http://myfj.cnjournals.com myfj_sadri@comac.cc (021)20866796

DOI: 10.19416/j. cnki. 1674 - 9804. 2022. 01. 007

后缘襟翼侧缘加装挡板降噪数值模拟研究

沈昀堃1 张 瑾 1,2* 刘沛清1,3

北京航空航天大学,航空气动声学工业和信息化部重点实验室,北京100191;
北京航空航天大学,中法工程师学院,北京100191;
北京航空航天大学,航空科学与工程学院,北京100191)

摘 要:在飞机的起飞着陆过程中,机体噪声是主要的噪声源,后缘襟翼侧缘噪声作为机体噪声的重要组成部分之一,其降噪 技术的发展一直受到广泛关注。采用分离涡(Detached Eddy Simulation)湍流模型模拟襟翼侧缘的非定常流场,分析并探究了 襟翼侧缘流场中双涡结构的产生及其演变过程的主要特征。基于上述结果,采用了被动流动控制法,在襟翼侧缘加装最大高 度为一倍襟翼厚度的不规则挡板结构,应用 FW-H 方法计算了远场噪声频谱特性以及指向性并分析了与基准构型的差别,探 究了加装襟翼挡板结构后对流场以及声场特性的影响。模拟结果表明,加装挡板结构对襟翼的气动特性影响较小,挡板结构 改变了侧缘的流场形态和侧缘涡的结构,延迟了侧缘涡系的发展进程,使得涡系的融合位置后移,涡系融合破裂产生脉动压 力的区域远离襟翼吸力面,从而达到降低噪声的效果。此外,加装挡板结构后,噪声仍然具有一定的偶极子指向特性,偶极子 轴垂直于襟翼弦线,在襟翼的大部分方位噪声幅值降低1 dB~4 dB,降噪效果主要体现在中高频段的宽带噪声。

关键词: 气动噪声;数值模拟;增升装置;后缘襟翼;侧缘噪声;挡板降噪



中图分类号: V211.3

文献标识码: A

0 引言

严格的噪声法规推动了飞机降噪技术的发展, 大涵道比涡轮风扇发动机的使用以及发动机降噪技 术的发展使得发动机噪声大幅度降低,因此,机体噪 声比重增大,尤其是在飞机进场着陆阶段,发动机处 于低功率状态,起落架和增升装置全部打开,机体噪 声愈加凸显。后缘襟翼侧缘噪声作为机体噪声的重 要组成部分之一,由襟翼侧缘双涡的融合、破裂在襟 翼表面的非定常压力脉动产生。因此,襟翼降噪技 术的发展十分重要。国内外已开展过大量相关研究 并发展了多种降噪技术,主要分为主动和被动两大 类。主动流动控制方法包括吹气控制、等离子体激 励器等,即通过向流场中注入能量控制涡结构,削弱 涡结构与壁面的相互作用,减小压力脉动,从而达到 降噪的目的。被动流动控制方法包括侧缘端面挡 板、加装多孔材料、连续型线法和微扰流片等,通过 改变襟翼的形状来降低噪声。下面对襟翼侧缘降噪 技术中加装挡板方法进行详细介绍。

KOOP^[1]等人对不同形状挡板的工况进行了实验,挡板选取时考虑了长度、高度、连续性等对降噪的影响,结果表明,不管是吸力侧挡板还是压力侧挡板,或是将两侧同时安装挡板,都呈现出了一定的降噪效果。其中吸力侧挡板降噪效果最好,主要因为侧缘涡与襟翼上表面的距离增大,涡与襟翼表面的相互作用减小。此外,将挡板设置成小翼的形状,可以在很宽的频率范围内显著降低襟翼侧缘噪声,小翼高度越大降噪效果越明显,这点与HENK^[2]等人的结果保持一致。周国成^[3]等对向襟翼后下方延展的不同高度的挡板工况开展了风洞试验,结果表明挡板对干净构型的噪声影响较小,挡板降噪效果与挡板的下偏角度和高度呈正相关。HORNE^[4]等

^{*} 通信作者. E-mail: jin_zhang@ buaa. edu. cn

引用格式: 沈昀堃,张瑾,刘沛清. 后缘襟翼侧缘加装挡板降噪数值模拟研究[J]. 民用飞机设计与研究,2022(1):70-76. SHEN Y K, ZHANG J, LIU P Q. Numerical investigation of noise control for trailing edge flap with fence structure[J]. Civil Aircraft Design and Research,2022(1):70-76(in Chinese).

人对挡板高度这一重要参数进行了系列研究,结果 表明,较小高度的挡板不会对襟翼侧缘噪声控制产 生明显效果,仅当挡板高度达到襟翼最大厚度量级 时,挡板结构才会获得较为良好的降噪效果。挡板 越大、挡板结构越高,降噪效果越明显,但过大的挡 板结构会阻碍襟翼原本的展向流动,可能会导致襟 翼流动分离影响全局的气动性能,且增加巡航阶段 的阻力。此外,过大的挡板会带来额外的重量和制造 难度。国内针对工程实际应用的机翼构型的挡板降 噪方法的三维数值模拟研究还有待深入^[5]。因此本 文在襟翼侧缘的下翼面设置了最大高度为一倍最大 襟翼厚度的挡板并对其曲面外型进行了优化设计,在 保证气动性能的基础上实现了降噪,在流场分析的基 础上,对其降噪效果和降噪机理进行了讨论和探究。

1 数值模拟计算设置

1.1 计算模型

计算模型选取包含主翼以及半翼展襟翼的多段 翼构型,该构型来自 NASA 后缘襟翼侧缘噪声实 验^[6]。襟翼的下偏角为 39°,襟翼前缘与主翼后缘 间缝道空隙为 2.7% 的干净翼型弦长,重叠量为 1.5%干净翼型弦长,三维几何构型示意图见图 1。 计算采用与实验相同的流动参数,来流 Ma 数为0.21, 迎角为 10°。



图 1 多段翼构型几何构型示意图

参照国内外针对挡板长度、厚度、高度和连续性 等参数的研究结果^[1,78],本文选用大小适中、外形 参数合适的挡板并加以优化,在襟翼侧缘下翼面加 装最大高度为一倍最大襟翼厚度的挡板结构,挡 板端面与襟翼端面对齐,挡板与襟翼下翼面之间 贴合无缝隙。挡板的具体形状如图 2 所示,图中 蓝色部分为基本构型的襟翼,绿色部分为加装的 挡板结构。





1.2 计算设置

数值计算使用商用软件 ANSYS Fluent 18.0,定 常计算湍流模型为 S-A 模型,流体为理想气体,时间 和空间的差分精度均为二阶,翼型表面采用无滑移 壁面条件,采用压力远场边界条件,展向两侧边界条 件为对称面。非定计算采用 DES 模型,时间步长为 1×10⁻⁶,次迭代步数 20 以降低计算残差,在1个迭 代步中速度残差降至 10⁻⁵量级,待流场呈周期性变 化。声场模拟采用 FW-H 方法,对已稳定的流场继 续计算 80 000 步获得声场数据以进行分析。计算 声源面选取为主翼和襟翼表面。

2 结果及讨论

2.1 基本构型的流场结果

将两个不同翼展位置表面压力系数分布的计算 结果与实验结果^[9]进行对比,图 3(a)为截面位于襟 翼打开一侧靠近半翼展处,图 3(b)为襟翼收起成干 净构型的截面。





图 3 不同展向位置表面压力系数分布对比图

可以看到主翼的表面压力系数与实验值吻合较 好,误差较小,主要差异是主翼前缘吸力峰值模拟结 果略低于实验值,由主翼前缘处的网格尺度较大 导致。

图 4(a)~(c)分别给出了使用 RANS、非定 常 RANS 和 DES 模型计算得到的等涡量图,同时 使用当地 Ma 数对涡量面进行着色,以便更好地 显示涡系的破裂情况。从图中可以发现,三种湍 流模型均成功捕捉到了侧边流场的双涡结构, 对双涡结构的融合位置、融合速度的模拟也大致 相同。



(a) RANS(SA)计算涡量等值面



(b) URANS(SA)瞬时涡量等值面



(c) DES 瞬时涡量等值面图 4 不同湍流模型模拟的侧缘附近流场结构

按照实验结论^[9],在大偏角时,侧缘的双涡结构融合成单涡结构后会离开襟翼表面并破裂。进一步对比图4(a)~(c),定常计算采用S-A 湍流模型时,虽然模拟出了襟翼侧缘的双涡结构发展至涡融合的过程,但是对涡融合后的模拟结果较为模糊,无法给出双涡融合后续的涡结构变化,融合后的涡系突然消失。非定常计算采用S-A 湍流模型时没有弥补定常计算结果的不足,仅在涡破裂的末段有轻微的差别。DES 模型则能更清楚地模拟出双涡结构融合后的情况。

分析认为,湍流模式自身的不足导致了在使用不

同湍流模型模拟侧缘涡系时结果的差别。SPAL-ART^[10]曾指出,S-A 模式并不能很好地模拟剪切流 动的发展,因此在模拟襟翼侧缘涡系发展尤其是在 涡破裂阶段存在先天性缺陷,而 DES 模型的特点是 仅在近壁区使用壁面模型计算,在离开壁面区域则 使用 LES 模型^[10]。使用 DES 模型可以避免模拟结 果涡系的突然消失,因而能够捕捉更多的流场细节, 在涡破裂阶段能捕捉到更多的小涡结构。

综上, S-A 模型与基于 S-A 的 DES 模型在表面 压力系数的模拟结果中相差不大,但 DES 模拟能更 多地捕捉到侧缘双涡融合和破裂的情况,考虑到襟 翼侧缘远场噪声的计算需要更精确的近场流场结 果,因此主要选用基于 S-A 的 DES 模型计算结果进 行分析。

为了更详细地描述襟翼侧缘双涡结构的发展过程,每隔10%的襟翼弦长提取流向截面。图5为不同襟翼弦长的流向涡量图。





观察模拟结果(见图 5),可以将侧缘流场涡系的发展分为四个阶段:

1) 双涡产生阶段, 主要发生在襟翼前缘至 40% 的襟翼弦长之间。首先是10% 襟翼弦长位置 处, 当流体绕流襟翼时, 由于襟翼上翼面与下翼面 的压力差以及襟翼侧缘展向的不连续性, 在襟翼 的上翼面和下翼面分别出现一个涡结构。随后, 涡结构从剪切层中获取能量, 沿流向涡量逐渐增 强。到了40% 襟翼弦长位置时, 双涡结构发展、增 强, 此时下翼面的涡结构绕侧缘壁面发展至襟翼 压力面附近。

2) 双涡融合阶段,主要发生在 50% -60% 的襟 翼弦长位置。在这段范围内,下翼面的侧缘涡开始 绕过上翼面边缘,并与上翼面的涡系融合成单涡结 构,在这一融合过程中同时伴随涡系结构的强烈不 稳定性。

3) 单涡阶段。侧缘双涡融合后, 在襟翼侧缘上 翼面上方形成单一涡系。

4) 涡破裂阶段。双涡融合后产生的涡系结构 强度过大且由于襟翼偏角过大,涡系很快离开襟翼 表面,在80%~90%的襟翼弦长附近涡系结构破裂, 涡量扩散。

上述流动现象与 STREETT^[11] 的数值模拟结果 相符。襟翼侧缘噪声主要由以上复杂的侧缘流动导 致,包含以下几部分:襟翼侧缘的双涡结构、自由剪 切层的流动不稳定性以及两者的相互作用产生的辐 射噪声。

2.2 加装挡板的流场结果

在襟翼侧缘加装挡板结构,改变了襟翼侧缘的 几何形状,将会引起整个流场结构的变化,进而引起 气动力的变化,同时,在飞机起降阶段,气动力特性 较为重要。表1给出了加装挡板前后构型的气动力 特性对比,表明挡板对气动性能影响较小。

表1 加装挡板前后气动力变化

构型	升力系数	阻力系数
基本构型	2.184 6	0.078 8
加装挡板	2.192 2	0.078 5

图 6 给出了原始构型和加装挡板构型的表面压 力系数云图,从图中可以看出,两者压力系数的差异 主要体现在襟翼侧缘附近,原始构型的侧缘下翼面 涡系绕过上表面的位置大约为 40% 弦长,而加装挡 板后侧缘下翼面涡系则延迟至 60% 弦长位置以后 才绕过上翼面。

图7和图8分别给出了襟翼侧缘流向涡量等值 面图和不同襟翼弦长的流向涡量图。对比加装挡板 对侧缘涡的影响,原始构型的侧缘下翼面涡系大约 在40%襟翼弦长处绕过上翼面边缘,而加装挡板使 侧缘下翼面涡系绕过上翼面边缘的位置延后出现至 60%襟翼弦长位置。从图中可以非常明显地看出, 挡板结构有效阻止了侧缘双涡结构融合的进程,由 此降低襟翼侧缘噪声。

Vx

0.5 0.45 0.3 0.35 0.2 0.25 0.2 0.15 0.1 0.05



(b) 基本构型 图7 加装挡板结构前后襟翼侧缘流向涡结构对比图



(a) 加装挡板构型



(b) 基本构型 图 8 加装挡板结构前后襟翼侧缘流向涡量对比图



(a) 加装挡板构型



(b)基本构型 图6 襟翼侧缘加装挡板前后表面平均压力系数云图



(a) 加装挡板构型

2.3 声场结果对比

如图9所示,在模型中心正下方12.5% 弦长位 置处设置监测点。图10为加装挡板前后构型的噪 声频谱图。从图中可以看出,襟翼侧缘加装挡板后 噪声声压级低于基本构型,表明使用一倍最大襟翼 厚度的挡板结构确实可以降低襟翼噪声。襟翼噪声 在全频段范围内均有降低,尤其是中高频部分。 1500 Hz 处的峰值为后缘噪声,由尾缘流场的周期 性变化产生,由于本文重点控制的是侧缘产生的宽 频噪声,故对该峰值的控制效果不明显。



图 10 加装挡板构型与基本构型测点声压级频谱对比图

以计算模型为中心,在 30 倍基本构型弦长的圆 周上每间隔 10°设置 1 个远场监测点,共设置 36 个 监测点。其中机翼正后方为 0°方向,机翼正下方为 270°方向。远场监测点均在 y/c = 0 平面内(即半翼 展平面内)。图 11 给出了加装侧缘挡板结构前后 襟翼远场噪声的声压指向性图。使用挡板结构改变 了襟翼侧缘的流场情况,延迟侧缘双涡的融合位置, 使涡融合位置远离襟翼上表面,减缓了双涡发展过 程对襟翼上翼面的压力脉动影响。从图中可以看 出,侧缘加装挡板结构有效控制了襟翼侧缘噪声,在 大部分方位降低了噪声。尤其是在襟翼下方远场噪 声平均降低 3 dB;降噪幅度最大的位置在辐射角 240°位置,即近似垂直于襟翼弦向的方向,噪声幅值 降低8 dB。同时,加装挡板前后的远场指向性基本 一致,襟翼侧缘噪声仍近似呈偶极子特性。



图 11 加装挡板结构与基本构型噪声指向性对比图

3 结论

本文采用 DES 湍流模型结合 FW-H 方法模拟 带有半翼展襟翼多段翼构型的襟翼侧缘的非定常流 场及远场噪声,在保证翼型气动性能的基础上,采用 了被动降噪控制法,在襟翼侧缘压力面加装最大高 度为一倍最大襟翼厚度的不规则构型挡板结构,较 好地实现了远场降噪。分析降噪原因,主要是挡板 结构改变了侧缘的流场形态和侧缘涡的结构,延迟 了侧缘涡系的发展进程,使得涡系的融合位置后移, 涡系融合破裂产生脉动压力的区域远离襟翼吸力 面。加装挡板后远场噪声仍然具有一定的偶极子指 向特性,偶极子轴垂直于襟翼弦线,对于襟翼下方的 远场噪声,平均降噪 3 dB,降噪效果主要体现在中 高频段的宽带噪声。

参考文献:

- [1] KOOP L, EHRENFRIED K, DILLMANN A. Reduction of flap side-edge noise: passive and active flow control: 10th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference [C]. Manchester: DLR, 2004;6-16.
- [2] HENK V, SIJTSMA P. Flap noise measurements in a closed wind tunnel with a phased array:7th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference and Exhibit [C]. Maastricht: AIAA,2001.
- [3] 周国成,谭啸,陈宝. 襟翼边缘噪声的端板抑制技术试验研究[J]. 空气动力学学报,2016,34(3):379-385.

- [4] HORNE, STORMS, HAYES, et al. Mesasurement of unsteady pressures at the edge of a deployed flowler flap
 [R]. USA:NASA AST Workshop, 1995.
- [5] 韩啸,周旺仪,白俊强,等. 襟翼侧缘噪声机理及修 型降噪设计[J]. 声学学报,2019(5):46-60.
- [6] ASHB D. Experimental and computational investigation of lift-enhancing tabs on a multi-element airfoil [R].
 [S.l.:s.n.],1997:195-197.
- [7] CHOUDHARI M, KHORRAMI M R. Computational study of porous treatment for an altered flap side-edge flowfield: 9th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference and Exhibit. Hilton Head[C].[S.l.]:Airframe Noise, 2003:1-3.
- [8] WALLER G. Prediction of flap-edge noise using STAR-CD: 14th AIAA/CEAS aeroacoustics conference [C]. Vancouver: AIAA, 2008:1-14.
- [9] STORMS B, ROSS J, HORNE W, et al. An aeroacoustic study of an unswept wing with a three dimensional high lift system: NASA TM-1998-112222 [R]. USA: NASA,1998.

- [10] SPALART P R, ALLMARAS S R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows [J]. Recherche Aerospatiale, 1994:1-12.
- [11] STREETT C L. Numerical simulation of fluctuations leading to noise in a flap-edge flowfield;36th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit[C]. Reno;AIAA, 1998;1-13.

作者简介

沈昀堃 男,硕士。主要研究方向:增升装置气动噪声数值 模拟研究。E-mail: shenyk@buaa. edu. cn

张 瑾 女,副教授,硕士生导师。主要研究方向:计算流体 力学,气动噪声的数值模拟,计算热辐射学。E-mail: jin_ zhang@buaa.edu.cn

刘沛清 男,教授,博士生导师。主要研究方向: 旋涡分离 流与流动控制、飞行器大迎角空气动力学、鸭式布局涡系干 扰与控制、高速层流控制技术、现代轻质高效螺旋桨设计与 优化、飞行器低 Re 数流动机理与控制、大型飞机起飞着落 气动性能、水上迫降性能、气动噪声研究等领域。E-mail: lpq@ buaa. edu. en

Numerical investigation of noise control for trailing edge flap with fence structure

SHEN Yunkun¹ ZHANG Jin^{2, 1}* LIU Peiqing^{1,3}

Beihang University, Key Laboratory of Aeroacoustics, Ministry of Industry and Information Technology, Beijing 100191, China;
Beihang University, Sino-French Engineer School, Beijing 100191, China;

3. Beihang University, School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing 100191, China)

Abstract: In the process of airplane take-off and landing, airframe noise due to trailing edge flap is one of the main noise sources, noise reduction technology of trailing edge flap has attracted much attention. By numerical simulation of the unsteady flow field of the flap side-edge, the main characteristics of the generation and evolution of the dual vortex structure in the flow field were analyzed. Then a fence structure with the same dimension as the flap thickness was proposed on the side-edge of the flap. The simulation results show that adding fence has little effect on the aerodynamic characteristics. The fence changes the flow field of the flap side-edge and the structure of the side edge vortex, delaying the development of the side-edge vortex system and making the position of the vortex combination and breakdown far away from the suction surface of the flap, so as to reduce the noise. In addition, after adding the fence structure, the noise still has certain dipole directional characteristics, and the dipole axis is perpendicular to the flap chord line. The noise amplitude was reduced by 1dB ~ 8dB in most directions, and the noise reduction effect was mainly embodied in the broadband noise of the mid-to-high frequency band.

Keywords: aeroacoustics; numerical simulation; high-lift device; trailing edge flap; edge-side noise; fence structure

^{*} Corresponding author. E-mail: jin_zhang@ buaa. edu. cn