选取三种火焰中部的四个截面, 对AECSC-JASMIN模拟结果的平均温度场, 作平均温度分布曲线, 并与实验值及AECSC 2.0的计算值对比。取样的四个

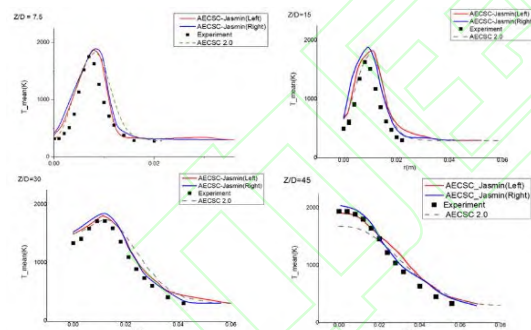
截面分别为 $Z/D = 7.5, 15, 30, 45$ ，其中 $Z$ 为射流方向坐标， $D$ 为内喷口直径。取以上四截面并对比模拟结果中的时均温度分布以及温度脉动分布。



(a) Flame-D



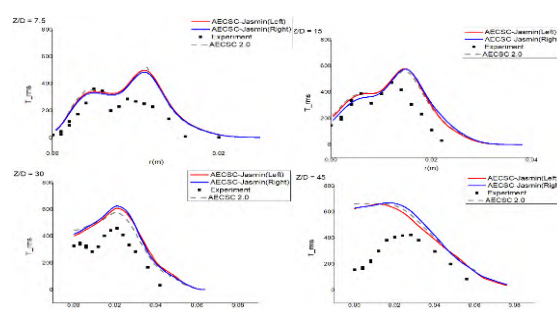
(b) flame-E



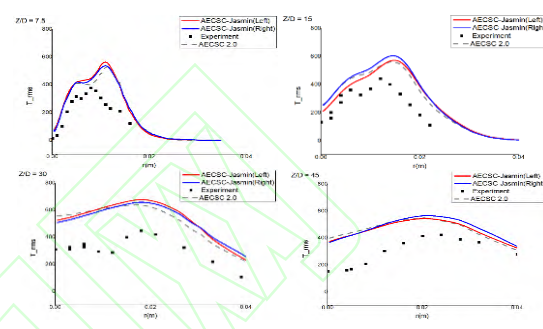
(c) flame-F

图 7 AECSC-JASMIN, AECSC 2.0 模拟得到的时均温度分布与实验得到的温度分布的对比  
Fig. 7 Comparison of AECSC-JASMIN, AECSC 2.0 calculated distribution of time averaged temperature and experimental temperature distribution

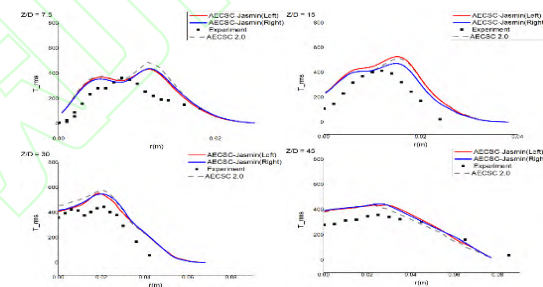
从图 7 中可以看出，AECSC-JASMIN 计算得到的时均温度场分布与实验值及 AECSC 2.0 计算值基本相符。下面将继续对比模拟中与实验中射流火焰 Flame-D, Flame-E 和 Flame-F 算例的温度脉动分布。



(a) Flame-D



(b) Flame-E



(c) Flame-F

图 8 AECSC-JASMIN, AECSC 2.0 模拟得到的温度脉动分布与实验得到的温度脉动分布的对比  
Fig. 8 Comparison of AECSC-JASMIN, AECSC 2.0 calculated distribution of time averaged temperature fluctuation and experimental temperature distribution

由上图8可知，本软件模拟结果中的温度脉动与实验值及AECSC 2.0计算值基本相符。表明AECSC-JASMIN能够准确地模拟湍流流动与化学反应的相互作用。证明本软件对湍流燃烧温度场的模拟及湍流与化学反应的相互作用具有较好的准确性和较高的精度。

经验证，修改后的 AECSC-JASMIN 对湍流燃烧模拟较为准确，可进一步用于的支板火焰稳定器的两相湍流燃烧模拟。

## 2.2 支板火焰稳定器算例

支板火焰稳定器是加力燃烧室中常用的稳焰结构。本文采用如图6的凹腔支板火焰稳定器作为加力燃烧室的简化模型，并在该模型的基础上进行两相湍流燃烧的模拟。

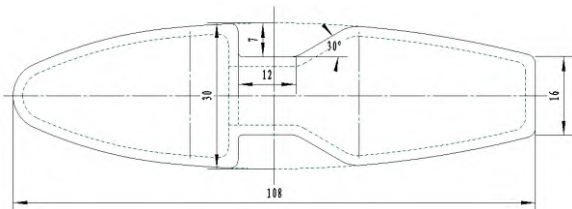


图 9 凹腔支板火焰稳定器结构

Fig. 9 Structure of cavity support plate flame stabilizer (Unit: mm)

凹腔支板火焰稳定器采用流线型翼面设计，由三段圆弧构成外缘轮廓，整体长度108毫米，最大宽度30毫米，尾缘宽度16毫米。在支板弧度最大位置开深度为7毫米，宽度为12毫米的凹腔。凹腔后端面与中轴线夹角30度。支板两相湍流燃烧算例使用RP3航空煤油燃料，计算工况为设计工况，油气比为0.007。入口是马赫数为0.2，温度1173K，压强1atm的高温高速空气，初始全场压强为1atm。本算例通过高温空气进行热射流点火。实验时，喷油流道尺寸为700mm×150mm×150mm由三个供油点同时供油，实验照片如图10所示。

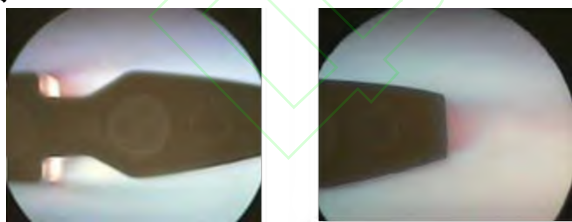


图 10 支板火焰稳定器喷雾燃烧实验照片

Fig. 10 Photograph of spray combustion experiment of the flame stabilizer

数值模拟时，将支板展向流道尺寸缩小为原尺寸的三分之一，相应地采用单个供油点，以减少计算量。计算时，支板展向边界采用对称边界条件。支板上下两侧为固壁，前部边界为入口，后部边界为出口。

本算例网格总数270万，全场网格尺寸为1.25毫米。网格由软件自动生成，大规模并行计算的负载均衡由JASMIN框架实现。计算至4万时间步共需8320核小时，每千步需208核小时。

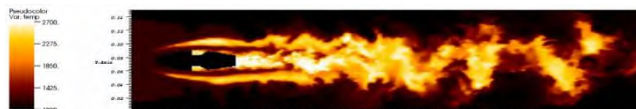


图 11 AECSC-JASMIN计算得到的支板火焰稳定器喷雾燃烧瞬态温度云图

Fig. 11 Transient temperature cloud map of spray combustion on the flame stabilizer calculated by AECSC-JASMIN

图11为在AECSC-JASMIN软件中采用四步机理模拟支板火焰稳定器某稳定燃烧工况得到的瞬态温度分布云图。四步机理模拟凹腔支板火焰稳定器两相湍流燃烧时，蒸发后的煤油在支板前缘有燃烧放热现象。支板的凹腔部分有明显的高温区，存在驻定火焰，尾缘部分火焰温度最高。这证明支板火焰稳定器的凹腔和尾缘都对湍流火焰有稳定作用，在该工况下，煤油燃烧放热过程主要在支板尾缘进行。

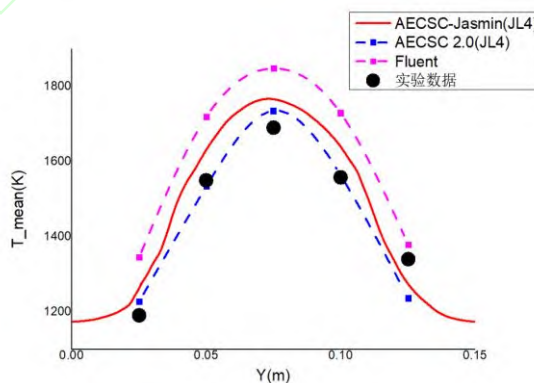


图 12 不同软件计算得到的出口温度分布以及实验数据

Fig. 12 Outlet temperature distribution calculated by different software and experimental data

图12中，将AECSC-JASMIN采用烷烃四步机理计算得到的出口温度分布分别与AECSC 2.0烷烃四步机理的计算结果、Fluent扩散小火焰面的计算结果以及实验数据对比。

其中，AECSC 2.0采用贴体结构网格，采用粒



子反弹的壁面条件, 其他参数以及反应机理与AECSC-JASMIN算例一致。从图中红色实线(AECSC-JASMIN)与蓝色虚线(AECSC 2.0)对比中可以发现AECSC-JASMIN算例结果与AECSC 2.0计算结果基本一致。

表 1 不同软件计算得到的出口温度分布以及实验值

Table 1 Outlet temperature distribution calculated by different software and experimental data

Y (mm)	实验 (K)	Fluent (K)	AECSC 2.0 (K)	AECSC-JASMIN (K)
25	1191	1346	1228	1267
50	1550	1720	1634	1624
75	1690	1849	1735	1775
100	1559	1730	1563	1644
125	1340	1379	1236	1264

表 2 不同软件计算得到的出口温度分布与实验值相比的相对误差

Table 2 Relative error between the outlet temperature distribution calculated by different software and experimental data

Y (mm)	Fluent (K)	AECSC 2.0 (K)	AECSC-JASMIN (K)
25	13.01%	3.11%	6.38%
50	10.97%	-1.03%	4.77%
75	9.41%	2.66%	5.30%
100	10.97%	0.26%	5.45%
125	2.91%	-7.76%	-5.67%

结合图12以及表1和表2, AECSC-JASMIN软件模拟得到的出口温度分布计算结果与采用贴体网格的旧版软件模拟结果一致并且与实验值相符。

表2中, AECSC-JASMIN平均相对误差为5.514%, 最大相对误差为6.38%。AECSC 2.0平均相对误差为2.964%, 最大相对误差为7.76%。AECSC-JASMIN平均误差相比AECSC 2.0更大, AECSC-JASMIN软件所计算的算例网格全场尺寸一致, 无局部加密算法, 网格尺寸为1.25毫米, 而AECSC 2.0算例的网格进行过局部加密, 最小尺寸为0.2毫米, 网格分辨率更高, 在支板模型附近的计算精度高于AECSC-JASMIN。在表2中对比Fluent计算结果以及AECSC-JASMIN计算结果。Fluent火焰面模型模拟得到的出口温度分布与实验值相比, 平均相对误差为9.454%, 最大相对误差为13.01%。Fluent计算结果的平均相对误差与

最大相对误差都远大于本文中AECSC-JASMIN的计算结果的相对误差, 由于Fluent采用了大涡模拟和火焰面模型, 而AECSC-JASMIN采用了LES-TPDF方法, 误差对比结果证明了该模型的优越性。AECSC-JASMIN软件中采用自动构建的全场同尺寸网格, 虽相近计算量下最小网格尺寸较AECSC和Fluent更大, 计算表明其计算精度仍是较高的, 一定程度上增大总网格量后该软件具有实际应用价值。

### 2.3 真实主燃烧室流场模拟

针对燃气轮机燃烧室等复杂结构中的两相湍流燃烧仿真, AECSC-JASMIN软件加入正交结构网格自动生成算法、浸没边界处理方法以及高效率大规模并行框架。以下应用该软件采用1.6亿网格对如图13(本节部分图中对旋流器等结构进行了高斯模糊处理)中的某型航空发动机环形燃烧室的1/18构型进行冷态流动模拟。

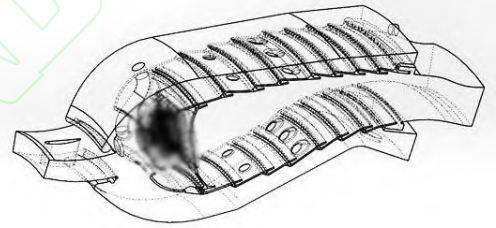


图 13 环形燃烧室1/18构型图

Fig. 13 Annular combustion chamber 1/18 configuration

本算例中, 进口位于扩压器前部 $X=0$ 的平面, 经压气机压缩过的空气密度为 $3.955 \text{ kg/m}^3$ , 压强为 $790216.58 \text{ Pa}$ , 温度为 $696.01 \text{ K}$ , 以 $121.07 \text{ m/s}$ 的速度流入扩压器。

本算例采用的网格与前图2相似, 为全场尺寸均匀的立方体网格, 网格总数为164123870, 即1.6亿。分别将壁面网格、流体区域网格标记后可得燃烧室几何模型网格如图14和图15所示。

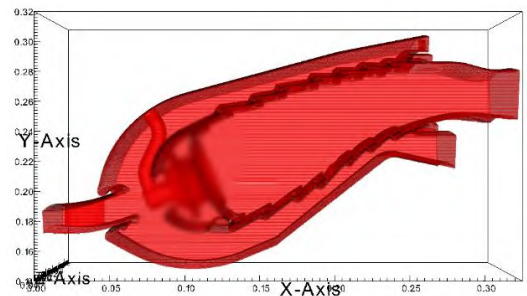




图 14 燃烧室固体壁面网格图

Fig. 14 Combustion chamber solid wall grid



图 15 燃烧室流体区域网格(中央截面)

Fig. 15 Combustion chamber fluid field grid

(central section)

由图14和图15可知, 软件自动构建的大规模(1.6亿)网格可精确反应燃烧室内细节结构。

本算例中, 软件自动生成1.6亿网格后采用480个核心计算至3.8万步。关闭喷雾模块与PDF模块, 仅计算流动场时, 共需519840核小时, 每千步约需13680核小时。

图16中展示了仿真得到的燃烧室内部流线。单头部燃烧室中流动复杂, 旋流器附近的流场中含大量涡结构。

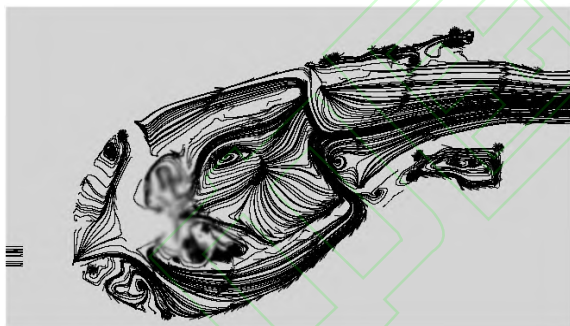


图 16 燃烧室算例的流线图

Fig. 16 Streamline diagram of the combustion chamber

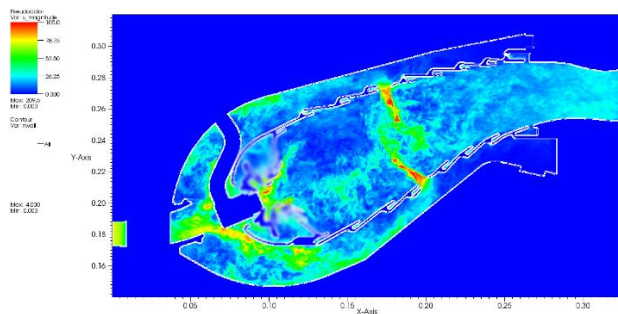


图 17 燃烧室算例的瞬态速度分布图

Fig. 17 Transient velocity distribution diagram of the combustion chamber

图16和图17中展示了采用AECSC-JASMIN模拟真实环形燃烧室1/18构型内部流动得到的流线和瞬态速度场, 可知模拟结果流场宏观特性与实验相符。

表 3 实验值与模拟值的流场参数对比

Table 3 Comparison of experimental and simulated values of flow field parameters

参数	标准 实验工况	无引气 实验工况	AECSC-JASMIN 模拟结果
W3(kg/s)	2.275	2.07	2.07
P3(kpa)	150.15	136.61	136.61
T3(K)	290.22	290.22	290.22
Ma3	0.218	0.218	0.218
V3(m/s)	74.4	74.4	74.4
$\sigma$	0.95	0.95	0.97

表3中展示了主燃烧室单头部模型流场部分参数的实验值与AECSC-JASMIN软件的模拟值, 由表3可知实验测量的总压损失等关键流场数值和软件模拟值一致。

### 3 结 论

本文针对基于 LES-TPDF 方法及浸没边界法的自研两相湍流燃烧软件 AECSC-JASMIN 进行算法介绍和模拟验证, 证明了 AECSC-JASMIN 软件在两相湍流燃烧数值模拟中的准确性及工程应用可行性。

分别计算气相射流火焰算例和两相支板火焰稳定器算例, 并将该软件计算结果与其他湍流燃烧仿真软件的模拟结果以及实验数据对比。该软件在射流火焰模拟中多截面温度脉动和平均温度分布与 AECSC 2.0 模拟结果及实验值相符。在两相支板算例中该软件模拟得到的出口温度与其他数值模拟结果及实验数据贴合较好, 表明该软件在局部复杂几何空间中湍流燃烧模拟精度较高。

本文采用 AECSC-JASMIN 实现了复杂结构环形燃烧室 1/18 构型的 1.6 亿网格大规模并行流动模拟, 得到了燃烧室精细流场结构, 燃烧室流动宏观特性与实验结构基本相符, 流场中总压损失系数等重要参数与实验值一致。证明本软件具有应用于燃烧室等复杂结构数值仿真的价值与发展前景。

### 参 考 文 献

- [1] JONES W P, MARQUIS A J., WANG F. Large eddy simulation of a premixed propane turbulent bluff body flame using the Eulerian stochastic field method, *Fuel*, 2015, 140: 514–525.
- [2] 曾家, 金捷, 李敏等. 基于LES-PDF方法的双旋流模型燃烧室数值模拟[J]. 气体物理, 2019, 4(5): 52–64.
- ZENG J, JIN J, LI M, et al. Numerical Simulation of Double-Swirled Model Combustor Based on LES-PDF [J]. *Physics of Gases*, 2019, 4(5): 52–64(in chinese).
- [3] WANG F, LIU R, DOU L, et al. A dual timescale model for micromixing and its application in LES/TPDF simulations of turbulent nonpremixed flames[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2019, 32(4): 875–887.
- [4] 任健, 魏军侠, 曹小林. 基于JASMIN框架的辐射流体与粒子输运耦合计算[J]. 计算物理, 2012, 29(2): 205–212.
- REN J, WEI J X, CAO X L. Composition Computation of Radiation Hydrodynamics and Particle Transport Based on JASMIN[J]. *Chinese Journal of Computational Physics*, 2012, 29(2): 205–212(in chinese).
- [5] 程汤培, 雷伟, 衷斌, 等. 三维中子/光子输运S<sub>N</sub>程序的并行重构[J]. 核动力工程, 2014, 35(S2): 147–150.
- CHENG T P, LEI W, ZHONG B, et al. Reconstruction and Parallelization of 3D SN Program for Neutron/Photon Transport [J]. *Nuclear Power Engineering*, 2014, 35(S2): 147–150(in chinese).
- [6] 曹小林, 莫则尧, 刘旭, 等. 基于JASMIN框架的快速多极子并行解法器[J]. 中国科学: 信息科学, 2010, 40(9): 1187–1196.
- CAO X L, MO Z Y, LIU X, et al. A fast multipole parallel resolver based on JASMIN framework [J]. *Scientia Sinica: Information Science*, 2010, 40(9): 1187–1196(in chinese).
- [7] 左风丽, 刘旭, 张宝印, 胡晓燕. 基于JASMIN三维势场快速多极子算法的并行实现[J]. 计算物理, 2013, 30(1): 140–147.
- ZUO F L, LIU X, ZHANG B Y, HU X Y. Parallel Implementation of fast multipole algorithm based on JASMIN 3D Potential Field [J]. *Chinese Journal of Computational Physics*, 2013, 30(1): 140–147(in chinese).
- [8] 莫姐, 程明, 万斌等. 三旋流燃烧室的数值模拟与实验[J]. 航空动力学报, 2017, 32(11): 2568–2575.
- MO D, CHENG M, WAN B, et al. Numerical Simulation and Experiment of tri-swirl combustor [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2017, 32(11): 2568–2575(in chinese).
- [9] 丁勇能, 田勇, 王波, 等. 某重型燃气轮机DLN燃烧室数值模拟-热态分析[J]. 燃气轮机技术, 2019, 32(2): 40–43.
- DING Y N, TIAN Y, WANG B, et al. Numerical Simulation of DLN combustor for a heavy-duty gas turbine [J]. *Gas Turbine Technology*, 2019, 32(2): 40–43(in chinese).
- [10] 刘晓恒, 周成华, 宋满祥, 等. 基于通流方法的某涡喷发动机整机数值仿真[J]. 航空学报, 2020, 41(1): 85–95.
- LIU X H, ZHOU C H, SONG M X, et al. Overall simulation of a turbojet engine based on throughflow method. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2020, 41(1): 85–95(in chinese).
- [11] 王年华, 常兴华, 赵钟, 张来平. 非结构CFD软件MPI+OpenMP混合并行及超大规模非定常并行计算的应用[J]. 航空学报, 2020, 41(10): 190–204.
- WANG N H, CHANG X H, ZHAO Z, ZHANG L P. Implementation of hybrid MPI+OpenMP parallelization on unstructured CFD solver and its application in massive unsteady simulations. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2020, 41(10): 190–204(in chinese).

- [12] ZHOU Y, LE J L, HUANG Y. LES of Combustion Flow Field in a Practical Aeroengine Combustor with Two-Stage Counter-Rotating Swirler[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(7): 1576-1589.
- [13] JABERI F A, COLUCCI P J, JAMES S, et al. Filtered Mass Density Function for Large-Eddy Simulation of Turbulent Reacting Flows[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1999, 401(2):85-121.
- [14] PESKIN C S. Flow patterns around heart valves: a numerical method[J]. *J Comput Phys*, 1972, 10 (2): 252-271.
- [15] PESKIN C S. Numerical analysis of blood flow in the heart[J]. *J Comput Phys*, 1977, 25(3): 220-252.
- [16] PESKIN C S. The immersed boundary method[J]. *Acta Numerica*, 2002, 11: 479-517.
- [17] LUTZ A E, KEE R J, GRCAR J F, et al. OPPDIF: A FORTRAN Program for Computing Opposed Flow Diffusion Flames[R]. *Sandia Report*, No.SAND 96-8243, Sandia National Lab, 1996.
- [18] BARLOW R S, FRANK J H. Effects of turbulence on species mass fractions in methane/air jet flames[J]. *Combust. Inst*, 1998, 27: 1087-1095.



## Development and Inspection of AECSC-JASMIN Turbulent Combustion Simulation Software

WANG Fang<sup>1,\*</sup>, WANG Yudong<sup>1</sup>, JIANG Shengli<sup>2,3</sup>, CHEN Jun<sup>2</sup>, Tang Jun<sup>4</sup>, XU Huasheng<sup>4</sup>, LI Xiangyuan<sup>5</sup>, XING Jingwen<sup>1</sup>, GAO Dongshuo<sup>1</sup>, JIN Jie<sup>1</sup>

1. School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China

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

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

4. China Gas Turbine Establishment, Chengdu, Sichuan 610599, China

5. School of Chemical Engineering, Sichuan University, Chengdu, Sichuan 610065, China

**Abstract:** The geometry of the combustion chamber of aero-engines is complex, and there is a strong nonlinear interaction between turbulence and chemical reactions. It is necessary to characterize the flow, combustion and their interaction with high precision and space-time resolution. At present, numerical simulation of turbulent combustion in the combustion chamber is still very difficult and is one of the bottleneck problems. The AECSC-JASMIN software was jointly developed by the Aeroengine Numerical Simulation Research Center of Beihang University, Beijing Institute of Applied Physics and Computational Mathematics, and the High Performance Numerical Simulation Software Center of the Chinese Academy of Sciences. Coupled with the probability density function transport equation method (TPDF) and JASMIN large-scale parallel computing framework, immersion boundary method and orthogonal uniform structure grid to form a geometric high-fidelity turbulent combustion high-resolution AECSC-JASMIN software. This software was tested with Sandia jet flame, support plate flame and single-head combustion chamber in this paper. Comparing the experimental data, the prediction results of jet and supporting plate flame are consistent with the experimental values, and the average relative error is within 15%. The simulation results of the single-head combustion chamber conform to the physical reality, and the total pressure loss is basically consistent with the experimental value. AECSC-JASMIN software can be used for numerical simulation of high-resolution and high-precision turbulent combustion in complex structures.

**Key words:** Aero engine combustor; Large eddy simulation (LES); Transport probability density function (TPDF); AECSC; JASMIN framework; Numerical Simulation

Received: 2020-11-26; Revised: 2021-01-05; Accepted: 2021-04-07

Foundation item: National Key Research and Development Program of China (2017YFB0202400, 2017YFB0202402)

\*Corresponding author. E-mail: fwang@buaa.edu.cn