

南京航空航天大学 论文集

(二〇〇〇年)

第8册

二院

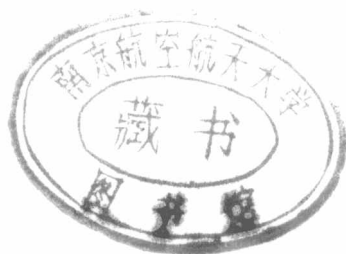
南京航空航天大学科技部编

二〇〇一年六月

474

二 院

○二三系



目 录

序号	姓名	职称	单位	论文题目	刊物、会议名称	年、卷、期	类别
211	韩启祥 王家骅 王 方	讲师	023	沙丘驻涡蒸发式稳定器低压性能的试验研究	江苏航空航天学会动力专业分会燃烧与传热传质年会	2000	
212	韩启祥 王家骅	讲师	023	脉冲爆震发动机研究	2000 年中国科协学术年会	2000	*
213	赵坚行 伍艳玲 周 琳	教授	023	先进燃烧室涡流杯流场计算	工程热物理学报	002101	H
214	赵坚行 周 琳	教授	023	数值分析带二次流超音速尾喷管流场	中国工程热物理学会燃烧学学术会议	2000	
215	赵坚行 周 琳	教授	023	尾喷管内外超音速流场数值模拟	中国航空学会燃烧与传热传质会议	2000	
216	张靖周	教授	023	非对称配气凸轮实测升程数据的优化拟合	南京航空航天大学学报	003202	J
217	张靖周	教授	023	飞行器红外隐身技术研究	2000 年中国科协学术年会	2000	*
218	张靖周 吉洪湖	教授	023	具有径向进出流的转-静盘脸流动与核热的数值研究	中国工程热物理学会传热传质学术会议	2000	
219	谢志荣 张靖周 李立国	硕士	023	三维强迫混合波瓣结构流场的数值研究	中国航空学会动力专业委员会燃烧与传热传质会议	2000	
220	夏登勇 张靖周	硕士	023	某型发动机冷却空气流路计算	中国航空学会动力专业委员会燃烧与传热传质会议	2000	
221	常海萍 张净玉	教授	023	Experimental Investigation on Impingement Heat Transfer from Rib Roughened Surface Within Arrays of Circular Jets: Correlation	International Gas Turbine & Aeroengine Congress & Exhibition	2000	
222	常海萍 张净玉	教授	023	密集型气膜出流换热特性研究	南京工程热物理第五次学术会议	2000	
223	常海萍 张净玉	教授	023	稀疏型气膜出流换热特性的研究	南京工程热物理学会第五次学术会议	2000	
224	吉洪湖	教授	023	方截面 U 型旋流通道速度分布的实验研究	中国航空学会动力专业委员会燃烧与传热传质会议	2000	
225	吉洪湖	教授	023	旋转方截面 U 型通道中分离流二阶相关量分布的实验研究	南京工程热物理学会第五届学术会议	2000	
226	吉洪湖	教授	023	正交旋转径向出流带绕流区的矩形通道出口节流及安装角对传热的影响	航空动力学报	001503	H
227	吉洪湖	教授	023	Visualization of flow through a rotating U-bend duct	南京航空航天大学学报 (英文版)	001701	J
228	张净玉 常海萍	讲师	023	冲击粗糙壁面复合冷却实验研究	南京工程热物理学会第五次学术会议	2000	
229	张净玉 常海萍	讲师	023	冲击粗糙壁面流动特性实验研究	南京工程热物理学会第五次学术会议	2000	

序号	姓名	职称	单位	论文题目	刊物、会议名称	年、卷、期	类别
230	刘德彰 张青藩 陈明 陈钢	教授	023	国内首座特高型全纤维陶瓷窑炉研制成功	能源研究与利用	000003	
231	杨旭 夏焕明 夏春林 刘德彰	硕士	023	超音速喷管流场的自动测试系统	中国航空学会动力专业分会燃烧与传热专业委员会会议	2000	
232	杨旭 夏焕明 刘德彰	硕士	023	超音速喷流红外抑制方案的研究	中国航空学会动力专业分会燃烧与传热专业委员会会议	2000	
233	毛军逵 常海洋	博士	023	用 $k-\epsilon$ 两方程湍流模型计算棒头间隙流动	中国航空学会动力专业委员会燃烧与传热传质会议	2000	
234	苏明旭 朱芸 袁保宁 罗涌 刘德彰	硕士	023	管式电除尘器中粉尘颗粒运动轨迹的数值模拟	南京航空航天大学学报	003202	J
235	何小民 谈浩元		023	短突扩压器与火焰筒匹配的实验研究	南京工程热物理学会第五次学术会议	2000	
236	韩东 张亚男	讲师	023	浅谈“工程热力学”课堂教学技巧	南京航空航天大学学报(社会科学版)	0056 增	
237	韩东 张亚男 金丰宁	讲师	023	油料发放计量系统的数据采集与处理	自动化与仪表	001502	
238	韩东 郭荣伟 万大为	讲师	023	一种带前输出轴的直升机进气道性能试验研究	中国工程热物理学会热机气动热力学学术会议	2000	
239	刘友宏 陈锵 李立国	博士	023	园排波瓣园植混合管的气动特性实验研究	南京航空航天大学学报	003204	J
240	雷雨冰 谭辉平 赵坚行	博士	023	数值模拟环形燃烧室两相反应流场	燃烧科学与技术	000603	J
241	雷雨冰 赵坚行	博士	023	环形回流燃烧室两相反应流场数值研究	中国航空学会燃烧与传热传质会议	2000	
242	王琐芳 李立国 刘友宏 殷彬 冯涛	副教授	023	超音速喷管引射器性能特性的实验研究	航空工程	006503	
243	周峰轮 赵坚行 张家骅	硕士	023	气氢亚燃冲压燃烧室三维流场计算	南京航空航天大学学报	003204	J

沙丘驻涡蒸发式稳定器低压性能的试验研究

韩启祥 王家骅

王 方

(南京航空航天大学, 南京 210016) (航空发动机研究所, 沈阳 110015)

摘要 为了探讨沙丘驻涡蒸发式稳定器低压性能降低的原因, 寻求改善措施, 对稳定器常压下的流阻特性及低压下的点火及火焰稳定特性进行了试验研究, 试验中改变了稳定器的开孔规律, 低压试验的进气压力分别为 0.08MPa、0.06MPa 及 0.05MPa。试验发现: 原型稳定器从主流引入稳定器内的气流破坏了常规沙丘驻涡稳定器特殊型面形成的理想流场, 恶化了从蒸发盘出口的两相混气的二次雾化、蒸发及掺混, 使稳定器低压性能降低, 改型后其点火及火焰稳定性能明显提高, 总体性能超过 V 型蒸发式稳定器。研究成果对沙丘驻涡蒸发式稳定器的开发与应用有重大参考价值。

关键词 稳定器, 点火, 火焰稳定, 蒸发式

1 引言

沙丘驻涡稳定器具有流阻损失低、燃烧性能好等特点, 在我国现役发动机的加力燃烧室上得到成功地应用。在常规沙丘驻涡稳定器的基础上, 发展沙丘驻涡蒸发式稳定器, 把沙丘驻涡稳定器与蒸发式稳定器结合到一起, 进一步提高稳定器的总体性能, 不仅对我国发动机研制有重大应用价值, 而且对稳定器发展亦会产生深远的影响。

本项研究探讨沙丘驻涡蒸发式稳定器能否像 V 型蒸发式稳定器那样, 可以把稳定器低压下的点火及火焰稳定性能大大提高, 其总体性能能否高于 V 型蒸发式稳定器, 并就如何进一步提高沙丘驻涡蒸发式的低压性能提出了一些建议与措施。目前, 尚未见此方面的研究。

2 试验

流阻试验在常压下进行, 气源由流量 $3360\text{m}^3/\text{h}$ 的风机供给, 稳定器进、出口总压用单点皮托管和 U 型水柱压力计测量。点火及火焰稳定试验在低压下进行, 气源由 3 台流量为 0.4kg/s 压气机提供, 试验段的低压通过 4 台 75KW 的真空泵抽气达到。气流经压气机、流量计、分流段、加温器、掺混段、试验段、冷却段, 最后从真空泵排出。试验段进气温度为 773K , 点火采用

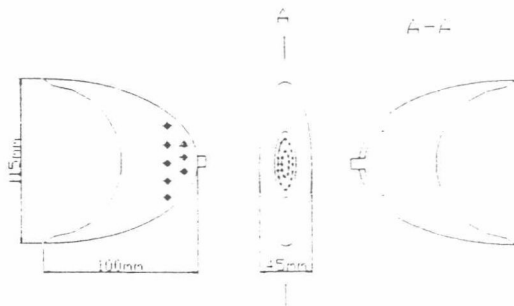


图1 沙丘驻涡蒸发式稳定器的结构简图

3 焦耳的高能电嘴。试验段为 100mm × 150mm 的矩形, 侧面安装石英玻璃窗, 以观察火焰。

沙丘驻涡蒸发式稳定器的基本结构如图 1 所示。稳定器表面有 16 个进气孔, 主流从表面进气孔进入稳定器, 并从稳定器内壁与蒸发盘形成的狭缝流出。狭缝宽约 1.5~2.0mm。

蒸发盘为夹层, 呈弧形, 气流与燃油从进气口进入, 由蒸发盘后表面上的两圈出气孔喷出。出气孔共 30 个, 其中内圈 10 个, 外圈 20 个。

3 试验结果与分析

3.1 原型沙丘驻涡蒸发式稳定器冷态流阻特性

常规沙丘驻涡稳定器流阻损失低, 是由其特殊的型面形成的理想流场决定的^[1]。原型沙丘驻涡蒸发式稳定器在型面上开了许多不同目的的进气孔, 主流被引入到稳定器内, 这对稳定器的流场必产生影响。表 1 原型沙丘驻涡蒸发式稳定器在不同堵孔条件下的总压损失系数 ($\xi = (\overline{P}_{in}^* - \overline{P}_{out}^*) / (0.5\rho\overline{V}_{in}^2)$, 下标 in 表示稳定器上游, out 表示下游) 及相对于常规沙丘驻涡稳定器总压损失增大的百分比 $\Delta\xi/\xi$ 。

表 1 不同堵孔规律下的稳定器的总压损失系数

堵孔规律	全堵孔	不堵孔	堵蒸发管进气孔	堵表面进气孔
ξ	0.275	0.285	0.282	0.296
$\Delta\xi/\xi$	0%	3.5%	2.5%	7.5%

从表 1 可知: 常规沙丘驻涡蒸发式稳定器 (堵全部孔) 的总压损失最小, 其总压损失系数为 0.275; 原型沙丘驻涡蒸发式稳定器 (不堵孔) 的总压损失系数比常规沙丘的增加了 3.5%, 而从稳定器上不同孔进入的气流对总压损失的影响是不同的, 由蒸发盘进气口进入稳定器内部的气流对稳定器总压损失的影响最大。这是由于蒸发盘内圈的出口气流恰好喷入稳定器回流区的逆流区, 如图 2 所示, 破坏了原稳定器的理想流场, 增加了流阻。

由稳定器进气孔进入的气流沿狭缝贴壁流动, 削弱了主流的卷吸能力, 稳定器的总压损失应相应减少, 试验结果恰恰相反, 这说明这股气流存在的横向流动对稳定器纵向截面的回流区^[1]有破坏作用, 从而增加了总压损失。

尽管稳定器的进气孔及蒸发管不同程度地增加了稳定器的总压损失, 但稳定器总的总压损失并非两者的叠加, 反而比单独从蒸发管进气时的总压损失小, 这说明狭缝气流对蒸发管的出口气流有卷吸作用, 因此削弱了蒸发管的气流对原沙丘特殊流场的破坏。

3.2 改型前后稳定器低压特性对比

原型沙丘驻涡蒸发式稳定器的喷油管直径为 2mm, 试验发现, 在气流压力为 0.08MPa, 速度为 90m/s, 贫油点火点燃后很快又熄火。这是由于喷油管直径太大, 喷油压力低, 雾化效果差, 加上蒸发盘处于冷态, 燃油蒸发效果不好, 这时需要喷入更多的燃油才能成功点

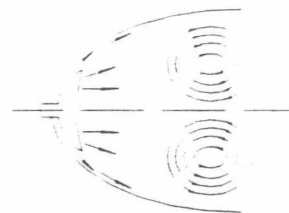


图 2 原型沙丘蒸发式稳定器流场示意图

火, 而着火后, 蒸发盘内剩余的燃油吸热蒸发, 使蒸发管出口油气过富而熄火。

用直径为 0.8mm 喷油管代替 2mm 的喷油管, 稳定器的点火与火焰稳定性得到改善, 试验结果如表 2。

表 2 原型沙丘点火与火焰稳定油气比
(进气速度 $V_{in}=90\text{m/s}$, 温度 $T_{in}=773\text{K}$)

压力/MPa	$f_{ig,1}$	$f_{ig,2}$	$f_{st,1}$	$f_{st,2}$
0.08	4.17×10^{-3}	5.04×10^{-3}	3.0×10^{-3}	38×10^{-3}
0.06	5.36×10^{-3}	—	3.52×10^{-3}	—

ig—点火, 1—贫油, 2—富油, st—火焰稳定

由表 2 可知, 原型沙丘驻涡蒸发式稳定器在压力 0.08MPa、速度 90m/s 工况下, 具有一定的点火范围及火焰稳定范围, 但在压力为 0.06MPa 时, 富火点火困难。

考虑到原型沙丘驻涡蒸发式稳定器从蒸发管流出的气流正好处于回流区的逆流区, 对 flow 的破坏性较大, 因此对原型沙丘的结构作了一些改变, 把蒸发盘内圈 10 个孔堵死, 外圈孔相应扩大, 改进后的稳定器称为改型沙丘驻涡蒸发式稳定器, 试验结果如表 3。

表 3 改型沙丘点火及火焰稳定油气比(进气速度 $V_{in}=90\text{m/s}$, 温度 $T_{in}=773\text{K}$)

压力/MPa	$f_{ig,1}$	$f_{ig,2}$	$f_{st,1}$	$f_{st,2}$
0.08	1.88×10^{-3}	7.52×10^{-3}	1.97×10^{-3}	23.3×10^{-3}
0.06	2.95×10^{-3}	5.23×10^{-3}	2.12×10^{-3}	18.2×10^{-3}
0.05	4.31×10^{-3}	—	3.72×10^{-3}	—

比较改型沙丘与原型沙丘的试验结果不难发现, 改型后的沙丘驻涡蒸发式稳定器的点火与火焰稳定特性明显改善, 在压力为 0.08MPa 及 0.06MPa 都具有较宽的点火与火焰熄火范围, 且在压力 0.05MPa 时, 贫油点火亦能成功。

改型沙丘的低压点火及火焰稳定性高于原型沙丘驻涡蒸发式稳定器, 一方面由于改型沙丘堵住了蒸发管的内孔, 从而保存了原稳定器形成的理想流场; 另一方面, 改型沙丘加大了外圈的出气孔, 使蒸发管流出两相混气喷入速度较高的狭缝气流附近, 使油珠的二次雾化、掺混大大改善。基于以上两个因素, 改型沙丘的点火及火焰稳定性得以大大提高。

改型沙丘驻涡蒸发式稳定器尚不够完善, 但其在压力 0.06MPa 以上的点火与火焰稳定性能已优于 V 型蒸发式稳定器^[2], 如表 4。若进一步采取一些措施加以改进, 其总体可能会超过 V 型蒸发式稳定器。

表 4 改型沙丘与 V 型蒸发式稳定器点火及火焰稳定性能比较
(进气速度 $V_{in}=90\text{m/s}$, 温度 $T_{in}=773\text{K}$)

压力/MPa	$f_{ig,1} \times 10^{-3}$		$f_{ig,2} \times 10^{-3}$		$f_{st,1} \times 10^{-3}$		$f_{st,2} \times 10^{-3}$	
	沙丘	V-型	沙丘	V-型	沙丘	V-型	沙丘	V-型
0.1	1.37	1.77	7.50	5.16	0.91	1.14	19.8	18.4
0.08	1.88	2.64	7.52	3.26	1.07	1.11	23.3	20.5
0.06	2.45	3.29	5.23	4.47	2.12	2.49	18.2	14.9
0.05	4.31	3.80	—	6.00	3.72	2.80	—	11.8

4 结论

(1) 与常规沙丘稳定器相比, 沙丘驻涡蒸发式稳定器总压损失增加、低压点火及火焰稳定性能降低, 是由于引入稳定器内的气流干扰回流区及燃油雾化蒸发和掺混恶化造成的。

(2) 在试验与分析基础上提出了的改善措施, 经试验初步验证, 方案是可行的、有效的, 预计可以大幅度提高沙丘驻涡蒸发式稳定器的性能, 并在一定程度上优于 V 型蒸发式稳定器。

(3) 改型沙丘今后还应从以下几个方面加以改进:

- a. 将蒸发盘出气孔移到盘的边缘, 使射出的气流以一定角度向两侧喷射, 并与狭缝贴壁流相交, 这有利于加强回流强度, 同时改善燃油二次雾化和掺混。
- b. 蒸发盘出气孔及稳定器表面上进气孔的面积应与稳定器的槽宽相对应, 从而使稳定器内的气流量与稳定器不同槽宽形成的回流区相匹配。
- c. 减小狭缝气的横向流动, 如沿狭缝加隔板, 把各个孔的气流分隔、定向。
- d. 蒸发盘进气管内加横向隔板, 使燃油在隔板上形成油膜, 有利于雾化与掺混。

参 考 文 献

- 1 高歌. 沙丘驻涡火焰稳定器理论及实验研究. 工程热物理学报, Vol.3, No.1, 1982
- 2 刘志刚, 王家骅. 火焰稳定器壁面上燃油蒸特性及对燃烧性能影响的试验研究. 南京航空航天大学. 1987, 中国航空科技文献, HJB87051

(上接第 89 页)

5 结束语

自行设计了用于超音尾喷流流场的自动测试与控制系统, 包括测量探头、坐标架移动及全自动控制系统、全自动测量系统、主从系统软件设计等。经实际运行表明其在马赫数 1.5~1.6 的工况下运行正常可靠。建立在对 IEEE-488 协议充分了解基础上的用软件模拟许多硬件的功能的独特方法, 大大提高了测试精度和速度, 节省了试验时间和费用。该系统对超音流场自动测试应用方面有一定的创新, 可推广应用。

参 考 文 献

- 1 Tillman.T.G., "Flowfield Measurements for a Supersonic Mixer Ejector in Forward Flight" AIAA 92.62.146
- 2 中华人民共和国专业标准. ZBY207.1-84. 可编程测量仪器的接口系统, 1984
- 3 中国集成电路大全—TTL 集成电路. 国防工业出版社, 1985
- 4 周明德. IBM PC/XT 接口技术及其应用. 清华大学出版社, 1991
- 5 张怀莲. IBM PC 宏汇编语言程序设计. 电子工业出版社, 1987
- 6 贾正春等. 功率步进电机的驱动. 机械工业出版社, 1984

开发一直以试验为主。今天,市场竞争日益激烈,质量和时间决定了产品的生命。计算机辅助技术为提高产品开发质量,缩短开发周期提供了有力手段。近年来,我所在计算机辅助设计、加工、分析等方面投入人力物力,开展了大量工作,取得丰硕成果。

计算机辅助设计为开发人员提供了准确描述产品,快速传递设计信息的有效手段。目前,发动机开发已全部实现三维实体设计。布置、干涉检查变得十分容易。也为性能分析和快速试制打下基础。

分析工作帮助解释试验结果,优化设计参数,是连接设计和试验的中心环节。随着硬件性能和各种分析工具的日益完善,计算机辅助分析愈来愈成为发动机开发的重要手段。我所计算机分析手段的应用包括以下几个方面。

性能预测:利用一维非稳态流动计算模型分析发动机进排气过程,预测发动机性能,优化管系尺寸、凸轮型线、配气相位和废气再循环率。指导增压器、中冷器匹配,大大减少匹配试验工作。通过对气体流动的分析,还可以预测流动噪声,指导消音器的设计和匹配。

流动分析:利用计算流体力学方法预测发动机中三维流动过程。模拟进气歧管内三维流动,分析各缸流出过程的差异。预测四气门汽油机进气道内流动和缸内滚流及其破碎过程。分析柴油机进气流动与燃烧室的相互作用。

燃烧分析:模拟柴油机缸内喷雾过程,优化匹配燃烧系统,获得燃烧室、进气系统和喷油系统的最佳配合。

刚度分析:利用有限元软件对发动机曲轴、缸体、连杆等在不同工况下的刚度、应力分布、疲劳安全系数等进行分析。

动力学分析:采用多刚体力学模型对发动机配气机构进行运动学及动力学计算。对发动机悬置特性进行分析。

温度场模拟:利用有限元分析软件对发动机排气门和活塞进行温度场、刚度、应力分析。

在加工方面,我所还采用了激光快速成型、数控加工等技术。提高了试制速度。

作者简介 李康,男,1962年10月9日生。长春汽车研究所发动机室任高级工程师,从事发动机工作过程研究。地址:长春市创业大街35号,邮编 130011

国产化首台 600MW 汽轮发电机组振动特性

周松林 马德顺

本文以研究国产 600 MW 汽轮发电机组的汽轮机轴系振动为切入点,以哈尔滨第三发电有限责任公司的首台国产 600MW 汽轮发电机组为研究对象,在机组调试、试生产期间和首次检修后的十几次启停过程中,利用美国 BENTLY3300 振动监测保护系统、CSI-3200 振动测试分析系统、BENTLY108 数据采集分析仪、BENTLY DVF-3 向量滤波器及德国 VP41 振动测试仪,对该机组的各阶临界转速、轴系

振动特性、轴系平衡响应规律、轴与轴承座振动规律以及其他振动特性等数据进行采集、整理和分析,定性、定量地对国产 600MW 机组的状态监测及故障诊断进行研究,找出了影响机组振动的主要因素及相关参数,提出了减少轴系振动,寻找机组动平衡的科学方法。而掌握机组轴系转子动力学特性,为指导运行及制定合理的启停机方案提供依据;了解机组各项参数变化对振动的影响,计算动平衡影响系数,为同类型机组动平衡实验提供相关参数;通过轴与轴承座振动规律研究,为制定大机组振动标准提供参考依据;通过振动幅值、相位频谱、轴心轨迹的分析,以进行大机组状态监测和故障诊断分析。进而为引进国外技术、寻求我国自行优化设计的国产化 600 MW 机组在国网条件下的稳定运行,提供了结论性依据。

作者简介 周松林,1963年2月26日生。黑龙江省哈尔滨市“哈尔滨第三发电有限责任公司,生产秘书,工程师。获得过省电力局科技进步二、三等奖及东电科技进步一等奖。地址:哈尔滨市道外区三电街1号,哈尔滨第三发电有限责任公司,邮编 150024;电话 4616847,传真 8616233

脉冲爆震发动机研究

韩启祥 王家骅

脉冲爆震发动机(pulse detonation engine, PDE)是一种新概念发动机,它利用爆震燃烧原理工作。由于爆震燃烧的压力高且燃烧过程近似等容,使脉冲爆震发动机具有循环效率高、油耗低等特点。由于脉冲爆震发动机不需要压气机与涡轮等部件,结构与工艺简单,本低,而且推重比及比冲很高。

国外对爆震燃烧的研究可追溯到 20 世纪的二三十年代,但对脉冲爆震发动机的研究则开始于 70 年代以后。在八九十年代,美国的许多大学、科研机构及公司在军方及 NASA 等资助下,已经完成了脉冲爆震发动机机理研究及可行性研究,并完成了样机的研制与试验。美国 ASI 公司研制的旋转阀控制、双管脉冲爆震发动机的样机,当单管工作频率为 40Hz 时,总推力超过 100 磅。美国现已进入空中试飞阶段,并计划将脉冲爆震发动机首先装备在反导弹的导弹及马赫数为 3 的 SR-71 无人侦察机上。

南京航空航天大学于 1996 年初开始 PDE 研究,主要进行了爆震波特性及 PDE 可行性的初步研究。在爆震波特性方面,研究了影响爆震波特性的因素与规律;可行性方面的研究包括:在管径 100mm 的 PDE 模型上,进行了气态燃料单管起爆及多管起爆试验研究,实现了工作频率 5Hz 下 PDE 连续工作,产生 20kg 的瞬时推力。此外对多管起爆、旋转阀控制的液态燃料 PDE 进行了初步研究,由于燃油雾化蒸发和掺混等问题未解决,工作情况不理想。

作者简介 韩启祥,男,1968 年 11 月生。从事教学与科研工作,先后参加了红外隐身研究、气膜冷却与气动光学

先进燃烧室涡流杯流场计算

赵坚行 伍艳玲 周 琳

(南京航空航天大学动力工程系, 江苏 南京 210016)

摘 要 本文采用贴体坐标系 (Body-Fitted Coordinate System) 数值研究先进燃烧室涡流杯内速度场和紊流特性, 并利用 TTM 法生成贴体网格。由于双级旋流器形状复杂, 本文提出了型线定点法来确定边界网格, uv 线法生成交错网格以及整体不分区进行流场计算。计算结果表明: 计算方法合理, 计算机程序是可靠的。

关键词 涡流杯; 贴体坐标; 数值计算

中图分类号: TB126 **文献标识码:** A **文章编号:** 0253-231X(2000)01-0110-05

1 前 言

双级旋流器是一种新型涡流器, 由于它能改善燃烧室火焰稳定性和燃油雾化作用, 因此目前常被先进发动机采用。它的主要功用是: (1) 使气流旋转产生离心力, 形成回流区, 保持火焰稳定; (2) 使喷嘴喷出燃油被雾化, 提高燃烧效率; (3) 两级旋流器出口不同方向气流速度可加强紊流混合, 降低排气污染。通常双级旋流器又可按其一级涡流和二级涡流器各自流出的气流旋转方向相同或相反分为同向旋流和反向旋流两种。

本文的研究对象为先进燃烧室涡流杯 (见图 1), 它是一种双级旋流器, 并由四个基本部分组成: 主涡流器, 文氏管, 径向涡流器和套筒。从主涡流器流出的气流经文氏管进入套筒, 径向涡流器流出的气流在文氏管的尾缘处与主涡流器的旋流相遇后进入套筒。被文氏管隔开的两股旋向或旋量不同的旋流在套筒内混合, 最后气流沿 90° 锥角的套筒喷出旋流器。由于双级旋流器形状复杂, 而且双向进气与一般轴向进气不同, 这给网格设置和流场计算带来了许多困难, 为了使网格线与边界保持一致, 本文采用任意坐标系进行计算, 边界值可以直接引入离散方程, 从而减少因计算区域和物体形状不一致所造成的计算误差。

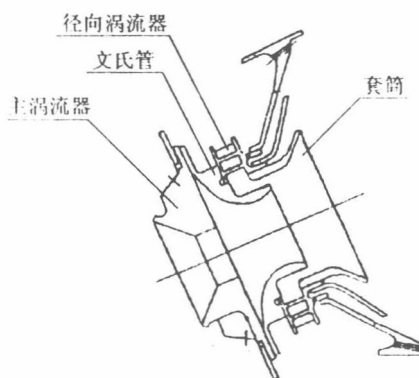


图 1 涡流杯简图

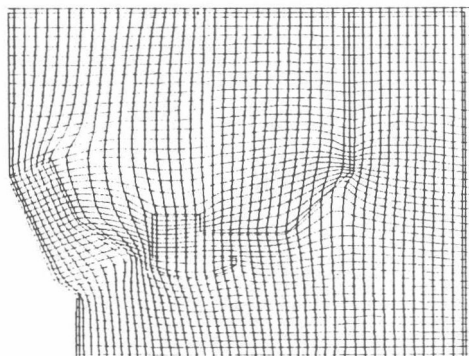


图 2 计算网格图

收稿日期: 1999-05-02

作者简介: 赵坚行 (1939-), 女, 浙江余姚人, 1987 年以访问学者赴英国里兹大学从事燃烧研究, 主要从事燃烧研究。

虽然双级旋流器的主涡流器为小孔进气, 而径向涡流器是叶栅进气, 如考虑开孔进气位置对流场的影响, 可按三维流场分析, 为此, 本文是在 θ 向取 36° 的一个扇形区域内进行研究, 其中主副涡流器进口处开孔满足真实条件。针对计算对象的结构特点, 本文的网格生成可采用如下的方式, 先在沿程的 $x-r$ 平面上构造二维贴体网格 (见图 2), 然后沿周向旋转成计算所用的三维曲线网格。

2 控制方程及其转换

本文选用雷诺时均法来构造三维紊流均流方程, 并采用工程上常用的 $k-\varepsilon$ 紊流模型来封闭方程组。在圆柱坐标系下的三维控制方程的通用形式为:

$$\frac{\partial}{\partial x}(r\rho u\Phi) + \frac{\partial}{\partial r}(r\rho v\Phi) + \frac{\partial}{\partial \theta}(\rho w\Phi) = \frac{\partial}{\partial x}(r\Gamma^\Phi \frac{\partial \Phi}{\partial x}) + \frac{\partial}{\partial r}(r\Gamma^\Phi \frac{\partial \Phi}{\partial r}) + \frac{\partial}{\partial \theta}(\frac{\Gamma^\Phi}{r} \frac{\partial \Phi}{\partial \theta}) + rS^\Phi \quad (1)$$

式中变量 Φ 的输运系数和源项见文献 [2]。

为了得到任意坐标系下的控制方程, 设任意曲线坐标为 (ξ, η, ζ) , 根据矩阵理论, 假定它与圆柱坐标有下列函数关系:

$$\left. \begin{aligned} x &= x(\xi, \eta), & r &= r(\xi, \eta), & \theta &= \zeta \\ \xi &= \xi(x, r), & \eta &= \eta(x, r), & \zeta &= \theta \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

设 Φ 是物理平面中的函数, 则据链导法有

$$\left\{ \begin{aligned} \Phi_x &= \Phi_\xi \xi_x + \Phi_\eta \eta_x + \Phi_\zeta \zeta_x = \frac{1}{J}(A_{11}\Phi_\xi + A_{12}\Phi_\eta + A_{13}\Phi_\zeta) \\ \Phi_r &= \Phi_\xi \xi_r + \Phi_\eta \eta_r + \Phi_\zeta \zeta_r = \frac{1}{J}(A_{21}\Phi_\xi + A_{22}\Phi_\eta + A_{23}\Phi_\zeta) \\ \Phi_\theta &= \Phi_\xi \xi_\theta + \Phi_\eta \eta_\theta + \Phi_\zeta \zeta_\theta = \frac{1}{J}(A_{31}\Phi_\xi + A_{32}\Phi_\eta + A_{33}\Phi_\zeta) \end{aligned} \right. \quad (3)$$

$$\begin{aligned} \text{式中} \quad \xi_x &= A_{11}/J = r_\eta/J, & \xi_r &= A_{21}/J = -x_\eta/J, & \xi_\theta &= A_{31}/J = 0 \\ \eta_x &= A_{12}/J = -r_\xi/J, & \eta_r &= A_{22}/J = x_\xi/J, & \eta_\theta &= A_{32}/J = 0 \\ \zeta_x &= A_{13}/J = 0, & \zeta_r &= A_{23}/J = 0, & \zeta_\theta &= A_{33}/J = 1 \end{aligned}$$

将式 (3) 代入式 (1) 就可把圆柱坐标系下控制方程转换成曲线坐标系下通用形式:

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial \xi}(\rho U \Phi) + \frac{\partial}{\partial \eta}(\rho V \Phi) + \frac{\partial}{\partial \zeta}(\rho W \Phi) &= \frac{\partial}{\partial \xi} \left[\frac{\Gamma^\Phi}{rJ} (q_{11}\Phi_\xi + q_{12}\Phi_\eta) \right] \\ &+ \frac{\partial}{\partial \eta} \left[\frac{\Gamma^\Phi}{rJ} (q_{12}\Phi_\xi + q_{22}\Phi_\eta) \right] + \frac{\partial}{\partial \zeta} \left[\frac{\Gamma^\Phi}{rJ} (q_{33}\Phi_\zeta) \right] + rJ S^\Phi \end{aligned} \quad (4)$$

$$\begin{aligned} \text{式中} \quad U &= rA_{11}u + rA_{21}v, & q_{11} &= r^2 A_{11}^2 + r^2 A_{21}^2, & q_{33} &= A_{33}^2 \\ V &= rA_{12}u + rA_{22}v, & q_{22} &= r^2 A_{21}^2 + r^2 A_{22}^2, \\ W &= Jw, & q_{21} &= q_{12} = r^2 A_{11}A_{12} + r^2 A_{21}A_{22} \end{aligned} \quad (5)$$

经变换后各变量源项详见文献 [2]。

3 在任意曲线坐标系下离散方程和压力修正方程

本文采用交错网格和控制容积法对通用控制方程 (4) 进行离散, 可得离散方程为:

$$a_p \Phi_p = a_E \Phi_E + a_W \Phi_W + a_N \Phi_N + a_S \Phi_S + a_T \Phi_T + a_B \Phi_B + S_a \quad (6)$$

式中差分系数可按混合差分格式求得(详见文献[2])。为了保证收敛,源项需进行线性化处理,并要求 $S_P \leq 0$, 在曲线坐标系下压力修正方程可写为:

$$a_P P'_P = a_E P'_E + a_W P'_W + a_N P'_N + a_S P'_S + a_T P'_T + a_B P'_B + b \quad (7)$$

根据修正压力可对速度加以修正。在差分方程(6)中含有 U 、 V 、 W 项,但没有直接求解 U 、 V 、 W 的方程,故可在求出 u, v, w 后利用公式(5)求得 U, V, W 。由于差分方程仍然具有五点格式,仍可用逐线亚松弛法(SLUR),通过 TDMA 和 CTDMA 求解式(6)。本文采用网格点数为 $46 \times 46 \times 8$ 。

4 网格划分

4.1 型线定点法

用 TTM 生成网格,要求网格线在壁面区域尽量正交,这样使文氏管和径向涡流器之间网格线不贴体,团成一团,伸不进去。为此本文提出型线定点法来生成贴体网格,即重新划定计算区域,把涡流杯复杂型线作为流场内固定网格线来生成网格。

4.2 uv 线生成交错网格

贴体网格的生成将型面线作为边界线,生成交错网格时只需按相邻点的中点生成 u 网格,上下相邻点的中点得 v 网格。这种生成交错网格的方法对于形状较为简单规则的问题是适用的,但对于形状复杂物体不完全合适,特别是已用型线定点法把真实的固壁边界作为型线,再对此网格线取中点生成 u, v 网格就相当改变了原固壁形状,为此本文提出用 uv 线生成交错网格的思想:即从把固壁作为流线出发,以网格线与各固壁边界重合为原则,重新构造主网格、 u 网格和 v 网格,使 u 网格与基础网格线 ξ (即 u 线)相同, v 网格与基础网格的线 η (即 v 线)相同,主网格边界点根据 uv 线为主网格边界相邻的中点求得。

5 计算条件与结果分析

5.1 计算边界条件

进口:根据发动机工作状态可给出旋流器进口气流压力、温度和流量。按旋流器几何尺寸得出其流通面积,求得旋流器气流进口流速。

出口:把实际出口延伸适当距离作为出口截面,令各变量轴向梯度为零,并用截面流量连续修正来加快收敛速度。

轴对称条件:在中心轴上取 $\frac{\partial \Phi}{\partial r} = 0$ 。

壁面条件:在旋流器固壁上取气流速度和紊流参数为零。近壁处采用壁面函数。

5.2 计算结果

本计算对象的一级涡流器是斜向进气,二级涡流器是径向进气。本文分别按三维正向和反向旋转对其进行了计算,部分计算结果如图 3~7。

图 3 和图 4 分别为状态一三维正旋和反旋在 $x-r$ 方向速度分布矢量图。图 5 为状态二三维反旋在不同轴向距离 $\theta-r$ 方向速度分布矢量图。由图 3 和 4 可知,正旋和反旋均出现回流区,这与实验结果是相吻合的。回流区一般始于文氏管尾缘出口处,在流场轴线附近中下游区达到最强,其回流区大小及强度随状态不同而不同,通常反旋回流区要比正旋的大,且强度也大些,这也说明反旋的优越性。

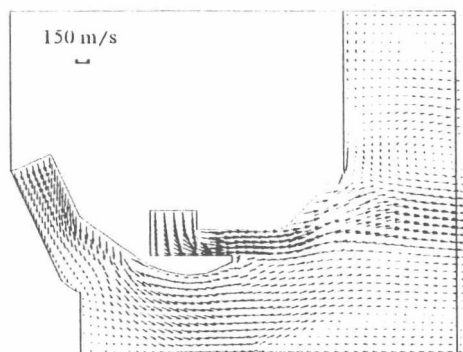


图3 正旋状态 $1x-r$ 方向
速度矢量图 ($k=5$)

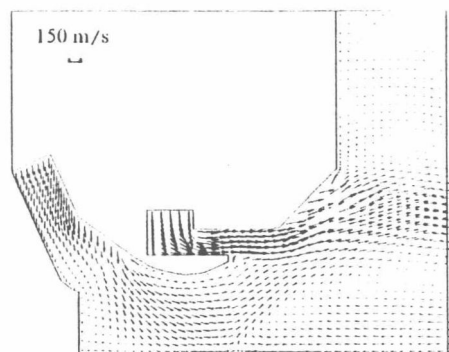


图4 反旋状态 $1x-r$ 方向
速度分布矢量图 ($k=5$)

在图5中, $I=3$ 为进口截面; $I=23$ 为文氏管出口截面; $I=45$ 为出口截面。从 $\theta-r$ 方向来看, 在文氏管出口处有明显的气流掺混, 这对提高油滴雾化质量是有利的, 另外出口处 θ 向环流反旋较正旋弱, 体现了轴向回流对速度 v, w 分量的牵制。图6和图7分别为状态一正旋和反旋情况下紊流动能 K 的分布, 由图可知, 在文氏管出口处反旋等值线比正旋更密集, 这是因为两股不同旋向气流产生更大的掺混速度。

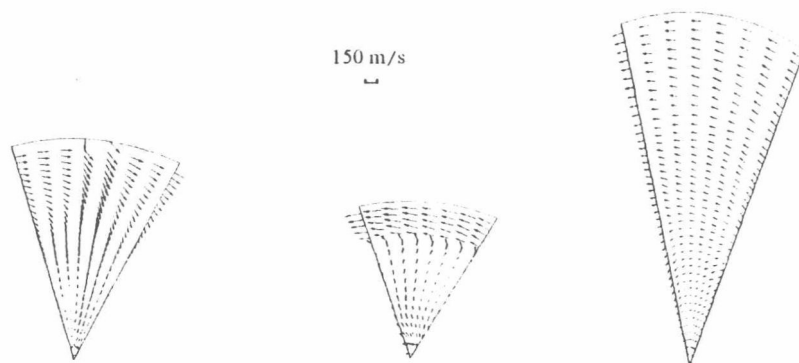


图5 反旋状态 $\theta-r$ 方向速度分布矢量图 ($I=3, 23, 45$)



图6 正旋状态 $1x-r$ 方向
紊流动能 k 分布图 ($k=5$)



图7 反旋状态 $1x-r$ 方向
紊流动能 k 分布图 ($k=5$)

4 结 论

本文研究发展了三维贴体坐标下燃烧室涡流杯内流场计算方法。它可供涡流杯气动分析用。本计算方法是可行的,结果是令人满意的。

参 考 文 献

- [1] J M Mehta, Hgoun-WooShin D C Winsler. Mean Velocity and Turbulent Flow-Field Characteristics inside an Advanced Combustor Swirl Cup. AIAA-89-0215, 1989
- [2] 伍艳玲. 燃烧室双级旋流器计算. [硕士论文]. 南京: 南京航空航天大学, 1998

NUMERICAL COMPUTATION OF TURBULENT FLOW-FIELD CHARACTERISTICS INSIDE AN ADVANCED COMBUSTOR SWIRL CUP

ZHAO Jianxing WU Yanling ZHOU Lin

(Department of Power Engineering Nanjing University of Aeronautics
and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract The three dimensional swirling recirculating isothermal turbulent flows of a gas turbine combustor dome swirl cup are studied numerically by a arbitrary curvilinear coordinate system. The dual-stage swirler has numerous passages and its geometry is so complex that it makes the grid generation difficult. The computational meshes are generated by the numerical solution of partial differential equations. The swirl cup is treated as an internal obstacle and suitably meshing around it. Using a coordinate transformation relations, the transport equations are transformed from a cylindrical system to a general curvilinear system. Turbulence is modeled by the standard $k-\epsilon$ model along with the wall function treatment for near-wall regions. The finite differencing equations are solved by Hybrid scheme, SIMPLE algorithm and the staggered curvilinear non-orthogonal grid system.

Predictions show that the recirculation zone at the centerline is created under both the co-swirl and counter-swirl condition. The recirculation zone for the counter-swirl is larger than that for the co-swirl. The low-velocity gas flow with large turbulence intensities and high dissipation rates are occurred inside the recirculation zone. Calculations of two inlet conditions are shown the numerical procedure is reliable.

Key words swirl cup; body-fitted coordinate; numerical calculation

数值分析带二次流跨音速尾喷管流场

赵坚行 周琳

(南京航空航天大学动力工程系,南京,210016)

摘要:本文用有限元法数值分析带二次流可调收一扩喷管跨音速流动,紊流粘性采用 $k-\epsilon$ 双方程模型来描述,并利用 Galerkin 法建立有限元方程,求解可压缩粘性流体流动 N-S 方程,喷管壁面采用壁面函数。通过不同喷管、不同工况下尾喷管内部流场计算,并用实验数据进行对比表明:计算结果合理,程序可靠,可利用有限元法对喷管超音速流动进行数值研究,并为发动机尾喷管优化设计和研制提供有用数据。

1 引言

航空发动机尾喷管可分为收敛喷管,收敛—扩散喷管以及引射喷管三种,其中前者在喷管内气流可为亚音速流动,后两种在喷管内燃气流为跨音速流动,本文所研究的带二次流可调收一扩喷管是一种适用于涡扇发动机的可调喷管,它可利用调节二次流量和喷管几何形状来满足发动机工作状态需要,因此燃气在喷管内的流动状况直接影响发动机特性,由于超音速气流流动复杂,故数值模拟跨音速气流是喷管流场计算的关键。

有限差分法和有限元法都是目前被广泛采用两种近似计算方法,前者应用历史较长,后者是一种新的数值法,用它来解流动问题时,其优点:一是对流场形状没有什么限制;二是边界条件容易处理,随着有限元数值分析法迅速发展,近年来应用有限元法处理流体力学问题逐渐增多,为此本文采用有限元法来数值分析带二次流的收—扩喷管流动。

2 插值函数和四边形等参元

2.1 插值函数

在有限元分析中,一个极为重要内容是选择具体的单元和确定单元的位移函数,然后便可按照标准步骤进行运算。在计算流动问题时,主要有三角形单元和四边形单元,由于后者适用于结构较为规则几何形状,而且精度又较高,因此本文采用任意形状和大小四边形单元来划分计算区域。

在有限元法中,位移函数的描述,可以有两种方式:其一是采用含有若干待定系数的简单多项式,这些系数继而变换成为相应的节点位移参数。其二可采用插值函数直接来描述,

本文采用后者,对于二维流场,任一变量 Φ ,其插值函数可以写成:

$$\Phi(x, y) = N_1(x, y)\Phi_1 + N_2(x, y)\Phi_2 + \cdots + N_n(x, y)\Phi_n = \sum_{i=1}^n N_i(x, y)\Phi_i \quad (1)$$

式中 $N(x, y)$ 由具体单元和节点来定,变量 Φ 用上式表达后,插值函数就描述了单元中任一点的变量。对于高阶插值单元来说,所选择的位移函数除了满足完备和协调条件外,其待定系数的数目还应和单元的节点自由度数目一致,以便由节点位移值唯一地确定全部系数。

2.2 四边形等参元

由于在计算区域中四边形单元形状和大小可任意,直接对其进行积分较困难,故可对其进行坐标转换,把任意四边形单元变换为正方形单元,坐标变换不是针对整个区域而定,而是分别对每一单元。设 (x, y) 为整体坐标它适用于求解整个计算区域而及 (ξ, η) 为局部坐标,它只适用于每一个单元。总体坐标 (x, y) 对局部坐标 (ξ, η) 之间的变换具有如下的关系

$$\begin{cases} x = N_i X_i + N_j X_j + N_k X_k + N_m X_m \\ y = N_i Y_i + N_j Y_j + N_k Y_k + N_m Y_m \end{cases} \quad (2)$$

式中

$$\begin{aligned} N_i &= (1-\xi)(1-\eta)/4, & N_k &= (1+\xi)(1+\eta)/4 \\ N_j &= (1+\xi)(1-\eta)/4, & N_m &= (1-\xi)(1+\eta)/4 \end{aligned} \quad (3)$$

称为插值函数或型函数

如把正方形单元构造成双线性插值函数:

$$\Phi = b_1 + b_2 \xi + b_3 \eta + b_4 \xi \eta \quad (4)$$

式中 b_1, b_2, b_3 和 b_4 为待定系数,可用 i, j, k 和 m 点的参数值代入,并利用矩阵论,求解可得:

$$\begin{aligned} b_1 &= (\Phi_i + \Phi_j + \Phi_k + \Phi_m)/4, & b_2 &= (-\Phi_i + \Phi_j + \Phi_k - \Phi_m)/4 \\ b_3 &= (-\Phi_i - \Phi_j + \Phi_k + \Phi_m)/4, & b_4 &= (\Phi_i - \Phi_j + \Phi_k - \Phi_m)/4 \end{aligned} \quad (5)$$

把(5)式代入(4)式得:

$$\Phi = N_i \Phi_i + N_j \Phi_j + N_k \Phi_k + N_m \Phi_m \quad (6)$$

式中 N_i, N_j, N_k 和 N_m 为型函数与式(3)中值完全相同。

2.3 坐标变换矩阵

在流场计算中,各个变量如速度、压力、温度等都是依赖于总体坐标的函数,而在变量插值函数式(6)中,只给出 Φ 为局部坐标 (ξ, η) 的函数,而 Φ 对 (x, y) 不存在直接关系式,为此,可利用复合函数求导法则,通过 (ξ, η) 对 (x, y) 进行坐标变换求得:

$$\begin{cases} \frac{\partial \Phi}{\partial x} = \frac{1}{4|J|} [(a_4 + B\xi) \frac{\partial \Phi}{\partial \xi} - (a_2 + B\eta) \frac{\partial \Phi}{\partial \eta}] \\ \frac{\partial \Phi}{\partial y} = \frac{1}{4|J|} [(a_3 + A\xi) \frac{\partial \Phi}{\partial \xi} + (a_1 + A\eta) \frac{\partial \Phi}{\partial \eta}] \end{cases} \quad (7)$$

$$\text{式中} \quad \begin{cases} a_1 = -x_1 + x_j + x_k - x_m, & a_2 = -y_1 + y_j + y_k - y_m \\ a_3 = -x_1 - x_j + x_k + x_m, & a_4 = -y_1 - y_j + y_k + y_m \\ A = x_1 - x_j + x_k - x_m, & B = y_1 - y_j + y_k - y_m \end{cases}$$

雅可比行列式为

$$|J| = \frac{1}{16} [(a_1 a_4 - a_2 a_3) + (B a_1 - A a_2) \xi + (A a_4 - B a_3) \eta]$$

3 数值求解

本文所用的二维控制方程为

$$\frac{1}{r} \left[\frac{\partial}{\partial x} (\rho u r \Phi) + \frac{\partial}{\partial r} (\rho v r \Phi) - \frac{\partial}{\partial x} (r \Gamma_\Phi \frac{\partial \Phi}{\partial x}) - \frac{\partial}{\partial r} (r \Gamma_\Phi \frac{\partial \Phi}{\partial r}) \right] = S_\Phi \quad (8)$$

式中变量 Φ 分别为速度 u 和 v , 总焓 h , 紊流动能 k 及其耗散 ε , 组分燃气 m_g 和空气 m_a 等。

为了求解上述控制方程(8)需要建立有限元方程, 考虑到加权余量法不需要寻找泛函数, 适用范围广, 数理分析过程也较为简单, 故本文用它来建立有限元方程, 其中加权函数选取物理意义明确的 Galerkin 法。为了使压力场合理, 本文采用 SIMPLE 算法, 求解压力修正方程根据所得修正压力, 对速度进行修正。使用 Galerkin 法所得压力修正方程为

$$\begin{aligned} [p] \cdot & \left[\frac{\partial w}{\partial x} r M_{\rho} \cdot \frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial w}{\partial r} r M_{\rho} \cdot \frac{\partial w}{\partial r} \right] dx dr + \int \frac{w}{R} \left[\frac{\partial}{\partial x} (r u \cdot \frac{P}{T}) + \frac{\partial}{\partial r} (r v \cdot \frac{P}{T}) \right] dx dr \\ &= \int \left[\frac{\partial w}{\partial x} r \rho \cdot \hat{u} + \frac{\partial w}{\partial r} r \rho \cdot \hat{v} \right] dx dr + \int w \left[\frac{\partial}{\partial x} (r \rho \cdot u^*) + \frac{\partial}{\partial r} (r \rho \cdot v^*) \right] dx dr \\ &- \int w (r \rho \cdot u) dr - \int w (r \rho \cdot v) dx \end{aligned} \quad (9)$$

在局部坐标中利用式(7)进行坐标转换求解压力修正方程(9)后, 再按下式对速度进行修正。

$$u_i = \hat{u}_i - \frac{1}{\alpha_{ij}^u} \int w \frac{\partial w}{\partial x} dx dr [p]^*, \quad v_i = \hat{v}_i - \frac{1}{\alpha_{ij}^v} \int w \frac{\partial w}{\partial r} dx dr [p]^* \quad (10)$$

$$\text{其中} \quad \hat{u}_i = \frac{-\sum_{j=1, n}^{j \neq i} \alpha_{ij}^u u_j + S_x}{\alpha_{ii}^u}; \quad \hat{v}_i = \frac{-\sum_{j=1, n}^{j \neq i} \alpha_{ij}^v v_j + S_r}{\alpha_{ii}^v}$$

$$M_x = \frac{1}{\alpha_{ii}^u} \sum_{l=1}^n w dx dr; \quad M_r = \frac{1}{\alpha_{ii}^v} \sum_{l=1}^n w dx dr$$

α_{ij} 表示 x 或 r 方向的动量方程系数矩阵中的值。上标“*”代表前一次迭代值。整个迭代求解过程为:

- (1) 根据假设压力初场求解 u, v 方程, 计算得到 u 和 v 。
- (2) 利用 u, v 求解压力修正方程, 求解修正压力。
- (3) 在求得 u, v 和修正压力基础上对压力和速度进行修正。
- (4) 解紊流动能 k 及其耗散率 ε , 确定有效粘性系数 μ_e 。