

南京航空航天大学
第三届研究生学术会议

论文集

上册

南京航空航天大学校团委
主办 南京航空航天大学研究生院
南京航空航天大学研究生会

二〇〇一年十月·江苏南京

南京航空航天大学

第三届研究生学术会议

论文集

南京航空航天大学校团委

主办 南京航空航天大学研究生院

南京航空航天大学研究生会



30896875

二〇〇一年十月·江苏南京

校党委书记谭振亚教授

为南京航空航天大学第三届研究生学术会议题词

钻研科学乐
此限且多桃
李芳满园

谭振亚

校长胡海岩教授

为南京航空航天大学第三届研究生学术会议题词

宏扬科学精神

繁荣南航文化

胡海岩

二零零一年九月

南京航空航天大学第三届研究生学术会议

论文评审专家组

(以姓氏笔划为序)

干敏梁	于盛林	万晓冬	王友仁	王惠南
邓智泉	左洪福	叶文华	叶尔骅	付铅生
刘 苏	刘 渝	刘益平	刘颖范	朱金福
吉志洪	吉洪湖	乔 新	安鲁陵	江 驹
余德义	吴 平	吴永健	吴庆宪	李桥梁
李 南	李 俊	张育平	张靖周	谷嘉锦
陆宇平	汪叔华	沈春林	杨 明	陈 伟
陈仁文	陈炳发	陈富林	罗贵火	周洁敏
周 波	周燕飞	周建江	胡明华	胡育文
胡寿松	顾其威	徐国跃	徐 强	夏洪山
殷洪友	梁大开	黄圣国	曹锬生	龚华军
龚春英	韩松林	谢少军	蒋 璇	潘 军
潘银良	廖文和	戴 华	戴 勇	戴嘉尊
欧阳祖行				

南京航空航天大学研究生会

二〇〇一年十月

序

在人类步入 21 世纪的时候，我们迎来了知识经济的大潮。世界各国纷纷采取有力的对策，迎接知识经济时代的挑战。党中央、国务院也相继出台一些重大举措，决心切实将“科教兴国”落到实处。江总书记多次谈到知识经济，反复强调“创新”的重要，他指出：“创新是一个民族进步的灵魂，是国家兴旺发达的不竭动力。”

新时代的大学教育要勇敢担负起培养创新人才和参与知识创新的重任，主动迎接知识经济的挑战，在教育各个领域进行全面的创新。作为全国知名、国家“211”工程重点建设学校，南航也已进入一个全新的发展时期。为弘扬本届会议主题“崇尚科学,追求真知,勇于创新,勤奋学习”，在成功举办两届的基础上，第三届研究生学术会议如期圆满地召开了。

研究生是未来社会发展的生力军，是祖国和民族的希望。衷心希望我校广大研究生立足现实、勤奋学习，做信息时代的主人，成为敢于创新、善于创新的一代新人！

伍贻光

二〇〇一年十月

前 言

经过数月的组织、筹划，南京航空航天大学第三届研究生学术会议终于拉开了帷幕。作为南航第三届科技节的重要组成部分，第三届研究生学术会议以“崇尚科学，追求真知，勇于创新，勤奋学习”为主题。

江总书记在九届全国人大一次会议上指出“到建国一百年时，中华民族将实现伟大的复兴，实现这个复兴，要靠科学技术的创新，靠全民族的创新意识和创新精神。归根到底还要靠具备创新精神和创造能力的人才。”研究生教育担负培养创新人才的重任，这次学术会议为创新人才的脱颖而出提供了舞台，对研究生教育模式的改进起了一定作用。

本次学术会议从三月份开始筹备，会议得到了学校及研究生院有关领导的高度重视，以及全校广大博士、硕士研究生的广泛参与和大力支持。本次学术会议共征集稿件 280 余篇，与往届相比，稿件在数量上，质量上都上了一个新的台阶，显示了我们研究生队伍的壮大以及研究生科研能力的提高。这次学术会议的成果就汇编成了这本学术论文集。论文作者通过自己的观察与思考，对当前学术的前沿问题作了深入浅出的分析、探讨，有的提出了自己的新观点，有的提出了一些问题的对策和建议，有比较高的学术价值。当然，论文中许多观点还有不成熟之处，欢迎大家批评指正。

南京航空航天大学研究生会
二〇〇一年十月

南京航空航天大学第三届研究生学术会议论文集(上册)

目 录

◇横流风机流场与声场综合研究用的装置的建立.....	田 春 (1)
接触间断捕捉的虚拟流动 (GHOST FLUID) 方法.....	姜 洋 (3)
飞机操纵系统仿真中传动比的分析与计算.....	李清毅 (7)
某航空发动机复合材料机闸不同载荷下的屈曲行为的研究.....	齐红宇 (12)
一种应用于旋转部件温度测试的无线传送和接收系统.....	张 勃 (17)
用 Fluent 软件对冲击冷却流场与温度场的数值模拟.....	周 序 (21)
涡轴发动机飞行载荷谱分析.....	华先铎 (26)
航空发动机载荷谱数学模型的建立与仿真.....	孙志刚 (30)
纵向波纹通道换热特性的研究.....	陆永华 (34)
◇一种基于遗传算法的智能火力飞行综合系统研究.....	金贤坤 (39)
◇突防航迹在线优化的一种新方法.....	刘国刚 (44)
◇一种新颖的开关型功率放大器.....	周大可 (49)
◇一种基于 LMI 的 H_{∞} 飞行控制器设计.....	代世俊 (53)
高速公路收费站行使车辆检测器研制.....	刘新峰 (58)
嵌入式 ARINC429 通信板的使用.....	王小兵 (62)
单天线 GPS 在飞行器姿态确定中的应用.....	刘大军 (65)
飞机电气负载智能管理技术的研究.....	傅大丰 (70)
基于单片机和 D/A 的正余弦变压器.....	齐少敏 (75)
一种基于 CCD 摄像技术的目标信息提取的研究.....	罗荣海 (79)
锁相环和卡尔曼滤波.....	刘剑慰 (83)
基于 CORBA 的无人机碰撞检测.....	解文琳 (88)
虚拟现实技术在飞行仿真可视化中的应用.....	王华清 (92)
数据库的新发展——内存数据库及相关技术概述.....	梁 玢 (96)
对于无人机地面检测技术软件设计部分的研究.....	范莉莉 (101)
空域设计评估中安全间隔的建模与算法初步研究.....	蔡东闽 (106)
世界精确制导技术发展综述.....	刘庆华 (111)
GPS/DR 车辆导航及监控的工程实现研究.....	赵文浩 (114)
纸币字符读入识别系统.....	周翟和 (119)
基于 VXI 总线的测试系统.....	杨 丽 (123)
带二维视图显示的炮弹弹着点被动定位系统设计.....	储剑波 (126)
采用加速度计的车辆航位推算导航系统研究.....	柏 菁 (129)
地形匹配技术在低空突防中的应用.....	徐春春 (134)
通过网络传输 GPS 数据.....	王德盛 (139)
基于 VISA 库的任意波形发生器驱动程序的开发.....	侯 庐 (143)
VC++多视图/OpenGL 多绘图区实现技术剖析.....	王国峰 (147)
ARINC429 总线卡动态链接库的使用.....	张志培 (152)
用 FPGA 实现 BCH 解码器.....	潘 军 (156)
主动磁悬浮轴承在高速离心干燥机中的应用.....	张小建 (161)
CORBA 中的组件技术.....	薛建江 (165)

直流供电系统在线检测装置设计.....	张敏华 (168)
网卡的直接编程.....	张 毅 (173)
基于多小波变换的图像压缩算法.....	沈绍清 (178)
◇基于 iMAN 的 CAPP 系统的实现.....	晏志军 (183)
◇基于 LINUX 的小型 CNC 系统研究与开发.....	张春晓 (187)
◇面向敏捷制造的网上采购招标系统建模级评定算法研究.....	王传喜 (191)
◇关于建立我校现代远程教育系统的若干想法.....	田 宏 (196)
基于改进的 Phong 方法的多边形内部高光模拟.....	潘基斌 (201)
UG 应用中用户界面的定制.....	陈官海 (204)
基于 ROUGH 集的血站血源库的数据简化.....	郭大群 (208)
基于 DFMC 产品设计业务流程的总体设计.....	叶文华 (211)
全对称平面三自由度并联机床位置分析.....	丁学明 (216)
基于协同式工作环境的线性把版本管理的实现.....	郭修全 (220)
PDM 系统中人员管理模型的建立.....	马 犇 (224)
磁悬浮轴承控制数据分析系统的研究.....	孔安宁 (229)
基于 INTERNET 的 ERP 系统的探讨.....	郭 魂 (233)
飞机电气系统的 CAD/CAM/CAT 信息集成.....	何文科 (237)
OLAP 在面向敏捷制造的决策信息系统的研究与应用.....	刘振涛 (240)
集成制造车间生产控制的小型 DNC 系统技术研究.....	范兴柱 (244)
基于 WEB 的设计图档审批流程系统.....	李继斌 (248)
武器装备集成故障系统的研究.....	王金伟 (252)
高速切削加工技术的研究与发展.....	陈建满 (257)
RP 和 HSC 技术在快速模具制造中的应用.....	徐 锋 (260)
基于径向排列约束的 CCD 摄象机标定.....	路元刚 (263)
如何在 OSF/Motif 中利用 OpenGL 进行三维图形建模.....	孙卫祥 (268)
基于 CORBA 的分步式 RP 控制系统设计和实现.....	王 坤 (271)
钻削加工定位精度分析.....	徐年富 (275)
EACVD 法金刚石成膜技术及其 PLC 控制.....	吴海兵 (278)
深冷处理对 W6Mo5Cr4V2 钢刀具性能的影响.....	王道林 (282)
电火花间隙检测的串口通讯技术.....	黄国勇 (285)
自动铺丝束技术及其研究现状.....	邱伟娟 (289)
◇飞行间隔数学模型的初步研究.....	胡 军 (292)
◇用 VISUAL C++实现微机与单片机的串行通信.....	刘海春 (297)
A*算法在航路变更问题中的应用.....	宋 柯 (300)
基于微机的塔台管制模拟系统的设计与开发的研究.....	樊书芳 (304)
自适应主动噪声控制系统设计.....	林 刚 (309)
跑道容量模型.....	蒋 兵 (314)
航空发动机维修成本的影响分析.....	倪 凯 (319)
多层结构的电子商务平台构建技术研究.....	凌 晋 (323)
基于 CORBA 的数据库访问技术.....	李新林 (328)
◇映射的 Morse 等式.....	张宇光 (332)
◇一类不可微问题的信赖域方法及其收敛性理论.....	林 军 (337)
◇互补问题概述.....	袁 泉 (342)
用任意拉格朗日——欧拉方法求解流体力学方程组.....	王东红 (346)

平面图案映射到球面的实现.....	刘 浩 (351)
算符运算静近似方法在非谐振子系统中的应用.....	彭润玲 (355)
用 CHEBYSHEV 多项式加速的字空间迭代法.....	赵中华 (359)
对流扩散方程的有限体积元素法的多重网格算法.....	赵欣苑 (364)
关于一个退化抛物方程解的极大值点的注记.....	杨秀绘 (369)
Leontief 型投入产出方程扰动问题的若干结果.....	陈富军 (373)
◇中小企业与电子商务.....	王建良 (377)
◇试论飞机融资租赁的成本控制.....	刘晓芳 (381)
基于 WEB 的第三方物流管理信息系统的开发设计.....	王 斌 (386)
呼叫中心和客户关系管理.....	孙向海 (390)
面向用户的网络计划.....	王 芳 (394)
谈谈供应链管理.....	阎宜瑞 (399)
◇略论高科技企业员工的激励约束机制.....	戴 芸 (402)
◇关于企业兼并中文化重构的几点思考.....	陈亚军 (406)
两岸政治与经济关系的博弈分析.....	庞小燕 (410)
当代国际形势下的妇女人权状况.....	唐艺蕾 (414)
国有股减持方式评析及改进建议.....	刘 敏 (419)
我国高技术风险投资的问题及对策建议.....	谢春汛 (422)
略谈“台湾问题”与日本.....	朱 婷 (426)

注：◇表示为优秀论文

横流风机流场与声场综合研究用的装置的建立

田春 张强 谷嘉锦

(南京航空航天大学航空宇航学院, 南京 210016)

摘 要 基于国内外空调器横流风机流场与声场的有关标准, 本文最新研制了用以优化和评价空调器横流风机性能的流场显示装置和流量、噪声同步实验装置, 并阐明了它们设计中的考虑及其用途。

关键词 横流风机 流场显示 噪声测量

1 引言

随着对空调器噪声的限制, 使得横流风机流动噪声的研究变得越来越重要, 但考虑到这类噪声研究的复杂性 (既要使噪声降低又要保证其流动性能), 因此有必要对空调器横流风机的流场和声场进行综合的研究。目前国外已有相应的试验装置用于这方面的研究。鉴于国内对空调器的自行设计才刚起步, 有必要研制一种经济实用的用于流场显示和流量、噪声同步实验装置。本文所研制的流场显示装置可通过观察烟谱图来研究横流风机系统流场的旋涡方式和流动情况, 并采用横流风机流量、噪声同步实验装置同步测量横流风机在给定转速下的流量、压力、所耗功率、效率及其相应的噪声声压级等有关参数, 从而达到对空调器产品进行优化设计和对其成品进行评估的目的。

2 空调器横流风机模型简介

横流风机模型是用于研究其通风性能及其噪声水平的试件。根据研究的需要常选用三类横流风机模型即二元模型、三元模型和成品原型。二元模型是指其贯穿风轮的流场为二元流场并是一种供风轮横截面方向流场显示用的模型。它是取自横流风机横截面方向的一片实体, 包括叶轮、蜗舌和蜗壳, 省略了其他部件, 其中蜗壳的形状、叶轮和蜗舌的间距可以改变, 目的是找出流场与声场品质比较好的最佳蜗壳线型。三元模型是指其贯穿风轮的流场为三元流场, 并与二元模型相同, 在实验过程中通过改变叶轮同蜗舌的间距及蜗壳的外型寻找在某给定流量下的通风性能和噪声水平较为合适的最优结构参数。成品原型将在横流风机流量、噪声同步实验装置中进行标定。

3 流场显示装置的研制

流场显示装置是横流风机流场和声场综合研究用的实验装置。它的主要功能是用于观察横流风机各种结构参数下所对应的贯穿整个风轮的烟谱图 (结构参数可通过改变蜗壳外型、风轮与蜗舌的间距等来调节), 从而达到在理论设计的基础上优化横流风机结构参数的目的。为了便于流场显示, 该装置选用横流风机的二元模型作为其流场和声场综合研究的对象, 并将其与装置本体和发烟系统安装在同一体中, 参见图1。

关于流场显示装置研制中的关键技术问题有如下几点:

1) 二元模型的流道宽度的选择。它应根据横流风轮叶栅结构来定, 一般对叶栅结构在轴向变化较大的横流风轮来说应选择较小的流道宽度, 这样才能作为二元模型, 否则将作三元模型处理。

2) 蜗壳线型的调节。为了操作方便选用了有弹性的不锈钢薄片作为蜗壳型面。其蜗壳的基准曲线是由生产厂家提供的理论设计蜗壳曲线, 在此基础上, 可通过调节螺杆来改变蜗壳的线型。

3) 蜗舌与风轮的间距的调节。由于叶片尾迹的存在, 非常接近于叶轮出口处的周向速度分布呈现出最大、最小值。在这一区域放置蜗舌将产生强的压力脉动, 因而形成了叶片通过频率和其谐波的有效声辐射。而且蜗舌接近叶轮将周期性地阻塞两叶片间的流动。不稳定的流动建立起不稳定的叶片力, 这种力是叶轮产生离散噪声的一个原因。通过调节蜗舌与风轮的间距, 观察蜗舌区的烟谱图, 运用涡声理论来找出合适的间距^[1]。

4) 发烟器的选用。除考虑到横流风机系统易受酸碱污染还应考虑到它的操作方便性, 本装置选用了台湾生产的舞台美术使用的发烟器。

5) 发烟排管的设计。由于舞台美术用发烟器喷出的是紊流烟团, 显然这是不符合横流风机入口层流烟流的要求。因此必须设计发烟器末端发烟排管并将其放置在横流风机入口前方的适当位置, 使进入横流风机的烟流为细而长的烟丝, 这样烟谱图才能真正反映风机系统的流场情况。

6) 辅助风机系统。流场显示装置的末端为一个流量可以调节的辅助风机系统, 以保持风机出口处的压力为环境大气压 (空调器室内机组的正常工况)。

4 横流风机流量、噪声同步实验装置的研制

它与流场显示装置一样,也是供横流风机流场和声场综合研究用的实验装置。两者所不同的是流场显示装置所提供的烟谱图仅能预测横流风机的通风性能和噪声产生机制(如涡-声换能、旋涡阻力损耗等),而不能反应横流风机在给定转速下的实际流量和噪声水平。因此有必要研制横流风机流量、噪声同步实验装置。本装置由三元模型(或成品原型)、装置本体以及流量、噪声同步分析系统组成(图2)。关于该装置的研制主要作了如下考虑:

1) 三元模型的功能设计。与二元模型类似,可以方便地调节风轮同蜗舌的间距及蜗壳的线型,以便实时对不同结构参数下的流量和噪声进行同步评估;

2) 噪声测量用装置前体的设计。为了获得横流风机的噪声数据,本装置的前体为一个较大的消声大室,大室的侧壁和底部均内敷200mm的吸声材料以消除大室中声波的反射和混响。

3) 流量测量用装置后体的设计。本装置采用节流流量法测量横流风机的流量,其节流喷管及前体和后体的尺寸参照了GB1236-85通风机机械空气动力学试验^[2]和GB/T7725-1996国标^[3]的相关标准。

4) 末端辅助风机方面的考虑。辅助风机的流量应与横流风机的流量相匹配,其流量采用交流变频器,根据不同横流风机的流量实时调节,以保证前体大室内的静压为当地大气压,即保证三元模型在前体大室内与在房间内的工况相同。另外,辅助风机噪声的前传会影响大室内的噪声测量数据,因此在辅助风机的前后加了进口与出口消声器。

5) 流量、噪声同步测试系统。该测量系统是以HKC-8500工控机为中心的数据采集及实时分析系统,它主要用于测量空调器用风机在给定转速和大气压下的流量、所耗功率、效率及其相对应的噪声。

5 结论

通过本装置的研制得出如下结论:

1) 该流场显示装置和流量、噪声同步实验装置目前已用于空调器新产品的开发,经试验已达到了预期的效果。

2) 由于国内对空调器的自行设计才刚起步,这种经济实用的装置比较容易推广使用。它是研究空调器通风性能和噪声水平的有效的辅助手段。

3) 该装置对今后开发轴流风机、离心风机和斜流风机流量、噪声同步实验装置具有重要的参考价值。

参考文献:

1. Neise, W., 离心风机降噪方法述评 Journal of Engineering for Industry, Vol. 104, 151-161, 1962.
2. GB/1236-85, 中华人民共和国国家标准 通风机空气动力学性能试验方法
3. GB/T7725-1996, 中华人民共和国国家标准 房间空气调节器

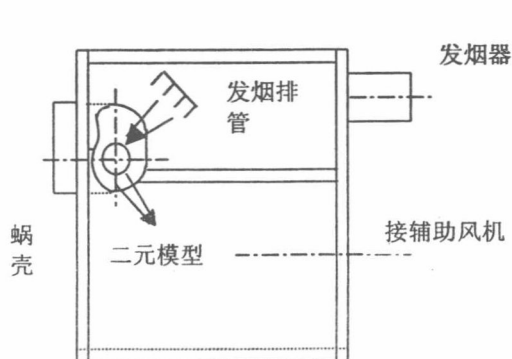


图1 流场显示装置

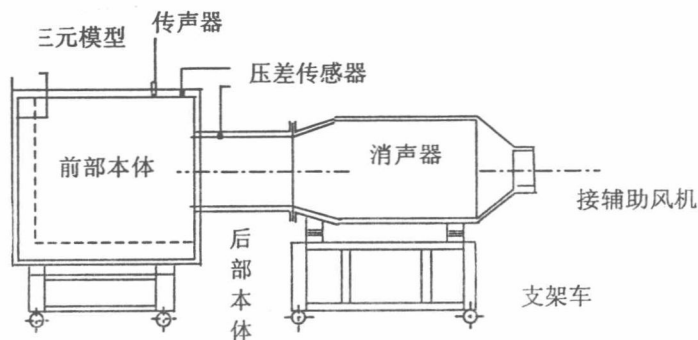


图2 流量、噪声同步实验装置

接触间断捕捉的虚拟流动 (GHOST FLUID) 方法

姜洋 赵宁

(南京航空航天大学航空宇航学院空气动力学系, 南京 210016)

摘要 本文应用的 ghost fluid 方法, 并以具有高分辨率的守恒型差分格式为基础, 对由 R-M 不稳定性引起的接触间断的运动作出数值模拟, 并利用 level set 函数对界面进行了有效的捕捉。

关键词: ghost fluid 方法 level set 方法 等压装配法

1. 引言

Richtmyer-Meshkov 不稳定性的能量来自一道激波和一道穿越激波后流体状态发生跃变的接触面之间的作用。即指受扰动的两流体交界面受到冲击波作用时扰动将发展, 界面将失稳, 两种物质将发生湍流混合。在界面不稳定性的研究中, 最核心的是运动界面的精确捕捉。本文所述的 ghost fluid 方法是一种有效的方法, 它使用 level set 函数来精确捕捉界面, 具有很大的优越性。

2. 数值方法

2.1 问题的提出

本文所研究的问题是模拟一个管道中, 两种不同流体的交界面在激波作用下的发展情况, 见图 2.1, 本章采用 ghost fluid 方法来求解该问题, 下面将对其详细介绍。

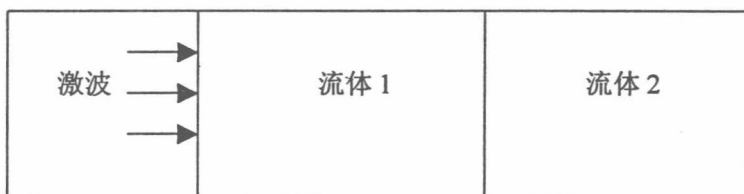


图 2.1

2.2 数值方法

为了解二相流问题, 首先我们定义 level set 函数为光滑的带符号的距离函数 ϕ , 该函数的零值标志着界面所在位置, 而其正负值则分别代表界面两侧的流体 1 和流体 2, 每一种流体都满足 Euler 方程。为了解 level set 方程和对应于两种不同流体的两个 Euler 方程, 则要在计算区域上定义虚拟流体, 使得每一个格点上包含了存在于该点上的真实流体的质量, 动量和能量 (根据 level set 函数的符号), 也包含了并不存在于该点上的虚拟流体的质量, 动量和能量 (实际上存在于界面的另一侧)。一旦虚拟流体定义了之后, 即可在每个格点上分别对于两种流体使用标准方法^[6]来求解 Euler 方程, 从而获得两组解。然后用真实流体的速度推进 level set 函数至下一时间步, 该函数的符号决定所得的两组解在每一个格点上哪些有效, 保留有效值, 这样, 在每一个格点上实际仍只定义了一种流体。然后, 定义新的虚拟流体, 再重复以上过程。

2.2.1 定义虚拟流体

不妨先考虑一维情况。为了定义某个区域内的虚拟流体, 首先要定义三个物理量, 可以选择压强和速度作为其中的两个。因为压强和速度在穿越交界面时是连续的, 所以可令虚拟流体的压强和速度值等于真实流体的值。接着可选熵为第三个量, 但熵在交界面上是不连续的, 当将标准的有限差分格式应用于不连续函数时, 会因截断误差大而产生错误结果。为了消除数值方法的耗散误差, 我们对熵进行一侧外插。用对熵的一侧外插来定义虚拟流体可以创造出一个连续的熵面, 从而消除因数值耗散而产生的大误差。另外我们也可以

选择其他量来在接触间断上进行外插，但需注意，选择不同的量会产生不同程度的‘overheating’误差。这样，我们就获得了一维情况下虚拟流体的压强，速度和熵值。

在二维情况下，我们需要处理更多变量，还要确定外插的方向。为了定义虚拟流体，我们采取等压装配方法：

利用 level set 函数 ϕ ，可以定义每个格点的单位法向量：

$$\bar{N} = \frac{\nabla \phi}{|\nabla \phi|} \quad (2.1)$$

然后求解在法方向上定常外插的偏微分方程：

$$I_t \pm \bar{N} \cdot \nabla I = 0 \quad (2.2)$$

I 即等压装配变量，可选其为熵。法向量 $\bar{N}$ 通常从负流体指向正流体。在方程 (2.2) 中用 ‘+’ 号去求解在 $\phi > 0$ 的区域中 I 的虚拟值，而保持 $\phi < 0$ 区域真实流体的 I 值不变。相似的，用 ‘-’ 号去求解在 $\phi < 0$ 的区域中 I 的虚拟值，而保持 $\phi > 0$ 区域真实流体的 I 值不变。由此可以求出虚拟流体的 I 值。

同时，为了更好的消除交界面附近的‘overheating’误差，还需将等压装配应用于邻近界面的真实流体，即在 (2.2) 中使用 ‘+’ 号求解时，令 $\phi < -\varepsilon$ 的区域内 I 的真实流体值不变，使用 ‘-’ 号时令 $\phi > \varepsilon$ 的区域内 I 的真实流体值不变， ε 是我们运用等压装配所需的邻近界面的一段网格的厚度，可取 $\varepsilon = 1.5\Delta x$ 。

定义了虚拟区域上的速度，压强和密度之后，即可求解 Euler 方程了。

2.3 Level Set 方程的求解

Ghost fluid 算法解二相流问题关键一步在于如何确定物质界面。用二维 level set 方程即：

$$\phi_t + u\phi_x + v\phi_y = 0 \quad (2.3)$$

描述接触间断的运动。此外，为了保持 ϕ 始终为一距离函数，还需用下面的方程对其进行重新初始化：

$$\phi_t + S(\phi_0) \left(\sqrt{\phi_x^2 + \phi_y^2} - 1 \right) = 0 \quad (2.4)$$

下面介绍如何求解这两个方程的数值方法。

2.3.1 Level Set 方程的时间离散

我们需要构造 ϕ_x 的向左离散和向右离散，分别记为 ϕ_x^- 和 ϕ_x^+ ，对 ϕ_y 也要进行同样的离散过程。我们可以采取 3 阶 ENO 或 5 阶 WENO 来进行空间离散，可求出 $\phi_x^\pm$ 和 $\phi_y^\pm$ 。

在求解 (2.3) 时，根据速度 u 的正负来选择上面的 $\phi_x^\pm$ ，即当 $u_{i_0} < 0$ 时，应用 ϕ_x^- ，当 $u_{i_0} > 0$ 时，取 ϕ_x^+ ，

此过程也适用于 v 和 $\phi_y^\pm$ 。

为了求解(2.4)，可以把它改写成如下的形式：

$$\phi_i + \left(\frac{S(\phi_0)\phi_x}{\sqrt{\phi_x^2 + \phi_y^2}} \right) \phi_x + \left(\frac{S(\phi_0)\phi_y}{\sqrt{\phi_x^2 + \phi_y^2}} \right) \phi_y = S(\phi_0) \quad (2.5)$$

并且用 $S(\phi_0)\phi_x$ 和 $S(\phi_0)\phi_y$ 在点 i_0 处的值的正负来决定迎风的方向。：

当 $S(\phi_0)\phi_x^+ \geq 0$, $S(\phi_0)\phi_x^- \geq 0$ 时，取 ϕ_x^- ；当 $S(\phi_0)\phi_x^+ \leq 0$, $S(\phi_0)\phi_x^- \leq 0$ 时，取 ϕ_x^+ ；当 $S(\phi_0)\phi_x^+ > 0$, $S(\phi_0)\phi_x^- < 0$ 时，取 $\phi_x = 0$ ；当 $S(\phi_0)\phi_x^+ < 0$, $S(\phi_0)\phi_x^- > 0$ 时，定义

$$s = \frac{S(\phi_0)(|\phi_x^+| - |\phi_x^-|)}{\phi_x^+ - \phi_x^-} \quad (2.6)$$

并且当 $s > 0$ 时，取 ϕ_x^- ，否则取 ϕ_x^+ 。对 $S(\phi_0)\phi_y$ 重复上述过程，就可得到 y 方向的非守恒通量。在此

$$S(\phi_0) = \frac{\phi}{\sqrt{\phi^2 + (\Delta x)^2}} \quad (2.7)$$

2.3.2 Level Set 方程的时间离散

采用三阶 Runge-Kutta 对方程进行时间方向离散，令 L 是对方程进行空间离散后的差分算子，则

$$\begin{cases} \phi_{i,j}^{n+1} = \phi_{i,j}^n + \frac{\Delta t}{6}(k_1 + 4k_2 + k_3) \\ k_1 = L(t_n, \phi_{i,j}^n) \\ k_2 = L(t + \frac{1}{2}\Delta t, \phi_{i,j}^n + \frac{1}{2}\Delta t k_1) \\ k_3 = L(t + \Delta t, \phi_{i,j}^n - \Delta t k_1 + 2\Delta t k_2) \end{cases} \quad (2.8)$$

在实际计算中，Level Set 方程在时间方向的推进应保持与 Euler 方程同步。

2.4 外插方程的求解

为了求解方程 (2.2)，可将其写为：

$$I_t \pm n_x I_t \pm n_y I_y = 0 \quad (2.9)$$

同样用 5 阶 WENO 离散近似 I_x^+, I_x^- 。用在点 i_0 的单位法向量 $\vec{N}$ 来确定迎风的方向：

$$\vec{N} = \langle n_x, n_y \rangle = \left\langle \frac{\phi_x}{\sqrt{\phi_x^2 + \phi_y^2}}, \frac{\phi_y}{\sqrt{\phi_x^2 + \phi_y^2}} \right\rangle \quad (2.9)$$

再用如前文所述使用等压装配法，用 $+\vec{N}$ 去更新 $\phi > -\varepsilon$ 的虚拟网格，用 $-\vec{N}$ 更新 $\phi \leq \varepsilon$ 的虚拟网格，

可取 $\varepsilon = 1.5\Delta x$ 。

4 计算结果与分析

我们进行了以下算例的计算。下标 1 代表界面左侧的流体 1, 下标 2 代表界面右侧的流体 2, 下标 0 代表激波尚未到达界面时波后的状态, 两种流体的 γ 均取 1.4。附图所示均为取网格中一系列密度值所作示意图。

算例 1:

$$\begin{array}{lll} p_0 = 0.45 & p_1 = 0.1 & p_2 = 0.1 \\ \rho_0 = 0.1066667 & \rho_1 = 0.04 & \rho_2 = 0.125 \\ u_0 = 2.338596 & u_1 = 0.0 & u_2 = 0.0 \end{array}$$

由界面两侧的状态值可以看出, 此例中激波从轻流体打向重流体, 遇界面反射为一道激波, 见附图 1。

算例 2:

$$\begin{array}{lll} p_0 = 0.3032537 & p_1 = 0.1 & p_2 = 0.1 \\ \rho_0 = 0.26564 & \rho_1 = 0.125 & \rho_2 = 0.04 \\ u_0 = 0.9274999 & u_1 = 0.0 & u_2 = 0.0 \end{array}$$

由此算例中可看出, 激波从重流体打向轻流体, 遇界面反射为一道膨胀波。结果见附图 2。

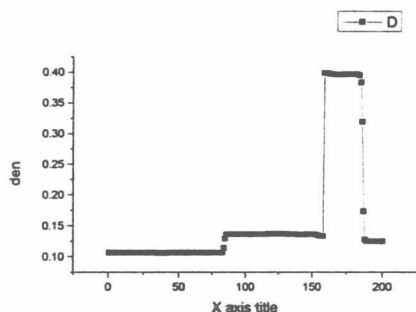


图 1

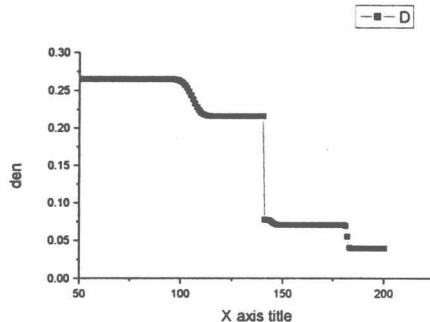


图 2

参考文献

1. 王淦昌, 袁之尚, 惯性约束核聚变, 安徽教育出版社。
2. Ronald P. Fedkiw, Tariq Aslam, Barry Merriman, Stanley Osher . A Non-Oscillatory Euler Approach to Interface In Multimaterial Flows. *J.Comput.Phy.* **152**,457-492(1999).
3. A.Harten, High Resolution Schemes For Hyperbolic Conservation Law. *J.Comput.Phy.* **49**,357-393(1985).
4. W. Mulder and S.Osher Computing Interface Motion in Compressible Gas Dynamics. *J.Comput.Phy.* **100**,209-228(1992)
5. R. Fedkiw ,A. Marquina, and B. Merriman, An isobaric fix for the overheating problem in multimaterial compressible flows. *J.Comput.Phy.* **148**,545(1999)
6. C. W. Shu and S. Osher, Efficient implementation of essentially non-oscillatory shock capturing schemes. *J.Comput.Phy.* **83**,32(1989)
7. M. Sussman, P. Smereka, and S. Osher, A level set approach for computing solutions to incompressible two-phase flow. *J.Comput.Phy.* **114**,146(1994)

飞机操纵系统仿真中传动比的分析与计算

李清毅

(南京航空航天大学航空宇航学院, 南京 210016)

摘 要 操纵系统是飞机的重要组成部分, 其设计是一个相当复杂的问题: 设计工程中除需要考虑除刚度外, 还有系统的运动及其协调, 包括各个部件间复杂的空间转动。由于操纵系统的部件多为复杂的三维实体结构, 其构造、设计往往是在飞机其他部件设计完成后进行的, 并受到运动空间的限制。传动比作为操纵系统的两个重要参数之一, 它的设计与分配是操纵系统所有后续工作的基础。因此为飞机操纵系统设计人员提供飞机操纵系统传动比设计及计算、运动协调性定性及定量检查的廉价有效的手段成为当务之急。飞机操纵系统组成各环节跟据不同的结构和运动特点可归结为以下三个典型环节: 两球面相交求动点位置, 两定点定直线求动点位置, 用迭代法逆向求解动点位置。

关键词 飞机 操纵系统 传动系统 建模 拉杆 摇臂 助力器

1 引言

操纵系统是飞机的重要组成部分, 其设计是一个相当复杂的问题, 而运动协调性分析(包括传动比的分配)与动态仿真又是其中的重要环节。尽管电传操纵系统及光传操纵系统已获得广泛应用并正在各个航空发达国家紧锣密鼓的研究中, 但机械操纵系统在今后相当长的一段时间内仍相当重要。

飞机设计工程需要考虑的问题除刚度外, 还包括系统的运动及协调即各个部件间复杂的空间转动。由于操纵系统的部件多为复杂的三维实体结构, 其构造、设计往往是在其它部件设计完成后进行的, 因此操纵部件的运动空间要依赖其他部件提供的有限空间, 从而使得它们外形较为复杂。通常摇臂上的耳片相对摇臂轴线存在一定的夹角、拉杆的两个耳片也常不在同一平面内都是受运动空间的限制而采取的措施, 这样不仅使零件设计难度加大、周期加长, 还增加了运动协调性分析的难度。以往设计机械式操纵系统时, 即使整个操纵系统已被制造出来, 设计人员也不容易说清楚运动过程中是否会与其他部件发生碰撞。以往运动协调性检查一般采用的实体模拟方法不仅投资大、周期长、复用性差, 而且由于空间距离的测量准确度差, 只能进行定性检查而不能定量。这些问题都不同程度的出现在我国自行研制的几个新机型的操纵系统设计过程中^[1]。

传动比作为操纵系统的两个重要参数之一, 它的设计与分配是操纵系统所有后续工作的基础。以往画运动模线的方法效率低、误差大, 还受到空间因素的限制, 难以保证工程的精度。但是通过解析法利用计算机的运算功能, 对系统的零件进行参数化设计并实现预装配, 就可以减少生产反复, 加快飞机设计的总体进度^[2]。

本研究旨在为飞机操纵系统设计人员提供飞机操纵系统传动比设计及计算、运动协调性定性及定量检查的廉价有效的手段。选择支持微机平台的 UGS(Unigraphics Solutions)软件, 并在此基础上二次开发出适用于飞机操纵系统传动比设计及运动协调性检查的可视在化软件。在飞机操纵系统三维实体造型和预装配的基础上, 通过实体的相对运动可以模拟系统在真实运动过程中是否发生硬干涉的信息。由于篇幅原因, 这里只简单的介绍传动比设计与计算模块的思想, 这部分程序用 C++编写与 UGS 连接。

2 飞机操纵系统

2.1 飞机传动系统分类

典型飞机操纵系统由中央操纵机构和传动系统两部分组成。驾驶员直接操纵的部分称中央操纵机构, 从中央操纵机构至舵面之间的那部分线系称传动系统^[3]。

常规的传动系统有三种典型结构, 由拉杆、摇臂等组成的系统称硬式传动系统, 由刚索、滑轮等组成的称软式传动系统, 两者兼而有之的称混合式。硬式和软式传动系统的区别在于, 在硬式传动中, 主要靠拉杆和摇臂传力, 它们刚度大、不易变形, 舵面不易引起振动; 缺点是重量大、构造复杂, 特别是系统通过机内装备不方便。拉杆是受拉和受压的细长构件, 在设计是首先要考虑它抵抗总体失稳的能力, 通常根据总体失稳强度条件选择构件的尺寸和材料。拉杆在操纵系统主要用来传递力、位移或改变它的大小和方向, 有的仅起支持作用。拉杆失稳临界应力可按下式求得:

$$\sigma_{kp} = \frac{C\pi^2 E}{(l/i)^2} \quad (1)$$

摇臂在传动过程中主要受弯, 因此要求刚度好。

在软式传动系统中, 操纵力靠钢索张力传递, 因此必须备有两根钢索构成回路轮流受拉起作用, 它的优点是重量轻、构造简单、通过性好, 但刚度小, 刚索受力后易伸长变形, 尤其受温度影响大, 因此