

## 改进的多级涡轮噪声经验预测模型

纪 良<sup>1</sup>, 乔渭阳<sup>1</sup>, 王良峰<sup>1</sup>, 英基勇<sup>2</sup>

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072;

2. 中国航空工业集团公司 商用航空发动机有限责任公司, 上海 200241)

**摘 要:** 基于早期的涡轮噪声经验预测模型和涡轮噪声试验数据, 对影响涡轮噪声的关键涡轮参数进行了分析, 发展了改进的多级涡轮噪声经验预测模型. 该模型由单级涡轮噪声计算、涡轮噪声在下游涡轮级中传播的衰减量计算和各级涡轮噪声叠加 3 个部分组成. 采用涡轮噪声试验数据对单级涡轮噪声计算方法进行了验证. 结果表明: 该单级涡轮噪声计算方法的计算结果误差小于 1.5 dB. 由试验数据拟合得到的涡轮噪声叶片排衰减经验预测模型也被应用于该改进的多级涡轮噪声经验预测模型中. 与早期经验预测模型相比, 改进模型的计算方法更合理, 噪声预测结果更可靠.

**关 键 词:** 经验预测模型; 涡轮噪声; 多级; 单级; 衰减

中图分类号: V231

文献标志码: A

## Improved empirical prediction model for multi-stage turbine noise

JI Liang<sup>1</sup>, QIAO Wei-yang<sup>1</sup>, WANG Liang-feng<sup>1</sup>, YING Ji-yong<sup>2</sup>

(1. School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Commercial Aircraft Engine Company Limited,

Aviation Industry Corporation of China, Shanghai 200241, China)

**Abstract:** Based on early empirical prediction models and the test data of turbine noise, the key parameters of turbine which may influence the turbine noise were analyzed. And an improved empirical prediction model for multi-stage turbine noise was developed. This improved model was composed of three components: computation for single stage turbine noise, computation for the noise attenuation effect of each downstream turbine stage and superposition for the noise of each stage turbine. The calculation method for single stage turbine noise had been validated by use of turbine noise test data. Result shows that, the calculation deviation is less than 1.5 dB. An empirical prediction method fitting by experimental data for the propagation attenuation caused by downstream blade rows is also used in the improved multi-stage turbine noise prediction model. With comparison to early empirical prediction models, the calculation method of the improved model is more reasonable and the noise prediction result is more reliable.

**Key words:** empirical prediction model; turbine noise; multi-stage; single stage; attenuation

喷气发动机是民用飞机巨大噪声污染的主要根源, 风扇、燃烧、涡轮以及喷流噪声则是民用飞

机广泛采用的涡轮风扇发动机的 4 个主要噪声源. 早期的喷气发动机噪声是由风扇和喷流噪声

收稿日期: 2013-12-09

基金项目: 国家自然科学基金(51276149)

作者简介: 纪良(1985—), 男, 江苏宜兴人, 博士生, 研究领域为叶轮机气动声学. E-mail: cainiaojl@sina.com

主导的,涡轮噪声显得无足轻重.随着涵道比的增大和降噪设计技术的发展,风扇和喷流噪声得到了有效的抑制,涡轮噪声问题逐渐凸显出来.在某些发动机工况下(例如进场工况),涡轮噪声甚至超过喷流噪声成为发动机第二大噪声源<sup>[1]</sup>.如果低噪声涡轮设计技术的发展停滞不前,“涡轮噪声风暴”<sup>[2]</sup>将会愈演愈烈,势必成为降低喷气发动机噪声水平的主要瓶颈之一.

发展准确可靠的涡轮噪声计算分析模型是低噪声涡轮设计<sup>[3]</sup>的核心工作之一.涡轮噪声计算分析模型主要包括3类:经验模型、解析模型和数值模型.与解析模型和数值模型相比,经验模型能够根据有限的涡轮平均气动参数迅速给出噪声评价,十分适合涡轮设计的一维阶段.另外,由于经验模型计算快捷并且通常具有令人满意的精度,在早期的发动机和飞机噪声预测程序(例如 AN-OPP)中得到了广泛的应用.

已知的涡轮噪声经验预测模型多数是在20世纪70年代发展的.1969—1975年,Rolls-Royce公司(R&R模型)<sup>[4]</sup>,美国国家航空航天局(NASA模型)<sup>[5-6]</sup>,美国通用电器公司(GE模型)<sup>[7-10]</sup>以及普拉特·惠特尼公司(P&W模型)<sup>[11-12]</sup>根据各自的发动机和涡轮部件试验件的噪声试验数据,依次发展了各自的涡轮噪声经验预测模型.随后,关于涡轮噪声的研究停滞了相当长的时间.2008年,Morin和Atassi<sup>[13]</sup>在Sears等(1955年)对涡轮内部叶片排尾迹干涉的研究工作基础上提出了一种涡轮噪声经验预测模型(M&A模型).Mathews等<sup>[12]</sup>对早期的4种涡轮噪声经验预测模型进行了比较并指出,由于不同的模型是各大发动机公司基于各自的发动机或涡轮部件噪声试验数据建立起来的,这些模型对同一台发动机的涡轮噪声的预测结果差别可达8dB甚至更多<sup>[6]</sup>.

Nesbitt对20世纪90年代之后的低压涡轮设计特点和噪声预测需求进行了全面梳理和总结,并指出,随着涡轮前总温的提高和高负荷涡轮设计的兴起,早期的用于指导涡轮噪声工程设计的经验预测模型已经无法满足要求.Nesbitt进一步建议,一个更加合理的多级涡轮噪声预测经验模型应该包含以下3个方面的内容<sup>[2]</sup>:

- 1) 对每一级涡轮的噪声进行预测.
- 2) 对每一级涡轮单音的截止截通情况进行预测.
- 3) 对每一级涡轮产生的噪声向下游传播时

受到下游涡轮级的遮挡而产生的衰减进行预测.

参照Nesbitt的建议,本文发展了一个改进的多级涡轮噪声经验预测模型,该模型的研究思路是:将多级涡轮噪声问题分解为单级涡轮噪声问题和噪声传播衰减问题两个方面进行解决,即该模型将多级涡轮的各级作为独立的噪声源进行噪声预测计算.具体计算流程如下:

- 1) 首先对多级涡轮的各级涡轮产生的远场噪声进行预测,包括峰值声压级、指向性和频谱,同时在计算过程中需要考虑该级涡轮单音截止效应的影响.

- 2) 对各级涡轮噪声的传播衰减进行计算,目的是对各级涡轮噪声进行传播修正.

- 3) 将经过传播修正后的各级涡轮远场噪声叠加得到最终的多级涡轮远场噪声预测结果.

由于缺少足够的涡轮噪声试验数据,改进的多级涡轮噪声经验预测模型主要是参考国内外已公开发表的涡轮噪声经验预测模型和有限的发动机噪声试验数据发展起来的.与NASA模型、R&R模型和GE模型类似,改进的多级涡轮噪声经验预测模型的计算结果主要包括远场条件下,各指向角下的涡轮噪声频谱(SPL,量符号记为 $_{sp}()$ ,表示频率范围为50~10kHz的1/3倍频程中心频率)、总声压级(OASPL,量符号记为 $L_{oasp}$ )和总声功率级(OAPWL,量符号记为 $_{oapw}$ ).

## 1 经验关联参数分析

应用经验关联关系和关键参数的量纲分析,可以对涡轮噪声特性做出合理的预测.而通常关联更多的涡轮结构参数或气动参数能够提高涡轮噪声经验预测模型的准确性.表1列出了已知的涡轮噪声经验预测模型所关联的涡轮相关参数.从表中可以看出,与涡轮噪声相关联的参数主要包括:涡轮尺寸、涡轮温度、涡轮转速、转静间距、涡轮功、涡轮级数、涡轮叶片数以及风扇出口管道长度(喷流剪切层干涉).早期的涡轮噪声经验预测模型都或多或少的没有考虑某些参数对涡轮噪声的影响,其中GE模型和R&R模型关联的涡轮参数最少,NASA模型则相对较多.虽然P&W模型和M&A模型关联的涡轮参数更为全面,但是由于缺少公开文献的支持,以下仅能对R&R模型、GE模型和NASA模型进行讨论.

早期的涡轮噪声经验预测模型都忽视了多级涡轮各级对涡轮噪声的影响.NASA模型与R&R模型均假设末级涡轮是主要噪声源,与涡

表1 涡轮噪声经验预测模型采用的涡轮参数比较

Table 1 Comparison of turbine parameters used in turbine noise empirical prediction models

| 预测模型 | 噪声分量  | 与涡轮噪声相关联的涡轮参数 |      |      |      |     |      |       |          |
|------|-------|---------------|------|------|------|-----|------|-------|----------|
|      |       | 涡轮尺寸          | 涡轮温度 | 涡轮转速 | 转静间距 | 涡轮功 | 涡轮级数 | 涡轮叶片数 | 风扇出口管道长度 |
| R&R  | 单音    | ✓             | ✓    | ✓    | ✓    |     |      |       |          |
|      | 宽频    | ✓             | ✓    | ✓    |      |     |      |       |          |
| NASA | 单音    | ✓             | ✓    | ✓    | ✓    |     |      |       | ✓        |
|      | 宽频    | ✓             | ✓    | ✓    |      |     |      |       |          |
| GE   | 单音和宽频 | ✓             | ✓    | ✓    |      | ✓   |      |       |          |
| P&W  | 单音和宽频 | ✓             | ✓    | ✓    | ✓    | ✓   | ✓    |       | ✓        |
| M&A  | 单音和宽频 | ✓             | ✓    | ✓    | ✓    | ✓   | ✓    | ✓     | ✓        |

轮噪声相关联的涡轮参数也都是末级涡轮的结构及性能参数,GE模型则认为涡轮噪声由涡轮总功和末级涡轮转子叶尖速度主导,P&W模型认为涡轮噪声的声级与涡轮级数大体呈 $10 \lg$ 的关系,而实际上多级涡轮的各级涡轮产生的宽频噪声和单音噪声都会通过涡轮通道向外传播从而对涡轮噪声的声级和涡轮噪声频谱形状产生影响,因此,在对多级涡轮噪声进行预测时必须考虑多级效应的影响。

早期的涡轮噪声经验预测模型都没有考虑涡轮叶片数,也就是Tyler和Sofrin<sup>[14]</sup>提出的单音截止效应对涡轮单音的影响,而实际上单音截止与否在叶轮机械中是不可忽视的。Heidmann<sup>[15]</sup>指出,截止状态下的基频单音声压级比截通状态下要低8 dB左右,Nesbitt<sup>[2]</sup>也指出,在涡轮噪声经验预测模型中必须考虑管道模态的截止效应。

采用涡轮功来关联涡轮噪声级最早是由GE模型提出的,而R&R模型与NASA模型均未考虑这一影响参数。经过Mathews,Morin和Nesbitt等的研究,涡轮功成为影响涡轮噪声峰值声压级和总声功率级的关键因素。Mathews等<sup>[12]</sup>指出,当不考虑涡轮功修正时,低负荷涡轮与高负荷涡轮噪声峰值声压级试验数据的归一化处理结果相差10 dB左右,而加入涡轮功修正之后,这一差别就减小到不超过2 dB。Nesbitt<sup>[2]</sup>也指出,涡轮功是影响涡轮噪声总声功率级的一个非常重要的因素,低负荷涡轮和高负荷涡轮的噪声总声功率级差别可达30 dB。

R&R模型与NASA模型均考虑了转静间距

对涡轮噪声的影响,而GE模型并未考虑。P&W公司的试验数据<sup>[16]</sup>显示,转静间距的变化会显著影响叶轮机内转静干涉单音的强度,这是由于转静间距的增大会减小上游叶片排尾迹与下游叶片排的干涉作用,对于宽频噪声,转静间距的影响较小<sup>[17]</sup>。大量试验研究表明:涡轮噪声总声压级在发动机的指向角为 $110^\circ \sim 120^\circ$ 附近达到最大,这是由于涡轮噪声通过尾喷管向外辐射的时候需要经过喷流剪切层,由于当地温度和速度梯度的剧烈变化,涡轮单音噪声会被折射和散射<sup>[6,12]</sup>,从而影响涡轮噪声的声压级大小和频谱形状,典型的结果是形成“甘草束”状的涡轮噪声窄带频谱<sup>[18]</sup>。GE公司的Kazin等对涡轮单音噪声和喷流剪切层的干涉作用进行了研究,并给出了相关评估经验公式,但是并没有应用到GE模型中,而NASA模型则将这一影响因素直接包含到了 $1/3$ 倍频程频谱形状的修正之中。

从以上分析和表1可以看出,一方面,不同模型采用的关联参数不同是导致预测结果产生巨大差异的重要原因之一;另一方面,早期的涡轮噪声经验预测模型多假设末级涡轮为多级涡轮的主要噪声源,且均未考虑涡轮单音截止效应影响,对多级涡轮噪声特性的预测有很大的局限性。针对以上两点问题,与早期的涡轮噪声经验预测模型相比,本文发展的多级涡轮噪声经验预测模型的改进之处主要体现在:

1) 模型关联了更多的涡轮参数。

2) 模型对多级涡轮的每一级涡轮产生的噪声进行预测,考虑了各级涡轮对多级涡轮噪声的

影响。

3) 模型考虑了涡轮单音截止与否对涡轮噪声的影响。

4) 模型考虑了下游涡轮级对上游涡轮级噪声的影响,即考虑了传播衰减效应。

## 2 模型的建立

改进的多级涡轮噪声经验预测模型由3个部分组成:

1) 单级涡轮噪声预测,对多级涡轮的各级涡轮的远场噪声特性进行预测,包括峰值声压级、频谱和指向性。

2) 噪声传播衰减预测,对上游涡轮级产生的噪声向下游传播时受到下游涡轮级的遮挡而产生的衰减进行预测,用于对单级涡轮噪声进行修正。

3) 各级涡轮噪声叠加,将修正后的各级涡轮的噪声特性进行叠加,进而得到多级涡轮噪声特性。

### 2.1 单级涡轮噪声预测

#### 2.1.1 峰值声压级计算方法及试验验证

从上文的分析可以看出,单级涡轮的单音噪声或宽频噪声峰值均方声压应该具有如下的计算形式:

$$p_{\text{peak}}^2 = K \cdot f(\dot{m}, T, C_r, V_r, \Delta H_{\text{stage}}) \quad (1)$$

式中  $K$  为常数项,  $f$  为涡轮各参数的函数,  $\dot{m}$  为涡轮流量,  $T$  为涡轮温度,  $C_r$  为涡轮叶尖相对速度,  $C$  为静子叶片平均弦长,  $V_r$  为转静间距,  $\Delta H_{\text{stage}}$  为涡轮级焓降,下标  $\text{stage}$  表示该参数为单级涡轮的参数。

参照 NASA 模型和 R&R 模型,  $T$  可以转换为涡轮出口处的当地声速  $C_1$ , 参照 GE 模型,  $\Delta H_{\text{stage}}$  可以转换为  $(\Delta T/T_{\text{in}})_{\text{stage}}$

$$\left(\frac{\Delta T}{T_{\text{in}}}\right)_{\text{stage}} = 1 - \left(\frac{1}{\pi_t}\right)_{\text{stage}}^{\gamma-1/\gamma} \quad (2)$$

式中  $\Delta T = T_{\text{in}} - T_{\text{out}}$ ,  $T_{\text{in}}$  为涡轮进口总温,  $T_{\text{out}}$  为涡轮出口总温,  $\pi_t$  为单级涡轮落压比(总压比),  $\gamma$  为燃气比热比,取 1.33。对式(1)等号两端进行无量纲化处理后,则式(1)可以转换为

$$\frac{p_{\text{peak}}^2}{p_r^2} = K \cdot F\left[\frac{\dot{m}}{\dot{m}_r}, \frac{C_1}{C_r}, \frac{V_{tr}}{V_r}, \frac{C}{S}, \left(\frac{\Delta T}{T}\right)_{\text{stage}}\right] \quad (3)$$

式(3)等号两边取对数,进一步有

$$L_{\text{sp, stage, peak}} = 10 \cdot \lg \left[ \left( \frac{\dot{m}}{\dot{m}_r} \right)^a \left( \frac{C_1}{C_r} \right)^b \left( \frac{V_{tr}}{V_r} \right)^c \right] + 10 \cdot \lg \left[ \left( \frac{C}{S} \right)^d \left( \frac{\Delta T}{T} \right)_{\text{stage}}^e \right] + \text{const} \quad (4)$$

式(3)、式(4)中  $p_r$ ,  $\dot{m}_r$ ,  $C_r$  和  $V_r$  分别为参考声压、参考流量,参考声速和参考涡轮叶尖相对速度。可以看出,只要确定了指数  $a, b, c, d, e$  和常数项  $\text{const}$  即可得到单级涡轮单音噪声或宽频噪声的峰值声压级计算公式。表2列出了 R&R 模型、NASA 模型和 GE 模型<sup>[10]</sup>通过各自的发动机整机或涡轮试验件的噪声试验数据拟合得到的指数项值。同时,鉴于风扇与涡轮的噪声产生机理类似,表2中还列出了由 NASA 刘易斯研究中心的 Heidmann 发展的风扇噪声预测模型中与风扇噪声关联的风扇参数的指数项值<sup>[17]</sup>。

表2 各参数的指数项的数值

Table 2 Value of exponent of parameters

| 预测模型     | 噪声分量  | 指数项的数值 |    |         |     |   |
|----------|-------|--------|----|---------|-----|---|
|          |       | $e$    |    |         |     |   |
| R&R      | 单音    | 1      | -3 | 1 或 3   | 2   |   |
|          | 宽频    | 1      | -3 | 3       |     |   |
| NASA     | 单音    | 1      | -3 | 0.6     | 1   |   |
|          | 宽频    | 1      | -3 | 3       |     |   |
| GE       | 单音和宽频 | 1      |    | -2      | 1   | 2 |
| Heidmann | 单音    | 1      |    | -8 或 -2 | 1   | 2 |
|          | 宽频    | 1      |    | 0 或 -2  | 0.5 | 2 |

从表2中可以看出, R&R 模型和 NASA 模型采用了几乎相同的宽频噪声经验关联公式。这是由于 Dunn 采用 Boeing 公司的涡轮发动机噪声试验数据对 R&R 模型进行改进时发现, R&R 模型采用的宽频噪声经验关联公式与试验数据的变化趋势符合较好,差别主要在声级大小上,也就是常数项  $\text{const}$ 。因此,这里也采用了相同的仅修正了常数项的宽频噪声声压级(BSPL,量符号记为  $L_{\text{bsp}}$ )峰值计算公式

$$L_{\text{bsp, stage, peak}} = 10 \cdot \lg \left[ \left( \frac{\dot{m}}{\dot{m}_r} \right) \left( \frac{C_1}{C_r} \right)^{-3} \left( \frac{V_{tr}}{V_r} \right)^3 \right] + \text{const}_{\text{bb}} \quad (5)$$

Rolls-Royce 公司和 Boeing 公司的涡轮单音噪声试验数据比较分散, Smith 与 Dunn 最终都没有找到比较准确的经验关联公式。对比 GE 模型与 Heidmann 模型可以发现, Smith 与 Dunn 都没有在公式中引入涡轮功作为噪声关联参数,而实际上涡轮功的大小对涡轮单音噪声的声级大小的影响是不可忽视的。从表2可以看出, GE 模型

与 Heidmann 模型采用的单音经验关联公式相似度很高,可以推断这是由于风扇与涡轮转静干涉单音噪声的产生机理是相同的. 参照 GE 模型与 Heidmann 模型,单级涡轮单音噪声声压级(TSPL,量符号记为  $L_{\text{tsp}}$ )峰值计算公式建立如下:

$$L_{\text{tsp, stage, peak}} = 10 \cdot \lg \left[ \left( \frac{\dot{m}}{\dot{m}_r} \right) \left( \frac{C_l}{C_r} \right)^{-3} \left( \frac{V_{tr}}{V_r} \right)^{-2} \right] + 10 \cdot \lg \left[ \left( \frac{C}{S} \right) \left( \frac{\Delta T}{T} \right)_{\text{stage}}^2 \right] + \text{const}_{\text{tone}} \quad (6)$$

式(5)和式(6)中的参考流量、参考声速和参考涡轮叶尖速度分别取  $\dot{m}_r = 0.4536 \text{ g/s}$ ,  $C_r = 340.3 \text{ m/s}$ ,  $V_r = 0.305 \text{ m/s}$ ,  $\text{const}_{\text{bb}}$  和  $\text{const}_{\text{tone}}$  分别为宽频噪声计算的经验常数修正项和单音噪声计算的的经验常数修正项.

在确定了各指数项的数值之后,需要对常数项  $\text{const}_{\text{bb}}$  和  $\text{const}_{\text{tone}}$  进行确定. 图1为 JT8D-109 发动机地面台架噪声试验数据<sup>[19]</sup>,发动机工况为进场(approach)工作状态,测量点位于  $110^\circ$  指向角处,距离发动机 45.7m. 该发动机共有3级低压涡轮,假设涡轮噪声峰值声压级出现在包含转子1阶叶片通过频率(first order blade passing frequency, 1BPF)的  $1/3$  倍频程内且声压级大小每隔一个  $1/3$  倍频程衰减的速度相同,则从图中可以排除前两级低压涡轮产生的宽频噪声的影响,提取出第3级低压涡轮(3rd LPT)的峰值噪声声压级  $L_{\text{sp, 3rd lpt, peak}}$ ,需要注意的是该峰值声压级包含该级低压涡轮的宽频噪声和单音噪声,即有

$$L_{\text{sp, 3rd lpt, peak}} = 10 \cdot \lg \left[ 10^{(L_{\text{bb, 3rd lpt, peak}}/10)} + 10^{(L_{\text{tsp, 3rd lpt, peak}}/10)} \right] \quad (7)$$

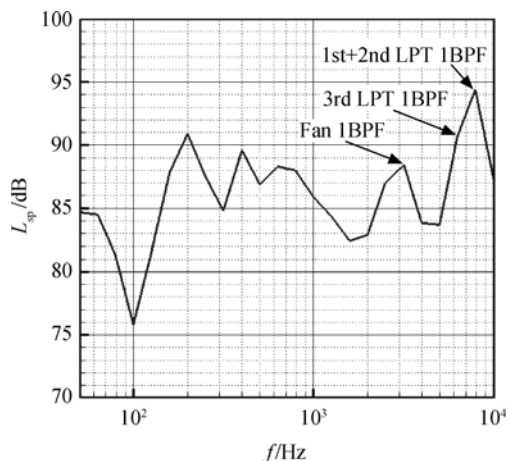


图1 JT8D-109 发动机噪声试验结果

Fig. 1 Noise test result of JT8D-109 engine

采用式(5)~式(7)与 JT8D-109 发动机地面台架噪声试验的3次试验数据,对式(5)与式(6)中的常数项进行确定,最后得到的结果如图2所示. 图中横坐标为 JT8D-109 发动机的工况(当前转速与最大转速的百分比  $L_{\text{power}}$ , 65%左右为发动机的进场工作状态),纵坐标为末级涡轮噪声的峰值声压级  $L_{\text{sp, peak}}$ . 图中虚线为 NASA 模型的预测结果,实线为采用式(5)~式(7)得到的结果,方块、三角和菱形代表不同次的 JT8D-109 发动机试验数据  $L_{\text{sp, 3rd-lpt, peak}}$ . 可以看出,与 NASA 模型相比,该单级涡轮噪声预测方法(式(5)、式(6))在整个 JT8D-109 发动机工况范围内对 JT8D-109 发动机末级涡轮噪声的预测精度都有了很大的提高.

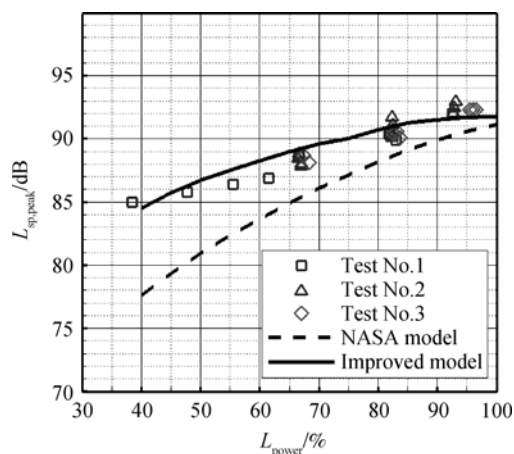


图2 JT8D-109 发动机末级涡轮噪声预测结果与试验结果比较

Fig. 2 Comparison of test and predicted results of the last stage turbine noise of JT8D-109 engine

根据 JT8D-109 发动机的噪声试验结果对式(5)和式(6)中的常数项进行确定之后,为了进一步对该单级涡轮噪声预测方法的进行验证评估,以下采用式(5)~式(7)对 GE 公司某型发动机的末级涡轮噪声峰值声压级进行了预测,并与试验结果进行对比,结果如图3所示. 图中虚线为 NASA 模型的预测结果,实线为本文发展的单级涡轮噪声预测方法(式(5)、式(6))的计算结果,方块为 GE 公司某发动机地面噪声试验的测量结果. 可以看出, NASA 模型与试验结果的平均误差为 3.5 dB,而本文发展的方法与试验结果的平均误差小于 1.5 dB.

### 2.1.2 单音噪声截止判据及试验验证

在航空发动机内部,最重要的边界条件是管道效应,由于管道边界的限制,由非定常来流与叶

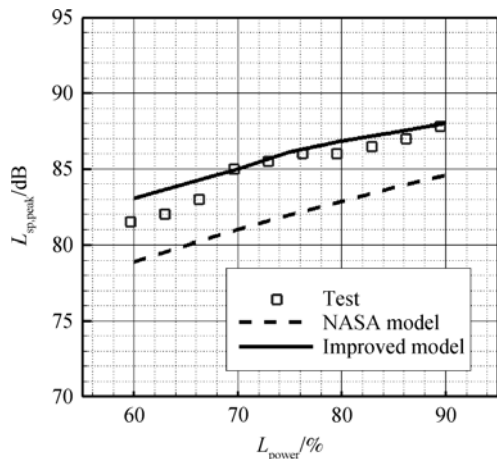


图3 GE某发动机末级涡轮噪声预测结果与试验结果比较

Fig. 3 Comparison of test and predicted results of the last stage turbine noise of a GE engine

片干涉产生的声波在风扇或涡轮中只能以特定的形态出现,也就是模态。Tyler和Sofrin<sup>[14]</sup>给出了转、静干涉旋转压力模态的轴向波数形式(不考虑气流速度的影响)

$$k_m = \frac{2\pi}{\lambda} = \frac{2\pi}{\lambda_0} - \left( \frac{v}{c} \right)^2 \quad (8)$$

$$= \frac{2\pi}{\lambda_0} \quad (9)$$

$$= \frac{2\pi}{\lambda_0} \cdot \frac{c}{v} \quad (10)$$

式中  $m=nB \pm \mu$  表示旋转压力模态的  $\mu$  次谐波的周向模态阶数,  $n$  是任意整数,  $B$  为径向模态阶数( $\mu > 0$ ),  $\mu$  和  $B$  分别表示转子叶片数和静子叶片数,  $r_0$  为转子叶尖半径,  $\omega$  为转速,  $c$  为声速,  $\lambda_0$  为管道模态特征值,与模态阶数、轮毂比、转子叶尖半径和通道马赫数  $Ma$  有关。

当  $k_{m\mu}$  为实数时,该旋转压力模态是“截通”(cut-on)的;当  $k_{m\mu}$  为虚数时,波动幅值沿轴向是以指数形式衰减的,即该旋转压力模态被“截止”(cut-off)。定义  $Ma_m^* = \alpha_{m\mu}/m$  表示临界周向马赫数,从式(8)可以看出,当截至率  $\xi_m$  大于1时,声波表现出传播特征,当  $\xi_m$  小于1时,声波被截止,此时有<sup>[15]</sup>

$$L_{\text{tsp, stage, peak}} = L_{\text{tsp, stage, peak}} - 8 \quad (11)$$

由于缺少涡轮噪声试验数据,而Tyler&Sofrin管道模态分析理论对于风扇和涡轮是通用的,以下采用西北工业大学单级风扇气动声学试验台(NPU-Fan)的噪声试验数据对截至判据式(8),式(10)进行验证。该试验台的最大设计转速为3000 r/min,压比为1.02,直径为0.5 m,设计流量为6.3 kg/s,有19个转子叶片和18

个静子叶片,通过交流变频电动机驱动。

计算发现该试验台在转子1BPF下会产生  $m=1$  的周向声模态,该单音声模态在40%设计转速(1200 r/min)和50%设计转速(1500 r/min)时的截止率  $\xi_m$  分别为0.95和1.19,即40%设计转速下1BPF单音是被截止的,50%设计转速下的1BPF单音则是截通的。图4和图5分别为对应转速工况下的窄带谱(narrow band, NB)噪声测量结果,图中横坐标为窄带谱频率  $f_{\text{nb}}$ ,纵坐标为声压级  $L_{\text{sp}}$ 。可以看出,40%转速的噪声频谱中,1BPF单音的声压级明显低于2BPF,这是由于1BPF单音被截止了,而50%转速下1BPF单音则要明显高于2BPF,表现出了传播特征,计算结果与试验结果一致。

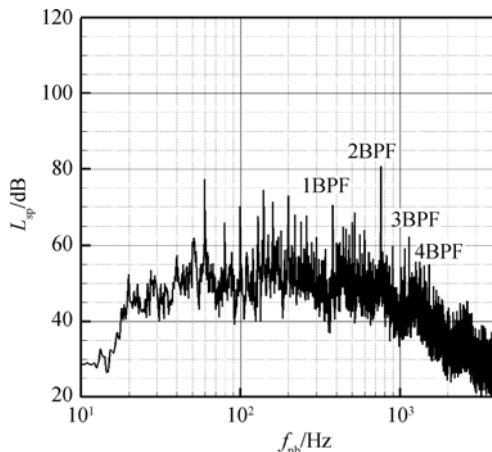


图4 NPU-Fan在40%设计转速下的噪声频谱  
Fig. 4 Noise spectrum of NPU-Fan in 40% of design speed

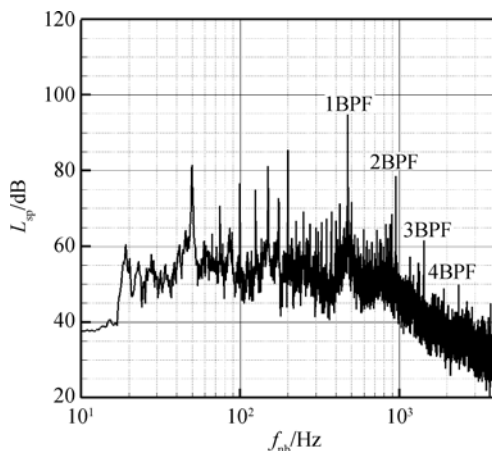


图5 NPU-Fan在50%设计转速下的噪声频谱  
Fig. 5 Noise spectrum of NPU-Fan in 50% of design speed

### 2.1.3 指向性函数与频谱曲线函数

Mathews 等<sup>[12]</sup>对 R&R 模型、NASA 模型和 GE 模型的指向性函数  $D(\theta)$  进行了比较,发现三者与 JT8D-109 发动机的试验结果都存在最大约 2 dB 的偏差,峰值声压级出现在  $110^\circ \sim 120^\circ$  指向角之间,而最终 P&W 模型采用的通过噪声试验数据拟合得到的指向性函数与 NASA 模型相似.由于缺少噪声试验数据,无法对各模型的指向性函数进行进一步的比较评估,本文发展的改进的多级涡轮噪声经验预测模型(下文简称改进模型)选用了 NASA 模型的指向性函数作为改进模型的指向性函数  $D(\theta)$ ,该  $D(\theta)$  认为峰值声压级出现在  $110^\circ$  指向角处.

改进模型的宽频噪声和单音噪声的指向性函数分别为  $D_b(\cdot)$  和  $D_t(\cdot)$ <sup>[5-6]</sup>.对各级涡轮的宽频噪声峰值声压级与单音噪声峰值声压级分别进行指向性修正如下:

$$L_{bsp, stage, \theta} = L_{bsp, stage, peak} + D_b(\cdot) \quad (12)$$

$$L_{tsp, stage, \theta} = L_{tsp, stage, peak} + D_t(\cdot) \quad (13)$$

图 6 为 NASA 模型、GE 模型和 P&W 模型的频谱曲线函数比较, R&R 模型并没有给出频谱曲线.图中横坐标代表  $1/3$  倍频程中心频率与包含转子 1 阶叶片通过频率的  $1/3$  倍频程中心频率  $f_0$  的比值,纵坐标代表声压级衰减量  $\Delta L_{sp}$ .

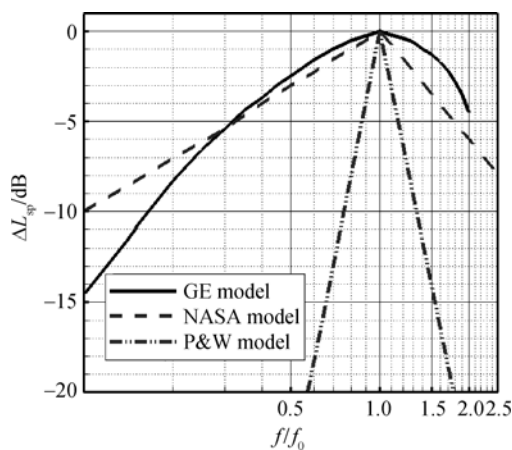


图 6 不同预测模型采用的频谱曲线对比

Fig. 6 Comparison of spectrum curve of different prediction models

从图 6 中可以看出,所有模型都认为宽频噪声与单音噪声的峰值频率相同,但是 P&W 模型采用的频谱曲线函数形状与其他模型都明显不同.鉴于喷流剪切层对涡轮噪声频谱的影响不可忽视,而只有 NASA 模型在频谱形状修正中考虑

了这一因素<sup>[6]</sup>,因此,最终选择 NASA 模型的频谱曲线函数作为改进模型的频谱曲线函数.

对各指向角下的宽频噪声峰值声压级进行频谱修正后,与单音噪声峰值声压级叠加,即可得到单级涡轮的噪声频谱

$$L_{sp, stage, \theta}(f) = L_{bsp, stage, \theta} + F(f) \quad (14)$$

$$L_{sp, stage, \theta}(f) = 10 \cdot \lg[10^{L_{bsp, stage, \theta}(f)/10} + 10^{L_{tsp, stage, \theta}(f)/10}] \quad (15)$$

### 2.2 噪声传播衰减修正

上游涡轮级产生的单音噪声和宽频噪声在向下游传播时,由于受到下游涡轮叶片的反射与散射,声压级会减小. P&W 公司的 Grande<sup>[20]</sup> 首先对燃烧噪声经过涡轮的衰减进行了相关试验研究,认为噪声衰减量与下游涡轮的落压比、总温降以及涡轮级数相关.随后, Doyle 和 Matta<sup>[21]</sup> 采用 NASA 某单级高压涡轮和 GE 公司某高负荷三级低压涡轮试验件对单音噪声的叶片排衰减问题进行了较为细致的试验研究,在此基础上,总结得到了上游噪声经过下游涡轮级时的衰减量  $(f)$  与涡轮级相关参数的经验关联公式<sup>[10]</sup>

$$\begin{aligned} (\cdot) = & 58.9 \cdot \lg \left( \frac{U}{c} \right) + 40 \cdot \lg \left( \frac{r}{r_0} \right) + \\ & 13.4 \cdot \lg(\Delta) + 5.6 \cdot \lg \left( \frac{r}{r_0} + 7.5 \right) + 11.5 \end{aligned} \quad (16)$$

式中  $U$  为转子叶尖速度,  $r$  为栅距,  $\Delta$  为涡轮级温降,  $\alpha$  为进气攻角.在计算得到单级涡轮的峰值单音噪声的声级和宽频噪声的声级之后,采用式(16)对其进行如下修正:

$$L_{tsp, stage, peak} = L_{tsp, stage, peak} - \Delta L_{sp, atten} \quad (17)$$

$$L_{bsp, stage, peak} = L_{bsp, stage, peak} - \Delta L_{sp, atten} \quad (18)$$

$$\Delta L_{sp, atten} = 10 \cdot \lg(10^{\Delta_1/10} + 10^{\Delta_2/10} + \dots + 10^{\Delta_N/10}) \quad (19)$$

式中  $\Delta_N$  表示噪声经过第  $N$  级下游涡轮级时的衰减量.

### 2.3 多级涡轮噪声

将多级涡轮各级都看作是独立的噪声源,采用第 2.1~2.2 节介绍的方法对各级涡轮的噪声进行预测,得到各指向角下各级涡轮的远场噪声频谱之后,再将各级涡轮的噪声在各个  $1/3$  倍频程内叠加即可得到多级涡轮的噪声频谱

$$L_{sp, total, \theta}(f) = 10 \cdot \lg[10^{L_{sp, 1, \theta}(f)/10} + 10^{L_{sp, 2, \theta}(f)/10} + \dots + 10^{L_{sp, N, \theta}(f)/10}] \quad (20)$$

$$L_{oasp, \theta} = 10 \cdot \lg(10^{L_{sp, total, \theta}(f)/10}) \quad i = 1, 2, \dots, 24 \quad (21)$$

式中  $L_{sp, N, \theta}$  为各级涡轮噪声峰值声压级经过传播修正后由式(15)计算得到的结果,  $N$  为涡轮级数,  $L_{oasp, \theta}$  为各指向角下多级涡轮的总声压级。

### 3 模型的应用

为了对改进模型进行评估,采用该模型对 GE 公司的 E<sup>3</sup> (energy efficient engine) 低压涡轮噪声进行了预测,并与 NASA 模型的预测结果进行了对比。该低压涡轮级数为 5 级,工作状态为设计点<sup>[22]</sup> (进场工况),所有级间气动参数为 CFD 的计算结果。

图 7 为预测得到的频谱结果对比图,共对 3 个指向角下的结果进行了计算,图中横坐标为  $f$ , 纵坐标为  $L_{sp}$ ,实线为改进模型的预测结果,虚线为 NASA 模型的预测结果。从图中可以看出,峰值声压级上,改进模型比 NASA 模型高 2 dB 左右,频谱形状上,改进模型与 NASA 模型存在较大差别, NASA 模型的单音成分并不是很清晰,而改进模型则突出了单音成分。进一步分析发现,这是由于 NASA 模型假设宽频噪声是涡轮主要噪声。

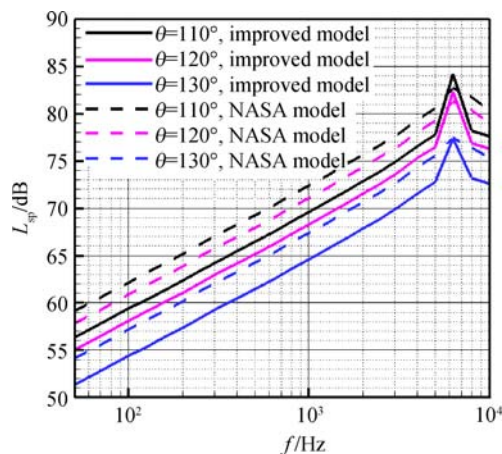


图 7 E<sup>3</sup> 低压涡轮噪声预测结果

Fig. 7 Noise prediction results of E<sup>3</sup> low pressure turbine

图 8 为改进的多级涡轮噪声经验预测模型与 NASA 模型对某发动机涡轮噪声的宽频噪声分量与单音分量计算结果比较,可以看出,在整个发动机工况范围内, NASA 模型都大大高估了宽频噪声的声压级,这与实际情况是不符的。而改进模型则认为涡轮的转、静干涉单音是主要噪声成分,而随着转速的增加,宽频噪声逐渐变得重要起来。

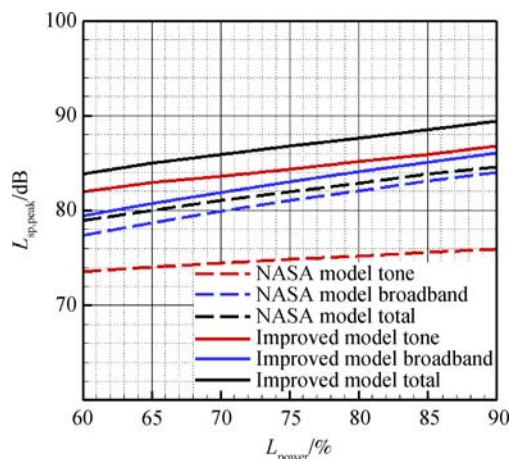


图 8 不同模型计算得到的涡轮噪声组成成分比较

Fig. 8 Comparison of turbine noise components calculated by different models

### 4 结 论

本文针对涡轮噪声经验预测模型进行了较为全面的研究,发展了改进的多级涡轮噪声经验预测模型。该模型将多级涡轮噪声问题分解为单级涡轮噪声问题和噪声传播问题两方面进行研究,得到了如下结论:

1) 改进的多级涡轮噪声经验预测模型对涡轮各级的噪声进行计算,涡轮级噪声计算方法关联了更多的涡轮级相关参数,与试验结果比较发现,该涡轮级噪声预测结果的误差小于 1.5 dB。

2) 涡轮级单音的截止效应是涡轮级噪声计算过程中必不可少的环节,改进的多级涡轮噪声经验预测模型采用了 Tyler 和 Sofrin 提出的截止判据,与试验结果比较发现,该截止判据能够准确捕捉涡轮噪声单音的截止状态。

3) 对 E<sup>3</sup> 低压涡轮噪声预测结果的比较发现,峰值声压级上,改进的多级涡轮噪声经验预测模型比 NASA 模型高 2 dB 左右,且改进的多级涡轮噪声经验预测模型突出了单音噪声成分。

4) 改进的多级涡轮噪声经验预测模型的关键组成部分经过了相关试验验证,可以推断该模型对多级涡轮噪声的预测结果是可靠的。

### 参考文献:

- [1] Batard H. Aircraft noise reduction; airbus industrial needs in terms of new materials for nacelle liners[EB/OL]. [2003-03-16]. Http://hathor.onera.fr/congres/jso2003matbruit/pdfs/AIRBUS-HBatard.pdf.
- [2] Nesbitt E. Towards a quieter low pressure turbine; design characteristics and prediction needs[J]. Aeroacoustics,

- 2011,10(1):1-16.
- [3] 赵磊. 涡轮气动-声学一体化设计理论及方法研究[D]. 西安:西北工业大学,2012.
- ZHAO Lei. Theory and method investigation of the aerodynamic-acoustics integration design in turbine[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University,2012. (in Chinese)
- [4] Smith M J T, Bushell K W. Turbine noise; its significance in the civil aircraft noise problem[R]. ASME Paper 69-WA/GT-12,1969.
- [5] Dunn D G, Peart N A. Aircraft noise source and contour estimation[R]. NASA CR-114649,1973.
- [6] Krejsa E A, Valerino M F. Interim prediction method for turbine noise[R]. NASA TM X-73566,1976.
- [7] Kazin S B. Core engine noise control program: Vol I identification of component noise sources[R]. Federal Aviation Administration, FAA Report DOT-FA72WA-3023,1974.
- [8] Kazin S B. Core engine noise control program: Vol II identification of noise generation and suppression mechanisms [R]. Federal Aviation Administration, FAA Report DOT-FA72WA-3023,1974.
- [9] Kazin S B. Core engine noise control program: Vol III prediction methods [R]. Federal Aviation Administration, FAA Report DOT-FA72WA-3023,1974.
- [10] Matta R K, Sandusky G T, Doyle V L. GE core engine noise investigation; low emission engines[R]. Federal Aviation Administration, FAA-RD-77-4,1977.
- [11] Mathews D C, Peracchio A A. Progress in core engine and turbine noise technology[R]. AIAA 74-948,1974.
- [12] Mathews D C, Nagel R T. Review of theory and methods for turbine noise prediction[R]. AIAA 75-540,1975.
- [13] Morin B, Atassi O. An empirical model for turbine noise prediction[R]. Columbia: Aero Acoustics Research Consortium, AARC Turbine Noise Workshop, 2008.
- [14] Tyler J M, Sofrin T G. Axial flow compressor noise studies [R]. Society of Automotive Engineers, SAE Technical Paper 620532,1962.
- [15] Heidmann M F. Interim prediction method for fan and compressor source noise[R]. NASA TM-75-25948,1975.
- [16] Fisk W S. Supersonic transport noise reduction technology summary: Phase I [R]. Federal Aviation Administration, DOT/FAA Report FAA-SS-72-43,1972.
- [17] Tibbetts J G. Near-field noise prediction for aircraft in cruising flight[R]. NASA CR-159105,1977.
- [18] JI Liang, QIAO Weiyang, ZHAO Lei. An investigation of the inlet and exhaust noise sources of turbofan using linear microphone array[R]. AIAA-2013-2296,2013.
- [19] Burdshall E A, Brochu F P, Scaramella V M. Results of acoustic testing of the JT8D-109 refan engines[R]. NASA CR-134875,1975.
- [20] Grande E. Core engine noise[R]. AIAA 73-1026,1973.
- [21] Doyle V L, Matta R K. Attenuation of upstream generated low frequency noise by gas turbines[R]. NASA CR-135219,1977.
- [22] Cherry D G, Gay C H, Lenahan D T. Energy efficient engine: low pressure turbine test hardware detailed design report[R]. NASA CR-167956,1982.