

DOI: 10.7652/xjtuxb202002022

喷管入口气温影响下的射流流场及声场特性

张毅, 屠珊, 洪振瀚, 郑伟呈, 李中书
(西安交通大学能源与动力工程学院, 710049, 西安)

摘要: 为了研究亚声速喷管入口气温对射流流场及声场的影响,建立了亚声速喷管计算模型,在与实验及模拟数据对比验证的基础上,分别计算了不同喷管入口气温作用下的喷管外流场和远场噪声,探究了喷管入口气温改变时喷管出口射流速度沿轴向及径向的分布规律以及喷管出口轴线上射流温度的变化特性,同时也分析了喷管入口气温对射流流场发展和远场噪声的影响。研究结果表明:射流温度增加会较为显著地缩短势流核心区域长度,势流核心区域宽度会有少许降低;射流轴线上的静温和总温在喷管后一定距离存在一个温度上升过程,各工况静温最高处比总温最高处有延后,且射流温度越高,温度开始上升位置越接近喷管出口;温度的升高对不同频率噪声影响有很大差别,降低工质入口温度有利于降噪。该研究内容为进一步探究射流噪声形成机制打下基础,同时也可作为喷流噪声的控制提供新的思路。

关键词: 亚声速喷管;大涡模拟;非稳态流场;气动噪声

中图分类号: V211 **文献标志码:** A **文章编号:** 0253-987X(2020)02-0175-07

Subsonic Jet Flow Field and Sound Field Characteristics Influenced by Nozzle Inlet Air Temperature

ZHANG Yi, TU Shan, HONG Zhenhan, ZHENG Weicheng, LI Zhongshu
(School of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: To explore the influence of subsonic nozzle inlet air temperature on jet flow field and sound field, a subsonic nozzle calculation model was established. Compared with experimental and simulative data, the flow field and far-field noise radiation were evaluated at different nozzle inlet air temperatures. The distribution laws of jet velocity at the outlet of the nozzle along the axial and radial directions, as well as the variation of jet temperature along the nozzle exit axis, were investigated. The influences of nozzle inlet air temperature on jet flow field development and far-field noise were analyzed. The results show that the increasing temperature of jet significantly shortens the length of the core region of the potential flow, and slightly reduces the width of the core region of the potential flow. The static temperature and the overall temperature at the jet axis with a certain distance from the nozzle rise. The highest static temperature under each working condition is delayed compared with the highest overall temperature. Higher jet temperature brings closer distance from the place where temperature starts to rise to the nozzle outlet. The increasing temperature exerts a great influence on the noise of different frequencies. Lowering the inlet temperature of the working fluid is beneficial to noise reduction. This research may provide a new idea for the control of jet noise.

Keywords: subsonic jet; large eddy simulation; unsteady flow field; aerodynamic noise

随着航空、动力、船舶、兵工等许多领域的发展,射流噪声问题日益严重^[1-2],倍受学者关注。由于流体的流动和发生机理复杂,相关理论并不完全,所以对流动噪声理论及实际应用和流动噪声的原理深入分析仍然是前沿研究方向^[3-5]。

自 Lighthill 提出声理论^[6],诸多学者开始了对射流噪声的研究^[7-10],但在工质气温对射流噪声的影响方向相对较少。Tam 提出射流噪声是由射流中的大尺度湍流结构与小尺度湍流结构的而导致的,两种结构产生噪声所占比重取决于射流速度和温度^[11]。Yang 等对雷诺数为 10^5 的两股冷热射流进行了大涡模拟^[12]。Zhu 等结合 LES 求解器和 FW-H 声学方程,在非结构网格上对马赫数为 0.9 的绝热射流和被加热的射流进行分析^[13]。何敬玉等研究了热喷流状态下锯齿形喷口对喷流噪声降噪特性^[14]。杨海华等使用大涡模拟法对亚声速旋拧射流进行模拟,研究温度效应对旋拧射流的流动演化过程、湍流脉动发展和远场噪声特征的影响^[15]。李雨林研究了不同喷管构型喷管的喷水降噪特性,发现降低燃气温度可以取得降噪效果^[16]。

气体的换热过程对射流流动过程有非常大的影响,会改变涡结构,进而影响射流噪声^[17-18]。在现实中射流的来源多种多样,从气体喷枪、锅炉气体泄漏到飞机和火箭发动机产生射流,其温度变化范围极广,很有必要对此进行研究。

本文选取文献[10]研究的亚声速喷管为对象,采用大涡模拟的方法,研究不同入口气温对喷管出口流场与声场的影响,为进一步研究噪声机制打下基础,同时也可对喷流降噪提供新的思路,即通过控制射流入口气温来控制噪声。

1 工质入口温度喷流计算

1.1 物理建模及网格划分

本文所研究喷管为渐缩圆口喷管,在亚声速工况下气流在喷管内加速流动,喷出喷管瞬间达到理论速度最大值。喷嘴型线选择改进维多辛斯基曲线,这种喷嘴产生的气体射流的出口轴向速度较为均匀,其结构在入口端收缩较快,出口端的收缩趋势则较为平缓。改进维多辛斯基曲线喷嘴型线的具体表达式为

$$r_c = r_o \left(1 - \left[1 - \left(\frac{r_o}{r_i} \right)^2 \right] \frac{(1 - x_i^2/L^2)^2}{(1 + x_i^2/3L^2)^3} \right)^{-1/2}$$

式中: r_c 是喷嘴某处横截面半径; r_i 是喷嘴入口半径; r_o 是喷嘴出口半径; L 是收缩段长度; x_i 为喷嘴

型线上任意一点距喷嘴入口处 x 轴向距离。

喷管喷嘴入口半径取 15 mm,出口半径为 5 mm,收缩段长度为 20 mm。以喷管出口直径 D 作为长度基准,使用 Solidworks 软件建立计算模型,将模型分为 4 部分:喷嘴区域、延伸段区域、声源积分面区域和喷管外流场区域。计算域如图 1 所示。坐标原点位于延伸段出口圆心,喷管外长度为 $60D$,上游宽度为 $20D$,下游宽度为 $40D$,声源面宽度为 $10D$,长度为 $50D$ 。

本文对流场进行分块网格划分,各部分均采用结构化网格划分。喷嘴段和延伸段因存在固体壁面,对近壁面处要进行网格加密处理以利于划分边界层和后续计算。加密区域厚度为 1.5 mm,第 1 层网格厚度为 0.1 mm,保持无量纲的壁面距离 $y^+ < 5$ 。

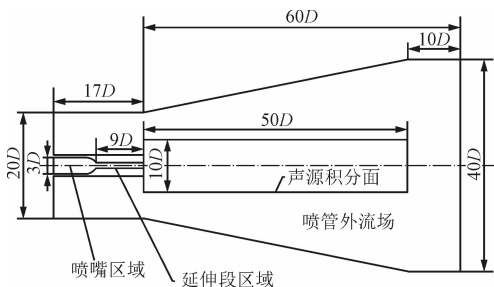


图1 喷管计算流场尺寸图

1.2 相关参数设置

数值模拟计算使用 FLUENT 软件,介质为空气,密度采用理想气体模型,黏度采用 Sutherland 三系数模型。喷管入口设置为压力入口,设表压为 18.5 kPa,总温为 307.5 K;喷管及延伸段管壁均设置为绝热、无滑移边界条件;喷管外流场的入口及四周空间的边界采用压力进口条件,总温设为 293.15 K,静压为标准大气压;下游出口处设置为无反射压力出口,静压为 101.325 kPa,总温为 293.15 K。

稳态计算采用 Realizable $k-\epsilon$ 模型,认为各项残差小于 10^{-5} 时计算收敛,将计算结果作为初场开始非稳态数值计算。在现有 3 种湍流模拟方法中,由于大涡模拟的准确性和计算量介于直接数值模拟和雷诺时均模拟之间^[19],因此本文非稳态计算湍流模型采用大涡模拟,其中亚格子模型选用动态 Smagorinsky-Lilly 模型,时间步长设为 10^{-5} s。为了排除稳态初场对非稳态数值计算的影响,令非稳态计算时间 t 满足 $U_j t / x_i > 7.5$,其中 U_j 为气流出口速度, x_i 为整体流场长度,然后利用 FW-H 声学方程进行声学计算。噪声监测点在 XOY 平面内采用同心圆

面布置,圆心为喷管出口中心,测点距中心距离 D_m 为 1 000 mm,与喷管轴线夹角自 $0^\circ\sim 90^\circ$ 沿逆时针方向按每 15° 间隔取一个声学监测点,共 7 个监测点。

1.3 网格无关性验证

为验证网格无关性,对网格数目、疏密不同的流体域进行计算,并分析所得结果对于网格数变化是否具有敏感性。第 1 层网格高度保持 0.1 mm 不变,选取网格规模为 103 万、144 万、162 万、176 万的流体域进行验证,选择入口质量流量、出口质量流量、外空间质量流量、定截面流体均速为验证指标。表 1 为网格无关性验证结果。

表 1 网格无关性验证结果

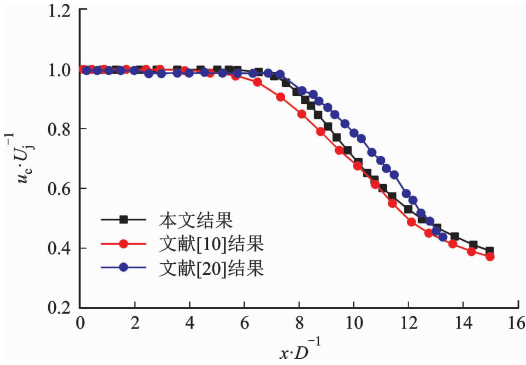
网格数 / 10^4	入口 质量流量 / $(\text{kg}\cdot\text{s}^{-1})$	出口 质量流量 / $(\text{kg}\cdot\text{s}^{-1})$	外空间 质量流量 / $(\text{kg}\cdot\text{s}^{-1})$	选定截 面均速 / $(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	最大 误差 /%
103	0.013 96	0.231 51	0.217 55	0.864 57	
144	0.014 36	0.231 02	0.216 72	0.870 79	2.87
162	0.014 01	0.241 51	0.230 24	0.850 29	6.24
176	0.014 30	0.233 50	0.219 27	0.865 39	4.76

由表 1 可以看出,在选取的 4 个规模的网格中,各指标的变化较为平稳,并非单调增加或减少,而是趋于一确定值,按网格规模增大方向,后一网格与前一网格相比,所有监测量中只有 144 万与 162 万网格之间的外空间质量流量相差 6.24%,其余指标均变化在 5%以内。综合考虑计算准确性和计算效率,选择喷管射流流体域网格数约为 144 万,网格质量最低值为 0.56,质量较高。

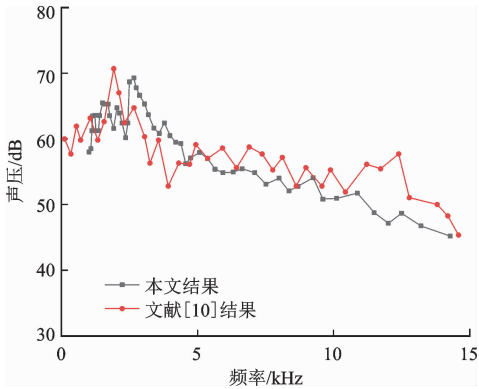
1.4 数值模拟有效性验证

为验证喷管亚声速射流数值模拟的有效性,将计算结果与文献[10,20]中相应数据进行对比验证,如图 2 所示。图 2a 为射流轴向速度时均值沿喷管轴线分布,曲线以喷口流速及喷口直径做无量纲化处理,其中 u_e 为气流轴向速度, x/D 为选定位置距喷管出口的轴向距离与喷管出口直径的比值。图 2b 为 10° 监测点处噪声频谱图。

从图 2a 可以看出,本文计算结果与文献[10,20]的结果相差不大,误差均在 8%以内。通过数值模拟与实验结果的双重验证,可以证明文章模型的有效性 with 准确性。文献[20]虽同为研究亚声速喷流,但两者喷管尺寸不同,所得轴向速度分布无量纲图基本一致,可见射流基本理论的适用性。图 2b 计算结果与文献结果总体差别不大,规律相同:在 2~



(a)射流轴向速度时均值沿喷管轴线分布



(b)10°监测点处噪声频谱图

图 2 数值模拟有效性验证

3 kHz 频段,声压谱级有一约 70 dB 的峰值,随着频率升高,噪声声压级降低,至 20 kHz 声压级降至约 40 dB。本文计算结果与文献结果差距很小,基本一致,数值计算可信性较高,能够满足后续分析需求。

2 计算结果及分析

为研究入口气温对亚声速射流的影响,需设置不同的入口气温参数,具体各项参数设置见表 2。

表 2 不同温度入口参数设置

射流温度 / $^\circ\text{C}$	入口压力 / kPa	入口气温 / K	壁面温度 相关设置
常温	18.5	307.50	绝热
100	18.5	373.15	绝热
200	18.5	473.15	绝热

2.1 射流轴向速度分布规律

图 3 为不同入口温度射流轴向速度时均值沿射流轴线的变化情况。从图 3 可以发现,射流温度越高,势流核心区越短,随着温度增加,核心区长度从常温下约 8.2 倍喷口直径降低至约 7.5 倍喷口直径。这一方面是由于空气在保持压力恒定的情况下,较高的温度会导致较低的气体密度,在射流与静

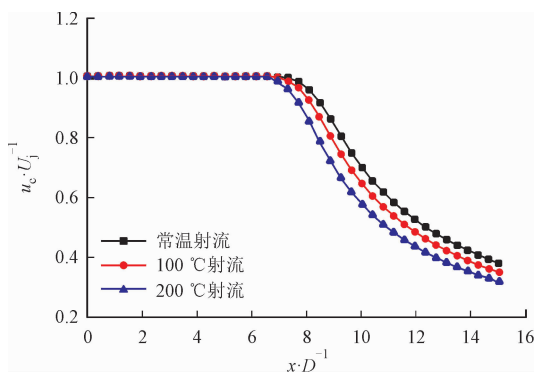


图3 射流轴向速度时均值沿中心线的变化

止空气混合过程中速度损失较快;另一方面,由于较高的温度增大了射流与周围静止空气的温差,增大了换热效率,使得能量耗散变快。射流轴向速度衰减规律基本不受射流温度影响。

图4为喷管出口截面上不同入口温度射流轴向速度时均值沿径向的变化情况。从图4可知,射流温度越高,轴向速度开始衰减位置越接近轴线,势流核心区域越窄,即射流温度增加使势流核心区变窄。这是由于流动雷诺数 $Re = \rho v d / \mu$ 中,动力黏度 μ 不变,特征长度 d 不变,射流速度 v 随温度增加而略有增加,在忽略摩擦、按理想气体公式定性分析时,在定压情况下密度项与温度 T 接近反比例关系,因此流动雷诺数随温度升高而减小,导致壁面边界层变厚,对射流造成影响,进而使得势流核心区变窄。

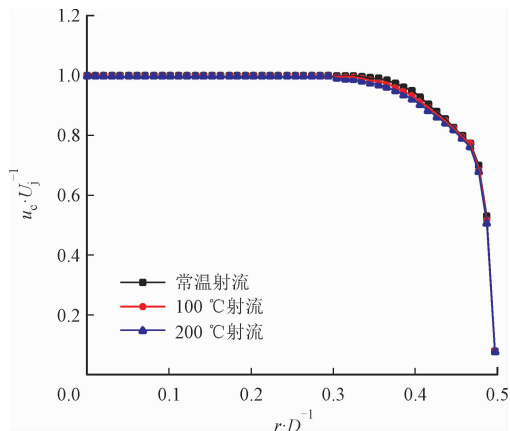


图4 射流轴向速度时均值沿径向的变化

2.2 射流温度沿轴向分布规律

图5为射流轴线上不同入口温度射流的静温 T 和总温 T_t 在喷管出口处的变化情况。

从图5可以发现:对照组常温射流轴线上的静温和总温在喷管后一定距离经历了一个明显的温度上升过程;温度开始上升的对应距离与图3中轴向速度开始下降的对应距离大体相等;温度小幅度上

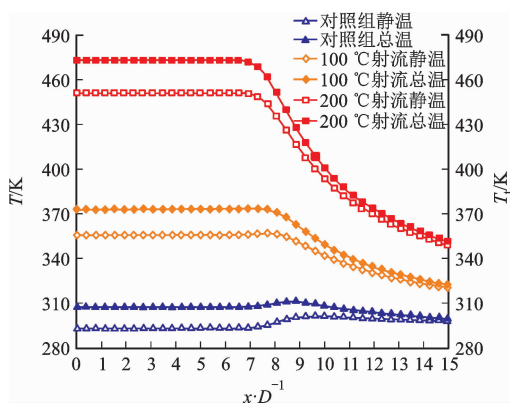


图5 不同入口温度射流的温度沿轴线变化

升至极点后开始下降。高温射流该现象不明显。

射流自喷管射出后,轴线上各点在轴向离喷口一定距离内均位于势流核心区,流体湍流强度较低,动能损失很小,保留管内充分发展运动趋势。势流核心区外,射流与周围流体的混合过程自边缘逐渐发展到中心,导致轴线上运动的流体湍流度增大,动能转化为内能,在射流的混合过程发展到中心后,射流全部发展为湍流。

在射流运动过程中主要存在两个能量转化过程:射流与空气混合过程动能转化为内能,总温不变,静温升高;高温空气向低温空气传热,被传热流体的总温静温均升高。射流靠外侧的剪切层先进行与空气的混合,能量先转化为内能和声能,静温升高,高于射流初始温度;而轴线位于核心区内,受到混合过程的影响极小,因此未发生动能转化为内能过程,静温与总温都不变。因此,射流剪切层静温高于核心区,形成了热量由外向内的传递过程。在距离喷口轴向距离较小时,射流核心区较厚,导热系数较差的空气使得热量传递效应对轴线上流体效果不明显,图5中曲线斜率接近为0。射流运动一段距离势流核心区即将结束时,核心区厚度很低,隔热效果下降,因此射流轴线上流体受到传热,静温和总温均升高。

高温射流中,射流剪切层与外界静止空气间温差较大,使得剪切层对外界传热效率很高,因混合过程而产生的剪切层静温上升被对外传热导致的静温下降抵消,导致剪切层与核心区间温差减小,热流率降低。这是高温射流轴线上的总温和静温上升现象不明显的原因。随着射流继续向下游运动,完全发展为湍流,换热和传质过程都得到极大加强,其本身成为高温热源,混合作用和散热作用占主导地位,自身动能转化为内能并向周围流体传热,能量散失,总温和静温逐渐下降。因此,常温射流轴线上温度先

升后降。

图 6 为射流轴线上各射流的温度与喷管出口处温度的差值沿轴向变化的曲线,其中 ΔT 为静温与出口处温度差, ΔT_t 为总温与出口处温度差。从图中可以清楚发现:射流温度越高,温度上升现象越不明显;射流运动过程中,静温与出口处的差值高于总温差值;各工况静温最高处比总温最高处有延后;射流温度越高,温度开始上升位置越接近喷管出口。射流的总温代表动能和内能之和,射流的静温代表内能。因此,射流总温差代表射出喷管后的能量损失,而射流的静温差代表内能与喷管口的差别。由于射流运动过程中,一部分动能转化为内能,因此其总温损失更大。

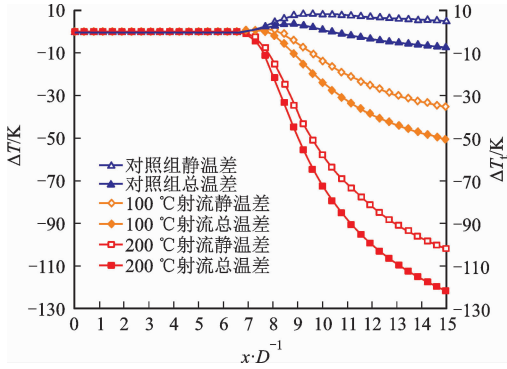


图 6 各射流温度与喷管出口温度差值沿轴线变化

静温最高处比总温最高处有延后,是因为轴线流体开始混合过程前,温度低于周围剪切层温度,受到剪切层的传热使总温和静温均上升;开始混合之后,自身动能转化为内能,静温上升。在其温度高于周围流体之前,热流方向是从周围流体向轴线流体,散热过程未开始,则没有能量损失,总温也继续上升。当温度超过周围流体后,散热导致能量损失,总温下降,而混合过程的静温上升效果被自身向周围散热效果超过时,静温才会开始下降,这导致了静温下降的延后。由 2.1 中温度升高导致势流核心区缩短,因此轴线上流体受到传热时距喷口距离也缩短,更加接近喷管出口。

从以上分析可以看出,温度上升现象在射流射入相对等温介质时较为明显,较高温射流射入较低温介质时,温度上升现象可以忽略。

2.3 射流流场分析

为直观观察湍流运动的发展规律,涡强度云图和 Q 判据^[21]作为一种有效的手段得以运用。

图 7 为不同温度射流各横截面的涡强度云图。从中可以看出,在近喷管出口处,高温射流的涡强度

明显高于低温射流的涡强度,但在距喷管口一定距离的区域,3 种温度的射流间涡强度差距并不明显,且高温射流产生的涡结构具有更大形变,失去周向均匀性更早。这是由于随着射流温度升高,其与周围空气的能量交换剧烈程度大幅度提高,使得高温射流的动能和内能能量损失更快。

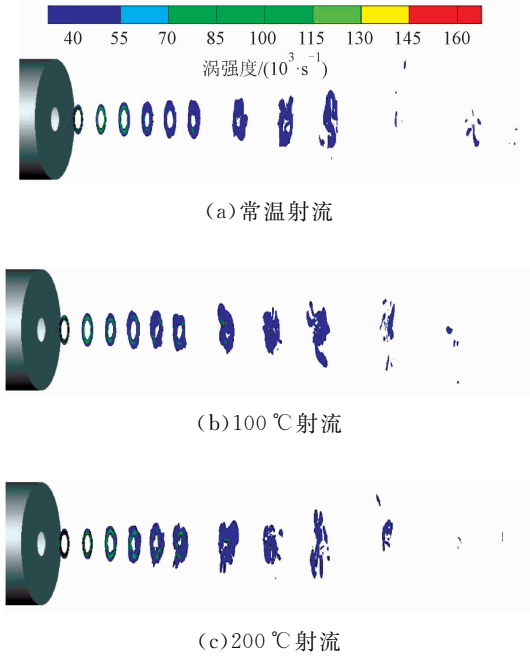


图 7 不同温度射流涡强度云图

图 8 为采用 Q 判据表征的不同温度射流的旋涡分布对比图,其中 Q 判据等值面取值为 4×10^5 。

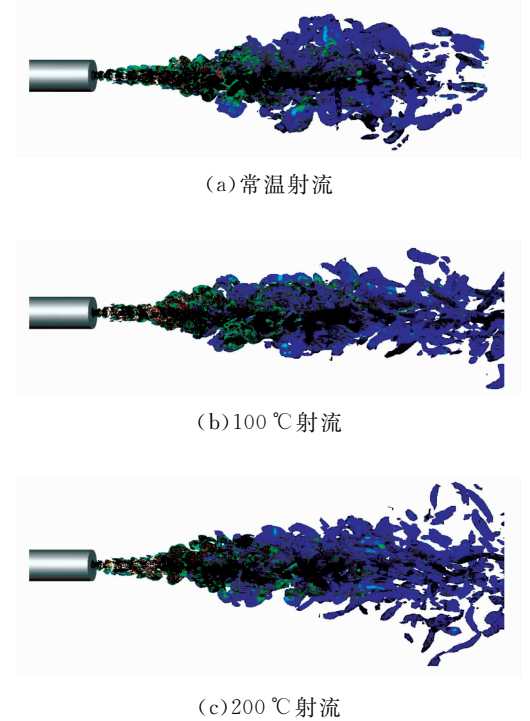
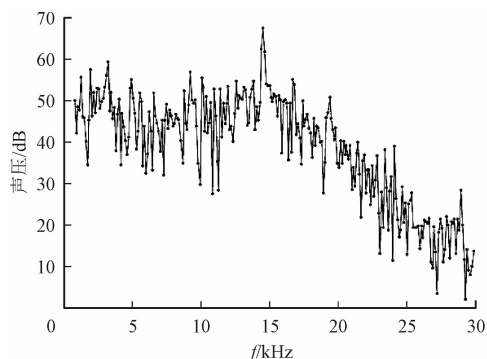


图 8 不同温度射流旋涡分布图

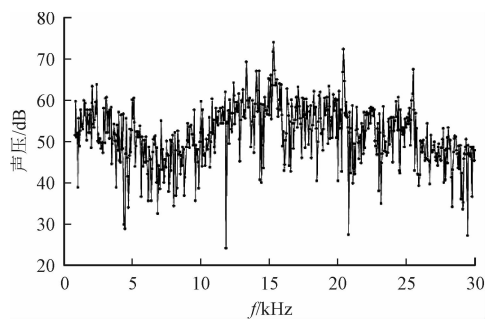
从图8可以发现,温度增加会大幅度加剧射流与周围空气介质的能量交换,使得其在喷出后产生的涡结构更不规则,流动更加混乱,能量耗散快,较高的温度增大了温差,使得散热过程增强更加剧了射流能量散失。因为高温射流本身含有的内能较多,所以在动能损耗一定程度后,温差和密度差对局部流动造成影响,从而在射流下游生成了涡强度较低的湍流涡结构,导致射流引发的旋涡总量增多,影响流场范围变广。

2.4 噪声特征分析

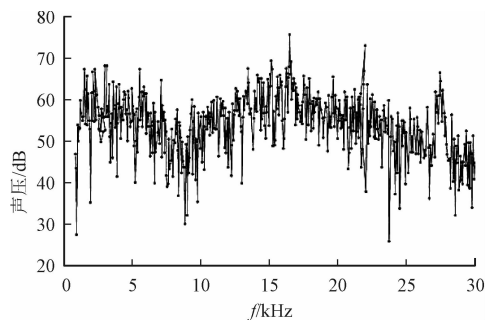
图9为不同温度射流噪声 0° 监测点的频谱图。通过对比可以发现,射流温度的升高对噪声不同频率影响差别明显。对于 $1\sim 5$ kHz频率段,温度升高使该段的声压谱级有小幅提高;对于 $5\sim 15$



(a) 常温射流



(b) 100 °C 射流



(c) 200 °C 射流

图9 不同温度射流噪声 0° 监测点频谱图

kHz 频率段,温度升高几乎不影响该段声压谱级;但是对于高于 15 kHz 的频率段,温度的升高显著地增大了对应的声压谱级。这是由于温度升高直接增加了喷管出口处射流的内能和涡强度,即增加了该处小涡携带的总能量,使得小涡产生噪声能量更高。随着射流运动,小涡能量迅速耗散,对应的较高频率段声压谱级变化不明显。高温射流运动中大涡因为携带能量高于常温射流,所以一定程度上增大了其产生噪声的能量。

图10为声压级关于空间角度的指向性极坐标图。从图中可以发现,在选择温度范围内,射流温度对射流噪声的空间指向性有一定影响,各温度射流产生噪声均在 0° 方向最强,而随着与轴线夹角的增加,噪声声压级降低。温度上升对与轴线小夹角处的空间点噪声声压级增量较多,对大夹角处空间点声压级影响较小。这是由于高温射流一方面大幅度加强了沿射流运动方向分布的各小涡强度和数量,使得其产生噪声明显增强,距离较近的 0° 方向监测点受到的影响最大,从而改变了噪声指向性特征。另一方面,高温射流下生成大涡能量和数目也有一定增加,从而对噪声指向性有一定的改变。随着工质入口温度的增加,各角度上的噪声声压级也不同程度的上升。综上可以得出工质入口温度的降低,一定程度上有利于降噪。

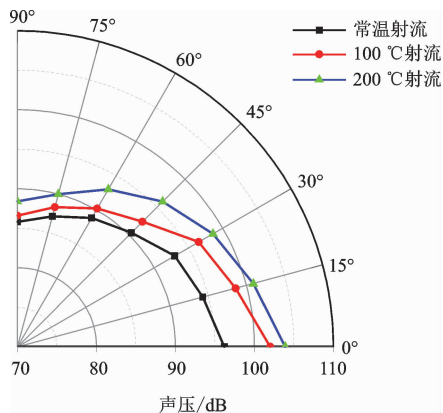


图10 不同入口频率工况射流噪声空间指向性极坐标

3 结 论

(1)射流温度增加会较为显著地缩短势流核心区域长度。射流轴线上的静温和总温在喷管后一定距离经历了一个温度上升过程,射流温度越高,温度开始上升位置越接近喷管出口;高温射流该现象很不明显。高温射流近喷管出口处的涡强度明显提

高,但射流运动一定距离后,3种温度的射流间涡强度差距并不明显。

(2)温度升高对噪声不同频率影响差别明显,在选择温度范围内,温度上升对与轴线小夹角处的空间点噪声声压级增量较多,对大夹角处空间点声压级影响较小,且一定程度的改变噪声的空间指向性。

参考文献:

- [1] 中华人民共和国生态环境部. 中国环境噪声污染防治报告 [R]. 北京: 中华人民共和国生态环境部, 2018: 1-39.
- [2] 任方, 张正平, 李海波, 等. 基于吸声材料的火箭整流罩噪声环境控制 [J]. 固体火箭技术, 2016, 39(6): 851-856.
REN Fang, ZHANG Zhengping, LI Haibo, et al. Noise control technology of launch vehicle fairing using sound-absorbing material [J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2016, 39(6): 851-856.
- [3] TAM C K W. Jet noise: since 1952 [J]. Theoretical and Computational Fluid Dynamics, 1998, 10(1/2/3/4): 393-405.
- [4] SUZUKI T. A review of diagnostic studies on jet-noise sources and generation mechanisms of subsonically convecting jets [J]. Fluid Dynamics Research, 2010, 42(1): 014001.
- [5] JORDAN P, COLONIUS T. Wave packets and turbulent jet noise [J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 2013, 45(1): 173-195.
- [6] Lighthill M J. On sound generated aerodynamically I: General theory [J]. Proceedings of the Royal Society of London: Series A Mathematical and Physical Sciences, 1952, 211(1107): 564-587.
- [7] WILLIAMS J E F, HAWKINGS D L. Sound generation by turbulence and surfaces in arbitrary motion [J]. Philosophical Transactions of the Royal Society A Mathematical, Physical and Engineering Sciences, 1969, 264(1151): 321-342.
- [8] LUPOGLAZOFF N, VUILLOT F. Recent progress in numerical simulations for jet noise computation using LES on fully unstructured meshes [EB/OL]. [2019-06-18]. <http://doi.org/10.2514/6.2015-2369>.
- [9] 陈卢鑫, 叶骞. 超音速射流噪声突变现象的实验和数值模拟研究 [J]. 液压与气动, 2017(7): 75-80.
CHEN Luxin, YE Qian. Experimental exploration and numerical simulation for supersonic jet noise's sudden change phenomenon [J]. Chinese Hydraulics & Pneumatics, 2017(7): 75-80.
- [10] 施智晓. 基于多孔结构的亚声速喷流降噪研究 [D]. 上海: 华东理工大学, 2018: 13-47.
- [11] TAM W C K. Supersonic jet noise [J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 1995, 27(1): 17-43.
- [12] YANG H H, ZHANG X C, RAN L K, et al. Coherent structures and wavepackets in subsonic transitional turbulent jets [J]. Acta Mechanica Sinica, 2017, 33(1): 10-19.
- [13] ZHU M, PÉREZ ARROYO C, FOSSO POUANGUÉ A, et al. Isothermal and heated subsonic jet noise using large eddy simulations on unstructured grids [J]. Computers & Fluids, 2018, 171: 166-192.
- [14] 何敬玉, 李晓东. 锯齿型喷口抑制热喷流噪声的实验研究 [J]. 推进技术, 2015, 36(2): 167-174.
HE Jingyu, LI Xiaodong. Investigation into hot jet noise reduction mechanisms of chevron nozzles [J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(2): 167-174.
- [15] 杨海华, 周林, 万振华, 等. 亚声速旋射流噪声中的温度效应 [J]. 航空学报, 2016, 37(8): 2436-2444.
YANG Haihua, ZHOU Lin, WAN Zhenhua, et al. Temperature effects on noise in subsonic swirling jets [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(8): 2436-2444.
- [16] 李雨林. 不同构型喷管射流噪声特性及其喷水降噪研究 [D]. 南昌: 南昌航空大学, 2017: 47-56.
- [17] YONAMINE M, JUNG S, AOKI T. Study on transonic tone in an axisymmetric supersonic nozzle [J]. Journal of Thermal Science, 2010, 19(5): 397-401.
- [18] OTOBE Y, KASHIMURA H, SETOGUCHI T. Shock wave in supersonic moist air jet for a low pressure ratio [J]. Journal of Thermal Science, 2011, 20(4): 289-293.
- [19] 朱利刚. 湍流数值模拟研究进展 [J]. 江苏科技信息, 2011(5): 38-39.
ZHU Ligang. Progress in numerical simulation of turbulence [J]. Jiangsu Science & Technology Information, 2011(5): 38-39.
- [20] BRIDGES J, BROWN C A. Parametric testing of chevrons on single flow hot jets [EB/OL]. [2019-06-07]. <https://doi.org/10.2514/6.2004-2824>.
- [21] HUNT J C R, WRAY A A, MOIN P. Eddies, streams, and convergence zones in turbulent flows [EB/OL]. [2019-06-08]. <https://www.researchgate.net/publication/234550074>.

(编辑 杜秀杰)