

二 院



序号	姓 名	职 称	单位	论 文 题 目	刊物、会议名称	年、卷、期	类别
1	巢益强 叶志锋	硕士 正高	021 021	面向对象的建模技术在液压控制系统中的应用	南京航空航天大学第四届研究生学术会议	2002.01	
2	巢益强 叶志锋 吉洪湖	硕士 正高 正高	021 021 021	发动机涡轮叶尖间隙主动控制	动力与控制	2002.25.01	
3	陈杰 范引鹤 高德平	博士后 正高 正高	021 021 021	机匣模拟疲劳相似条件研究	实验力学	2002.17.01	J
4	陈恬 孙建国 张天宏	硕士 正高 副高	021 021 021	一种基于ST62单片机的强抗干扰控制器的设计	测控技术	2002.00.00	J
5	陈恬 孙建国 杨蔚华 卓刚	硕士 正高 副高 硕士	021 021 021 021	自组织神经网络航空发动机气路故障诊断	中国航空学会第十一届发动机自动控制学术讨论会	2002.01	
6	陈伟 吴宏煜	副高 硕士	021 021	波及膨胀节的有限元寿命计算	第七届全国膨胀节学术会议	2002.01	
7	陈伟 吴宏煜	副高 硕士	021 021	参数化分析在波纹管膨胀节动力学特性计算中的应用	第七届全国膨胀节学术会议	2002.01	
8	陈勇 宋迎东 高德平	博士 正高 正高	021 021 021	圆形夹杂前端直裂纹的应力强度因子研究	中国航空学会第十一届发动机结构强度振动学术讨论	2002.01	
9	崔海涛 温卫东	副高 正高	021 021	某航空发动机压气机叶片超声检测处理信号的小波分析方法	中国航空学会第11届发动机结构强度振动学术会议	2002.01	
10	崔海涛 温卫东 齐红宇	副高 正高 博士后	021 021 021	含孔复合材料层合板疲劳寿命的预测方法	中国航空学会第11届发动机结构强度振动学术会议	2002.01	
11	崔海涛 温卫东	副高 正高	021 021	碳纤维增强复合材料层合板双剪单钉联接接头强度分析	中国航空学会第11届发动机结构强度振动学术会议	2002.01	
12	崔海涛 邓建龙 温卫东	副高 硕士 正高	021 021 021	轴对称有限元的结构形状优化分析	机械科学与技术	2002.21.03	H
13	崔海涛	副高	021	C语言教学的技巧与体会	南京航空航天大学学报社科版	2002.04.增刊	
14	崔海涛 郝勇 温卫东	副高 硕士 正高	021 021 021	含孔复合材料层合板逐渐损伤破坏分析	理化检验物理分册	2002.38.04	H
15	崔海涛 温卫东	副高 正高	021 021	某航空发动机复合材料机匣的强度分析	11届发动机结构强度振动学术会议	2002.01	
16	崔海涛 温卫东	副高 正高	021 021	碳纤维增强复合材料含孔层合板损伤破坏分析研究进展	材料导报	2002.12.06	H
17	崔海涛 温卫东	副高 正高	021 021	复合材料层合板单排多钉双剪联接接头强度分析	航空动力学报	2002.17.05	H

序号	姓 名	职 称	单位	论 文 题 目	刊物、会议名称	年、卷、期	类别
18	董劲 黄金泉	硕士 正高	021 021	模糊PID控制在航空发动机多变量控制中的应用	南京航空航天大学第四届研究生学术会议	2002.01	
19	范引鹤 王立心 方海泉	正高 硕士 博士	021 021 021	1CR18Ni9Ti材料及焊接接头寿命分散系数的研究	中国航空学会第十一届发动机结构强度振动学术讨论会	2002.01	
20	郭海丁 郭华芝 高德平 刘观日	副高 博士 正高 硕士	021 021 021 021	TC4钛合金焊接接头疲劳性能试验研究	《理化检验》物理分册	2002.38.12	H
21	郭海丁 郭华芝	副高 博士	021 021	焊接结构低周疲劳损伤分形演变模型研究	中国航空学会第十一届发动机结构强度振动学术讨论会	2002.01	
22	郝勇 崔海涛 温卫东	硕士 副高 正高	021 021 021	碳纤维增强符合强了含孔层合板损伤破坏分析研究进展	材料导报	2002.12.06	H
23	何飞 陈伟 温卫东	硕士 副高 正高	021 021 021	参数化有限元结构仿真及算例分析	南京航空航天大学第四届研究生学术会议	2002.01	
24	何飞	硕士	021	与参数化造型相结合的有限元结构仿真及算例分析	ANSYS中国用户年会	2002.01	
25	何飞 陈伟	硕士 副高	021 021	膜盘式功率分出轴的静强度分析	中国航空学会第十一届发动机结构强度振动学术会议	2002.01	
26	胡绚 罗贵火	硕士 副高	021 021	某型涡轴发动机试车台振动特性测试分析	中国航空学会第十一届发动机结构强度振动学术讨论会	2002.01	
27	黄季妮 黄金泉	硕士 正高	021 021	单杆柔性机械臂动力学建模	南京航空航天大学第四届研究生学术会议	2002.01	
28	黄金泉 蔡红武	正高 硕士	021 021	飞行/推进系统自适应神经网络综合控制仿真研究	航空学报	2002.23.04	H
29	黄金泉 蒋衍君	正高 硕士	021 021	发动机控制算法的数字仿真方法研究	中国航空学会第十一届发动机自动控制学术讨论会	2002.01	
30	黄向华 张天宏	副高 副高	021 021	基于虚拟仪器技术的设备远程故障诊断	测控技术	2002.21.04	J
31	黄向华 孙建国	副高 正高	021 021	航空发动机稳态模型建模方法研究	中国航空学会第十一届发动机自动控制学术讨论会	2002.01	
32	黄志勇 陈伟	硕士 副高	021 021	波纹管液压成形及其仿真中问题研究	第七届全国膨胀节学术会议	2002.01	
33	雷友锋 林宏镇 高德平	博士 副高 正高	021 外 021	纤维增强符合材料宏细观统一的细观力学模型	第十一届航空发动机结构强度与振动学术会议	2002.01	

序号	姓 名	职 称	单 位	论 文 题 目	刊物、会议名称	年、卷、期	类别
34	雷友锋 宋迎东 高德平	博士 正高 正高	021 021 021	纤维增强复合材料结构宏观一体化分析方法	机械科学与技术	2002.21.04	H
35	李博 梁德旺	初级 正高	021 021	混压式进气道与弹体一体化流场数值模拟	推进技术	2002.23.04	EI、J
36	李其波 郭荣伟	硕士 正高	021 021	一种高亚音速弹用S弯进气道设计及其特性	南京航空航天大学学报	2002.34.02	J
37	李世林 陈伟	硕士 副高	021 021	航空发动机智能FMECA及程序实现	第十一届发动机结构强度振动学术讨论	2002.01	
38	李世林 陈伟	硕士 副高	021 021	基于BP神经网络的航空发动机失效模式与故障影响分析	南京航空航天大学第四届研究生学术会议论文集	2002.01	
39	梁德旺 钱华俊	正高 硕士	021 021	抽吸孔板的气动实验及附面层抽吸数值模拟	航空学报	2002.23.06	H
40	刘少永 郭荣伟	硕士 正高	021 021	喉道参数对埋入式进气道气动性能的影响	南京航空航天大学学报	2002.34.01	J
41	罗贵火 吴洪亮	副高 硕士	021 021	某涡轴发动机燃气涡轮叶片疲劳寿命预测	中国航空学会第十一届发动机结构强度振动学术讨论	2002.01	
42	罗贵火 唐云冰 郑开元	副高 硕士 硕士	021 021 021	航空发动机结构初步参数化设计	第十一届发动机结构强度振动学术讨论	2002.01	
43	潘慕绚 黄金泉	硕士 正高	021 021	航空发动机模型参考自适应控制综述	南京航空航天大学第四届研究生学术会议	2002.01	
44	漆文凯 高德平 陈伟	中级 正高 副高	021 021 021	干摩擦阻尼及其应用	《理化检验》物理分册	2002.38.04	H
45	漆文凯	中级	021	关于青年教师如何做好大学班主任工作的初步探讨	江苏航空	2002.00.03	
46	漆文凯 陈伟	中级 副高	021 021	某高压涡轮盘热-机械载荷耦合响应分析	中国航空学会第十一届发动机结构强度振动学术讨论	2002.01	
47	桑韧 崔海涛 温卫东	硕士 副高 正高	021 021 021	卡钳型盘式制动器多目标优化的遗传算法	中国航空学会第11届发动机强度结构振动学术会议	2002.01	
48	宋迎东 高德平	正高 正高	021 021	粉末高温合金粘塑性试验评定与本构模型参数估计	航空学报	2002.23.02	H
49	宋迎东 孙志刚 高德平	正高 博士 正高	021 021 021	操作相关的发动机载荷模型与仿真研究	第十一届航空发动机结构强度与振动学术会议	2002.01	
50	宋迎东 高德平	正高 正高	021 021	发动机机动飞行类综合载荷谱研究	航空动力学报	2002.00.00	H
51	宋迎东 高德平	正高 正高	021 021	发动机飞行任务剖面的主成分聚类方法	航空动力学报	2002.17.02	H

序号	姓 名	职 称	单位	论 文 题 目	刊物、会议名称	年、卷、期	类别
52	宋迎东 高德平	正高 正高	021 021	定向凝固高温合金涡轮叶片低周疲劳寿命研究	机械工程材料	2002.26.07	H
53	孙志刚 宋迎东 高德平	博士 正高 正高	021 021 021	基于主成分分析的多参数随机相关载荷谱的仿真	第十一届航空发动机结构强度与振动学术会议	2002.01	
54	谭慧俊 郭荣伟 刘西鹏	博士 正高 硕士	021 021 021	一种双斜切双压缩面进气道地面流态的数值模拟研究	航空学报	2002.23.03	EI、H
55	王李宁 郭海丁	硕士 副高	021 021	基于变结构神经网络和遗传算法的结构优化设计	中国航空学会第十一届发动机结构强度振动学术讨论	2002.01	
56	王立心 范引鹤	硕士 正高	021 021	某发动机燃烧室外套寿命预测	中国航空学会第十一届发动机结构强度振动学术讨论会	2002.01	
57	王信德 孙建国 李松林 袁春飞	硕士 正高 副高 博士	021 021 021 021	自适应建模过程中对输出偏离量进行估计的研究	中国航空学会第十一届发动机自动控制学术讨论会	2002.01	
58	温卫东 马海全 崔海涛	正高 博士 副高	021 021 021	发动机榫头/榫槽接触问题的可靠性形状优化设计	中国航空学会第11届发动机结构强度振动学术会议	2002.01	
59	吴宏煜 陈静 陈伟	硕士 硕士 副高	021 021 021	波纹管膨胀节振动响应的有限元计算研究	第七届全国膨胀节学术会议	2002.01	
60	吴宏煜 陈伟	硕士 副高	021 021	波纹管膨胀节振动特性的计算研究	南京航空航天大学第四届研究生学术会议论文集	2002.01	
61	徐红钦 温卫东	硕士 正高	021 021	压电材料在自适应符合材料板壳结构中的研究进展	中国航空学会第11届发动机结构强度振动学术会议	2002.01	
62	徐惊雷 徐忠 张坤元	副高 正高 正高	021 021 021	冲击高度对自由冲击射流影响的实验研究	力学与实践	2002.24.01	H
63	徐惊雷 张坤元	副高 正高	021 021	马赫数对测压式高超音速进气道及等直隔离段三维内流场的影响的数值分析	航空动力学报	2002.17.04	H
64	杨刚 孙建国 黄向华	博士 正高 副高	021 021 021	一种不需要迭代的发动机建模方法	中国航空学会第十一届发动机自动控制学术讨论会	2002.01	
65	叶志锋 孙健国	正高 正高	021 021	基于概率神经网络的发动机故障诊断	航空学报	2002.23.02	H
66	叶志锋 孙健国	正高 正高	021 021	应用神经网络诊断航空发动机气路故障的前景	推进技术	2002.00.00	J
67	于亚彬 吴宏煜	硕士 硕士	021 021	用激励法测试振动模态	第七届全国膨胀节学术会议	2002.01	

序号	姓 名	职 称	单 位	论 文 题 目	刊物、会议名称	年、卷、期	类别
68	余安远 郭荣伟	博士 正高	021 021	三种不同的进气道与弹体组合体 雷达散射截面特性	南京航空航天大学学报	2002.34.06	J
69	袁春飞 孙健国	硕士 正高	021 021	一种模型参考自学习模糊控制方 法在航空发动机控制中的应用	中国航空学会第十一届 发动机自动控制学术讨论 会	2002.01	
70	张峻 黄金泉	硕士 正高	021 021	主动磁轴承的建模及PID控制仿 真研究	南航第四届研究生学术会 议论文集	2002.00.00	
71	张坤元 王成鹏 杨建军 徐惊雷	正高 博士 硕士 副高	021 021 021 021	带高起进气道的隔离段流动特性	推进技术	2002.23.04	EI、J
72	张天宏 潘慕绚 黄金泉	副高 硕士 正高	021 021 021	基于高性能单片机的飞行器硬件 平台的设计与开发	中国航空学会第十一届发 动机自动控制学术讨论会 议	2002.01	
73	张亚欧 温卫东 崔海涛	硕士 正高 副高	021 021 021	形状记忆合金在形状变化自适应 结构中的应用	中国航空学会第11届发动 机结构强度振动学术会议	2002.01	
74	周维 孙建国 张天宏	硕士 正高 副高	021 021 021	一种面向对象系统语言建模的探 索性研究	中国航空学会第十一届 发动机自动控制学术讨论 会	2002.01	
75	周正贵	副高	021	压气机叶片自动优化设计	航空动力学报	2002.17.03	H
76	周正贵	副高	021	模拟叶尖间隙流的转动平面叶栅 实验方案	南京航空航天大学学报	2002.34.02	J
77	周正贵	副高	021	采用平面叶栅模拟压气机动叶叶 尖间隙流	航空学报	2002.23.01	H
78	周正贵	副高	021	壁面正交叶栅通道流计算网格生 成	中国航空学会第四届小型 发动机学术讨论会	2002.01	
79	周正贵	副高	021	壁面正交叶栅通道流计算网格生 成	中国航空学会第四届小型 发动机学术讨论会	2002.01	
80	周正贵	副高	021	混合遗传算法及其在叶片自动优 化设计中的应用	航空学报	2002.23.06	H
81	邬华芝 高德平 郭海丁	博士 正高 副高	021 021 021	概率疲劳破坏寿命特性研究	湖北工学院学报	2002.17.04	
82	邬华芝 高德平 郭海丁	博士 正高 副高	021 021 021	V型带传动可靠性设计方法分析	机械设计与研究	2001.2.02	J*
83	邬华芝	博士	021	基于模糊分析的机械强度的可靠 性方法	机械科学与技术	2002.21.02	H
84	翁建生	副高	022	system design improvement to eliminate brake-induced vehicle vibration	Int .J of Materials and production Technology	2002.00.00	W*

序号	姓 名	职 称	单 位	论 文 题 目	刊物、会议名称	年、卷、期	类别
85	翁建生 胡海岩	副高 正高	022 013	基于磁流变阻尼器的车辆悬架系统模糊半主动控制	南京工业大学学报	2002.24.01	
86	赵坚行	正高	022	Three-Dimensional Gas Turbine combustor Performance Modeling	南京航空航天大学学报英文版	2002.00.00	J
87	赵又群	正高	022	An improved model truncation method for responses to...	An international Journal Computer & Structures	2002.80.01	SCI、EI、W
88	赵又群	正高	022	非线性转子系统动态特性分析的模态-摄动方法	机械工程学报	2002.38.01	EI、H
89	韩东 郭荣伟	中级 正高	023 021	一种直升机进气道方案的电磁散射特性	航空动力学报	2002.17.05	H
90	韩启祥 王家骅 王波	副高 正高 硕士	023 023 023	Investigation of Destonative Combustion Characteristics	CHWESE JOURNAL OF AERONALITICS	2002.15.02	H
91	何小民 王家骅	中级 正高	023 023	驻涡火焰稳定器冷态流场特性的初步研究	航空动力学报	2002.17.05	H
92	何小民 毛军逵 谈浩元	中级 博士 正高	023 023 023	短突扩压器压力特性的数值研究	南京航空航天大学学报	2002.34.06	J
93	何小民 毛军逵 谈浩元	中级 博士 正高	023 023 023	突扩扩压器突扩间隙与压力损失间关系的研究	推进技术	2002.23.02	J
94	何小民 毛军逵 谈浩元	中级 博士 正高	023 023 023	Effect of Dump Gap on Total Pressure Loss in Dump Diffuser	南京航空航天大学学报（英文版）	2002.19.02	J
95	胡娅萍 吉洪湖	硕士 正高	023 022	平壁气膜冷却流场与温度场的协同分析	中国工程热物理学会传热传质学学术会议	2002.01	
96	吉洪湖 张靖周 梁波	正高 正高 硕士	023 023 023	封闭转静盘腔中紊流的数值模拟	航空动力学报	2001.16.01	H
97	吉洪湖	正高	023	离心力场作用下协同理论的探讨—（1）理论分析	中国工程热物理学会传热传质学术会议	2002.01	
98	吉洪湖	正高	023	旋转方截面U型通道分离流二阶相关分量测量	推进技术	2001.22.04	J
99	吉洪湖	正高	023	离心力场作用下协同理论的探讨—（2）旋转盘腔传热特性分析	中国工程热物理学会传热传质学术会议	2002.01	
100	雷雨冰 赵坚行	博士后 正高	023 023	环形燃烧室性能计算	工程热物理学报	2002.23.05	H
101	梁波 吉洪湖	硕士 正高	023 023	轴向进气位置对转静盘腔传热影响的分析	工程热物理学报	2002.23.06	H

序号	姓 名	职 称	单 位	论 文 题 目	刊物、会议名称	年、卷、期	类别
102	刘德彰	正高	023	创新精神和能力的培养是研究生教育的生命力所在	南京航空航天大学学报（社会科学版）	2002.04.01	J
103	刘德彰	正高	023	7m3箱式电阻炉（台车式）的节能改造	能源研究与利用	2002.00.01	
104	刘友宏 李立国	博士 正高	023 023	有中心锥圆排波瓣喷管引射器内流场模拟	推进技术	2002.23.02	J*
105	刘友宏 李立国	博士 正高	023 023	直排波瓣喷管引射器流场计算k- ϵ 模型的选择	空气动力学学报	2002.20.03	J*
106	刘友宏 李立国	博士 正高	023 023	有无中心锥圆排波瓣喷管引射器内流场模拟与比较	航空动力学报	2002.17.03	H*
107	陆永华 常海萍 谈浩元	硕士 正高 正高	023 023 023	纵向波纹隔热屏通道的换热特性	推进技术	2002.23.03	EI、J
108	毛军逵 常海萍	博士 正高	023 023	一种新型冷却循环通道内水的热驱动数值分析	南京航空航天大学学报	2002.35.06	J
109	毛军逵 常海萍	博士 正高	023 023	重力场循环小通道热驱动现象数值研究	工程热物理学报	2002.23.增刊	H
110	杨旭 夏焕明 刘德彰	硕士 硕士 正高	023 023 023	超音尾喷流红外抑制方案的研究	航空动力学报	2002.17.02	H
111	张环 刘德彰	中级 正高	023 023	建立高校青年教师培养体系建设高水平德师资队伍	东南大学学报高教研究专辑	2002.00.02	H
112	张靖周 单勇	正高 硕士	023 023	二维引射-混合器流场的数值研究与验证	航空动力学报	2002.17.05	H
113	张靖周 谢志荣 李立国	正高 硕士 正高	023 023 023	三维强迫混合波分辨结构流场的数值研究	推进技术	2002.22.03	J
114	张靖周 吉洪湖	正高 正高	023 022	旋转盘腔紊流流动的数值研究	推进技术	2002.23.06	J
115	张靖周 李立国	正高 正高	023 023	high-resolution heat transfer coefficients measurement for jet impingement using thermochromic liquid coystals	航空学报(英文版)	2002.14.04	EI、H
116	张靖周 吉洪湖 王锁芳	正高 正高 副高	023 021 023	具有径向进出流的转-静盘腔流东与换热的数值研究	工程热物理学报	2002.22.00	H
117	张净玉 常海萍	中级 正高	023 023	冲击粗糙肋壁面换热准则关系式的建立	推进技术	2002.23.03	EI、J
118	张净玉 常海萍	中级 正高	023 023	冲击粗糙肋壁面流动特性实验研究	航空动力学报	2002.17.02	H

文章编号:1000-6893(2002)06-0571-04

混合遗传算法及其在叶片自动优化设计中的应用

周正贵

(南京航空航天大学 能源与动力学院,江苏 南京 210016)

COMPOSITE GENETIC ALGORITHM AND ITS APPLICATION TO AUTOMATIC OPTIMIZATION OF TURBOMACHINERY BLADE

ZHOU Zheng-gui

(College of Energy and Power, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

摘 要: 在遗传算法中,采用单纯形法寻优取代变异运算构成混合遗传算法,以提高遗传算法局部搜索能力。算例表明混合遗传算法可有效提高搜索效率和对最优解的逼近程度。采用三次多项式和多圆弧方法生成叶型中弧线,三次多项式分布叶型厚度,对叶型进行参数化。将 N-S 方程正问题流场数值计算与混合遗传算法相结合,构成叶轮机叶型自动优化设计。尝试由气流转角、总压损失和叶型型面面积构成目标函数,对压气机叶型进行自动优化设计。

关键词: 气动优化;叶片设计;压气机;遗传算法;单纯形法

中图分类号: V211.3; V231.3 **文献标识码:** A

Abstract: To improve the locally searching ability of a genetic algorithm, the mutation operation is replaced by the process of searching for an optimum using the simplex method. The examples show that using the composite genetic algorithm can effectively improve the search efficiency and approach degree to the optimal objective. For constructing the blade mean camber lines, a third-order polynomial and a multi-arc curve is used. The blade thickness is distributed also by another third-order polynomial. The composite genetic algorithm is combined with 2DNS flow field calculation, for an automatic optimization design of the turbomachinery blade. It is attempted that constructing an objective function by the flow turning angle, total pressure loss and blade area; then the composite genetic algorithm is used to design a compressor blade.

Key words: aerodynamic optimization; blade design; compressor; genetic algorithm; simplex method

将数值优化技术与叶片通道内流场正问题方法计算相结合,即构成叶型自动优化设计。在此由数学过程替代设计人员经验,控制设计参数修改方向,设计过程更加严密、精确。目前在叶型气动优化设计中,有发展较成熟并被广泛采用的单纯形法^[1]、基于梯度方法;同时还有基于人工神经网络^[2]和遗传基因^[3]的方法等。

由于描述流场的 N-S 方程是复杂非线性方程组,因而目标函数与设计参数之间呈高度非线性关系,所以必然存在多局部极值点。采用单纯形法和基于梯度的方法都难免落入局部最优陷阱。

遗传算法由于其搜索过程的遍历性,适用于多局部极值点问题的全局寻优。但由于其以概率按随机方式逼近问题的最优解,因而导致局部寻优能力较差。单纯形法是应用较成功的经典优化

方法,具有很强的局部搜索能力。由于此 2 种优化方法的互补性,将其结合构成混合算法可望提高算法的运行效果。

本文提出采用单纯形法寻优取代遗传算法中的变异运算,提高遗传算法局部最优解搜索能力。采用三次多项式和多圆弧方法生成叶型中弧线,三次多项式分布叶型厚度,对叶型进行参数化。将 N-S 方程正问题流场数值计算与混合遗传算法相结合,实现叶轮机叶型自动优化设计。最后尝试由气流转角、总压损失和叶型型面面积构成目标函数,对压气机叶型进行自动优化设计。

1 混合遗传算法构成

基本遗传算法可定义为一个 8 元组^[4]:

$$\text{SGA} = (C, E, P_0, M, \Phi, \Gamma, \Psi, T) \quad (1)$$

式中: C 为个体编码方法; E 为个体适应度评价函数; P_0 为初始群体; M 为群体大小; Φ 为选择算子; Γ 为交叉算子; Ψ 为变异算子; T 为遗传运算终止条件。本文个体编码采用二进制码串;选

择运算采用比例选择,在选择过程中采用最优保存策略。

单纯形法最优化方法基本思想^[5]。在由 N 个设计参数构成的向量空间内,给出 $N+1$ 个顶点形成一个 N 维单纯形。比较 $N+1$ 个顶点目标函数值,丢弃其中的最“坏”点,代之以适当的新点,形成新的单纯形。重复比较,逐步逼近最优解。如果 $N=2$ (2 个设计参数),单纯形为三角形; $N=3$,为四面体。

在遗传算法中,变异运算只是产生新个体的辅助方法,新个体产生主要依靠交叉运算。变异运算主要功能是改善遗传算法的局部搜索能力。但变异运算是一随机过程,而单纯形法产生新个体具有明确的方向性(即产生的新个体一定是迄今为止最优的)。因而用单纯形法寻优取代变异运算应能提高局部搜索能力,其实质是人为控制基因变异产生个别优秀个体。

单纯形法与遗传算法相结合的具体步骤简述如下:①在交叉运算产生新的群体后,对群体中个体根据适应度进行排序;②从序列中提取 $N+1$ 个适应度最大的个体(要求个体互不相同)组成单纯形 $N+1$ 个顶点;③采用单纯形法产生一新的个体,其适应度自然大于 M 个个体组成的群体中任一个体的适应度;④用此个体取代群体中适应度最小个体。

2 叶型参数化简介

叶型参数化,即用若干个设计参数描述叶型。要求达到用较少的设计参数能确定出定性合理、可变性较大的叶型。设计参数越多,叶型可变性越大,但优化计算工作量也越大。本文提出采用多圆弧加三次多项式生成中弧线;叶片厚度分布采用三次多项式。

(1)中弧线生成 通常叶型中弧线要求光滑且一致下凹。在此将中弧线从最大挠度点 x_s 分开,成前后两段(如图1),两段曲线生成采用相同方法。

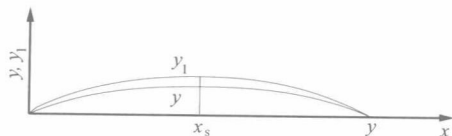


图1 中弧线生成示意图

Fig.1 Schematic of the mean line generation

下面以前段($x=0 \sim x_s$)为例。首先用多圆弧法生成曲线 $y_1 = y_1(x)$ 。圆弧半径为

$$R(x) = R_0/H(x) \quad (1)$$

其中:

$$H(x) = ax^2 + bx + c \quad (2)$$

要求 $x=0, H(x)=1; x=x_s, H(x)=H_m$ 。 H_m 则由迭代计算求得,保证 $R(x)$ 分布恰好使得在 $x=x_s$ 时, $dy_1/dx=0$ 。这时在 $x=x_s$ 处, $y_1 = y_{1\max}$;通常 $y_{1\max}$ 不可能恰好等于要求的最大挠度 $y_{\max}$ 。为此再采用下式对 $y_1 = y_1(x)$ 曲线进行修改:

$$y = y_1 + 6(y_{\max} - y_{1\max}) \left(\frac{1}{2} x_s \cdot x^2 - \frac{1}{3} x^3 \right) / x_s^3 \quad (3)$$

由式(3)得

$$\frac{dy}{dx} = \frac{dy_1}{dx} + 6(y_{\max} - y_{1\max}) (x_s \cdot x - x^2) / x_s^3 \quad (4)$$

根据式(3)、式(4)有

$$x=0: y=y_1, \frac{dy}{dx} = \frac{dy_1}{dx};$$

$$x=x_s: y=y_{\max}, \frac{dy}{dx} = \frac{dy_1}{dx} = 0$$

方程(3)构造思想是:通过式(3)转换,达到将 $x=x_s$ 处,最大挠度 $y_{1\max}$ 调整为 $y_{\max}$;而维持在 $x=0$ 处曲线坐标和斜率不变,以及 $x=x_s$ 处斜率为0。这样得到 $y=y(x)$ 即为所求前段中弧线。

(2)叶型厚度分布 叶型厚度(T)采用下列三次多项式确定

$$T(x) = a_t x^3 + b_t x^2 + c_t x + d_t \quad (5)$$

其中: a_t, b_t, c_t, d_t 为待定系数,由下述条件确定。 $x=0$ (叶片前缘), $T(0)=0$; $x=l$ (叶片后缘), $T(l)=0$; $x=l_1$, $T(l_1)=T_m$, $dT/dx=0$ 即在 $x=l_1$ 处叶型厚度达最大为 T_m 。

在上述表达式中,选取以下参数:叶型前后缘角 θ_1, θ_2 , 中弧线最大挠度及其位置 $y_{\max}, x_s$, 前后两段中弧线起始圆弧半径 R_{01}, R_{02} , 前后两段中弧线在方程(2)中的系数 a_1, a_2 , 以及叶型最大厚度及其位置 T_m, l_1 , 作为设计参数。这样共10个设计参数,只要此10个参数确定则叶型确定。注意到以上设计参数中,大部分是叶型基本几何参数。采用叶型基本几何参数作为设计参数,便于在维持部份几何参数不变的情况下,对另一些几何参数进行优化选择。

3 叶片通道内流场数值计算方法简介

计算采用任意曲线坐标系下的 N-S 方程;有

限体积法空间离散;四步龙格-库塔法时间推进求定常解;紊流模型为 BL 代数模型。为了加快迭代过程收敛速度,采用局部时间步长和残值光顺技术。计算网格为 H 型。计算方法的详细介绍见文献[6]。

4 算例及分析

首先通过算例考察混合遗传算法的有效性。其一是六峰值驼背函数

$$f(x_1, x_2) = (4 - 2.1x_1^2 + \frac{x_1^4}{3})x_1^2 + x_1x_2 + (-4 + 4x_2^2)x_2^2 \quad (6)$$

$$-3 \leq x_1 \leq 3, -2 \leq x_2 \leq 2$$

该函数有 6 个局部最小点,其中: $f(-0.0898, 0.7126) = f(0.0898, -0.7126) = -1.031628$ 为 2 个全局最小点。

在此(决策)变量编码采用长度为 20 的二进制码串,这样每个个体二进制码串总长度为 40;取群体大小 $M=40$,交叉概率 $p_c=0.9$,对于基本遗传算法变异概率 $p_m=0.05$ 。基本遗传算法结合最优保存策略记作 SGA 算法;在 SGA 基础上采用单纯形法寻优取代变异运算记作 MGA 算法。

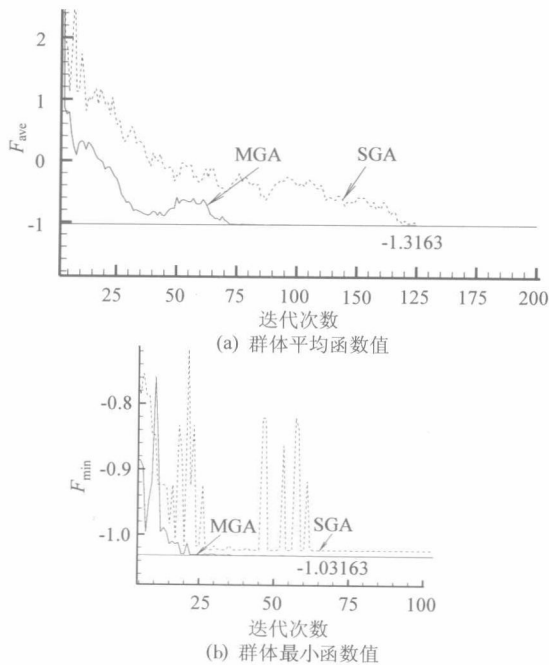


图2 六峰值驼背函数进化过程

Fig.2 Evolution procedure of the hexa-peak value humpback function

图2为群体平均函数值和最小值(相当于适应度最大值)进化曲线。根据此算例看,MGA 明

显优于 SGA 算法。表现为:①逼近过程所历经进化代数减少,即提高了运行效率;②群体最小函数值对函数最小值的逼近程度提高。

为了进一步考察混合遗传算法的有效性,并检验本文叶型参数化方法的适用性,给出两个已知叶型:其一是 NACA65-12-A₁₀-10,为低速叶型;其二是跨音叶型。考察采用本文叶型参数化方法结合混合遗传算法寻优对此 2 个叶型的逼近能力。为此将生成的叶型型面坐标与目标叶型的型面坐标差作为目标函数,采用混合遗传算法寻找目标函数的最小值。取设计参数编码长度为 10 的二进制码串,共有 10 个设计参数,这样每个个体二进制码串总长度为 100;取群体大小 $M=40$,交叉概率 $p_c=0.9$,对于基本遗传算法变异概率 $p_m=0.05$ 。图 3 为采用 MGA 算法生成的叶型与目标叶型。由图 3,对于这个算例,混合遗传算法同样优于基本遗传算法;同时图形表明本文叶型参数化方法,能较好地逼近 2 种不同类型的叶型。

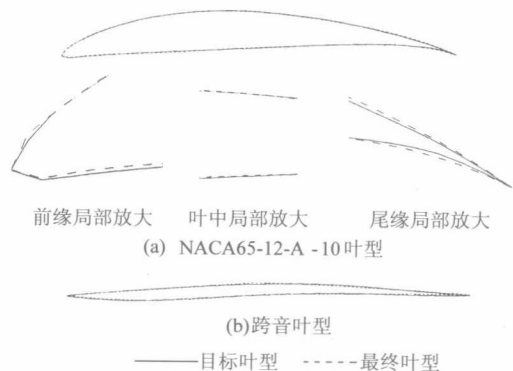


图3 目标叶型与生成的最终叶型

Fig.3 The target blade profile and generated final profile

最后尝试采用混合遗传算法与 N-S 方程正问题流场数值计算相结合自动优化设计叶型。在叶型设计时,通常主要关心的有:流动损失、气流转角,叶片强度容限。为此构造以下目标函数

$$f = c_1\omega + c_2 \left| \frac{\Delta\beta - \Delta\beta_0}{\Delta\beta_0} \right| + c_3 \left| \frac{\varphi - \varphi_0}{\varphi_0} \right| \quad (7)$$

式中: f 为目标函数值; ω 为叶片通道总压损失系数; $\Delta\beta$ 为气流转角; $\Delta\beta_0$ 为所要达到的气流转角; φ 为叶型面积; φ_0 为所要达到的叶型面积; c_1, c_2, c_3 为系数,其数值大小取决于上述 3 种因素相对重要性,比如叶片强度容限要求不高 c_3 可取小。本文中, $c_1=100.0; c_2=1.0; c_3=1.0$ 。采用式(7)所示的目标函数是希望产生的叶型在满足气流转角,叶片强度容限的前提下,流动损失最

小。

此算例叶栅进口马赫数 $Ma = 0.4$, 进气角 $\beta_1 = 46.0^\circ$, 气流攻角 $i = 0^\circ$, 叶片弦长 $b = 0.1\text{m}$, 叶片稠度 $b/t = 1.8$, 上述各参数为定值; 取 $\Delta\beta_0 = 25^\circ$, $\varphi_0 = 0.08\text{m}^2$ 。表1为初始群体和最终群体最小函数值个体的主要设计参数值, 以及所对应的总压损失系数 ω 、气流转角 $\Delta\beta$ 和叶型面积 φ 。表1中主要设计参数依次为: 前后缘角、最大挠度及弦向位置、最大厚度及弦向位置。图4为表1中设计参数所对应的初始叶型和最终叶型; 图5为叶片表面压力分布。

表1 最小函数值个体特征参数值

Table 1 Characteristic values of the individual possessing minimum function value

最小函数值个体	主要设计参数值					
	θ_1	θ_2	$y_{\max}/b$	l_1/b	$R_{\max}/b$	l_2/b
初始群体	12.539°	10.895°	0.0636	0.432	0.0357	0.435
最终群体	14.025°	12.874°	0.0662	0.459	0.0306	0.392
最小函数值个体	目标函数相关参数值			目标函数值		
	ω	$\Delta\beta - \Delta\beta_0$	$(\varphi - \varphi_0)/\varphi_0$	f		
初始群体	0.0246	1.739°	0.982	5.183		
最终群体	0.0220	0.002°	0.008	2.251		



图4 初始叶型和最终叶型

Fig.4 Initial and final blade profiles

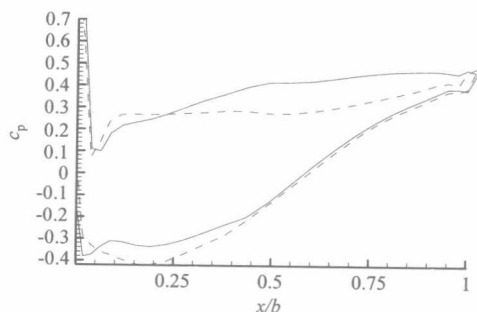


图5 叶片表面压力分布

Fig.5 Distribution of pressure on blade surfaces

5 结论

(1)在遗传算法中,采用单纯形法寻优取代变异运算构成混合遗传算法,可有效提高搜索效率和对最优解的逼近程度;

(2)采用三次多项式和多圆弧方法生成叶型中弧线,三次多项式分布叶型厚度,构成的叶型可塑性较大;

(3)将 N-S 方程正问题流场数值计算与混合遗传算法相结合,构成叶轮机机械叶型自动优化设计,并尝试由气流转角、总压损失和叶型型面面积构成目标函数,对压气机叶型进行优化设计。

参考文献

- [1] Yiu K F C, Zangebeh M. Three-dimensional automatic optimization method for turbomachinery blade design[J]. Journal of Propulsion and Power, 2000,16(6):1174-1181.
- [2] Pierret S. Turbomachinery blade design using a Navier-Stokes solver and artificial neural network[J]. Journal of Turbomachinery, 1999,121:326-332.
- [3] Booker L B, et al. Classifier systems and genetic algorithms[J]. Artificial intelligence. 1989,40:135-282.
- [4] 周明,孙树栋. 遗传算法原理及应用[M]. 北京:国防工业出版社,1999.
(Zhou M, Sun S D. Theory of genetic algorithm and its application[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 1999.)
- [5] 韦鹤平. 最优化技术应用[M]. 上海:同济大学出版社,1987.
(Wei H P. Optimization technology application[M]. Shanghai: Tongji University Press, 1987.)
- [6] 周正贵. 压气机叶片端壁附面层区叶型优化设计[D]. 南京:南京航空航天大学,2000.
(Zhou Z G. Optimization design of blade profiles in the compressor passage end-wall region[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2000.)

作者简介:



周正贵 男,1962年12月生。籍贯:安徽。南京航空航天大学副教授,工学博士。研究方向:叶轮机气体力学、航空发动机总体性能。联系电话:(025)4892971。

(责任编辑:李铁柏)

壁面正交叶栅通道流计算网格生成

周正贵

(南京航空航天大学能源与动力学院, 210016)

摘要: 推导出壁面附近流动参数一阶导数离散误差与网格线交角的数学关系, 关系式表明: 流动参数 y 方向偏导数离散误差与网格线交角无关, 而 x 方向偏导数离散误差与网格线交角正切成反比。对高速压气机叶片通道流目前没有有效方法生成壁面正交网格, 本文提出一种新的壁面正交叶栅通道网格生成方法。分别采用 H 型网格和壁面正交网格, 运用 Euler 方程计算两套叶栅通道无粘流场; 并采用 Fluent 软件进行计算结果对比。计算表明: 当叶型安装角较小时, 采用两种网格计算结果相差很小; 而当安装角较大时, 叶片吸力面前缘计算值差别较大。

1 引言

在固体壁面附近的附面层区域内, 由于流动参数沿壁面法向变化大, 网格的正交性对计算精度影响较大。对于叶栅通道, 可采用 C 型、C-H 型、O 型等网格型式以达到叶片表面附近网格具有较好的正交性。但对于高亚音和超音压气机通道流, 叶片前后缘小圆半径很小甚至为尖前后缘, 上述网格不再适用; 通常采用 H 型网格。采用 H 型网格, 对于叶型安装角越大 (叶型弦线与轴向夹角) 的叶栅, 切向与拟流线方向网格线交角越小。比如压气机第一级, 由于叶尖处轮缘速度大, 动叶叶尖处叶型安装角较大。

针对高速压气机叶片通道流目前没有有效方法生成壁面正交网格, 本文提出一种新的壁面正交叶栅通道网格生成方法。这种网格可用于二维叶栅流计算, 也可径向叠加形成三维网格用于三维叶片通道流计算。

2 离散误差分析

对于二维流动, 将任一变量 f 的 x, y 偏导数表示成任意曲线坐标 (ξ, η) 关系:

$$f_x = J(y_\eta f_\xi - y_\xi f_\eta), \quad f_y = J(-x_\eta f_\xi + x_\xi f_\eta) \quad (1)$$

其中 $J^{-1} = x_\xi y_\eta - x_\eta y_\xi$ 为坐标转换雅可比。

如图 1, 考察壁面节点 (iw, j) 。 f_ξ 采用一阶精度向前差分; f_η 采用二阶精度中心差分, 即:

$$(f_\xi)_{iw,j} = f_{iw+1,j} - f_{iw,j}; \quad (f_\eta)_{iw,j} = (f_{iw,j+1} - f_{iw,j-1})/2$$

对 x, y 坐标采用与 f 同样差分格式, 可推得:

$$T_x = \frac{1}{2} J(x_\xi^2 y_\eta - x_\eta x_{\eta\eta} y_\xi) f_{xx} + \frac{1}{2} J(y_\xi^2 y_\eta - y_\xi y_\eta y_{\eta\eta}) f_{yy} \\ + J[x_\xi y_\xi y_\eta - \frac{1}{2} y_\xi (x_{\eta\eta} y_\eta + x_\eta y_{\eta\eta})] f_{xy} + \text{高阶小量} \quad 2(a)$$

$$T_y = \frac{1}{2} J(x_\xi x_\eta x_{\eta\eta} - x_\xi^2 x_\eta) f_{xx} + \frac{1}{2} J(x_\xi x_{\eta\eta} y_{\eta\eta} - x_\eta y_\xi^2) f_{yy} \\ + J[-x_\xi x_\eta y_\xi + \frac{1}{2} x_\xi (x_{\eta\eta} y_\eta + x_\eta y_{\eta\eta})] f_{xy} + \text{高阶小量} \quad 2(b)$$

T_x 、 T_y 分别为 f_x 和 f_y 的离散误差。对于叶栅通道流, 如果采用 H 型网格计算, ξ 线 (叶栅切向) 通常与 y 轴平行, 这时: $x_\xi = x_{\xi\xi} = x_{\xi\eta} = 0$ 。而在壁面附近近似有 η 线 (拟流线方向) 相互平行, 因而: $y_{\eta\eta} = y_{\xi\eta} = 0$ 。这样方程 2 (a)、2 (b) 可简化为:

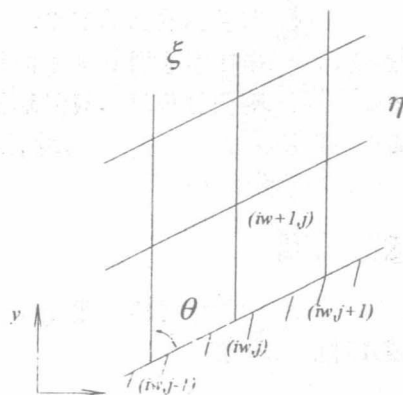


图 1 壁面处网格节点示意图

$$T_x = \frac{1}{2} x_{\eta\eta} f_{xx} + \frac{y_\xi y_\eta}{2x_\eta} f_{yy} + \frac{y_\eta}{2x_\eta} x_{\eta\eta} f_{xy} + \text{高阶小量}$$

由于 $\tan \theta = \frac{x_\eta}{y_\eta}$, 所以有:

$$T_x = \frac{1}{2} x_{\eta\eta} f_{xx} + \frac{y_\xi}{2 \tan \theta} f_{yy} + \frac{x_{\eta\eta}}{2 \tan \theta} f_{xy} + \text{高阶小量} \quad 3(a)$$

如果再有 ξ 线沿 x 方向均匀分布, 则: $x_{\eta\eta} = 0$ 。这时方程 3(a) 变为:

$$T_x = \frac{y_\xi}{2 \tan \theta} f_{yy} + \text{高阶小量} \quad 3(b)$$

方程 2(b) 可简化为:

$$T_y = \frac{1}{2} y_\xi f_{yy} + \text{高阶小量} \quad 3(c)$$

方程 3(a、b、c) 表明, 流动参数 y 方向偏导数离散误差与网格线夹角无关, 而 x 方向偏导数离散误差与 $\tan \theta$ 成反比。由于壁面附近流动参数变化骤烈, 其二阶导数值 f_{xx} 、 f_{xy} 、 f_{yy} 相应较大, 因此提高网格在壁面处正交性, 可有效减小离散误差。

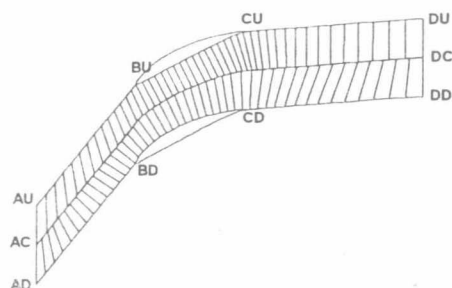


图 2 壁面正交网格生成示意图

3 壁面正交叶栅通道流计算网格生成

壁面正交由下述步骤生成。参看图 2, 1) 在曲线 AD-BD-CD-DD 和 AU-BU-CU-DU 上分布网格节点。要求 AD-BD 和 AU-BU 及 CD-DD 和 CU-DU 两组周期性边界上顺序点 x 坐标相同。2) 由曲线 AD-BD-CD-DD 和 AU-BU-CU-DU 上节点坐标加权平均形成 AC-DC 曲线。3) 寻找 BD-CD (叶片吸力面) 和 BU-CU (叶片压力面) 上各节点的壁面垂线与曲线 AC-DC 交点。4) 按节点间距渐变在曲线 AC-DC 前后段分布节点。由上 4 步形成图 2 所示切向网格线分布。最后再分布拟流线方向网格线, 得到壁面正交叶栅通道流计算网格, 如图 3 (a)。图 4(a) 为由双圆弧型面构成的叶型安装角较大的叶栅计算网格。图 3(b) 和图 4(b) 分别为对应的 H 型网格。

由图 3、图 4, 与 H 型网格比较, 采用壁面正交网格, 可确保叶片表面附近网格线有较好的正交性, 有利于提高计算精度; 但由于计算要分区进行, 两个计算区域内流动参数通过网格交界面 (图 2 中 AC-DC 曲线) 线性插值传递。计算工作量增大同时程序编制也略为复杂。不过由于 AC-DC 曲线在叶栅通道势流区, 流动参数变化平缓, 因而插值产生的误差较小。



图 3 NACA65-12-A₁₀-10 叶栅通道

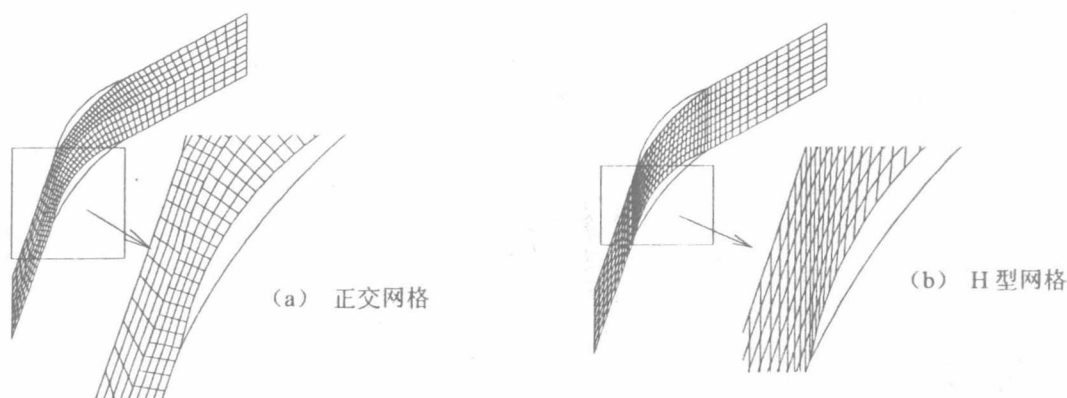


图4 双圆弧叶栅通道

4 初步计算考核

分别对 $NACA65-12-A_{10}-10$ 叶型和双圆弧构成的叶栅通道流采用 EULER 方程进行数值计算, 控制方程采用显式四步龙格-库塔法差分离散, 时间推进求定常解。两套叶栅几何及进出口流动参数如下表。

表1 叶栅几何及进出口气流参数

叶栅	β_1 (°)	叶型安装角 (°)	P_1^* (pa)	T_1^* (k)	P_2 (pa)
$NACA65-12-A_{10}-10$	45.0	25.0	96000	300	90000
双圆弧	75.0	50.0	96000	300	90000

β_1 为进气速度与轴向夹角。计算分别采用 H 型网格和壁面正交网格; 并与 Fluent 软件计算结果进行比较。Fluent 软件计算选用显式二阶精度逆风差分格式。为了在壁面附近有合理的网格分布, Fluent 计算采用非结构网格, 网格节点数约为 1200。 $NACA65-12-A_{10}-10$ 叶型构成的叶栅非结构网格如图 5 示。H 型网格和壁面正交网格节点数均为 15×50 (切向 x 拟流线方向), 壁面正交网格如图 3(a)、4(a)所示; H 型网格如图 3(b)、4(b)所示。

图 5(a)、(b)为两套叶栅计算叶片表面压力分布。采用 H 型网格与壁面正交网格计算叶片表面压力值与 Fluent 计算值符合较好。对于 $NACA65-12-A_{10}-10$ 叶型构成的叶栅由于安装角较小, 采用 H 型网格与壁面正交网格压力计算值差异小。但对于双圆弧叶型构成的叶栅, 在吸力面靠近前缘处两种网格计算值差异较大, 并且壁面正交网格与 Fluent 计算吻合好于 H 型网格。

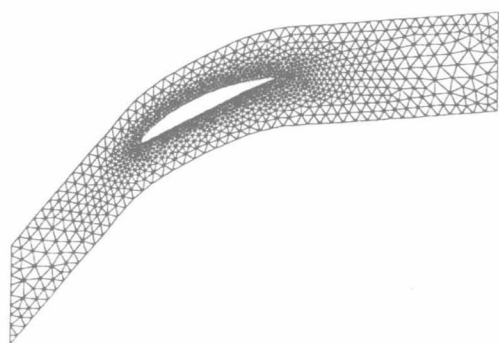


图5 $NACA65-12-A_{10}-10$ 叶栅非结构网格

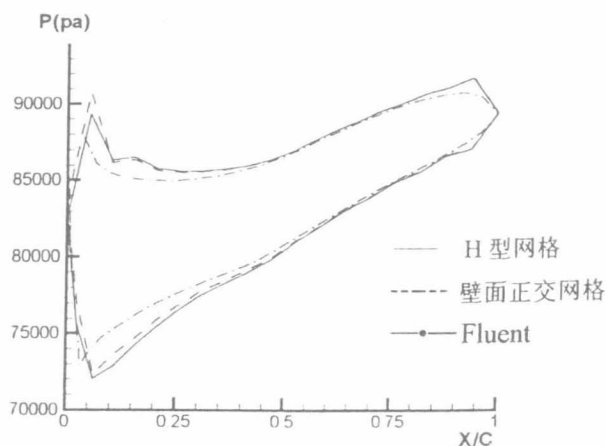


图6(a) $NACA65-12-A_{10}-10$ 叶栅叶片表面压力

5 结论

推导出壁面附近流动参数一阶导数离散误差与网格线交角的数学关系, 关系式表明: 流动参数 y 方向偏导数离散误差与网格线夹角无关, 而 x 方向偏导数离散误差与 $1g\theta$ 成反比。

针对高速压气机叶片通道流目前没有有效方法生成壁面正交网格, 本文提出一种新的壁面正交叶栅通道网格生成方法。

分别采用 H 型网格和壁面正交网格, 运用 Euler 方程计算两套叶栅通道无粘流场; 并采用 Fluent 软件进行计算结果对比。计算表明: 当叶型安装角较小时, 采用两种网格计算结果相差很小; 而当安装角较大时, 叶片吸力面前缘计算值差别较大。

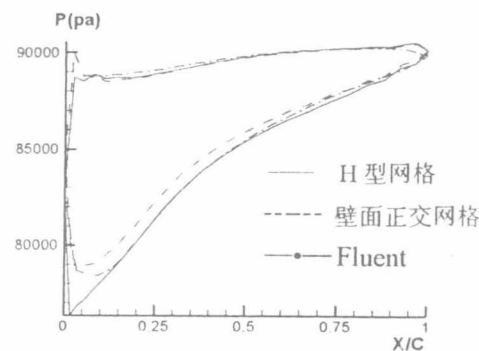


图 6 (b) 双圆弧叶栅叶片表面压力

参考文献:

- [1] Thompson, J. F. and Warsi, Z. U. A., "Numerical grid generation", Elsevier science Publishing Co., inc., 1985.
- [2] Bosson, A. H., "Grid generation for three-dimensional turbomachinery geometries including tip clearance", Journal of Propulsion and Power, Vol. 9, No. 1, 1993.
- [3] Arnone, A., Liou, M. S. and Povinelli, A., "Multi-grid calculation of three-dimensional viscous cascade flows", Journal of Propulsion and Power, Vol. 9, No. 4, 1993.
- [4] Jamson, A., Schmidt, W. and Turkel, E., "Numerical Solutions of the Euler equations by finite volume methods using Runge-Kutta time-stepping schemes", AIAA 14th Fluid and Plasma Dynamic Conference, Palo Alto, June, 1981.