

战斗机座舱内气动噪声分析

韦毅, 斯仁, 贾楠非, 伍国卿

(中航工业成都飞机设计研究所, 成都 610091)

摘要: **目的** 降低座舱气动噪声提供分析方法及数据。**方法** 以某型机的座舱为研究对象, 利用 CFD 流场分析方法对某型机的座舱外表面瞬态压力场进行分析和提取, 作为舱内声场分析的外部激励, 利用声学边界元方法计算得到座舱内部声场分布和声压大小, 以及结构参数与舱内噪声的关系。**结果** 某型机舱内声场的声压在 500 Hz 以下的低频段最大, 且声压随频率的增加而降低, 在 2500 Hz 以后趋于平缓, 座舱内飞行员头部位置最大声压 112 dB。后舱飞行员右耳位置声压, 多数情况下大于前舱飞行员头部声压。**结论** 分析结果表明, 某型机后舱透明件的外表面受固定的空中受油管导致的湍流和进气道内的脉动压力, 是座舱内噪声的主要来源。要降低舱内噪声, 除了优化外形设计外, 通过声传递向量分析, 有目的地对结构参数进行调整, 是一个较好的解决方案。

关键词: 战斗机座舱; 气动噪声; 气动声源; 声学边界元

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2018.09.010

中图分类号: TJ85

文献标识码: A

文章编号: 1672-9242(2018)09-0048-06

Aero-acoustic Analysis on Fighter Cockpit

WEI Yi, SI Ren, JIA Nan-fei, WU Guo-qing

(AVIC Chengdu Aircraft Design & Research Institute, Chengdu 610091, China)

ABSTRACT: **Objective** To provide approach and data to reduce the aero-acoustic noise in cockpit. **Methods** The cockpit of a certain aircraft was taken as the object of study. Firstly, based on the CFD method, the fore-body surface transient pressure field was obtained and dealt as the aero-acoustic external excitation. Then, the cockpit interior sound field, sound pressure, and the relationship between structure parameters and noise in cockpit were obtained with the approach of acoustic boundary element. **Results** The sound field of fighter cockpit cabin showed that the largest acoustic pressure appeared in frequency range lower than 500 Hz, and the acoustic pressure decreased with the increase of frequency. Change of acoustic pressure trended to flat when the frequency was higher than 2500 Hz. The maximum acoustic pressure at the head of pilot in the cockpit was 112 dB. In majority cases, the acoustic pressure at the right ear of pilot in the back cockpit was larger than that at the head of pilot in the front cockpit. **Conclusion** The results show that, the turbulence caused by refueling pipe fixed on forebody and the fluctuating pressure from inlet are the main noise sources in the cockpit. To reduce the noise in cockpit, apart from optimizing the shape design, adjusting the structural parameters based on analysis of acoustic transfer vector is also an effective choice.

KEY WORDS: fighter cockpit, aero-acoustic noise, aero-acoustic source, acoustic boundary element

随着飞机性能的不断提高, 研发人员的关注点逐渐转移到乘员环境上, 舱内噪声问题也日渐突出。对于民航客机而言, 客舱内的噪声影响乘坐舒适性, 同

时舱内噪声也是适航要求的重要指标。对于军用飞机而言, 噪声影响的是飞机性能和飞行员的作战效能, 除了影响机载设备正常工作外, 较强的噪声对飞行员

的生理和心理都会产生严重的影响。

气动噪声是座舱噪声的一个主要来源。对于飞机座舱内的气动噪声,飞机表面湍流是主要噪声源。由于空气存在粘滞性,在飞机高速飞行时,飞机表面通过的气流在贴近表面很小距离的范围内形成湍流附面层。即使看起来稳定的流场,在附面层内的湍流也是处于不断地成形、衰减、摇摆的状态中,由此在飞机表面形成脉动压力场。该脉动压力在远场产生宽频带的噪声,同时也是舱内噪声的一个主要声源。大多军用飞机表面有许多突出物,如空中受油管、各种天线、设备冷却空气进气口等,使得表面流场更为复杂,加重了气动噪声。如法国的幻影战斗机,在加装固定式受油管后,座舱噪声较原状态增加了 3 dB^[1]。某型国产飞机,未加装空中受油管时座舱内的最大噪声在 110 dB 左右,在加装空中受油管后,座舱内最大噪声值增加了 13 dB,而机身外噪声已超过了人耳痛阈 140 dB^[2-3]。很明显对于加装了固定式空中受油管的战斗机,由于其诱导的脉动压力场,使受油管和其他外挂物、表面突出物一样,成为了一个机体噪声源^[4-5]。

由脉动压力场所造成的气动噪声场,是一种在空间上非均匀分布、在时间上随机散布、具备宽频频率分量的高声强声场。该声场在向周围介质辐射噪声的同时,另一方面作为随机激励源激发飞行器的壁面,从而在飞行器的外部与内部会产生结构噪声,声场和结构的耦合作用,在舱内产生高声压级的声场,严重恶化了飞行员的动力学环境。文中以某型战斗机的座舱为例,采用流体分析方法分析座舱的外流场,并提取表面脉动压力对舱内声场进行分析,研究座舱气动噪声大小和声场分布,为座舱减振降噪设计提供分析方法及数据,为飞机结构和系统设计提供参考。

1 座舱内气动噪声分析方法

由于文中只考虑座舱内声场,不考虑向舱外的传播,为减少运算规模,采用声学边界元法对舱内声场进行仿真分析。座舱内气动噪声分析与其他噪声分析不同之处在于需要座舱外表面的脉动压力作为声源激励,因此需要对座舱外部流场进行分析,并从中提取气动声源,然后才能带入座舱噪声分析模型中进行声场分析。座舱内气动噪声分析的简要流程如图 1 所示。

1.1 声场分析的边界元方法

声场分析中声学边界元法的思路是在求解声场空间中任意一点的声压时,利用格林公式,将对该点的体积分转换成声场边界表面的面积分^[6-7]。对于封闭声场中的任意一点的声压,表达式为:

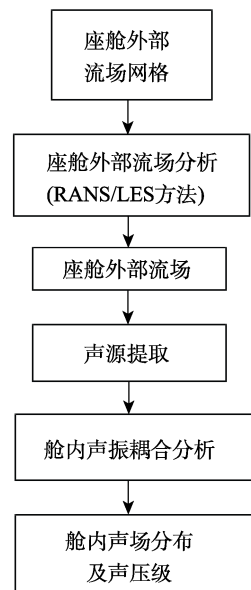


图 1 座舱内气动噪声分析流程

$$p(\vec{r}) = \int_{\Omega_a} \left(p(\vec{r}_a) \cdot \frac{\partial G(\vec{r}, \vec{r}_a)}{\partial n} + j\rho_0 \omega G(\vec{r}, \vec{r}_a) \cdot \vec{v}_n(\vec{r}_a) \right) \cdot d\Omega(\vec{r}) \quad (1)$$

该式表明,声场中不在边界上的任意一点,其声压由声场中压力贡献量和边界表面的速度贡献量构成。式中法向 n 从封闭表面 Ω 指向声场空间 V 的内部, $\vec{r}_a$ 为声场内已知点,格林函数 $G(\vec{r}, \vec{r}_a)$ 在声场外满足:

$$\nabla^2 G(\vec{r}, \vec{r}_a) + k^2 G(\vec{r}, \vec{r}_a) = 0, \vec{r} \notin V, \vec{r}_a \in V \quad (2)$$

对已知点 $\vec{r}_a$, 同时满足声波的 Helmholtz 方程:

$$\nabla^2 p(\vec{r}_a) + k^2 p(\vec{r}_a) = 0, \vec{r}_a \in V \quad (3)$$

以上各式中 k 的定义为波数, $k = \omega/c = 2\pi f/c$; ω 为角频率, $\omega = 2\pi f$ 。

边界 Ω 的离散化是采用边界元法进行分析的首要步骤,通过单元形函数 N_i^e 的形式,利用节点上的声压 a_{pi} 及其法向振动速度 a_{vi} , 描述边界上每个离散单元 Ω_{ac} 内部的声压:

$$p(\vec{r}_a) = \sum_{i=1}^{n_e} N_i^e(\vec{r}_a) a_{pi}, \vec{r}_a \in \Omega_{ac} \quad (4)$$

$$\vec{v}_n(\vec{r}_a) = \sum_{i=1}^{n_e} N_i^e(\vec{r}_a) a_{vi}, \vec{r}_a \in \Omega_{ac} \quad (5)$$

推广到整个声场,将边界上的声压 $\{p_i\}$ 和法向振动速度 $\{v_{ni}\}$ 在声场表面积分,即可通过边界上的声场参数与声场内部点的声场参数之间关系,得到声场内部不在边界上的点 $\vec{r}$ 处的声压,以向量方程形式表示为:

$$p(\vec{r}) = \{C_i\}^T \{p_i\} + \{D_i\}^T \{v_{ni}\}, \vec{r} \notin V, \vec{r}_a \notin \Omega_a \quad (6)$$

式中: 系数矩阵向量 $\{C_i\}$ 和 $\{D_i\}$ 的元素分别为:

$$C_i = \int_{\Omega_a} \left(N_i(\vec{r}_a) \cdot \frac{\partial G(\vec{r}, \vec{r}_a)}{\partial n} \right) \cdot d\Omega(\vec{r}_a) \quad (7)$$

$$D_i = j\rho_0\omega \int_{\Omega_a} \left(N_i(\vec{r}_a) \cdot G(\vec{r}, \vec{r}_a) \right) \cdot d\Omega(\vec{r}_a) \quad (8)$$

根据式(6)以及表面脉动压力, 可以求解得到内部声场分布。

1.2 座舱外流场分析方法

座舱外表面声源激励通过外部流场分析得到。文中采用 DES 混合方法 (RANS/LES) 进行流场分析, 即采用 LES 方法预测复杂流场中的大分离流动而在壁面边界层内部采用 RANS 方法以节省计算网格。

流场中的量 u 由时间平均量和脉动量两部分组成。

$$u = \bar{u} + u' \quad (9)$$

代入 $N-S$ 方程中, 经整理得到雷诺方程:

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \bar{u}_j \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \bar{f}_i + \nu \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i x_j} - \frac{\partial \overline{u_i u_j}}{\partial x_i x_j} \quad (10)$$

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} = 0 \quad (11)$$

而 LES 方法得到的大尺度 $N-S$ 方程为:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \bar{u}_j \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} = & -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \bar{f}_i + \\ & \nu \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i x_j} - \frac{\partial (\bar{u}_i \bar{u}_j - \overline{u_i u_j})}{\partial x_j} \end{aligned} \quad (12)$$

式(12)从结构形式上类似于雷诺平均方程, 区别在于方程右边第三项, 对 $\tau_{ij} = (\bar{u}_i \bar{u}_j - \overline{u_i u_j})$ 称之为亚格子 (SGS) 应力项, 这一项也造成了控制方程无法封闭。LES 方法求解流场的过程, 同样是建立模型封闭方程的过程^[8-10]。

对比式(10)和式(12), 可以发现, 方程的大部分结构是一样的, 区别在于方程最右端的一项, 把这一项统一写法, 用 $\partial \tau_{ij} / \partial x_j$ 表示。在 RANS 方法中 τ_{ij} 代表的是雷诺应力张量, 在 LES 方法中 τ_{ij} 代表的是亚格子应力张量。通过方程的统一, 把 RANS 方法和 LES 方法结合起来, 这就是 DES 方法即混合 LES/RANS 方法的求解思路。

2 座舱外部流场分析

利用 Fluent 流体分析软件, 对某型机的前机身附

近流场进行了计算。首先计算得到飞机表面的稳态流场, 然后在此基础上打开非定常项, 启动求解瞬态流场, 得到机体表面的脉动压力。

流场分析采用的 CFD 计算域模型及边界条件, 如图 2 所示。机身壁面包括了带空中受油管的前机身及进气道外表面、进气道内表面, 忽略掉机身表面的蒙皮阶差、冲压口、外露天线、风标等, 以及风挡与舱盖之间对接缝隙, 降低模型复杂度同时能保证计算结果满足需求。计算网格如图 3 所示。

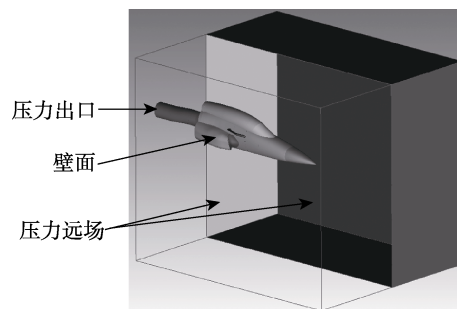


图 2 CFD 计算域模型及边界条件

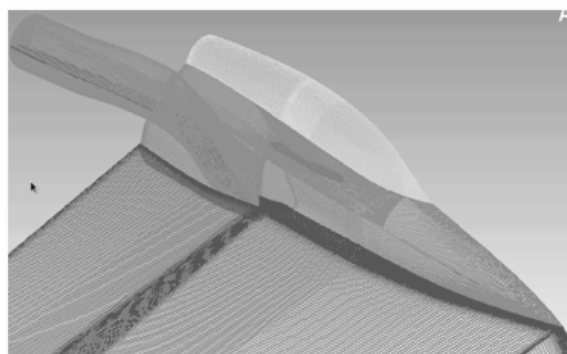


图 3 CFD 计算网格

在流场分析计算的同时输出机身表面的脉动压力, 需要启动气动声学选项, 在该选项下选择所有的机身固体壁面作为声源面, 并将声源项以 CGNS 格式输出。计算气动噪声, 在用 CFD 进行流场分析并进行噪声源提取时, 应获取较宽的频带范围, 按 $\text{step} = 1/(2f)$ 计算, 选取时间步长为 $1 \times 10^{-4} \text{ s}$ (可记录 5000 Hz 以下的频率成分)。计算得到前机身外表面流场如图 4 所示。

将座舱外表面随时间变化的瞬态压力场作傅里叶变换, 得到频域内的压力场分布, 并插值到前机身声场分析模型上, 如图 5 所示。可以看出, 频域空间内的压力场以压力的相对值或者以振幅值形式呈现, 反映了流场的频率特性, 同时也更直观地显示出紊流的影响范围。至此, 完成将瞬态流场分析得到的脉动压力载荷导入到声场分析模型的过程, 即完成了座舱气动噪声的外部声源激励的定义。

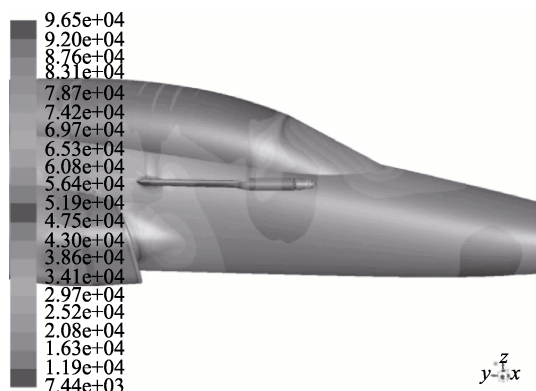


图 4 外部流场计算结果 (表面静压)

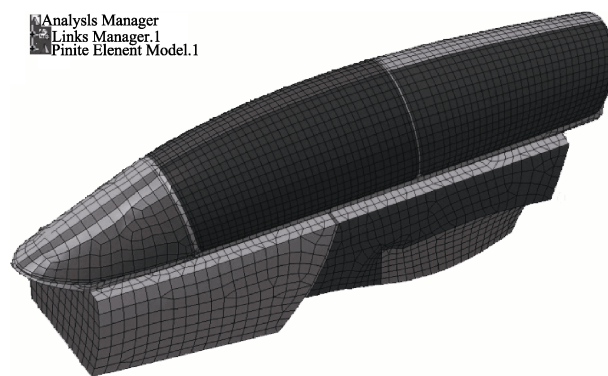
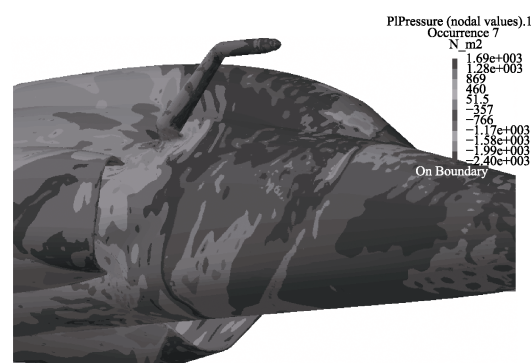


图 6 声学网格模型



a 66 Hz



b 200 Hz

图 5 飞机表面瞬态流场的相对压力在频域内显示结果

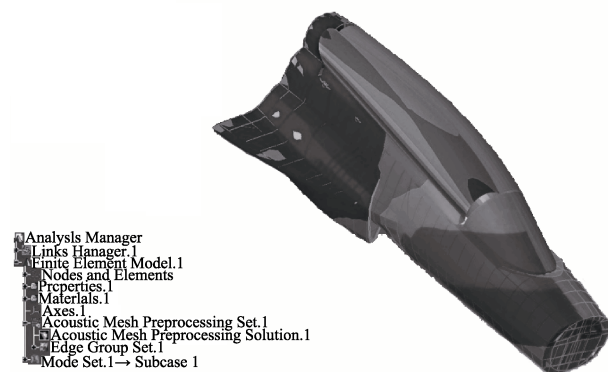


图 7 声振耦合网格模型

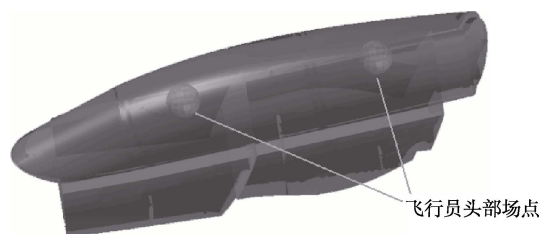


图 8 座舱内声场中场点的设置

3 座舱外部流场分析座舱内气动噪声分析

气动噪声分析的模型在结构有限元分析的基础上建立, 机身的有限元模型以四边形和三角形板单元为主, 座舱盖为水泡式座舱盖, 与机身通过锁系统和收放作动筒与机身相连。进行声场分析时, 首先依次将有限元网格模型读入 LMS.Acoustic 声学分析软件, 根据需要将网格分别设置为结构网格或声学网格, 并组合成声振耦合模型, 如图 6 和图 7 所示。在声场中设置两处场点网格, 分别位于前后座舱飞行员头部所在位置, 如图 8 所示。

以前机身外表面以脉动压力作为边界条件, 进行声场分析, 之后对飞行员头部位置的场点进行声场中的场点响应分析, 即可获得耳部噪声。根据计算得到座舱内声场分布结果如图 9 所示。从舱内声场的分布云图来看, 空中收油管之后的后舱透明件表面声压明显高于其他位置, 这也充分表明了受油管造成的后舱盖表面湍流对声场的作用。另外一个噪声较强的位置是后舱座椅右侧的内蒙皮, 由于空间有限, 后舱座椅位于两个进气道之间, 侧壁的蒙皮同时也作为进气道蒙皮。由此可以看出, 进气道内的脉动压力也是机体的一个主要噪声来源。

在声场分析结果基础上, 对飞行员头部进行场点响应分析结果如图 10 和图 11 所示。从分析结果可以看出, 舱内声场的声压随频率的增加而降低, 座舱内飞行员头部位置最大声压为 112 dB。根据座舱内声场对称面上的声压分布结果, 在多数情况下后舱飞行员

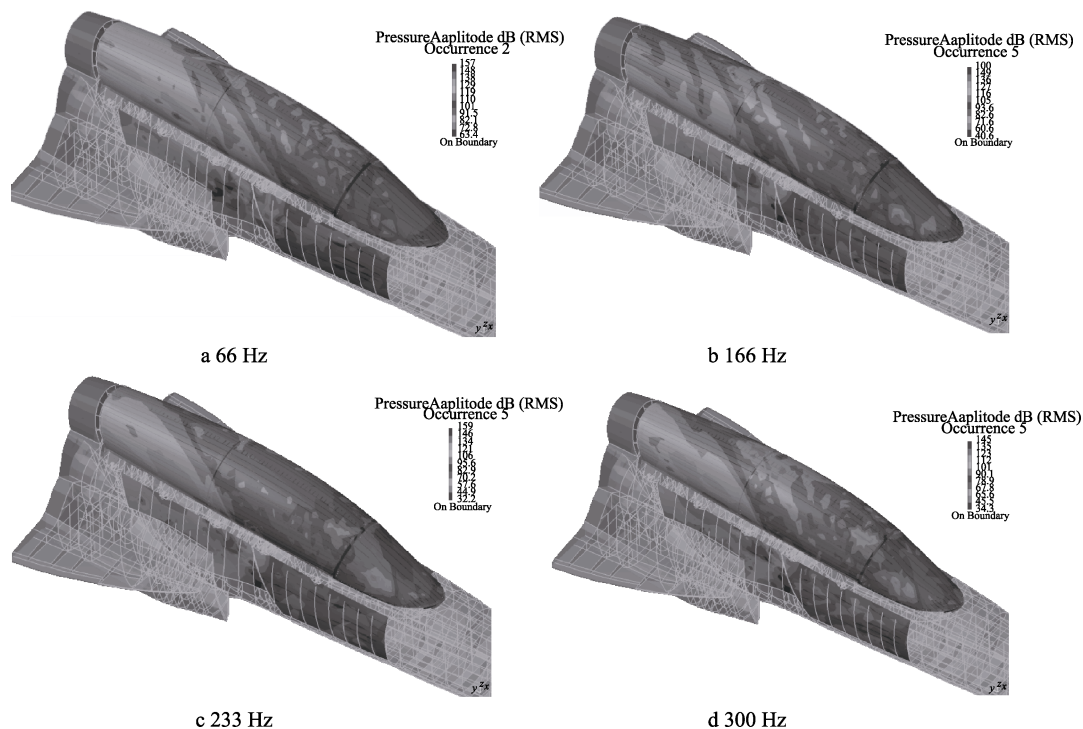


图9 座舱内声场的声压分布

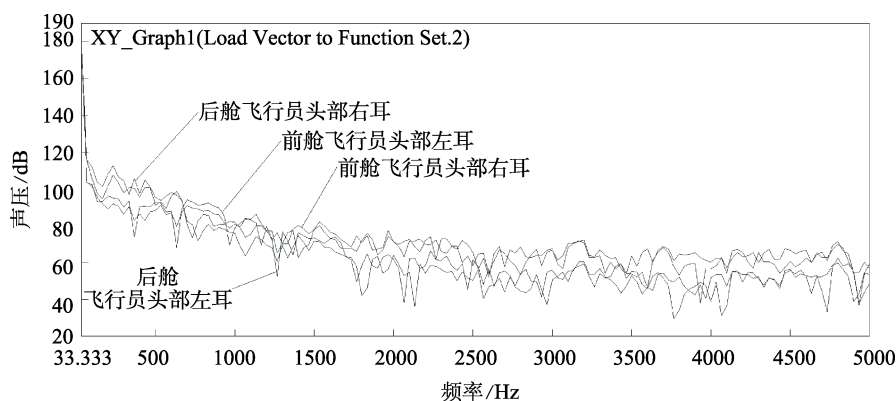


图10 头部声压随频率的变化

右耳位置声压,多数情况下大于前舱飞行员头部声压,这是后舱处在空中收油管影响区域的缘故。

考察机身表面蒙皮等板块对舱内噪声的贡献,可以利用 LMS.Acoustic 声学分析软件的声学传递向量分析功能。声学传递向量 (Acoustic Transfer Vector, ATV) 是系统的一个固有属性,是结构法向振动速度与场点声压之间的一种线性关系。声学传递向量可以在结构振动速度与所求解场点的声压之间建立对应关系,即将各单元在指定场点处的声压贡献之和表示为该点声压。根据 ATV 分析结果发现,266 Hz 时的声学传递向量分布 (图 12) 与机身结构第 10 阶声模态相近,而后舱右侧下部蒙皮正好也是进气道蒙皮。说明座舱气动噪声的主要来源不仅是座舱盖表面的脉动压力,对于某型机这样舱内蒙皮同时也用作进气

道蒙皮而没有阻隔措施的,进气道内的压力脉动也是一个主要噪声来源。

4 结语

针对某型机的座舱,在计算得到飞机外表面瞬态流场的基础上,文中利用声学分析软件对舱内声场进行了计算分析。飞机外表面瞬态流场分析是气动噪声分析的基础,而结合气动载荷对座舱内声场进行的分析,也反映了机身表面紊流的作用情况,而通过分析也发现进气道内的脉动压力也是一个主要的噪声源。

通过声场分析和声学传递向量分析,可以为优化结构声学性能提供有力工具,以降低舱内噪声为目的对结构参数进行调整,进行优化设计。

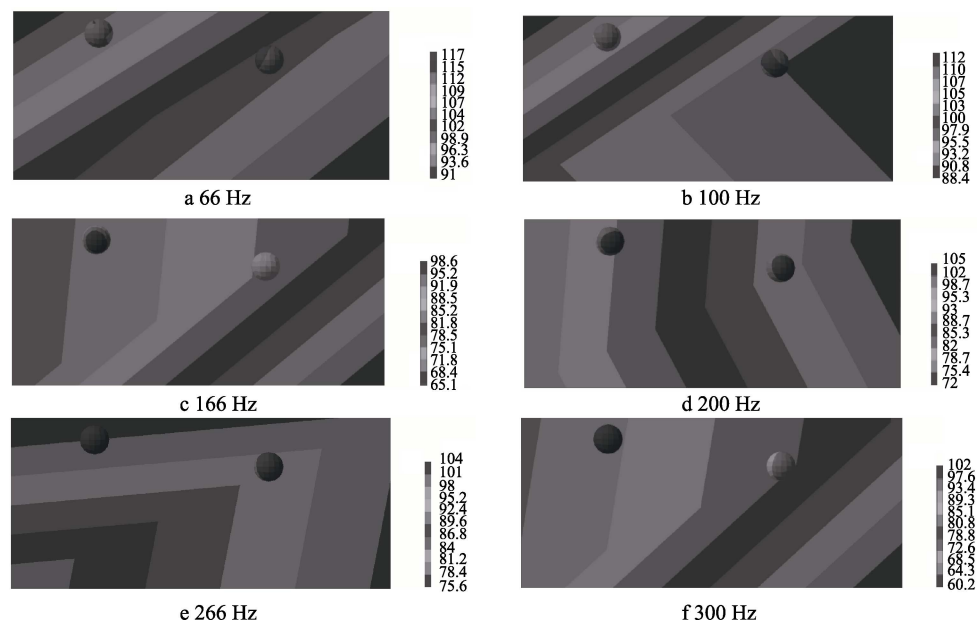


图 11 声场对称面及头部声压分布

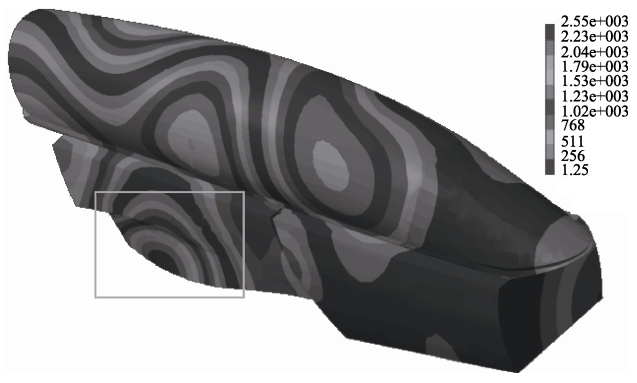


图 12 对于飞行员右侧耳部声学传递向量分布

参考文献：

[1] 罗乖林, 王宇. 空中受油管尾流特性研究[J]. 空气动力学学报, 2002, 20(3): 367-372.

[2] 罗乖林, 王宇, 王晋军. 空中受油装置降噪研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2003, 29(2): 95-98.

[3] 王毅刚, 黄文超. 受油机受油杆气动噪声辐射特性研究[J]. 结构强度研究(季刊), 2002, 24(3): 36-39.

[4] 张野平, 段卓毅, 侯银珠. 非线性声学求解在受油管噪声预测中的应用[J]. 航空科学技术, 2015, 26(9): 74-78.

[5] 刘建付. 空中受油装置噪声研究. 学位论文[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2006.

[6] 马大猷. 现代声学理论基础[M]. 北京: 科学出版社, 2004.

[7] 王元淳. 边界元法基础[M]. 上海: 交通大学出版社, 1988.

[8] 张兆顺, 崔桂香, 许春晓. 湍流大涡数值模拟的理论和应用[M]. 北京: 清华大学出版社, 2008.

[9] SPALART P R, JOU W H, STRELETS M, et al. Comments on the Feasibility of LES for Wings and on a Hybrid RANS/LES Approach[C]// Advances in DNS/LES. Columbus, [s.n.]1997.

[10] Travin A, Shur M, Strelets M. Physical and Numerical Upgrades in the Detached-eddy Simulation of Complex Turbulent Flows[C]//The 412th Euromech Colloquium on LES and Complex Transitional and Turbulent Flows. Munich, Germany,[s.n.] 2000.