

DOI:10.16356/j.1005-2615.2019.06.010

## 多发涡扇飞机拍频噪声抑制原理及应用

张 伟 高亚奎

(航空工业西安飞机设计研究所飞控系统设计研究所,西安,710089)

**摘要:** 多发涡扇民用飞机在巡航飞行阶段,客舱区域容易受到拍频噪声的影响。为研究抑制拍频噪声的飞机设计方法,采用管道声学理论对大涵道比涡扇发动机进行拍频噪声建模,明确了拍频噪声主要来源于风扇叶片通过频率的单音及其谐波。应用声波线性叠加原理,分别分析了双发、四发飞机拍频噪声产生的机理,得出抑制拍频噪声的方法是使所有发动机的物理转速一致。在研究四发飞机拍频噪声抑制过程中,推导了频率相近幅值不同单音声波干涉的计算公式,为三发等其他多发飞机的拍频噪声抑制设计提供了参考。为了促进该项技术的工程应用,研究了波音 787 飞机通过推力管理功能实现拍频噪声抑制的方法,设计了拍频噪声抑制控制律,并对拍频噪声调频的上限和下限进行分析,给出了相应的建议值。飞机系统在向发动机电子控制器(Engine electronic controller, EEC)提供 N1 转速同步修正量时,应选择发动机控制所用的目标转速进行比较,EEC 则以叠加 N1 转速同步修正量的目标转速进行发动机控制。

**关键词:** 拍频噪声;转速同步;涡扇发动机;推力管理;多发

中图分类号:V249.12

文献标志码:A

文章编号:1005-2615(2019)06-0801-08

## Application and Principle of Method for Restraining Beating Noise of Aircraft with Multi-Turbofan Engines

ZHANG Wei, GAO Yakui

(Flight Control System Design Institute, AVIC Xi'an Aircraft Design Institute, Xi'an, 710089, China)

**Abstract:** The cabin area of civil aircraft with multi-turbofan engines is vulnerable to beat noise during cruise flight. In order to find the method for restraining the beating noise, the beating noise model is established by using the pipe acoustic theory. It is clear that the beating noise mainly comes from the simple tone and harmonics of fan blade passing frequency. Applying the principle of linear superposition of sound wave, the mechanism of beating noise for double-engine/four-engine aircraft is analyzed, and the method for restraining beat noise is to make the physical speed of all engines consistent. During studying the beating noise for four-engine aircraft, the formulas for calculating the interference of simple tone wave with different amplitudes and similar frequencies are derived, which provide a reference for restraining the beating noise of three-engine aircraft and other multiple-engine aircraft. Meanwhile, In order to promote the engineering application of this technology, the method of restraining beating noise by thrust management function of Boeing 787 aircraft is studied. The control law of restraining beating noise is designed. The upper and lower limits of beating noise frequency modulation are analyzed, and the corresponding recommended values are given. When aircraft system provides the N1 synchronization correction to engine electronic controller (EEC), it should compare the target speed for engine control. And EEC control engine should use the target speed which has been added

收稿日期:2018-12-21;修订日期:2019-04-20

通信作者:张伟,男,工程师,E-mail:gilles@nuaa.edu.cn。

引用格式:张伟,高亚奎. 多发涡扇飞机拍频噪声抑制原理及应用[J]. 南京航空航天大学学报,2019,51(6):801-808.  
ZHANG Wei, GAO Yakui. Application and Principle of Method for Restraining Beating Noise of Aircraft with Multi-Turbofan Engines[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2019, 51(6):801-808.

with the N1 synchronization correction.

**Key words:** beating noise; N1 synchronization; turbofan engine; thrust management control; multi-engines

噪声污染与空气污染、水污染已被认为是当今3大环境污染。噪声污染不仅包括噪声分贝,还包括噪声频率对人类健康的影响,特别是低频噪声对人体健康的影响更大。低频噪声是指人耳所能听到的200 Hz以下的噪声,主要是对人的神经系统造成损害,导致头晕、抑郁、食欲不振和恍惚<sup>[1-5]</sup>,其中频率为3~50 Hz对人体健康的影响占较大比重。

现代民用飞机为保证安全性,须至少配装两台发动机(涡扇发动机或涡桨发动机)。在巡航飞行阶段,乘客在客舱内会感受到节奏缓慢、规律变化的拍频噪声,且声分贝随时间交替起伏变化。这一低频噪声的现象称为拍频噪声。随着民用飞机在其他方面(如机体、发动机排气等)噪声抑制技术的进步,飞机整体噪声水平得到了很大的降低<sup>[6-10]</sup>,拍频噪声的影响反而凸显出来;而且巡航时间占据绝大部分飞行时间,如果处理不当,拍频噪声容易对乘客产生长时间的干扰。

国内的噪声/振动著作中仅对同频率不同相位的声波干涉进行描述<sup>[11-12]</sup>,而对拍频噪声产生的机理未有明确的描述。文献[13]描述了巡航飞行时客舱存在的拍频现象,丹麦Brandt<sup>[14]</sup>对频率相近正弦声波叠加进行理论推导,明确提出了拍频噪声概念,但均未对拍频噪声的产生机理做进一步的解释及分析。Wang<sup>[15]</sup>研究了双发螺旋桨飞机的拍频噪声产生的机理,并针对某型螺旋桨飞机提出了抑制拍频噪声的方法。

实际上,大涵道比涡扇发动机才是民用航空领域的主流动力装置。目前,波音和空客在其产品(B737, B787, A320, A330等)上已经开始采用了拍频噪声的抑制技术,而国内对拍频噪声的产生和抑制等方面的工作尚未引起关注。所以在国内大飞机的研制背景下,为了降低拍频噪声对乘客健康的影响,缩短我国与欧美航空强国的技术差距,有必要对双发和四发大涵道比涡扇发动机为动力布局的飞行器开展拍频噪声的产生机理分析及拍频噪声抑制方法的研究。考虑到多发飞行器的常见动力布局为翼吊双发或四发,选取双发和四发涡扇的飞机为研究对象。本文的研究方法也可以类比到三发、五发等多发飞机拍频噪声抑制,研究结果同样对多发螺旋桨飞机(双发及双发以上)的拍频噪声抑制具有参考价值<sup>[16]</sup>。

## 1 拍频噪声模型的建立

大涵道比涡扇发动机噪声包括风扇噪声、燃烧噪声、涡轮噪声和排气噪声,其中风扇噪声和排气噪声是发动机的主要噪声源。排气噪声属于宽频噪声,对拍频噪声没有贡献。风扇噪声属于离散单音噪声,是拍频噪声的主要来源。随着现代航空发动机涵道比的不断增大,风扇叶片产生的噪声在整个发动机噪声中所占的比重也有所提高<sup>[7,17-19]</sup>,所以本文建立发动机拍频噪声模型时以风扇部件为主。

### 1.1 风扇管道声学方程

根据气动声学理论<sup>[20-24]</sup>,对于实际风扇噪声的预测方程为

$$\rho'(x, t) = \frac{1}{c_0^2} \int_{-T}^T \int_{S_F(\tau)} \frac{\partial G}{\partial y_i} f_i ds(y) d\tau \quad (1)$$

式中: $x$ 和 $y$ 分别为观察点坐标和声源坐标; $t$ 为观察点接收声波时间; $\tau$ 为声源时间; $S_F(\tau)$ 为所有风扇叶片表面; $f_i$ 为风扇叶片所受到的作用力; $G$ 为格林函数。

对于具有 $B$ 个相同叶片的风扇部件,其叶片上的脉动力幅值相同,相位不同。将各叶片上的力分解为轴向推力和周向阻力,并表示为傅里叶级数形式,引入与叶片旋转的圆柱坐标系,就可得到风扇离散单音声场方程

$$\rho' = \sum_{s=-\infty}^{\infty} \rho_s(x) e^{-isB\omega t} = \sum_{s=-\infty}^{\infty} \rho_s(x) e^{-i2\pi s B f_\omega t} \quad (2)$$

式中: $\rho_s$ 为第 $s$ 次的声压谐波; $f_\omega$ 为发动机轴通过频率。

由式(2)可知,风扇的离散单音噪声,即周期性叶片力所产生的噪声,是由叶片通过频率 $Bf_\omega$ 单音及其谐波所决定。由于流体密度脉动 $\rho'$ 的测量性不易实现,根据变换关系 $\rho' = p/c_0^2$ ,所以直接测量流体压力 $p$ (也称声压)进行声场研究,式(2)也可相应转变为以流体压力来描述噪声场

$$p = c_0^2 \sum_{s=-\infty}^{\infty} \rho_s(x) e^{-i2\pi s B f_\omega t} \quad (3)$$

NASA刘易斯研究中心对亚声速飞机发动机风扇噪声谱进行测量<sup>[21]</sup>,见图1。风扇噪声表现为以叶片通过频率为基频的谐波单音噪声和宽频噪声,其中叶片通过频率的单音及其谐波为风扇噪声的主要组成部分。

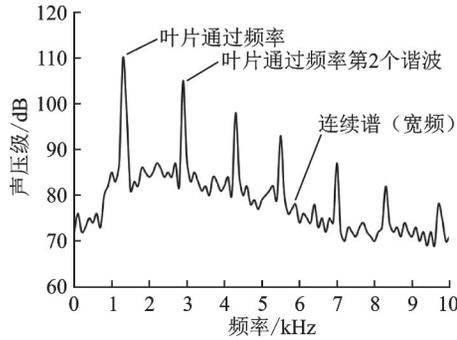


图1 亚声速飞机发动机风扇噪声谱

Fig. 1 Subsonic aero-engine fan noise frequency

## 1.2 声波叠加原理

莱特希尔将声场分为两个区域<sup>[25]</sup>:源区和远场。源区有强烈的流体运动,而且部分流动能量被转化为声能,所产生的声波从源区向外传播进入远场。在远场,流体介质是均匀的和静止的,而且声波幅值很小,所以非线性影响可以忽略,声波方程在远场简化为齐次声波波动方程

$$\nabla^2 p = \frac{1}{c_0^2} \frac{\partial^2 p}{\partial t^2} \quad (4)$$

显然远场声压 $p_1$ 和 $p_2$ 分别满足齐次声波波动方程式(4),则声压和 $p = p_1 + p_2$ 的声波方程为

$$\nabla^2 (p_1 + p_2) = \frac{1}{c_0^2} \frac{\partial^2 p_1}{\partial t^2} + \frac{1}{c_0^2} \frac{\partial^2 p_2}{\partial t^2} \quad (5)$$

式(5)表示两列远场声波合成声场的声压等于每列声波单独作用所致声场的声压之和,即声波线性叠加原理。该原理为后续双发/四发飞机拍频噪声产生的推导提供了理论依据。

## 2 双发飞机拍频噪声分析

### 2.1 理论分析

现代民航客机为了降低客舱噪声,都将发动机布置在离客舱较远的位置,而且客舱内空气介质相对飞机运动坐标系是均匀、静止的,因此客舱声场环境相对于发动机声源是远场,则客舱区域声波叠加满足线性叠加原理。

根据式(3),涡扇发动机风扇离散单音噪声的声压可表示为

$$p = \sum_{s=1}^{\infty} p_s e^{-i(sB\omega t + \theta)} = \sum_{s=1}^K p_s e^{-i(sB\omega t + \theta)} + O(\epsilon) \quad (6)$$

式中: $B\omega$ 为叶片通过角频率; $p_s$ 为第 $s$ 次叶片通过频率单音谐波的声压幅值,随着倍数 $s$ 的增加,幅值减小; $\theta$ 为初始相位; $e^{-i(sB\omega t + \theta)}$ 表示角频率为 $sB\omega$ 单音的瞬时相位; $O(\epsilon)$ 为可忽略高频声压小项。

以配装双发涡扇CFM56-7B的干线客机B737

为例,两台涡扇发动机为翼吊式,对称布置在距客舱较远的机翼下方,则其左右两发(左发为1发、右发为2发)风扇离散单音噪声数学模型分别为

$$p_1 = \sum_{s=1}^{\infty} p_{s,1} e^{-i(sB\omega_1 t + \theta_1)} = \sum_{s=1}^K p_{s,1} e^{-i(sB\omega_1 t + \theta_1)} + O(\epsilon_1) \quad (7)$$

$$p_2 = \sum_{s=1}^{\infty} p_{s,2} e^{-i(sB\omega_2 t + \theta_2)} = \sum_{s=1}^K p_{s,2} e^{-i(sB\omega_2 t + \theta_2)} + O(\epsilon_2) \quad (8)$$

由于两台发动机同型号,在相同工作条件下两台发动机风扇噪声幅值(噪声分贝)几乎相等,且发动机对称布置,两台发动机风扇转速相近时,其声压幅值在客舱处近似相等,即 $p_{s,1} \approx p_{s,2} \approx p_s$ 。

根据声波线性叠加原理,对两台发动机风扇噪声求和,整理为

$$p = 2p_s \cos\left(sB \frac{\omega_1 - \omega_2}{2} t + \frac{\theta_1 - \theta_2}{2}\right) \times e^{-i\left(sB \frac{\omega_1 + \omega_2}{2} t + \frac{\theta_1 + \theta_2}{2}\right)} + O(\epsilon) \quad (9)$$

比较式(9)与式(6)各项可知,两台发动机在客舱的叠加噪声除了存在与单台发动机叶片通过角频率相近的高频噪声外,还出现了角频率为 $sB \frac{\omega_1 - \omega_2}{2}$ 的拍频波动项

$\cos\left(sB \frac{\omega_1 - \omega_2}{2} t + \frac{\theta_1 - \theta_2}{2}\right)$ 。拍频现象是两个较为接近的声波频率叠加时才会出现,表现为在高频振动的基础上伴随着低频振动,正如式(9)所描述的高频波动与低频波动的乘积,人耳直观的感受是原有高频单音噪声的缓慢变化。

当倍数 $s$ 逐渐增大,则低频的拍频波动会转为高频,拍频现象不明显,所以拍频主要集中在前 $s$ 项;当 $\omega_1 = \omega_2$ 时,拍频现象消失。

由于不同频率声波是不相干的,所以式(9)中的多倍频声波之间相互独立,且其中 $s=1$ 项是其声压级最大的一项,因此单独研究叶片通过频率基频单音的拍频现象具有代表性,即可令式(9) $K=1$ 进行分析。

### 2.2 仿真分析

CFM56-7B是一种双转子轴流式大涵道比涡扇发动机,采用了24片直径为1.55 m的宽弦风扇叶片,风扇转子最大允许转速为5 380 r/min。

风扇叶片通过频率可以表达为

$$f = B \frac{N}{60} \quad (10)$$

式中: $B$ 为风扇叶片数; $N$ 为风扇转速,单位为 $r/\text{min}$ 。

因为对于已配装飞机的发动机风扇叶片数目是固定的,所以风扇噪声频率只随转速的变化而变化。考虑到发动机稳态控制精度约 $0.2\%N_1$ ,对应的噪声拍频计算为 $4\text{ Hz}$ ,所以发动机实际能达到的最小拍频调频为 $4\text{ Hz}$ 。飞机飞行在巡航状态,发动机风扇转速处于 $85\%N_1$ 时,假设1发风扇转速 $85.1\%N_1$ ,2发风扇转速 $84.5\%N_1$ ,则两台发动机转速差 $0.6\%N_1$ 。1发、2发风扇单音噪声频谱及两发的叠加噪声产生的拍频现象见图2,图中噪声仿真声压幅值采用单位值。由图2仿真结果可见,1发风扇单音噪声频率为 $1\ 831\text{ Hz}$ ,2发风扇单音噪声频率为 $1\ 818\text{ Hz}$ ,人耳所感受到的两台发动机所形成拍频噪声频率为 $13\text{ Hz}$ 。若按照单发失效(One engine inoperative, OEI)所定义的风扇转速差,则两台发动机所形成的拍频噪声频率最大可达到 $300\text{ Hz}$ 。

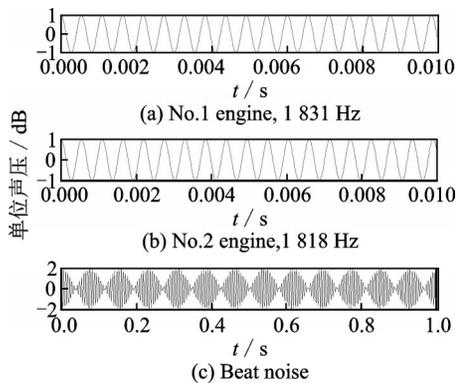


图2 双发飞机巡航构型拍频仿真

Fig. 2 Twin-engine airplane beating simulation in cruise

### 3 四发飞机拍频噪声分析

四发飞机拍频噪声相比于双发飞机较为复杂。双发飞机两台发动机关于客舱对称布置,当两台发动机工作在同一状态时,每台发动机产生的噪声声压级在座舱基本相等,所以拍频现象可以直接用式(9)解释。但对于四发飞机(顺航向从左至右依次为1发、2发、3发和4发),内侧两台发动机(2

发、3发)距客舱比外侧两台发动机(1发、4发)更近(图3),显然,当四台发动机工作在同一状态时,内侧两台发动机在客舱产生的噪声声压幅值高于外侧两台发动机,且各台发动机噪声频率存在差异,不能直接应用式(9)进行叠加计算。

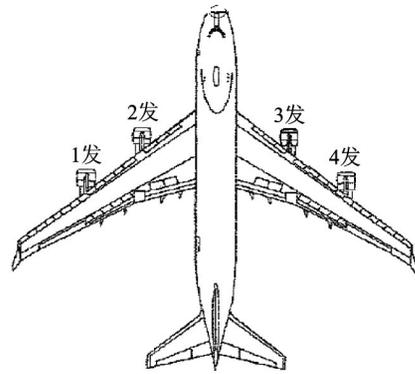


图3 四发飞机发动机布局及命名

Fig. 3 An airplane with four engines

根据声波线性叠加原理,四发噪声的叠加可以任选两台发动机进行两两叠加。本文选择内侧两台发动机和外侧两台发动机先分别叠加,然后再叠加两个和值的方式,即(1发+4发)+(2发+3发)。

#### 3.1 理论基础

计算1,4发噪声和值与2,3发噪声和值的叠加,属于频率相近幅值不同的声波干涉,需应用到形如 $a\cos\alpha + b\cos\beta$ 的三角求和公式。根据矢量的几何原理,有

$$a\cos\alpha + b\cos\beta = \sqrt{a^2 + b^2 + 2ab\cos(\alpha - \beta)} \times \cos\left[\arctan\left(\frac{a\sin\alpha + b\sin\beta}{a\cos\alpha + b\cos\beta}\right)\right] \quad (11)$$

令两列声波分别表达为

$$\begin{cases} p_1 = p_{1a}\cos(\omega_1 t + \theta_1) \\ p_2 = p_{2a}\cos(\omega_2 t + \theta_2) \\ p_{2a} = k \times p_{1a} \end{cases} \quad (12)$$

则 $p = p_1 + p_2 = p_a\cos\varphi$ ,根据式(11),有

$$\begin{cases} p_a = \sqrt{p_{1a}^2 + p_{2a}^2 + 2p_{1a}p_{2a}\cos((\omega_1 - \omega_2)t + (\theta_1 - \theta_2))} \\ \tan\varphi = \frac{p_{1a}\sin(\omega_1 t + \theta_1) + p_{2a}\sin(\omega_2 t + \theta_2)}{p_{1a}\cos(\omega_1 t + \theta_1) + p_{2a}\cos(\omega_2 t + \theta_2)} = \frac{\sin(\omega_1 t + \theta_1) + k\sin(\omega_2 t + \theta_2)}{\cos(\omega_1 t + \theta_1) + k\cos(\omega_2 t + \theta_2)} \end{cases} \quad (13)$$

$$\text{令 } \omega_1 = \frac{\omega_1 + \omega_2}{2} + \frac{\omega_1 - \omega_2}{2}, \omega_2 = \frac{\omega_1 + \omega_2}{2} +$$

$\frac{\omega_2 - \omega_1}{2}$ ,并代入式(13),则有

$$\varphi = \frac{\omega_1 + \omega_2}{2} t + \arctan\left(\frac{A + B}{X - Y}\right) \quad (14)$$

式中:  $X = \cos\left(\frac{\omega_1 - \omega_2}{2} t\right) (\cos\theta_1 + k\cos\theta_2)$

$$\begin{aligned}
 Y &= \sin\left(\frac{\omega_1 - \omega_2}{2}t\right) (\sin\theta_1 - k\sin\theta_2) \\
 A &= \sin\left(\frac{\omega_1 - \omega_2}{2}t\right) (\cos\theta_1 - k\cos\theta_2) \\
 B &= \cos\left(\frac{\omega_1 - \omega_2}{2}t\right) (\sin\theta_1 + k\sin\theta_2) \\
 p &= \sqrt{p_{1a}^2 + p_{2a}^2 + 2p_{1a}p_{2a}\cos((\omega_1 - \omega_2)t + (\theta_1 - \theta_2))} \cdot \\
 &\quad \cos\left\{\frac{\omega_1 + \omega_2}{2}t + \arctan\left[\frac{\tan\left(\frac{\omega_1 - \omega_2}{2}t\right) (\cos\theta_1 - k\cos\theta_2) + (\sin\theta_1 + k\sin\theta_2)}{(\cos\theta_1 + k\cos\theta_2) - \tan\left(\frac{\omega_1 - \omega_2}{2}t\right) (\sin\theta_1 - k\sin\theta_2)}\right]\right\}
 \end{aligned} \tag{15}$$

3.2 拍频抑制原理

式(9)描述了用复数表示的复声压场,这是由于计算的方便。因为声压是可观测的实数量,通常在用式(9)计算后,需取实部得到最终计算结果,所以对式(9)取实部,则有

$$\begin{aligned}
 p &= \sum_{s=1}^K 2p_s \cos\left(sB\frac{\omega_1 - \omega_2}{2}t + \frac{\theta_1 - \theta_2}{2}\right) \times \\
 &\quad \cos\left(sB\frac{\omega_1 + \omega_2}{2}t + \frac{\theta_1 + \theta_2}{2}\right) + O(\epsilon) \tag{16}
 \end{aligned}$$

式(16)是预测两台涡扇发动机在相近工作状态下的风扇噪声等距位置处的叠加声压实量计算式。其中 $p_s$ 随 $s$ 增大逐渐降低,同理,略去 $O(\epsilon)$ ,研究 $K=1$ 时4台发动机拍频噪声叠加求和情况。

$$\begin{aligned}
 p_{1,2,3,4} &= p_{1,4} + p_{2,3} = p\cos\varphi = \\
 &2\sqrt{p_{14,a}^2 + p_{23,a}^2 + 2p_{14,a}p_{23,a}\cos\left[B\left(\frac{\omega_1 + \omega_4}{2} - \frac{\omega_2 + \omega_3}{2}\right)t + \left(\frac{\theta_1 + \theta_4}{2} - \frac{\theta_2 + \theta_3}{2}\right)\right]} \times \\
 &\quad \cos\left\{B\frac{\omega_1 + \omega_4 + \omega_2 + \omega_3}{4}t + \right. \\
 &\quad \left.\arctan\left[\frac{\tan\left(B\frac{\omega_1 + \omega_4}{2}t - B\frac{\omega_2 + \omega_3}{2}t\right)\left(\cos\frac{\theta_1 + \theta_4}{2} - k\cos\frac{\theta_2 + \theta_3}{2}\right) + \left(\sin\frac{\theta_1 + \theta_4}{2} + k\sin\frac{\theta_2 + \theta_3}{2}\right)}{\left(\cos\frac{\theta_1 + \theta_4}{2} + k\cos\frac{\theta_2 + \theta_3}{2}\right) - \tan\left(B\frac{\omega_1 + \omega_4}{2}t - B\frac{\omega_2 + \omega_3}{2}t\right)\left(\sin\frac{\theta_1 + \theta_4}{2} - k\sin\frac{\theta_2 + \theta_3}{2}\right)}\right]\right\}
 \end{aligned} \tag{19}$$

式中: $p_{14,a} = p_{14}\cos\left(B\frac{\omega_1 - \omega_4}{2}t + \frac{\theta_1 - \theta_4}{2}\right)$ , $p_{23,a} = p_{23}\cos\left(B\frac{\omega_2 - \omega_3}{2}t + \frac{\theta_2 - \theta_3}{2}\right)$ ,声压幅值 $p$ 部分包含的拍频项有 $\cos\left(B\frac{\omega_1 - \omega_4}{2}t\right)$ , $\cos\left(B\frac{\omega_2 - \omega_3}{2}t\right)$ , $\cos\left(B\frac{\omega_1 - \omega_4}{2}t\right)\cos\left(B\frac{\omega_2 - \omega_3}{2}t\right)\cos\left[B\left(\frac{\omega_1 + \omega_4}{2} - \frac{\omega_2 + \omega_3}{2}\right)t\right]$ ,相位 $\cos\varphi$ 部分所包含的拍频项为

经分析,式(14)中 $\frac{A+B}{X-Y}$ 项频率为 $\frac{\omega_1 - \omega_2}{2\pi}$ ,与幅值 $p_a$ 的频率相同。频率相近幅值不同两列声波形成的干涉声波 $p$ 虽更为复杂,但拍频频率仍然为 $\frac{\omega_1 - \omega_2}{2\pi}$ ,其声波表达式为

设飞机1,2,3,4发风扇转速分别为 $N_1^1, N_1^2, N_1^3, N_1^4$ ,对应的旋转角速度分别为 $\omega_1, \omega_2, \omega_3, \omega_4$ 。则1,4发噪声和以及2,3发噪声和分别为

$$\begin{aligned}
 p_{1,4} &= 2p_{14}\cos\left(B\frac{\omega_1 - \omega_4}{2}t + \frac{\theta_1 - \theta_4}{2}\right) \times \\
 &\quad \cos\left(B\frac{\omega_1 + \omega_4}{2}t + \frac{\theta_1 + \theta_4}{2}\right) \tag{17}
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 p_{2,3} &= 2p_{23}\cos\left(B\frac{\omega_2 - \omega_3}{2}t + \frac{\theta_2 - \theta_3}{2}\right) \times \\
 &\quad \cos\left(B\frac{\omega_2 + \omega_3}{2}t + \frac{\theta_2 + \theta_3}{2}\right) \tag{18}
 \end{aligned}$$

应用式(15),计算(1发+4发)+(2发+3发)的噪声和

$\tan\left(B\frac{\omega_1 + \omega_4}{2}t - B\frac{\omega_2 + \omega_3}{2}t\right)$ 。为消除拍频,只需满足

$$\begin{cases} \omega_1 - \omega_4 = 0 \\ \omega_2 - \omega_3 = 0 \\ (\omega_1 + \omega_4) - (\omega_2 + \omega_3) = 0 \end{cases} \tag{20}$$

方程组式(20)解为 $\omega_1 = \omega_2 = \omega_3 = \omega_4$ 。所以四发飞机消除拍频的必要条件是4台发动机的风扇转速相同,即 $N_1^1 = N_1^2 = N_1^3 = N_1^4$ 。

对于三发、五发等多发涡扇飞机,通过拍频噪声模型建立,仍然可归结为频率相近幅值不同的离

散单音噪声线性叠加,与四发飞机拍频噪声的推导过程相同,所以可知抑制三发、五发等多发涡扇飞机拍频噪声的方法是使所有发动机风扇物理转速相同。该结论对多发螺旋桨飞机也是适用的,即须所有螺旋桨的物理转速相同。

## 4 拍频抑制工程应用

### 4.1 实现方式

波音和空客飞机公司均已使用拍频抑制技术,包含在其推力管理功能(Thrust management function, TMF)模块内<sup>[26-29]</sup>。图4所示为B787飞机推力管理架构,推力管理功能集成在综合航电模块(Integrated modular avionics, IMA)中。拍频噪声抑制功能通过发动机风扇转速 $N1$ 同步实现,称为 $N1$  trim功能。在B787飞机中, $N1$  trim功能包含在推力管理功能模块的推力电子配平(Electronic trim thrust, ETTS)中。驻留在推力管理模块中的ETTS通过比较左右两台发动机的风扇物理转速,计算风扇转速修正量,通过总线发送给发动机电子控制器(Electronic engine controller, EEC),使得两台发动机转速一致。对于四发飞机实现方式相同,ETTS比较4台发动机风扇物理转速,分别计算每台发动机与基准转速的差值,并分别发送给对应发动机的EEC进行风扇转速同步。

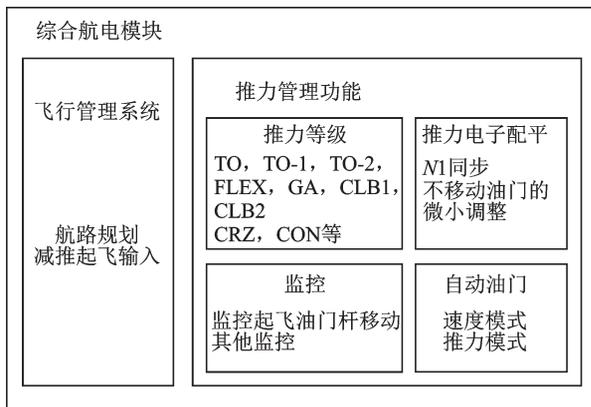


图4 B787飞机推力管理架构

Fig. 4 B787 airplane thrust management frame

### 4.2 控制律设计

根据发动机控制系统的独立性,则飞机系统提供的转速同步修正信号须不干扰发动机的闭环控制,应以指令形式叠加在油门杆对应的 $N1$ 参考目标转速上,形成EEC控制的最终目标转速。计算关系为

$$N1_{\text{command}} = N1_{\text{reference}} + \Delta N1 \quad (21)$$

式中: $N1_{\text{reference}}$ 为由油门杆、环境条件下决定的参考目标转速; $N1_{\text{command}}$ 为在油门给定目标转速基础上

叠加转速同步修正量后发动机控制系统最终的目标控制转速。双发飞机拍频噪声抑制控制律设计见图5。

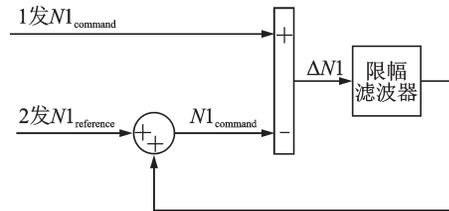


图5 双发飞机拍频抑制控制律设计

Fig. 5 Control law design for restraining twin-engine airplane beating noise

由于油门、温度、压力等传感器的误差,两台发动机EEC计算的 $N1_{\text{reference}}$ 很难保证一样,所以通过 $\Delta N1$ 的转速补偿,可实现EEC最终控制目标转速相同。当两台发动机EEC转速的最终控制目标值相同,则拍频噪声频率会被限制在EEC稳态控制精度内,对于配装CFM56-7B的B737飞机,其拍频噪声可限制在4 Hz以下。

以配装CFM56-7B的B737飞机为研究对象,建立单发风扇离散单音噪声模型,考虑发动机转速实际响应过程,模拟发动机风扇转速不一致,进行拍频噪声建模及控制律仿真验证。

假定初始两台发动机 $N1$ 转速均为81%,并以1发 $N1$ 为基准转速;1 s时刻使2发 $N1$ 转速跳变到82%,模拟拍频现象;1.5 s时刻接通 $N1$ 转速同步控制功能,则2发 $N1$ 转速由82%遵循发动机转子惯性逐渐被控制到81%(见图6),此时拍频频率逐渐减小,直到约5 s后两台发动机转速相同,拍频现象消失。

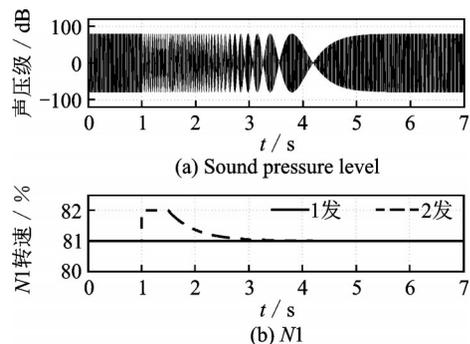


图6 双发飞机 $N1$ 转速差异与拍频噪声抑制仿真

Fig. 6 Twin-engine airplane beating noise restraining simulation with  $N1$  difference

### 4.3 拍频调节范围

一般认为低频噪声范围为200 Hz以下,其中频率在3~50 Hz范围中的低频噪声对人体健康危害较大。人耳可觉察的低频噪声范围为20~

200 Hz。针对拍频在 3, 20, 50, 200 Hz 的噪声分别研究发动机转速调节范围(见表 1)。

表 1 发动机风扇转速修正值与拍频调节量关系

Tab. 1 Relationship between beating modulation and aero-engine fan speed trim value

拍频/Hz	B737/CFM56-7B	某支线客机
	风扇:24片 (转速 5 380 r/min)	风扇:24片 (转速 5 954 r/min)
3	0.14% N1	0.13% N1
20	0.93% N1	0.84% N1
50	2.3% N1	2.1% N1
200	9.3% N1	8.4% N1

表 1 分别计算了双发飞机 B737 和双发某支线客机在不同拍频条件下所对应的两台发动机转速差。由表中数据可知,拍频 3, 20, 50 Hz 所对应的两台发动机转速差均小于 2.5% N1, 拍频 200 Hz 所对应的转速差在 9% N1 左右。

#### (1) 调频上限

显然 200 Hz 对应的转速调节量在约 9% 的风扇转速 N1, 其形成的不对称推力较大, 影响航向飞行及飞机安全性。某支线客机转速同步修正的上限为  $\pm 2.5\% N1$ , 即若飞机系统给出的转速同步修正指令超过  $\pm 2.5\% N1$  阈值, 则 EEC 判断为飞机已不需要转速同步, N1 同步指令设置为 0% N1。

2.5% N1 对应的拍频为 59 Hz, 接近 50 Hz。在低频噪声中, 3~50 Hz 对人体健康的危害占主要部分, 大于 50 Hz 且靠近 50 Hz 的低频噪声显然要比 200 Hz 的低频噪声危害更大, 所以在保证飞机操稳的前提下适当放宽调频范围到 59 Hz, 更有利于降低发动机拍频噪声, 提高空中旅行的舒适性。不同飞机的调频上限需根据所配装发动机型号具体计算确定, 通常建议调频上限不超过  $\pm 2.5\% N1$ 。

#### (2) 调频下限

若以发动机控制的最终目标转速做比较进行调频, 则实际转速差只会在发动机控制的稳态误差之内, 工程上能够实现, 另外驾驶舱实际 N1 转速显示精度为 0.1%, 因此可将调频下限定义为  $\pm 0.1\%$ , 也能减小飞行员所看到的两发转速不一致现象。当两台发动机转速差大于  $\pm 0.1\% N1$  时, 转速同步功能起作用; 当转速差小于  $\pm 0.1\% N1$  时, 设置  $\Delta N1 = 0.0\% N1$ 。

## 5 结 论

本文通过建立拍频噪声分析模型, 利用该模型分别推导双发、四发飞机拍频噪声产生的机理, 提

出了抑制拍频噪声的方法, 并对工程应用进行了分析和控制律设计, 结论如下:

(1) 拍频分析过程不仅适用于配装多台大涵道比涡扇发动机的飞机, 对多螺旋桨飞机也有参考意义。

(2) 对于大涵道比涡扇发动机, 抑制拍频噪声的必要条件是所有发动机风扇物理转速相同;

(3) 风扇转速 N1 同步时, 飞机系统应比较多台发动机的 EEC 控制 N1 目标值, 然后由 EEC 去追踪控制相同的目标转速, 可保证所有发动机的实际转速差在稳态控制精度内, 以消除绝大部分拍频影响;

(4) 转速同步的调频上限建议不超过  $\pm 2.5\% N1$ , 调频下限为  $\pm 0.1\% N1$ 。

#### 参 考 文 献:

- [1] THOMAS M, FRANK P S, SEBASTIAN S, et al. Environmental noise and the cardiovascular system [J]. Journal of the American College of Cardiology, 2018, 71(6): 688-697.
- [2] LASZLO H E, MCROBIE E S, STANSFELD S A, et al. Annoyance and other reaction measures to changes in noise exposure—A review [J]. Science of the Total Environment, 2012, 435/436: 551-562.
- [3] PENNING S, QUEHI J, ROLNY V. Effects of aircraft cabin noise on passenger comfort [J]. Ergonomics, 2012, 55(10): 1252-1265.
- [4] LINDVALL J, VASTFJALL D. The effect of interior aircraft noise on pilot performance [J]. Perceptual and Motor Skills, 2013, 116(2): 472-490.
- [5] WAKEFIELD G H, BULTEMEIER E J, WEST E, et al. Aircraft sound quality for passenger comfort and enhanced product image [J]. The Journal of the Acoustical Society of America, 2005, 118(3): 1920.
- [6] SMITH J T. Aircraft noise [M]. Cambridge: Cambridge University Press, 1989.
- [7] OLEKSANDR Z. Aircraft noise: Assessment, prediction and control [M]. New York: Spon Press, 2011.
- [8] MACARAEG M G. Fundamental investigations of airframe noise [C]//4th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Toulouse, France: AIAA, 1998.
- [9] POWELL C A, PREISSER J S. NASA's subsonic jet transport noise reduction research [EB/OL]. (2018-10-20). [http://icas.org/ICAS\\_ARCHIVE/ICAS2000/PAP-ERS/ICA0391.PDF](http://icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2000/PAP-ERS/ICA0391.PDF).
- [10] HANSEN C, SNYDER S, QIU Xiaojun, et al. Active control of noise and vibration [M]. New York: CRC Press, 2012.
- [11] 马大猷. 噪声与振动控制工程手册 [M]. 北京: 机械

- 工业出版社, 2002.
- MA Dayou. Noise and vibration control engineering manual[M]. Beijing: China Machine Press, 2002.
- [12] 姚起杭, 飞机噪声工程[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1998.
- YAO Qihang. Aircraft noise engineering[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 1998.
- [13] 穆宁. 航空声学[M]. 曹传钧, 译. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1993.
- MUNING A R. Aviation acoustics[M]. Translated by CAO Chuanjun. Beijing: Beihang University Press, 1993.
- [14] BRANDT A. Noise and vibration analysis[M]. Hoboken: John Wiley & Sons, Inc, 2011.
- [15] WANG Tongqing. Some improvements to the model of discrete sound field nearby multi-propeller aircraft[J]. Science in China (Series A), 1995, 38(3): 376-384.
- [16] WILBY J F. Handbook of noise and vibration control[M]. Hoboken: John Wiley & Sons, Inc, 2007.
- [17] NAOKI T, YOSHIYA N. Fan noise prediction using unsteady CFD analysis[C]//8th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference and Exhibit. Colorado, USA: AIAA, 2002.
- [18] CHRISTOPHER K T. On the spectrum of combustion noise[C]//21st AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Dallas, USA: AIAA, 2015.
- [19] SANTOS G, BARBOSA J. Analysis of turbofan empirical noise prediction methods[C]//11th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Monterey, USA: AIAA, 2005.
- [20] 唐狄毅, 李文兰, 乔渭阳. 飞机噪声基础[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1995.
- TANG Diyi, LI Wenlan, QIAO Weiyang. Aircraft noise element[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 1995.
- [21] GOLDSTEIN M E. Aeroacoustics[M]. New York: McGraw-Hill Book Company, Inc, 1976.
- [22] TYLER J M, SOFRIN T G. Axial flow compressor noise studies[J]. SAE Transaction, 1962, 70: 309-332.
- [23] HEIDMANN M F, DIETRICH D A. Effects of simulated flight on fan noise suppression[C]//4th Aeroacoustics Conference. Atlanta, USA: AIAA, 1977.
- [24] GANZ U W. Analytical investigation of fan tone noise due to ingested atmospheric turbulence: NASA-CR-3302[R]. USA: NASA, 1980.
- [25] 张强. 气动声学基础[M]. 北京: 国防工业出版社, 2012.
- ZHANG Qiang. Aeroacoustics element[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2012.
- [26] 孙鹏, 刘超, 柯劼. 大型飞机推力管理功能研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2012(3): 18-21.
- SUN Peng, LIU Chao, KE Jie. Civil aircraft thrust management function research[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2012(3): 18-21.
- [27] 柯劼. 先进民机综合飞-推管理功能设计及分析[J]. 软件导刊, 2012, 11(4): 59-61.
- KE Jie. Design and analysis of integrated flight and push management function for advanced civil aircraft[J]. Software Guide, 2012, 11(4): 59-61.
- [28] DIESINGER A L. Systems of commercial turbofan engines[M]. Hamburg, Germany: Springer, 2008.
- [29] HALE F J. Introduction to aircraft performance, selection and design[M]. Hoboken: John Wiley & Sons, Inc, 1984.

(编辑: 孙静)