

# 采用一维网络方法作燃烧室喷嘴流量设计

吴晶峰,周燕佩

(中国民航科学技术研究院 发动机适航审定中心筹建办公室,北京 100028)

**摘 要:**采用 Flowmaster 一维流网软件对某燃烧室喷嘴进行一维建模及流量分配设计,并作三维数值模拟验证。一维网络通过压力关系式求解,得到各元件压力损失、质量流量等性能参数。首先,对该喷嘴初始结构进行一维建模并作三维数值模拟,完成一维模型标定;然后,采用一维网络模型,对喷嘴结构作优化设计以调节流量分配,目标包括:1) 中心喷嘴内外环流量分配比例,2) 主喷嘴与中心喷嘴的流量分配比例;最后,对新的喷嘴结构作三维数值模拟并与一维结果对比。结果显示:流量分配目标实现良好,一维计算与三维数值模拟的结果吻合很好,显示了一维网络方法在燃烧室复杂喷嘴结构设计中的精确性和可靠性。

**关 键 词:**燃气轮机;燃烧室;喷嘴;一维网络;流量分配

中图分类号:TK472

文献标识码:A

文章编号:1009-2889(2015)01-0013-06

喷嘴是燃气轮机燃烧室中的重要部件,它的性能直接决定了燃烧室的燃烧效率与燃气轮机功率。对航空发动机来说,燃烧室喷嘴根据工作方式的不同,分为离心喷嘴、空气雾化喷嘴、甩油盘喷嘴和蒸发管喷嘴<sup>[1]</sup>,喷嘴要求良好的雾化性能、快速响应燃油流量变化、耗能小、不易堵塞、不易结焦和均匀的径向和周向燃油浓度分布等;在地面重型燃气轮机中,根据气体燃料热值的不同,喷嘴分为合成气喷嘴和天然气喷嘴结构形式,单个燃烧室根据喷嘴个数也分单喷嘴和多喷嘴形式<sup>[2]</sup>。喷嘴性能参数包括流量系数、旋流角和各通道流量分配比例等。

在地面重型燃气轮机燃烧室中,喷嘴流量分配和旋流效应更是直接关系到燃烧室燃烧效率和分级燃烧策略能否实现的关键。例如 GE 公司的 DLN (Dry-Low NO<sub>x</sub>) 系列燃烧室,采用了多喷嘴+空气分级+燃料分级策略,如 90 年代投入运行的 E 级燃气轮机燃烧室 DLN-1<sup>[3]</sup>、F 级燃气轮机燃烧室 DLN2<sup>[3-4]</sup>和 DLN-2.6<sup>[5]</sup>,以及 H 级燃气轮机燃烧室 DLN-2.5H<sup>[6]</sup>;对于富氢合成气燃料,则采用合成气多喷嘴+稀释剂的燃烧方式<sup>[3]</sup>;还有西门子公司的干式低 NO<sub>x</sub> 混合燃烧技术<sup>[7-9]</sup>,以及排放更低的 ULN (Ultra-Low NO<sub>x</sub>) 燃烧技术<sup>[10-11]</sup>等。本文侧重于对重型燃气轮机燃烧室喷嘴流量的分配调节,主

要研究目标为发展一套较为便捷、精确的方法,调节喷嘴流量分配。

燃烧室喷嘴的设计手段包括经验、理论公式、数值模拟和实验等。目前,燃烧室喷嘴前期的设计过程以经验、理论推导和数值模拟为主,最终性能确定以喷嘴部件试验为准。对于复杂的多环路喷嘴来说,流量分配是其设计的核心要素,也是需要精确达到的目标。三维数值模拟方法具有较高的精度和计算速度的优势,但是对于复杂结构来说仍存在着建模繁琐、计算规模较大、周期较长的缺点。基于上述背景,本文开展了一维网络方法对燃烧室喷嘴进行计算设计。

一维网络方法目前已经在国外燃气轮机公司获得了广泛的工程应用,一维网络设计方法的原理<sup>[12]</sup>为:将复杂喷嘴结构的三维流动求解简化为一维求解,将喷嘴分割为若干个独立的元件,模型中输入几何结构参数,各元件互相关联形成一个网络;整个网络通过压力关系式求解,得到各元件的压力损失、质量流量等气动性能参数;通过化学平衡方法和掺混、回流模型模拟燃烧效应;一维网络中各元件的控制方程为半经验的关系式,包含一系列经验系数;在一维网络中引入传热模型,计算热传导、热对流、热辐射等效应;采用一维网络方法,结合传统一维设计的

相关经验参数,有望进一步缩短燃烧室喷嘴及主体设计周期,减少燃烧室流量试验次数,提高设计精度及可靠性。

本文内容顺序如下:首先介绍一维网络元件,接下来是喷嘴结构及一维建模,然后进行一维设计及三维数值模拟验证,最后是结论。

## 1 一维网络基本元件

一维网络的计算有三种方法,分别是节点法、回路求解法和单元法<sup>[12]</sup>,三种方法各有优劣,本文中搭建的一维网络求解属于节点法的一种。一维网络的基本单元如图 1 所示,一维网络基本要素为单元和节点,单元代表燃烧室各部件结构、物理流动、化学反应过程,各单元之间用节点联接,各单元内部流动采用半经验的控制方程计算,单元与单元之间的数据传递通过节点实现。

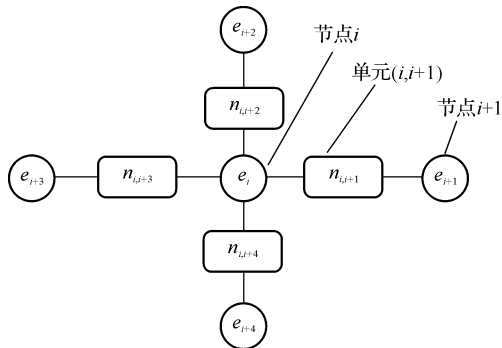


图 1 一维网络基本单元

本文采用 Flowmaster 软件进行一维建模,软件包含了各类丰富的元件模型,将燃烧室合理分割为若干个独立的单元。一维网络基于压力-流量关系求解,可实现对系统及各元件的压力、流量、流速、密度等作精确计算。文中使用的部分元件模型包括:

1) 源项模型:用于燃烧室进、出口的边界封闭,根据边界条件不同,分为流量源边界或压力源边界。

2) 通道模型:用于燃烧室中各种定截面或变截面流动通道,包括喷嘴内部流动管道、火焰筒流道等。

3) 过渡模型:分为突变模型和渐变模型,分别用于模拟面积发生突然扩张(收缩)或者渐变扩张(收缩)的流动特征。

4) 损失模型:用于模拟流动通道中限流器类型结构,包括旋流器、主燃孔、掺混孔、气膜孔等,同时还可作为通道模型损失模拟的补充元件。

在一维网络中,关键参数包括结构参数和性能参数。其中,结构参数由燃烧室具体结构尺寸决定,

性能参数则包括损失模型的流量系数和通道模型的阻尼系数等,需要根据经验或者参考数据确定。

## 2 喷嘴结构及建模

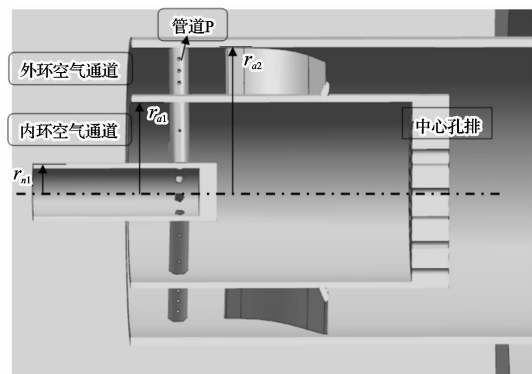
### 2.1 喷嘴结构

本文研究的对象为某型天然气燃烧室喷嘴,燃烧室结构见图 2。如图所示,燃烧室为典型的燃用天然气预混形式燃烧室,包含 8 个外围主喷嘴和 1 个中心值班喷嘴,火焰筒上没有主燃孔或掺混孔,燃烧组织通过头部喷嘴实现。另外,该燃烧室为逆流式流动,图中仅显示了喷嘴和火焰筒结构,导流衬套结构并未于图中显示,具体可见下文所述。

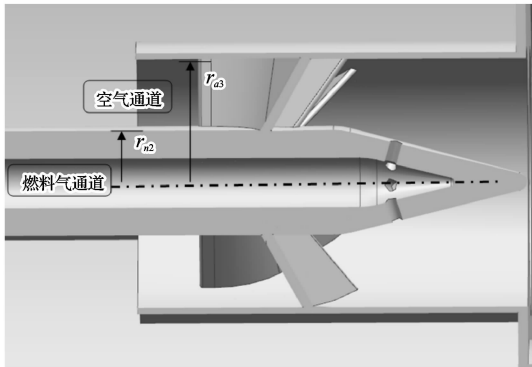


图 2 燃烧室及喷嘴结构

图 3 给出了中心喷嘴和主喷嘴的详细结构和关键尺寸:图 3(a)为中心值班喷嘴结构,天然气通过中心圆管进入,由 8 根垂直于喷嘴轴线的管道(图中标示管道 P)输出,管道 P 上布有小孔;中心值班喷嘴的空气通道分内外两环,内环绕过天然气管道 P 后经由一排小孔通道进入主腔,外环分别绕过天然气管道 P 和 8 片旋流器叶片进入主腔。图 3(b)为主喷嘴结构,天然气通过中心圆管进入,并由管道末端 8 个小孔喷出,空气经一排旋流器进入主腔。喷嘴的关键尺寸包括中心喷嘴的内环空气通道内径  $r_{a1}$ 、内环壁厚  $h_1$ 、外环空气通道内径  $r_{a2}$ 、燃料气通道外径  $r_{n1}$ 、内环出口中心孔排等效直径  $D$ ,以及主喷嘴燃料气通道外径  $r_{n2}$ 、空气通道内径  $r_{a3}$ ;定义初始结构为喷嘴 V1.0,初始结构尺寸为  $r_{a1}=0.0375\text{ m}$ 、 $h_1=0.0025\text{ m}$ 、 $r_{a2}=0.0603\text{ m}$ 、 $r_{n1}=0.012\text{ m}$ 、 $D=0.0362\text{ m}$ 、 $r_{n2}=0.035\text{ m}$ 、 $r_{a3}=0.083\text{ m}$ 。



(a) 中心喷嘴



(b) 主喷嘴

图 3 喷嘴结构及关键尺寸

2.2 设计目标

流量分配设计目标如下：

- 1) 中心喷嘴的外环通道流量与内环通道流量之比  $n1 = 3.32$ ;
- 2) 主喷嘴总流量与中心喷嘴流量之比  $n2 = 3.55$ 。

一维设计采取先局部后总体的方式,首先对中心喷嘴单独建模,调节中心喷嘴内外环流量之比;然后对中心喷嘴和主喷嘴联合进行一维建模,调节主喷嘴与中心喷嘴流量之比,最终实现燃烧室整体和局部的流量分配目标。

2.3 一维建模

中心喷嘴的一维模型如图 4 所示,采用流量源元件 F1 和 F2 模拟喷嘴外环与内环空气通道进口, F3 模拟中心燃料气进口,压力源元件 P1 模拟压力出口;喷嘴结构中的旋流器叶片和小孔结构采用损失模型(如图中 C1)模拟;采用突扩过渡模型 V1 模拟外环通道与内环腔汇合的面积突扩变化;其它流动通道结构采用通道模型(如图中 I1)与损失模型组合模拟,模拟通道壁面摩擦以及紊流带来的压力损失。

主喷嘴一维模型如图 5 所示,采用流量源元件

F4 模拟空气通道流量进口, F5 模拟中心燃料气进口,压力源元件 P2 模拟压力出口,其它流动结构建模与中心喷嘴类似。

在完成中心喷嘴流量调节后,对燃烧室整体建模,以调节中心喷嘴与主喷嘴流量平衡,燃烧室一维模型如图 6 所示,分别采用三个流量源模拟导流衬套进口、主喷嘴天然气进口和中心喷嘴燃料气进口,采用压力源模拟火焰筒出口,共有元件 52 个,节点 47 个。

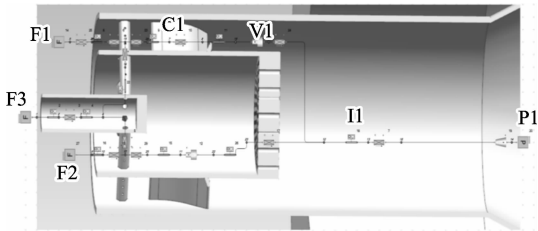


图 4 中心喷嘴一维建模

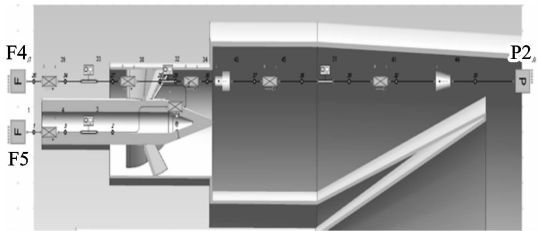


图 5 主喷嘴一维建模

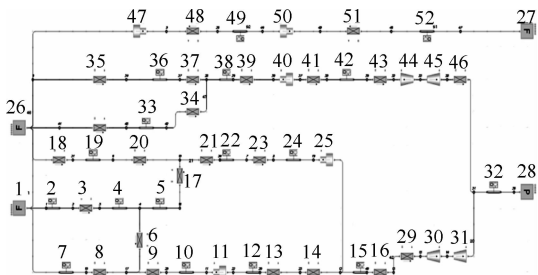


图 6 燃烧室整体一维建模

3 一维设计及数值模拟

3.1 初始结构数值模拟

首先对初始燃烧室结构进行三维数值模拟,得到一维模型中对应各节点压力分布和流量,实现一

维模型系数的校正。

三维数值模拟采用 Star-ccm + 软件,进行冷态计算,不考虑燃烧化学反应;湍流模型采用 Realizable K-epsilon Two-Layer model 模型,压力和速度耦合采用 SIMPLE 算法,对流通量的离散求解采用二阶迎风格式。

计算域与图 6 一致,为减少计算量,采用 1/4 的燃烧室结构进行数值模拟,空气总进口在导流衬套进口截面,经导流衬套逆流进燃烧室头部,进入主喷嘴和中心喷嘴,自动完成流量分配,沿程无主燃孔或掺混孔分流;燃烧室头部具有主喷嘴和中心喷嘴的天然气进口管道;计算域出口在火焰筒尾部。

计算边界条件如下(以下流量均对应 1/4 燃烧室结构):

1) 进口:导流衬套进口给定空气流量 5.365 kg/s,总温 688.85 K;两个主喷嘴燃料进口分别给定天然气流量 0.059 4 kg/s,总温 463.15 K;中心喷嘴燃料气进口给定流量 0.036 6 kg/s,总温 463.15 K。

2) 出口:火焰筒出口给定背压 1 643 120 Pa。

3) 周期边界:对应周期面采用周期边界条件。

计算采用多面体网格,对小孔结构进行局部加密处理,网格总数达到 816 万。数值模拟之初,分别对 420 万、816 万和 1 100 万网格作了网格无关性验证,结果表明,816 万网格计算结果在性能和流场分布上与 1 100 万网格结果对比基本一致,反映出计算结果对网格的无关性。为节省计算量,采用 816 万网格进行后续数值模拟研究。对 Realizable K-epsilon Two-Layer 湍流模型来说,为达到较好的数值模拟结果,需要使壁面第一层网格的  $y^+$  值小于 30,本文对于所关注的大部分区域,第一层网格的  $y^+$  值均位于 1.0 ~ 25.0 的范围内。

图 7 给出了该结构下的三维数值模拟结果,分别为总压分布和马赫数分布。总压分布云图能反映出压力变化梯度较大的位置以及压力损失集中区域,有利于一维网络建模时有针对性的划分区域,建立损失元件;马赫数分布显示在主喷嘴及中心喷嘴后均存在低速回流区。

三维数值模拟结果统计:中心喷嘴外环空气通道流量为 0.984 kg/s,内环空气通道流量为 0.243 kg/s,主喷嘴空气通道流量为 4.138 kg/s,从而得出中心喷嘴内外环流量比值  $n1 = 4.05$ ,主喷嘴与中心喷嘴流量比  $n2 = 3.37$ ,与设计目标值存在一定差异,需要对中心喷嘴和主喷嘴作进一步优化设计。

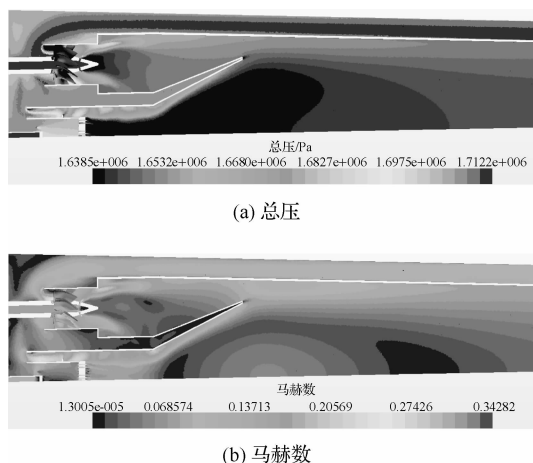


图 7 燃烧室初始结构计算结果

### 3.2 一维模型标定

对一维模型参数的标定包括各损失元件的流量系数、通道元件的阻力系数和流体修正模型的损失系数等。首先进行的是中心喷嘴,参照 CFD 计算结果,在中心喷嘴一维模型(图 4)中设置边界条件:外环空气进口流量 0.984 4 kg/s、内环空气进口流量 0.243 3 kg/s,天然气进口流量 0.036 57 kg/s,出口压力源的总压 1 642 790 Pa。校核对象为各关键位置的的压力分布,图 8 标注出了中心值班喷嘴和主喷嘴中需要关注的各截面所在位置及编号。

图 9 给出了校准后的中心喷嘴一维网络计算结果,各关键节点位置的总压分布与三维 CFD 结果吻合很好,证明一维模型中流量系数及阻尼系数比较精确,一维模型精度较高。

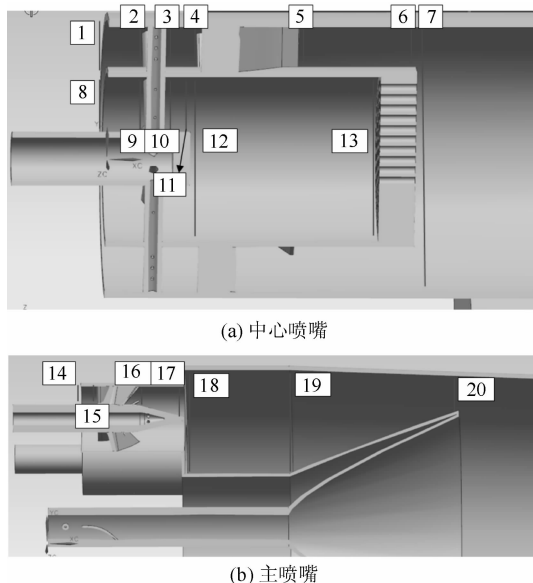


图 8 燃烧室关键节点位置

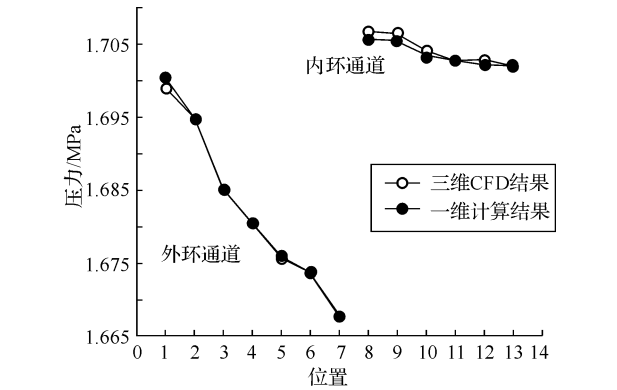


图9 中心喷嘴计算压力对比

3.3 优化设计

3.3.1 中心值班喷嘴流量调节

首先进行中心喷嘴结构设计,初始喷嘴结构的中心喷嘴外环与内环流量之比 $n1=4.05$ ,大于目标值3.32,调节方向为减小外环流量,增大内环流量,调节手段包括:

- 1) 减小外环空气通道内径 $r_{a2}$ ;
- 2) 增大内环空气通道内径 $r_{a1}$ ;
- 3) 增大内环中心孔排等效直径 $D$ ,加强内环通道流通能力。

经过对比,方法(3)可调节性好,最简洁。经过一维模型计算,得到喷嘴结构V1.1,中心孔排的等效直径 $D=0.0405\text{ m}$ ,对应的中心排孔个数由131个调整为160个,单孔直径保持3.2 mm不变。

对喷嘴V1.1作三维数值模拟验证,结果如表1所示,中心喷嘴外环流量与内环流量之比 $n1=3.331$ ,与目标值3.32的误差为 $-0.301\%$ ,达到了中心喷嘴内外环流量分配调节目标。

表1 喷嘴V1.1流量结果(中心喷嘴)

| 参数        |                                       | 数值    |
|-----------|---------------------------------------|-------|
| 外环进口      | 密度/ $(\text{kg}\cdot\text{m}^{-3})$   | 8.315 |
|           | 速度/ $(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$    | 94.06 |
|           | 质量流量/ $(\text{kg}\cdot\text{s}^{-1})$ | 1.003 |
| 内环进口      | 密度/ $(\text{kg}\cdot\text{m}^{-3})$   | 8.5   |
|           | 速度/ $(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$    | 36.7  |
|           | 质量流量/ $(\text{kg}\cdot\text{s}^{-1})$ | 0.301 |
| 外环流量/内环流量 |                                       | 3.331 |

下一步,保持中心喷嘴结构不变,调节外围主喷嘴结构参数。

3.3.2 燃烧室整体喷嘴流量调节

如前所述,对燃烧室主喷嘴及中心喷嘴进行流量调节时,需要对整体作一维建模及设计,一维模型

见图6。与中心喷嘴内外环流量调节过程相同,首先对燃烧室整体一维模型进行标定,以喷嘴V1.1数值模拟结果为数据参考,以各关键节点压力分布为校核参数,标定结果见图10。

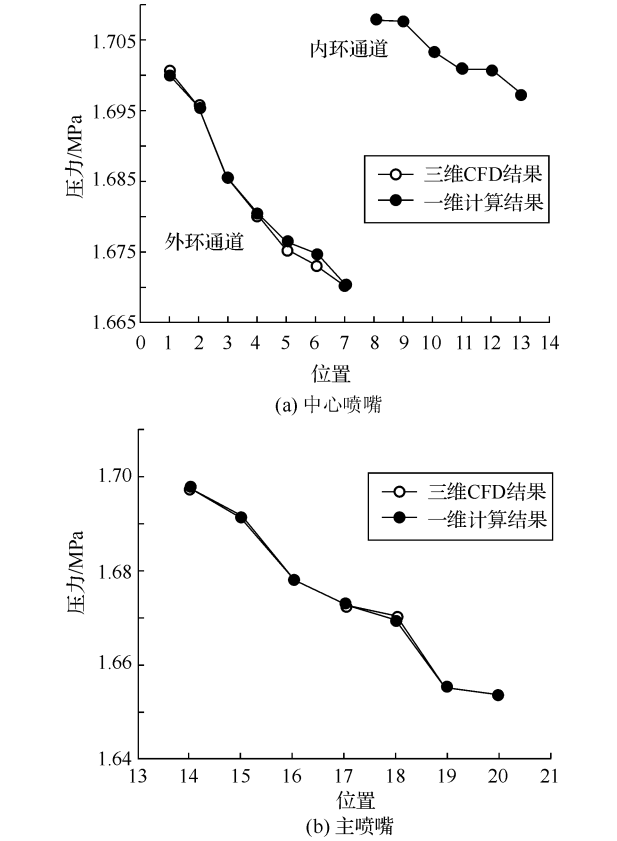


图10 压力标定对比

调节手段方面,由于中心喷嘴的结构已经确定,因此仅对主喷嘴的几何参数进行修正。决定主喷嘴的进口面积参数包括天然气通道外径 $r_{n2}$ 和空气通道内径 $r_{a3}$ ,此处选择缩放空气通道内径 $r_{a3}$ 。经过一维计算,得到将主喷嘴空气通道内径 $r_{a3}$ 由0.083 m修改为0.089 m时,可满足主喷嘴流量与中心喷嘴流量之比 $n2=3.556$ 。该喷嘴型号定义为喷嘴V1.2,其结构参数如表2所示。

表2 喷嘴V1.2结构参数

|      |                      | 初始喷嘴     | 喷嘴V.12   |
|------|----------------------|----------|----------|
| 中心喷嘴 | 单孔直径/mm              | 3.2      | 3.2      |
|      | 个数                   | 131      | 160      |
|      | 面积/ $\text{m}^2$     | 0.001054 | 0.001287 |
|      | 等效直径/m               | 0.0362   | 0.0405   |
| 主喷嘴  | 内径 $r_{a3}/\text{m}$ | 0.083    | 0.089    |

对喷嘴V1.2作三维数值模拟,计算结果见表3,包括中心喷嘴的内外环进口处密度、速度、质量流

量以及两个主喷嘴的相关数据。

表 3 喷嘴 V1.2 三维计算结果

| 参数   |                                          | 数值    |
|------|------------------------------------------|-------|
| 外环进口 | 密度/( $\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$ )   | 8.295 |
|      | 速度/( $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$ )    | 85.8  |
|      | 质量流量/( $\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$ ) | 0.903 |
| 中心喷嘴 | 密度/( $\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$ )   | 8.443 |
|      | 速度/( $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$ )    | 34.17 |
|      | 质量流量/( $\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$ ) | 0.274 |
| 喷嘴 1 | 密度/( $\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$ )   | 8.321 |
|      | 速度/( $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$ )    | 70.07 |
|      | 质量流量/( $\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$ ) | 2.1   |
| 主喷嘴  | 密度/( $\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$ )   | 8.32  |
|      | 速度/( $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$ )    | 71.8  |
|      | 质量流量/( $\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$ ) | 2.095 |

经统计可得,优化设计后中心喷嘴外环与内环流量比  $n1 = 0.903/0.274 = 3.30$ ,与目标值 3.32 的相对误差为  $-0.602\%$ ;主喷嘴与中心流量比  $n1 = (2.1 + 2.095)/(0.903 + 0.274) = 3.564$ ,与目标值 3.55 的相对误差为  $0.394\%$ ,实现了流量分配的目标要求。

## 4 结论

采用 Flowmaster 一维流网软件对某燃烧室喷嘴结构进行一维建模及设计,同时开展三维数值模拟验证,实现流量分配目标,包括中心喷嘴外环流量与内环流量比  $n1$  以及主喷嘴流量与中心喷嘴流量比  $n2$ 。

通过两轮一维设计,分别调节中心排孔等效直径及外围主喷嘴空气通道内径,得到优化喷嘴结构;结果表明,该喷嘴流量分配满足设计目标值  $n1$ 、 $n2$ ,一维计算与三维数值模拟结果吻合很好,显示一维网络方法在燃烧室复杂喷嘴结构设计中的精确性和可靠性。

综合结果表明,本文所开展的一维网络设计方法可以对复杂喷嘴结构进行较为快捷、精确地流量分配设计,结合数值模拟或试验测量手段,对缩短燃

烧室喷嘴设计周期及提高设计精度具有一定的工程应用价值。

致谢:本文主要工作为作者于清华大学博士后流动站工作时期完成,期间得到合作导师蒋洪德院士及华清燃机燃烧室课题组的大力支持,在此表示衷心的感谢!

## 参考文献:

[1] 黄勇. 燃烧与燃烧室[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 2009,254-266.

[2] Gauthier J E D. Gas Turbine Combustion[D]. Ottawa: Carleton University, 2005.

[3] Davis L B, Black S H. Dry low NOx combustion systems for GE heavy-duty gas turbines[R]. GER3568G, 2000.

[4] Vandervort C L. 9 PPM NOx/CO Combustion System for “F” Class Industrial Gas Turbines[J]. Journal of engine gas turbines power, 2001,123(2):317-321.

[5] Venkataraman K. F-Class DLN Technology Advancements: DLN2.6+[R]. ASME GT2011-45373,2011.

[6] Pritchard J E. H System Technology Update[R]. ASME GT2003-38711, 2003.

[7] Wu J F, Brown P, Diakunchak I, et al. Advanced gas turbine combustion system development for high hydrogen fuels[C]. Canada, Proceedings of ASME Turbo Expo 2007: Power for land, sea and air, 2007,GT2007-28337.

[8] Nag P, Little D, Plant A, et al. Low load operational flexibility for SIEMENS F-& G-class gas turbines[R]. GT2010-22055, 2010.

[9] Zito D, Bonzani F, Piana C, et al. Design validation on pressurized test rig of upgraded veloNOx combustion system for F-class engine[R]. GT2010-22256,2010.

[10] Johnson C, Pepperman B, Koenig M, et al. Ultra low NOx combustion technology [C]. Orlando, Siemens Power Generation Inc., FL 32826-2399,2008.

[11] Gruschka U, Janus B, Meisl J, et al. ULN system for the new SGT5-8000H gas turbine: design and high pressure rig test results[R]. GT2008-51208,2008.

[12] Peter J. Stuttaford. Preliminary Gas Turbine Combustor Design Using a Network Approach[D]. England: School of Mechanical Engineering of Cranfield, 1997.

(下转第 50 页)