

引用格式: 齐龙舟, 冯和英, 彭叶辉, 等. 舰载机发动机冲击射流温度场及噪声特性分析[J]. 中国舰船研究, 2021, 16(3): 17-23.

QI L Z, FENG H Y, PENG Y H, et al. Analysis of temperature field and noise characteristics of impinging jet of carrier-based aircraft engine[J]. Chinese Journal of Ship Research, 2021, 16(3): 17-23.

舰载机发动机冲击射流温度场及噪声特性分析



扫码阅读全文

齐龙舟¹, 冯和英¹, 彭叶辉², 赵鲲³

1 湖南科技大学 机械健康维护湖南省重点实验室, 湖南 湘潭 411201

2 湖南科技大学 数学与计算科学学院, 湖南 湘潭 411201

3 中国空气动力研究与发展中心 气动噪声控制重点实验室, 四川 绵阳 621000

摘要: [目的] 偏转角对偏流板附近温度分布及辐射噪声大小的影响较大, 适当的偏转角可以扩大舰载机周围安全区域范围。[方法] 分析某型发动机尾喷管在全加力状态下, 不同偏转角($\beta=35^\circ, 45^\circ, 55^\circ$)及不同监测距离($S=20D, 30D, 50D, 80D$)下偏流板附近的流场、温度场及声场特性。利用大涡模拟(LES)和声类比方法建立超声速射流冲击斜板计算模型, 然后通过实验数据验证模型的正确性。[结果] 结果显示, 偏转角可改变温度场的分布, 在 $\beta=45^\circ$ 时偏流板导流效果较好, 板后人员及设备能得到最有效的保护, 且偏流板逆流侧高温回流对舰载机后机轮基本无影响; 偏转角对远场辐射噪声的影响较大, 在 $S=40D$ 时总声压级随偏转角的增大而增大, $\beta=35^\circ$ 时影响舰员正常工作的噪声辐射范围最小。[结论] 研究表明, 虽然在 $\beta=45^\circ$ 时偏流板附近的舰员及设备所受的高温及噪声威胁最小, 但为保证舰员在任何角度下都能正常工作, 还是需要与尾喷管保持 $80D$ 以上的距离。

关键词: 舰载机; 尾喷管; 偏流板; 射流冲击斜板; 噪声特性

中图分类号: U674.771

文献标志码: A

DOI: 10.19693/j.issn.1673-3185.02063

Analysis of temperature field and noise characteristics of impinging jet of carrier-based aircraft engine

QI Longzhou¹, FENG Heying¹, PENG Yehui², ZHAO Kun³

1 Hunan Provincial Key Laboratory of Mechanical Equipment Health Maintenance, Hunan University of Science and Technology, Xiangtan 411201, China

2 School of Mathematics and Computational Science, Hunan University of Science and Technology, Xiangtan 411201, China

3 Key Laboratory of Pneumatic Noise Control, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China

Abstract: [Objectives] As the deflection angle has great influence on temperature and noise radiation near the deflector of the impinging jet of a carrier-based aircraft, determining an appropriate deflection angle can expand the safe area around the aircraft. [Methods] This paper analyzes the flow field, temperature field and sound field characteristics near the deflector of a certain type of engine tail nozzle in full afterburner conditions under different deflection angles ($\beta=35^\circ, 45^\circ, 55^\circ$) and different monitoring distances ($S=20D, 30D, 50D, 80D$). Using large eddy simulation (LES) and acoustic analogy methods, a calculation model of a supersonic jet impinging on an inclined plate is established, and the correctness of the model verified by experimental data. [Results] The deflection angle changes the distribution of the temperature field. When $\beta=45^\circ$, the deflector has a better effect, personnel and equipment behind the deflector can be protected most effectively, and the high-temperature reflux on the countercurrent side of the deflector will affect the carrier aircraft. The rear wheel basically has no effect. The deflection angle also has great influence on far-field radiated noise. When noise monitoring distance $S=40D$, the total sound pressure level increases with the increase of the deflection angle. When $\beta=35^\circ$, the noise radiation range affecting the normal work of personnel is at its smallest. [Conclusions] In general, when $\beta=45^\circ$, personnel and equipment near the deflector suffer the least high temperature and noise threat. Even so, in order to ensure that the ground crew can work normally at any angle, the tail nozzle should be kept above $80D$.

Key words: carrier aircrafts; tail nozzle; deflector; jet impact slant plate; noise characteristics

收稿日期: 2020-08-08 修回日期: 2020-11-27 网络首发时间: 2021-04-23 10:56

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(51875194); 湖南省自然科学基金资助项目(2020JJ4306)

作者简介: 齐龙舟, 男, 1999年生, 硕士生。研究方向: 射流冲击噪声。E-mail: 1287211457@qq.com

冯和英, 女, 1983年生, 博士, 副教授。研究方向: 气动噪声控制。E-mail: fengheyings@hnust.edu.cn

*通信作者: 冯和英

0 引言

舰载机起飞时,尾喷管喷出的高速、高温射流会严重影响其附近区域的人员和设备,因此,航母甲板上通常设有偏流板用来改变高温气流的方向,以达到保护人员及设备安全的目的。

由于尾喷管射流速度可达到音速甚至是超音速,致使偏流板冲击噪声最高可达 140 dB 以上^[1],这不仅增加了周围环境的噪声污染,严重威胁长时间、近距离工作人员(声压级在 90 dB 以上将影响人的听觉)的身心健康,而且还会导致飞行器机体结构的疲劳损伤,降低飞行器的安全性能和使用寿命。2010年,美国政府给听力受损的航母甲板上工作人员支付了高达 14 亿美元的补贴,其中还不包括治疗费用^[2]。可见,偏流板的设计对舰载机周围环境及飞行器的安全影响重大。

在舰载机偏流板设计研究领域,人们很早就开始关注偏流板附近流场及温度场对周围环境与偏流板性能的影响。何庆林等^[3]以国外某型舰载机和喷气偏流板为研究对象,从理论上证明了该喷气偏流板的设计方案能够满足舰载机起飞的需求。赵留平^[4]分析了发动机喷流冲击偏流板的流场特性,得到了尾流场流动特性随偏流板角度的变化规律。郭涛^[5]研究了偏流板对航母飞行甲板、舰载人员以及周围环境的影响,并基于偏流板性能的计算结果分析了偏流板的安全性及设计要求。马彩东等^[6]探究了不同偏转角对偏流板周围流场的影响,结果显示当偏转角 $\beta=30^\circ$ 时,尾喷管喷出的部分高温燃气经偏流板导流向偏流板后方的流动对板后设备产生了影响;当 $\beta=60^\circ$ 时,高温燃气回流对偏流板前的设备产生了影响。因此,现役航母舰载机起飞时偏流板的偏转角皆在 $30^\circ\sim 60^\circ$ 之间。

上述研究主要是围绕流动与热辐射问题对偏流板进行安全性设计,近年来,研究人员开始逐渐关注舰载机的噪声辐射问题。谢军龙等^[7]采用大涡模拟(LES)结合FW-H声类比方法,研究了低速冲击射流和非定常周期速度冲击射流的气动声场,并利用实验数据检测了低速射流冲击斜板声学模拟方法的适用性。黄河源等^[8]从流场出发,通过涡声原理分析了流动噪声的产生机理。高速冲击射流气动声场研究的关注热点主要集中在自由射流噪声和冲击大平板噪声^[9]上。Dauplain等^[10]利用LES方法成功捕获了超音速平板冲击射流中的激波结构和内外剪切层中不同尺度的涡结构,模拟结果表明,环形激波的产生和消失是

由马赫盘、斜激波、内剪切层涡和冲击平板共同作用引起的。Martin等^[11]围绕高速射流冲击大平板的噪声指向性进行了实验分析,实验结果表明,射流冲击噪声指向性具有方向性,当监测角为 45° 时噪声最小,在噪声源中捕捉到了较为典型的四极子声源特性。

综上所述,在舰载机起飞背景下,偏流板偏转角度的设计关系到舰载机及其周围环境的安全性。为此,本文将基于某型发动机尾喷管的形状尺寸,采用LES结合FW-H声类比方法建立超音速射流冲击斜板声流场计算模型,研究不同偏转角($\beta=35^\circ, 45^\circ, 55^\circ$)对尾喷管出口流场、温度场、声场特性的影响,探索导流效果好、远场噪声小、安全区域大的最佳偏转角度。

1 数值模型

1.1 物理建模及网格划分

本文所研究的喷管为收缩扩张型圆口喷管,喷管入口直径为 120 mm,出口直径 $D=100$ mm,收缩段长度为 27 mm,扩张段为 38 mm。以喷管出口直径 D 为长度基准,使用Pro/E软件建立物理模型,计算域如图1所示。坐标原点位于喷管入口圆心,计算域宽度 x 和高度 y 均为 $15D$,长度 z 为 $30D$,冲击距离 $X=8D$,偏流板宽度为 $9D$ 、高度为 $5D$,偏转角 β 为偏流板中心法线与地面的夹角,声积分面宽度和高度均为 $L=12D$,长度 $H=15D$ 。

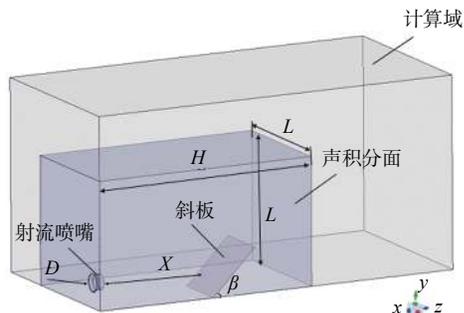


图1 物理模型及计算域

Fig. 1 Physical model and computational domain

采用ICEM软件对模型进行结构化网格划分。因偏流板相对于计算域的尺寸来说是一个微小量,故将偏流板简化为一无厚度的面。喷嘴内外壁面附近、偏流板壁面附近、喷嘴到斜板间的区域以及声源面内部都需要采用局部网格进行加密。在壁面附近,第1层网格厚度为0.1 mm,整体网格质量在0.65以上。

1.2 相关参数设置

采用LES结合FW-H声类比方法建立超音速

射流冲击斜板声流场计算模型。数值计算采用 Fluent 软件。由于喷射速度超过了音速,故其气体状态为可压缩流体,密度选用理想气体模型。将喷管进口设为压力进口边界条件,输入总压为 260 000 Pa,总温为 2 030 K,静压为 258 000 Pa。喷管内外壁面、偏流板壁面和底面均设置为无滑移固壁边界条件。计算域的对称面设置为对称面边界条件,其余为压力出口边界条件,压力和温度均为环境压力和温度,分别为 101 325 Pa 和 300 K。

稳态计算采用基于密度的求解器,耦合求解矢量形式的控制方程组;计算格式采用 AUSM 的 通量差分分裂格式,离散格式采用二阶迎风格式。稳态计算中,湍流模型选用 RNG $k-\epsilon$ 湍流模型,该模型为高雷诺数模型,认为各项残差小于 10^{-4} 时计算收敛。将稳态计算结果作为初场,开始非稳态数值计算。非稳态计算湍流模型选用 LES,亚格子模型选用 WALE 模型,动量方程的离散方式采用 Second Order Upwind 格式,为提高计算精度,时间步长设置为 2.5×10^{-5} s。

声场计算采用 FW-H 声类比模型,通过快速傅里叶变换,可以获得各个监测点处声压级。远场噪声监测点的分布如图 2(图中, Z 为远场噪声监测平面高度, S 为监测距离)所示,每隔 10° 设置 1 个监测点,监测点距离喷嘴出口轴心 20 m,围绕喷嘴出口轴心 $1/4$ 圆共设置 10 个监测点。声场频率为 20 Hz~10 kHz,参考声压为 2×10^{-5} Pa。根据确定的边界条件和计算参数,对不同偏转角条

件下冲击射流的流场与气动声场进行数值计算。

1.3 网格无关性验证

射流速度是影响冲击射流流场的一个重要参数,且对网格数较为敏感,因此,选择射流速度随网格数的变化进行网格无关性考核较为合适。图 3 示出了测点 C 和测点 D 处流动速度 v 随网格数的变化关系,计算选取的网格规模分别为 216 万、253 万、295 万和 349 万。由图 3 可知,网格数为 349 万和 295 万时的轴向和纵向速度基本一致,说明自由射流段(轴向)和壁面射流段(纵向)的流场均趋于稳定,295 万网格数足以获得较为准确的计算结果。为安全起见,最终网格总数定为 318 万。

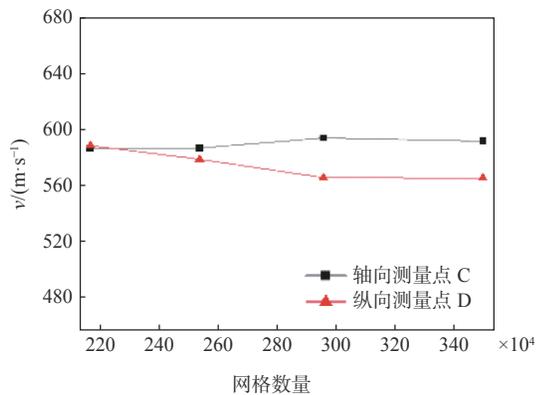


图 3 不同监测点处流动速度随网格总数的变化
Fig. 3 Variation of flow velocity at different monitoring points with the total number of grids

1.4 模型有效性验证

为了验证所建立超声速射流冲击偏流板计算模型的有效性,将本文数值计算结果与文献 [12] 和文献 [13] 中的实验结果进行了比较,计算中所采用物理模型及进出口参数与文献 [12] 及文献 [13] 中一致。图 4 示出了射流轴向速度时均值沿尾喷管轴线分布的数值计算结果及文献 [12] 和文献 [13] 中的实验结果。图中, Y/D 为喷口轴线坐标与喷口直径的比值。由图可以看出,数值计算的轴向时均速度与实验结果变化趋势一致,大部分区域吻合良好,最大误差不超过 10%,数值计算可信度较高,证明了模型的有效性与准确性。

2 结果与分析

2.1 流场及温度场分析

发动机尾喷管喷出的射流为高温、高速气流,偏流板附近的温度分布会直接影响周围设备及人员的安全。图 5 所示为不同偏转角 β 下喷管

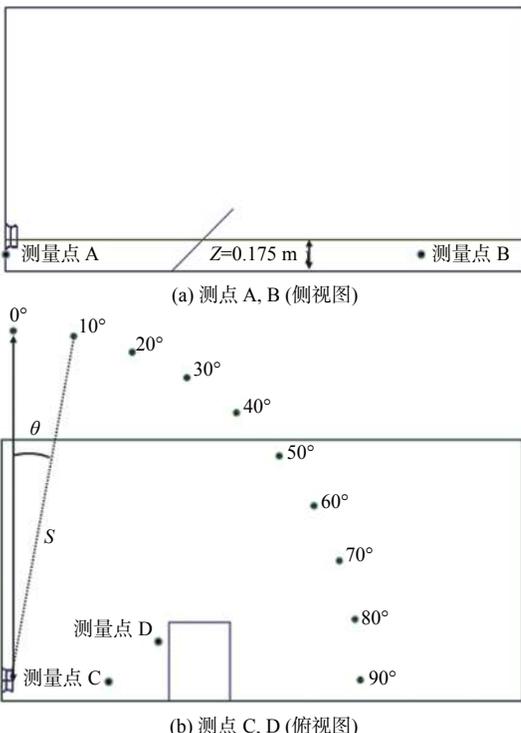


图 2 噪声监测点分布

Fig. 2 Noise monitoring points distribution

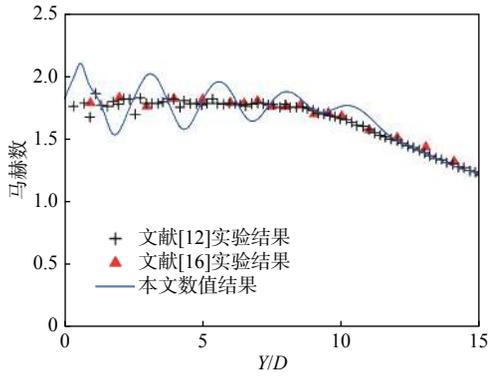


图4 轴向时均速度沿轴线的分布

Fig. 4 Axial time average velocity distribution along the axis

轴心至偏流板的温度云图(此处为侧视图)。由图5可以看出,尾喷管喷出的一部分高温流体经过偏流板顺流侧导流后,向板后区域流动,另一部分高温流体则撞击偏流板逆流侧后往尾喷管区域回流。通过对比不同偏转角情况可以看出, $\beta=35^\circ$ 时偏流板的导流效果较差,板后大部分区域的温度都较高,这将对板后设备及人员安全造成威胁,在该偏转角下回流区相对较小,高温流体尚未流至喷嘴下方; $\beta=55^\circ$ 时偏流板的导流效果较好,板后高温区域较小,但喷嘴下方回流区域的温度较高,回流的高温流体有可能灼伤飞机后机轮; $\beta=45^\circ$ 时偏流板导流效果较好,且回流区域的高温流体尚未影响到喷嘴。

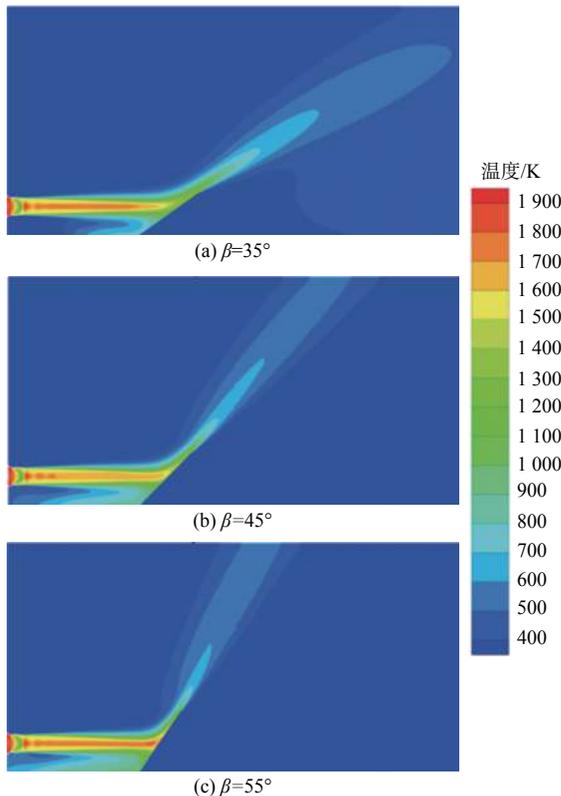


图5 不同偏转角下偏流板附近的温度云图

Fig. 5 Temperature contours near the deflector under different deflection angles

表1给出了3种偏转角条件下尾喷管下方区域以及偏流板后方区域测量点A,B的具体温度值(测点布置详见图2(a))。从表1中可以看出,当 $\beta=45^\circ, 55^\circ$ 时,偏流板后方测点B的温度已接近环境温度,不会对板后人员和设备造成威胁; $\beta=45^\circ$ 时,尾喷管下方测点A的温度为415.87 K,低于后轮机可承受的温度423.15 K。因此,无论是考虑偏流板后方的安全性,还是飞机后轮机的耐高温能力, $\beta=45^\circ$ 都是最佳选择。

表1 不同偏转角条件下流场内测量点的静温值

Table 1 Static temperature at measurement points in the flow field under different deflection angles

位置	温度/K		
	$\beta=35^\circ$	$\beta=45^\circ$	$\beta=55^\circ$
尾喷管出口测量点A	299.96	415.87	503.23
偏流板后方测量点B	425.45	299.98	299.98

冲击射流的湍流流场对温度场和噪声辐射均有较大影响。Q准则判据是一种直接观察湍流运动规律的有效手段。为此,图6展示了3种偏转角条件下从喷嘴到偏流板区域涡量的Q准则分布。从图6中可以看出,射流与偏流板的撞击强度是随偏转角的增大而增强的,这使得回流区的面积和涡流强度也随偏转角的增大而加强。因此,测点A的温度会随偏转角的增大而升高(表1)。同时,当射流撞击 35° 偏转角的偏流板时,板后产生的涡结构明显多于另外2种偏转角情况,因此,

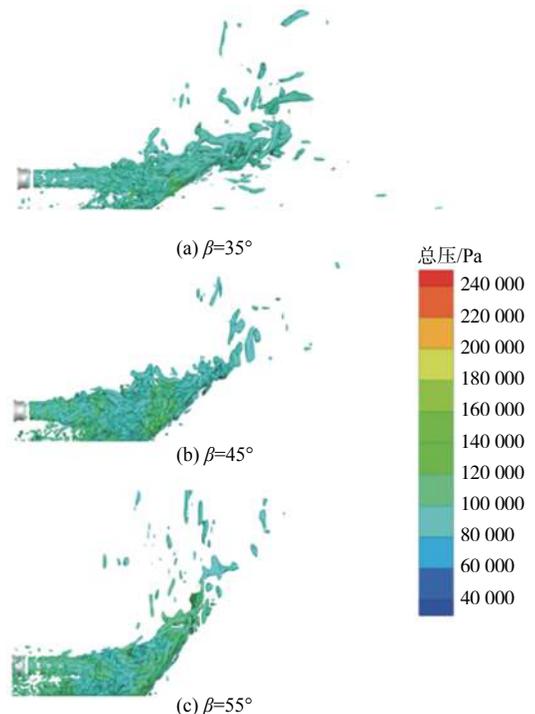


图6 射流涡分布图

Fig. 6 Jet vortex distribution

$\beta=35^\circ$ 时板后面的温度明显高于 $\beta=45^\circ$ 和 55° 情况(表1)。

另一方面,由射流冲击引发的漩涡总量、剪切层区域的涡量、撞击区域涡量的集中程度都将随偏转角的增大而增加,这就预示着向空间辐射的冲击噪声也将随着偏流板的增加而增大^[14]。

2.2 声场特性分析

高马赫数时,四极子噪声的影响不可忽略。为了研究高马赫数条件下四极子声源的噪声特性及其贡献大小,选取了2种源面形式进行声学计算:一种是同时选取声积分面内部壁面及声积分面(包含四极子噪声源贡献);另一种只选取声积分面内部壁面(不包含四极子噪声源贡献)。

如文献[15]所述,射流噪声的测量可以分为近场声测量和远场声测量2种。Viswanathan^[16]通过对比由不同距离测量得到的噪声的频谱谱形发现,远场测量距离应至少为35倍喷口直径才能满足射流频谱谱形的相似性要求。因此,图7和图8分别描述了不同偏转角条件下,与尾喷管距离 $40D$ 监测点处,包含四极子声源和不包含四极子声源的1/3倍频程特性(图中,SPL为声压级)。通过对比图7和图8可以看出,四极子声源主要表现为低频段噪声,因为图7和图8中的中、高频段噪声几乎没有差别,而两图中的低频段噪声则相差较大。而且,低频段内噪声是随偏转角度的增大而增加的,这是因为射流剪切层主要产生带有低频特性的四极子噪声,而射流剪切层区域涡量则是随斜板角度的增大而增加的(图6)。因此,在射流冲击斜板的过程中,产生于剪切层的四极子噪声不容忽视^[13]。

图9和图10分别为3种偏转角下,与尾喷管距离 $40D$ 的监测点在不同监测角 θ 处,包含四极子声源和不包含四极子声源的总声压级(OASPL)指向性图。从图中可以看出,不管是纯粹的偶极

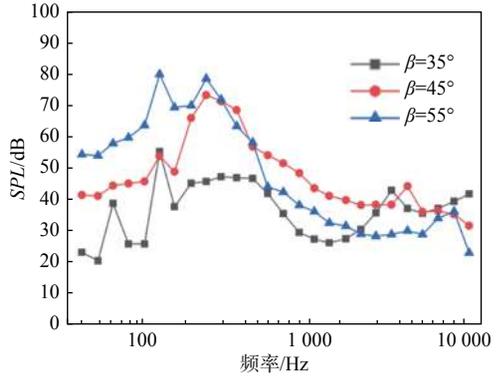


图8 不同偏转角下的1/3倍频程(偶极子声源)

Fig. 8 The 1/3 octave of different deflection angle (dipole sound source)

子噪声,还是偶极子和四极子噪声的总和,都是随偏转角的增大而增加的,这与图6的预测相符^[17]。从图9和图10中还可以看出,监测角 θ 越大,越靠近冲击板面,声压级也越大;在图10中该现象表现得比图9更明显,说明冲击板面噪声主要为偶极子声源。图9中结果表明,在不同偏转角下,射流冲击噪声的指向性具有相同的方向性,当监测角 $\theta=60^\circ$ 时,噪声最小。

研究表明,当环境噪声超过80 dB时,人们会感觉心烦意乱,无法正常工作;而长时间处于噪声超过90 dB的环境中,就会损坏听力^[18]。因此,有必要分析不同偏转角下的安全工作区域范围。

图11描述了不同偏转角情况下的80 dB等总声压线,等值线右侧区域为噪声低于80 dB的安全区域。由图可知, $\beta=35^\circ$ 时安全区域最大,距喷嘴中心3 m以外的区域噪声辐射均小于80 dB; $\beta=45^\circ$ 时的安全区域略小于 $\beta=35^\circ$ 情况;而当 $\beta=55^\circ$ 时,安全区域急剧缩小,且不同监测角下的不安全半径变化较大。

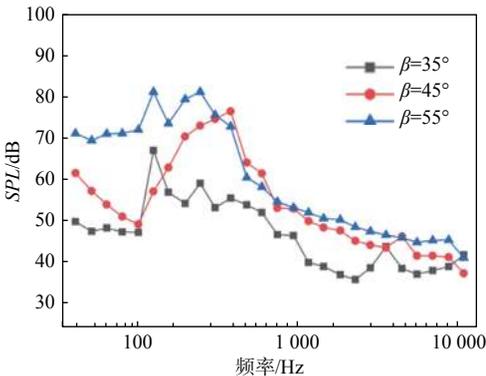


图7 不同偏转角下的1/3倍频程(偶极子声源+四极子声源)

Fig. 7 The 1/3 octave of different deflection angle (dipole sound source+quadrupole sound source)

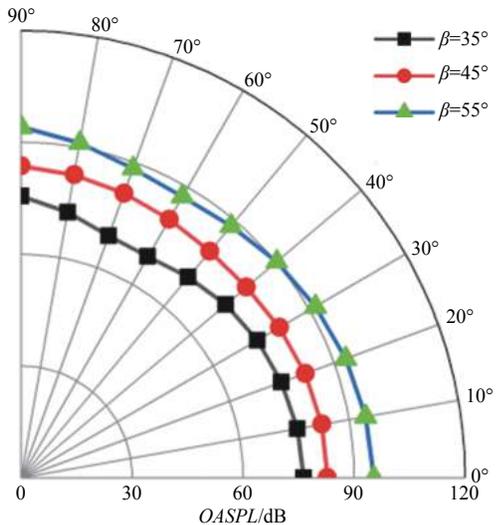


图9 总声压级指向性(偶极子声源+四极子声源)

Fig. 9 Directivity of total sound pressure level (dipole sound source+quadrupole sound source)

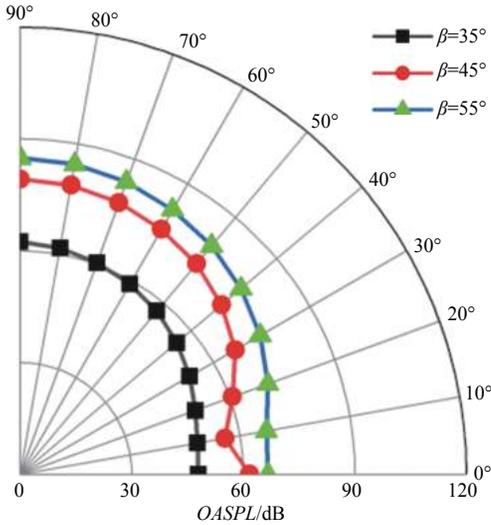


图10 总声压级指向性(偶极子声源)

Fig. 10 Directivity of total sound pressure level (dipole sound source)

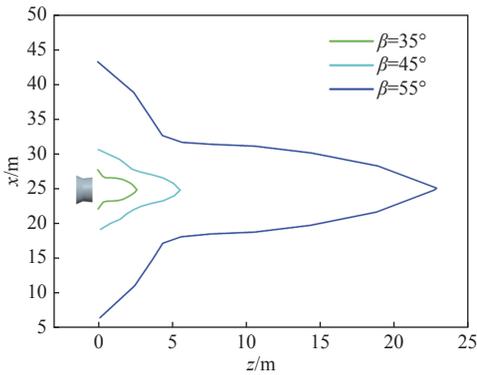


图11 不同偏转角下80 dB等总声压线

Fig. 11 80 dB isoline of OASPL under different deflection angels

综合考虑不同偏转角下的温度及噪声分布情况发现, $\beta=45^\circ$ 时偏流板附近人员及设备所受的高温及噪声威胁最小。因此,下面将进一步分析 45° 偏转角下的安全范围。图12所示为 $\beta=45^\circ$ 时,不同监测距离 ($S=20D, 30D, 50D, 80D$)下总声压级的大小及指向性。从图12中可以看出,当 $\beta=45^\circ$

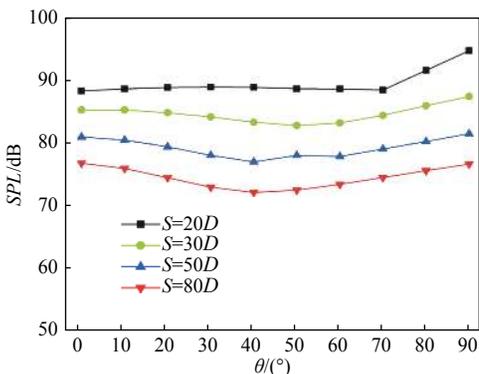


图12 不同监测距离总声压级指向性

Fig. 12 Directivity of total sound pressure level at different monitoring distances

时,与尾喷管保持 $30D$ 及以上的距离方能保证所有角度下的噪声辐射都在 90 dB 以下。而为了保证人员在任何角度下都能正常工作,需与尾喷管保持 $80D$ 以上的距离。

3 结论

本文采用 LES 结合 FW-H 声类比方法研究了不同偏转角下舰载机发动机冲击射流流场、温度场及声场的特性,分析了舰载机的安全区域范围,主要得出以下结论:

1) 由不同偏转角的温度场对比分析可知,当 $\beta=55^\circ$ 时高温回流气体会灼伤飞机后机轮,而 $\beta=35^\circ$ 时板后的高温气体会威胁到人员及设备的安全。因此,无论是考虑偏流板后方的安全性还是飞机后机轮的耐高温能力, $\beta=45^\circ$ 都是最佳选择。

2) 通过采用不同的声积分面来区分偶极子和四极子声源发现,射流冲击斜板时,产生于冲击板面的偶极子声源具有高频特性;产生于剪切层的四极子声源具有低频特性,且对总声压级的贡献较大,四极子噪声不容忽视。

3) 从噪声辐射的角度,无论是总声压级还是安全区域, $\beta=35^\circ$ 下的控制效果都是最好的,此时,同一监测角度下的总声压级最小,安全区域最大。同时,不同偏转角下的噪声指向性均具有相同的方向性,在与尾喷管距离 $40D$ 监测点处, 60° 监测角下的噪声最小。

4) 综合考虑温度场及噪声辐射,发现 $\beta=45^\circ$ 时效果最佳。在该角度下,与尾喷管保持 $30D$ 及以上距离方能保证所有角度下的噪声辐射都在 90 dB 以下。而为了保证人员能正常工作,需与尾喷管保持 $80D$ 以上的距离。

参考文献:

- [1] HENDERSON B. The connection between sound production and jet structure of the supersonic impinging jet[J]. *The Journal of the Acoustical Society of America*, 2002, 111(2): 735-747.
- [2] 刘鑫. 冲击射流流动和噪声特性的实验与数值研究[D]. 武汉: 华中科技大学, 2019.
LIU X. Experimental and numerical research on the flow and noise characteristics of impinging jet[D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2019 (in Chinese).
- [3] 何庆林, 卢晶, 杨大鹏. 舰载飞机发动机尾流场数值模拟[J]. *中国舰船研究*, 2013, 8(5): 13-18, 51.
HE Q L, LU J, YANG D P. Numerical simulation of the flowfield of carrier-based aircraft exhaust jet[J]. *Chinese Journal of Ship Research*, 2013, 8(5): 13-18, 51

