

基于 Star-CCM+二次开发的 飞机外流场数值模拟

方莹¹ 李泽伟² 李志茂¹ 刘超¹ 裴后举^{1*}

(1. 上海飞机设计研究院, 上海 201210; 2. 南京机电液压工程研究中心, 南京 210016)

摘要: 为了在飞机气动外形设计中获得较为理想的气动性能, 必须经过多次的几何建模、模型优化、网格划分、CFD 流场数值模拟以及数据采集与分析等过程, 其过程耗时耗力且易出错。以 DLR-F6 翼身组合体为例, 基于 Star-CCM+ 软件对飞机外流场数值模拟流程进行二次开发, 并给出了部分功能的关键代码。二次开发程序包括以下主要功能: 模型导入以及几何处理、网格划分、物理模型选择、边界条件设置、监测点以及监测面设置、计算参数设置以及计算结果查看等等。研究表明, 使用 Star-CCM+ 二次开发的方法可使飞机外流场的数值模拟按照规范而简单的流程进行, 实现一键设置, 提高飞机外流场数值模拟的工作效率, 保证计算精度以及迭代计算结果的一致性, 避免了模拟过程中的遗漏或错误。

关键词: 飞机; 外流场; 数值模拟; Star-CCM+; 二次开发

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

OSID:



0 引言

飞机气动性能是飞机空气动力学的核心问题。在飞机外形设计阶段, 主要关注飞机的升力系数和阻力系数等气动性能评价指标。飞机外流场属于可压缩空气的绕流, 流动尺度大, 雷诺数高, 机翼附近的流场十分复杂。因此, 如何获得理想的气动性能是飞机外形设计的重点及难点。

近年来, 随着计算机技术的发展, 计算流体力学 (computational fluid dynamic, 简称 CFD) 被广泛应用到汽车、航空航天、建筑等领域^[1-2]。文献 [3-6] 对不同飞机的气动特性进行了数值仿真研究。然而, 飞机外形在设计阶段需要不断修改, 传统的手段在模型简化、网格划分、物理模型选择和边界条件设置以及结果后处理等一系列工作中, 需要耗费设计人员大量的时间和精力, 且效率低、易出错^[7]。因此如何快速准确地进行飞机外流场数值模拟是一个非常重要的课题, CFD

软件二次开发为解决这一问题提供了有效途径^[8-11]。

本文以 DLR-F6 翼身组合体^[12-13]为例, 采用 JAVA 语言对 Star-CCM+ 软件进行二次开发^[14-16], 将飞机外流场数值模拟过程按照规范而简单的流程进行, 提高飞机外流场数值模拟的工作效率和计算精度, 保证迭代计算结果的一致性。

1 飞机外流场数值模拟二次开发

1.1 飞机外流场数值模拟流程

图 1 给出了传统的飞机外流场数值模拟的基本流程。在 Star-CCM+ 中进行飞机外流场分析, 至少需要经过以下 10 个步骤: 导入模型、检查模型有效性、创建 PART、分配区域、网格划分、物理模型选择、边界条件设置、创建监测点和监测面、计算参数设置以及计算结果查看。若每次进行飞机外流场分析时都手动进行操作和设置, 将耗费大量的时间和精力, 且容易出错。

* 通信作者。E-mail: peihouju@comac.cc

引用格式: 方莹, 李泽伟, 李志茂, 等. 基于 Star-CCM+ 二次开发的飞机外流场数值模拟[J]. 民用飞机设计与研究, 2023(2): 31-37. FANG Y, LI Z W, LI Z M, et al. Numerical simulation of aircraft outflow field based on secondary development of Star-CCM+ [J]. Civil Aircraft Design and Research, 2023(2): 31-37 (in Chinese).

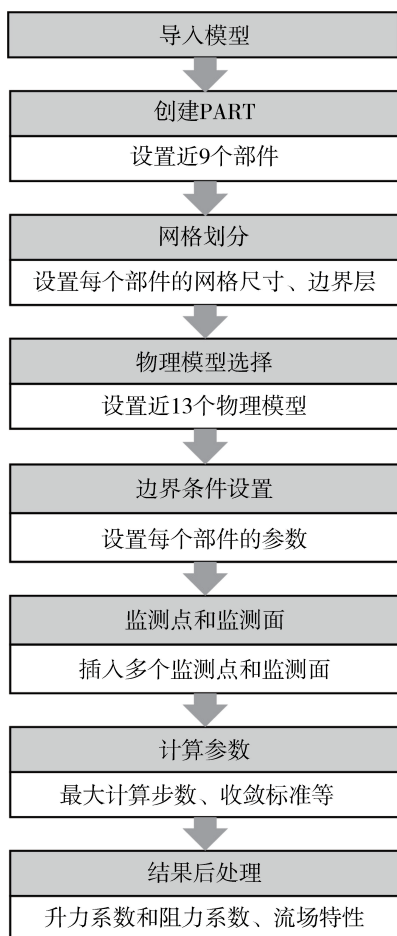


图1 飞机外流场数值模拟流程

1.2 飞机外流场数值模拟二次开发程序

本程序使用 JAVA 语言编写,程序界面如图 2 所示。对 Star-CCM+中需要进行的每个操作和参数设置进行封装,最终实现一键创建和一键设置的功能。

由图 2 所示的飞机外流场二次开发程序界面可



图2 飞机外流场二次开发程序界面

知,程序把传统的飞机外流场数值模拟过程划分为 6 个步骤。图 3 至图 10 分别给出了 6 个步骤的操作界面和关键的代码及其注释。

图 3 为第一步的操作界面,主要用于选择输入文件、创建 PART 和分配区域。此外,还可以通过界面输入的方式设置导入模型时的锐边角(度)以及缝合容差,通常可设置为软件的默认值。



图3 导入模型操作界面

导入模型的部分代码如下:

```
partImportManager _ 0. importCadPart ( path, "
SharpEdges", 30.0, 2, tolerance, false, true, 1.0E-5,
false, false, false, false, false, NeoProperty.
fromString("{ 'STEP\': 0, 'NX\': 0, 'CATI-
AV5\': 0, 'SE\': 0, 'JT\': 0 }"));//path 代表模型存放的地址
```

图 4 为第二步的操作界面,对网格划分的控制参数进行设定,包括体网格生成方式(切割体网格、四面体网格以及多面体网格等)、网格单元的基础

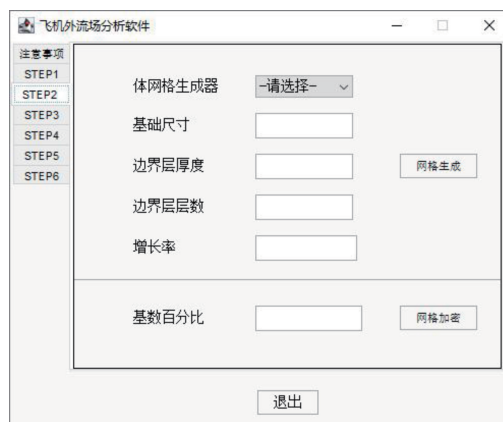


图4 网格生成操作界面

尺寸、边界层厚度、边界层层数以及增长率等。定义完成后用“网格生成”按钮生成网格。若网格质量不满足要求,可以用“网格加密”按钮进行网格加密,加密区域在机身、机翼前缘以及机翼后缘等流动情况较为复杂的部位。

网格生成参数设置的部分代码如下:

```
autoMeshOperation _0. getDefaultValue ( ) . get (
(BaseSize. class). setValue ( Basesize );
```

```
IntegerValue integerValue_0 = numPrism Lay-
ers _0. getNumLayersValue ( ); integerValue_0. get
Quantity ( ). setValue ( Prismlayers );
```

//Prismlayers 代表边界层层数

图5为第三步的操作界面,主要用于物理模型的选择,包括 Time, Material, Flow 等。结合工作中不同的计算场景,将常用的物理模型进行“打包”,实现一键设置。

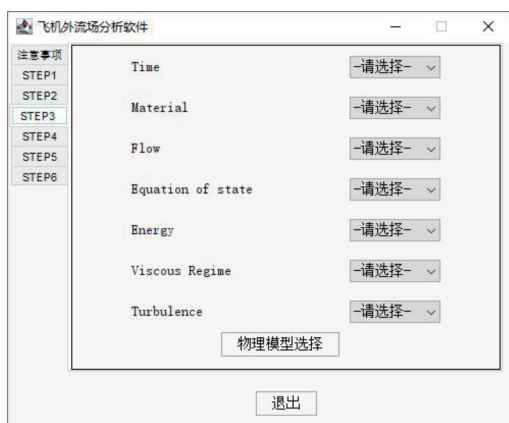


图5 物理模型选择操作界面

物理模型选择的部分代码如下:

```
physicsContinuum_0. enable ( ThreeDimensionalM-
odel. class );//三维
```

```
physicsContinuum _0. enable ( SingleComponent-
GasModel. class );//气体
```

```
physicsContinuum_0. enable ( SegregatedFlowMod-
el. class ); //分离流
```

```
physicsContinuum _0. enable ( ConstantDensity-
Model. class ); //恒密度
```

```
physicsContinuum _0. enable ( SteadyModel. class );
//稳态
```

```
physicsContinuum _0. enable ( TurbulentModel.
class );//湍流
```

图6为第四步的操作界面,用于边界条件设置,

包括速度入口、压力出口、对称面、滑移壁面以及无滑移壁面等。其中,速度入口可设置速度幅值以及攻角。



图6 边界条件设置界面

边界条件设置的部分代码如下:

```
Boundary boundary _1 = region _0. getBoun-
daryManager ( ) . getBoundary ( BoundaryName );//
BoundaryName 表示边界名称
```

```
velocityMagnitudeProfile _0. getMethod ( Consta-
ntScalarProfileMethod. class ) . getQuantity ( ) . setValue
( VelocityValue );//VelocityValue 表示速度值
```

图7为第五步的操作界面,用于生成监测点以及监测面。监测面除了用于计算过程的实时监控,还可作为辅助界面用于显示计算结果,如压力云图、速度云图和流线图等。



图7 监测点和监测面设置界面

图8为第六步的操作界面,用于指定最大迭代步数、初始化以及启动计算,计算完成后可显示飞机表面的压力和速度云图以及流线图,并能够计算

升力系数和阻力系数等气动性能指标。



图 8 结果后处理界面

2 应用实例

为进一步验证和说明本文飞机外流场数值模拟二次开发程序的可靠性,选取 DLR-F6 翼身组合体构型(如图 9 所示)为研究对象进行验证。DLR-F6 翼身组合体是由德国宇航院(DLR)设计的现代运输机典型巡航构型,该构型由机翼和机身两个部分组成,作为标准模型在 Drag Prediction Workshop (DPW)会议上被多次使用,拥有大量的数值仿真数据^[17-18]。本文在进行计算时,边界条件和湍流计算模型根据官方公布的巡航条件设定^[19]。其中,湍流模型采用 SA 湍流模型,远场马赫数为 0.75。

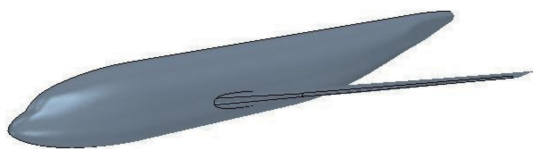


图 9 DLR-F6 翼身组合体构型

2.1 网格自动划分

使用 Star-CCM+软件自带的网格划分模块进行网格划分,整个计算域包含六面体和多面体混合网格。其中,流场区域采用多面体网格,机身表面添加六面体网格作为边界层。边界层厚度、边界层层数可分别参考公式(1)和公式(2)计算获得。

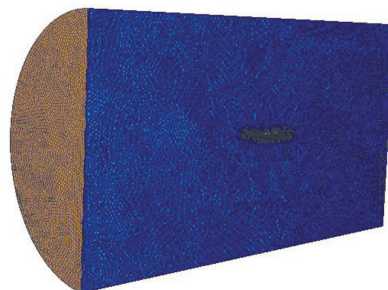
$$\delta_{\text{tot}} = 0.37L_c \cdot Re_x^{-0.2} \quad (1)$$

式中, δ_{tot} 表示边界层的厚度; L_c 表示特征长度; Re_x 表示雷诺数。

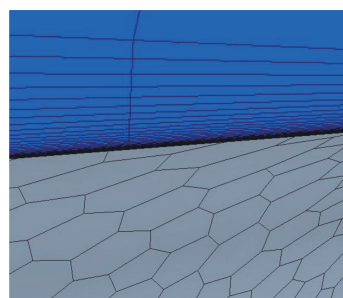
$$N = \frac{\log((\delta_{\text{tot}}/\delta_0)(r-1)+1)}{\log(r)} \quad (2)$$

式中, N 表示边界层的层数; r 表示增长率。外气动计算一般推荐增长率在 1.2~1.3 之间,本文取 1.2。

流体区域以及机身表面的网格如图 10 所示。



a) 计算域整体网格



b) 机身边界层网格

图 10 计算域及机身边界层网格

2.2 数值计算方法

在飞机相关的流动现象中,多数情况下马赫数 $Ma > 0.3$,可认为流体是可压缩的。其中 $Ma = V/a$, V 为流体运动速度, a 为当地声速。马赫数越大,流体的可压缩性越强。

利用 CFD 方法分析飞机的外流场时,需求解流体力学的三个基本方程。当流体可压时,三个基本方程可表示为:

连续性方程^[20]:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot \rho \mathbf{V} = 0 \quad (3)$$

式中, ρ 为密度; t 为时间。

动量方程^[21]:

$$\rho \frac{du_i}{dt} = \rho f_i - \frac{\partial p}{\partial i} \quad (4)$$

式中, u_i 为微元体速度分量; f_i 为微元体受到的外力分量; p 为微元体控制面上受到的表面应力。

能量方程^[22]:

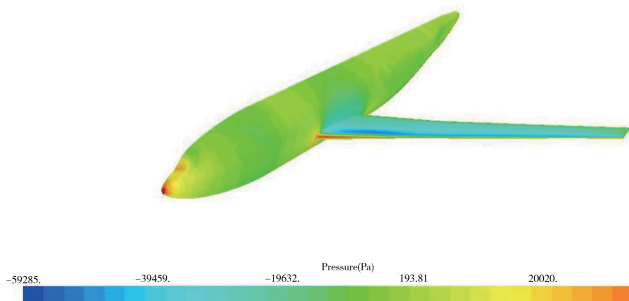
$$\rho \frac{d(e + V^2/2)}{dt} = \rho \dot{q} - \nabla \cdot p \mathbf{V} + \rho(f \cdot \mathbf{V}) \quad (5)$$

式中, e 是内能。

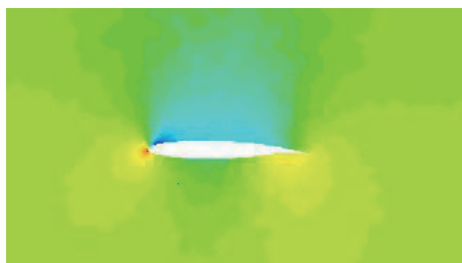
在之前的研究中, $k-\varepsilon$ 湍流模型被证实在飞机气动性能数值仿真计算方面具有较高的精度^[23],因此本文选择 $k-\varepsilon$ 湍流模型作为本文所开发程序的默认湍流模型。

2.3 计算结果获取

计算收敛后,进行第六步的操作,查看计算结果。图11给出了DLR-F6翼身组合体表面压力分布云图。



a) 机身表面压力云图分布



b) 机翼截面压力云图分布

图11 DLR-F6翼身组合体表面压力分布云图

此外,使用本文二次开发的程序计算得到的阻力系数为0.029 75,DPW官方公布的阻力系数为0.029 5,误差仅为0.8%,小于DPW官方允许的最大误差 $\pm 1.3\%$ 。为进一步验证本文所开发程序的可靠性,选择机翼展向站位表面压力分布进行分析。机翼不同展向站位表面压力分布能够较为直接地体现DLR-F6翼身组合体构型的气动特性和流动特性。将试验数据和利用本文所开发程序得到的数值仿真数据进行对比分析,能够充分说明本文方法的可靠性和准确度。

图12给出了机翼0.15展向站位压力分布情况。由图12可知,在机翼下表面,本文所开发程序计算得到的压力分布具有很好的一致性,且与试验结果吻合良好;在机翼的上表面,由于流动的复杂性,计算结果和试验结果存在一定的偏差。结合阻

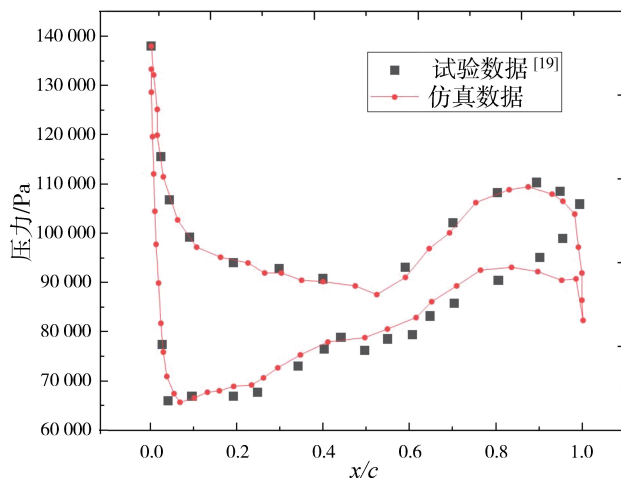


图12 机翼0.15展向站位压力分布

力系数的计算结果和机翼展向站位压力分布计算结果,本文飞机外流场数值模拟二次开发程序具有较高的可靠性。

3 结论

以DLR-F6翼身组合体为例,基于JAVA语言,本文完成了Star-CCM+软件的二次开发工作,将飞机外流场数值模拟流程程序化,实现了模型导入、网格划分、物理模型选择、边界条件设置以及结果后处理等过程的一键操作。与传统的分析流程相比,极大地缩短了研究周期,提高了工作效率。同时,该方法将CFD仿真计算过程中的关键参数设置操作固化,减少了人工操作过程中的非主观错误,保证了迭代计算结果的一致性。本文所提出的方法具有一定的通用性,可推广至其它CFD计算过程中。

参考文献:

- [1] 李佳佳. 基于CFD的油箱燃油晃动数值模拟[J]. 机械工程师, 2018, 329(11): 129-130; 134.
- [2] KIM Y, KANG E, AHN H. Numerical simulation for transonic wing-body configuration using CFD[J]. Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, 2017, 45(3): 233-240.
- [3] 夏明,袁昌运,巩文秀,等. 鸭翼对BWB飞机低速纵向气动特性的影响[J]. 空气动力学学报, 2020, 38(5): 1004-1010.
- [4] 任智静,王旭,刘文法. 前掠翼布局中鸭翼气动影响的数值模拟[J]. 航空学报, 2010, 31(7): 1318-1323.
- [5] 王晓璐,吴登宇,苗楠,等. 双尾撑布局飞机气动特

- 性计算分析[J]. 飞行力学, 2020, 38(4): 7-10;21.
- [6] 熊磊, 刘洋, 毛俊. 大型运输类飞机后缘襟翼气动载荷特性分析[J]. 空气动力学学报, 2017, 35(3): 399-403.
- [7] 战翌婷. 船舶数字化设计软件平台关键技术研究[D]. 大连: 大连理工大学, 2008: 5-13.
- [8] 吕鸿斌, 刘启媛, 陈江平. 基于 Star CCM+二次开发插件的车室热舒适性分析[J]. 机电一体化, 2019, 25(4): 3-7.
- [9] 黄平慧. 基于 STAR-CCM+二次开发的进气歧管流动噪声分析[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2014: 12-14.
- [10] 周建军, 杨坤, 江兴贤. 基于 Star-CCM+二次开发的整车外流场数值模拟[J]. 北京汽车, 2011(1): 8-10.
- [11] 崔永龙, 裴后举, 吴博宇, 等. 基于 CATIA 的 NACA 进气口参数化建模[J]. 航空计算技术, 2020, 50(2): 68-71.
- [12] FANG H, ZHANG H, SHAN F, et al. Efficient mesh deformation using radial basis functions with a grouping-circular-based greedy algorithm[J]. Journal of Computational Physics, 2021, 433(1): 110200.
- [13] 张宏, 颜洪. DLR-F6 复杂组合体跨声速阻力计算研究[J]. 哈尔滨工程大学学报, 2013, 34(3): 325-331.
- [14] 赵林建, 陈小星. 基于 STAR-CCM+的拖体水动力特性仿真计算[J]. 军民两用技术与产品, 2016(18): 116-117.
- [15] 陈威. 一型观光潜艇总体设计与风险分析[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2019: 65-67.
- [16] 张永涛, 傅慧萍, 杨炎华. 波流及自由面对跨海桥隧预制结构水动力性能影响的数值分析[J]. 上海交通大学学报, 2013, 47(10): 1525-1531.
- [17] LAFLIN K R, KLAUSMEYER SM, ZICKUHR T, et al. Data summary from second AIAA computational fluid dynamics drag prediction workshop[J]. Journal of Aircraft, 2005, 42(5): 1165-1178.
- [18] VASSBERG J C, TINOCO E N, MANI M, et al. Comparison of NTF experimental data with CFD predictions [C]//The third AIAA CFD drag prediction workshop, 26th AIAA Applied Aerodynamics Conference. August 18-21, 2008, Honolulu, Hawaii. New York: the American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2008.
- [19] MAY G, WEIDE E V D, JAMESON A, et al. Drag Prediction of the DLR-F6 Configuration [C]//42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, January 05-08, 2004, Reno, Nevada. New York: the American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2004.
- [20] KISHORE N, GU S. Momentum and heat transfer phenomena of spheroid particles at moderate Reynolds and Prandtl numbers[J]. International Journal of Heat & Mass Transfer, 2011, 54(11-12): 2595-2601.
- [21] CHORIN A J. Numerical solution of the Navier-Stokes equations[J]. Computational Fluid Mechanics, 1968, 22(104): 745-762.
- [22] 约翰 D. 安德森. 计算流体力学基础及其应用[M]. 北京: 机械工业出版社, 2007: 2-3.
- [23] LIU C, PEI H J, CHEN C D, et al. Effect of geometric parameters on performance of rectangular submerged inlet for aircraft[J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 38(6): 984-992.

作者简介

方莹女, 硕士, 工程师。主要研究方向: 客机环境控制系统、高低压管路设计。E-mail: fangying1@comac.cc

李泽伟男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 人机与环境工程。E-mail: lizw1@neias.cn

李志茂男, 硕士, 研究员。主要研究方向: 客机环境控制系统、客机冲压空气系统集成设计。E-mail: lizhimao@comac.cc

刘超男, 硕士, 研究员。主要研究方向: 客机环境控制系统、高低压管路设计。E-mail: liuchao@comac.cc

裴后举男, 博士, 工程师。主要研究方向: 大型客机环境控制系统、高低压管路设计。E-mail: peihouju@comac.cc

Numerical simulation of aircraft outflow field based on secondary development of Star-CCM+

FANG Ying¹ LI Zewei² LI Zhimao¹ LIU Chao¹ PEI Houju^{1*}

(1. Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China;
2. AVIC Nanjing Engineering Institute of Aircraft System, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to obtain an ideal aerodynamic performance in the aircraft aerodynamic shape design, it is necessary to go through multiple processes such as geometric modeling, model optimization, meshing, numerical simulation, and data acquisition and analysis, which are time-consuming, labor-intensive and error-prone. Therefore, this paper takes the DLR-F6 wing-body as an example, the numerical simulation process of aircraft outflow field was re-developed based on Star-CCM+ software, and the key codes of some functions were given. The program includes model import and geometric processing, meshing, physical model selection, boundary condition setting, monitoring point and monitoring surface setting, calculation parameter setting and calculation result viewing, etc. The results show that the method of Star-CCM+ re-development in this paper can make the numerical simulation of aircraft outflow field conduct in order and in regular, realize one-key setting, improve the efficiency of the numerical simulation of aircraft outflow field, ensure the accuracy of calculation and the consistency of the iterative calculation the results, and avoid the omission or mistakes in the simulation process.

Keywords: aircraft; outflow field; numerical simulation; Star-CCM+; secondary development

* Corresponding author. E-mail: peihouju@comac.cc