航空科学技术
Aeronautical Science & Technology
Jul. 25 2019 Vol. 30 No.07 20-26

一种基于物理机制的飞机增升装置气动噪声快速预测方法研究

李卿*，王宇航
中国航空研究院，北京 100012

摘　要：随着航空发动机先进噪声控制技术的使用，机体噪声已经成为飞机着陆阶段的主要声源。在民用飞机进场着陆与起飞过程中增升装置和起落架的气动噪声是机体噪声最强声源。本文研究了一种基于物理机制的增升装置气动噪声预测方法，编制了增升装置气动噪声快速预测程序，修正了增升装置气动噪声预估模型，采用国际公开的文献和试验数据与气动噪声快速预测程序计算结果进行对比。编制气动噪声快速预测程序为评估飞机概念设计阶段的部件噪声级提供了工程实用工具。

关键词：增升装置；气动噪声；物理机制；快速预测方法

中图分类号：TB53　　**文献标识码**：A　　DOI：10.19452/j.issn1007-5453.2019.07.003

飞机的噪声源通常分为推进系统噪声源和机体噪声源。航空发动机慢车功率工作时机体噪声强度会超过发动机噪声，增升装置和起落架产生的气动噪声是机体噪声的重要来源[1]。美国国家航空航天局（NASA）从20世纪70年代初就相继开展了“先进亚声技术AST”“安静飞机技术QAT”等研究项目[2]，对高升力构型开展了噪声试验，发展了机体噪声预测的经验方法。20世纪90年代，空客公司在德荷DNW风洞中采用麦克风相阵列技术开展了A380型号飞机的噪声试验，应用新的降噪技术，A380飞机在起降过程中噪声强度比同类大型飞机降低一半[1]。NASA兰利中心的飞机噪声预测计划ANOPP在很大程度上依赖于半经验方法。近年来通过麦克风相阵列技术已测得大量模型和全尺寸飞行器的噪声试验数据，提高了半经验方法的计算精度[3]。波音公司对777型号飞机的三个不同缩比模型进行了噪声试验研究，Guo YuePing提出了一种基于噪声产生物理机制的预测方法[4]。

传统的噪声预测方法主要包含纯理论方法、纯数值方法、混合方法[5]，采用纯理论方法对物理现象建模的真实度不高，纯数值方法的工程实用性不强，采用混合方法对近流场非定常流动的计算量巨大、计算时间长。尽管麦克风相阵列技术是机体气动噪声预测与控制研究中最常用和可行的预测技术，但是在概念设计和选型阶段开展大量试验的花费很高[1]。近年来国际民航组织发布了更加严格的噪声适航标准[6]，美国联邦航空局（FAA）从2018年1月1日起对新提交适航审查的飞机采用新的噪声标准，称为第5阶段飞机噪声标准，要求新设计的亚声速飞机噪声比第4阶段噪声标准降低7dB[7]。这就要求在飞机设计阶段必须考虑噪声指标，因此有必要对一种更加高效和直观的基于噪声产生物理机制的气动噪声预测方法开展研究，在飞机概念设计阶段准确评估部件噪声级。

本文通过对基于物理机制的增升装置气动噪声预测方法的研究，编制了增升装置气动噪声快速预测程序，利用国际公开的试验数据对该方法中的增升装置气动噪声预估模型进行了修正。应用该程序和计算流体力学（CFD）软件AVICFD-X对AIAA第三届高升力预测研讨会HLW3中NASA-CRM标准模型的增升装置气动噪声级进行了计算。

1 增升装置气动噪声预测方法研究

早期机体噪声预测经验方法基于风洞试验数据和简化

收稿日期：2019-04-24；退修日期：2019-06-10；录用日期：2019-06-19
*通信作者. Tel.：010-84933100　　E-mail：liq_luckyapple@163.com
引用格式：Li Qing, Wang Yuhang. Research of an aircraft high-lift device aerodynamic noise rapid prediction method based on physics mechanism[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(07): 20-26. 李卿，王宇航. 一种基于物理机制的飞机增升装置气动噪声快速预测方法研究[J]. 航空科学技术，2019，30(07)：20-26.

理论模型发展而来，通过总结试验数据规律得出经验公式。预测模型依赖于风洞试验包含的机型试验数据，其应用具有一定局限性。麦克风相阵列测试技术的发展促进了对经验方法的改进。波音公司利用此测试技术对233套机型进行了不同飞行条件下的噪声试验，发展了增升装置气动噪声预测方法[8]和模型，该方法不仅和飞机几何参数和流动状态相关，而且和气动噪声产生的物理原理相关。由于预测模型的每一项都包含噪声产生或传播特性的物理意义，因此称为基于物理机制的增升装置气动噪声预测方法[8]，和传统的机体噪声预测经验方法相比，该预测方法的通用性更强。

1.1 部件声源

麦克风相阵列测试技术的优势在于波束成形技术能测得声源强度和分布，总声源被划分为子声源积分域，部件和子声源积分域对应。典型增升装置部件声源可划分为前缘缝翼、内侧襟翼、外侧襟翼、副翼、机翼后缘5部分噪声源[8]，如图1所示。

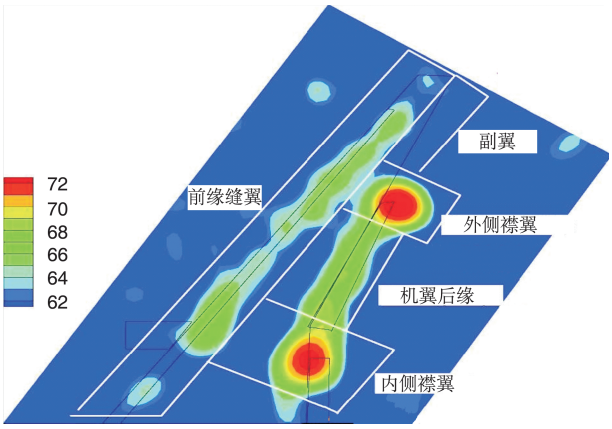

图1 增升装置噪声源分布图（4.7%缩比MD-11模型，Ma=0.207，f=1000Hz）

Fig.1 High-lift device noise source distribution (4.7% MD-11, Ma =0.207, f=1000Hz)

1.2 子声源积分

应用麦克风相阵列技术能定位子声源，采用波束成形技术测得声源强度，对子声源积分域内的声源积分能得到子声源的远场辐射噪声。由于子声源和增升装置部件一一对应，从而得到子声源对应部件的远场辐射噪声。子声源积分建立了部件声源强度分布和部件远场噪声频谱之间的联系[8]。

1.3 缩比模型试验数据向全尺寸飞机外推

根据模型尺寸之比能将缩比模型的噪声频率和幅值试验数据外推到全尺寸飞机的噪声频率和幅值。由于小尺寸模型相对于全尺寸飞机有不同的流动特征，采用雷诺数效应修正外推结果。缩比模型的噪声频率外推到全尺寸飞机噪声频率的关系式，如式(1)所示：

$$f_{\text{full}}/f_{\text{small}} = (L_{\text{small}}/L_{\text{full}})^{2-\gamma} \tag{1}$$

根据流动雷诺数的范围，γ取值为1.1~1.2，1.2对应完全发展的湍流边界层。噪声幅值的外推过程是高度经验化的，通过麦克风试验数据得到修正的经验公式和解析表达式。幅值外推的修正方法包含马赫数修正、雷诺数效应修正、模型尺寸修正、风洞流场修正、风洞背景噪声修正、风洞剪切层修正、大气耗散修正、传播距离修正和地面反射修正。

1.4 关联性分析

通过对噪声产生物理原理和大量噪声试验数据之间关联性的研究，推导出远场噪声谱与空气流动状态及机体尺寸之间的关系[8]。关联分析建立的机体部件远场噪声谱和机体尺寸、流动状态之间的关系式，如式(2)所示：

$$S = S_0 F(Sr)\, D(\theta)\, Ma^{b_1} C_L^{b_2} (l/r)^{b_3} (\sin\alpha)^{b_4} (\sin\delta)^{b_5} \tag{2}$$

式中：S为部件噪声谱，Sr为斯特劳哈尔数，l和r分别为部件特征尺寸和噪声传播距离。$D(\theta)$为噪声指向性函数，频谱函数$F(Sr)$为噪声谱和频率之间的关系，S和部件特征尺寸l、马赫数Ma、迎角α、升力系数C_L、部件偏斜角δ的幂成正比。常数S_0和系数b_n由线性回归分析确定[8]，部件定常气动力系数由CFD计算得到，部件特有流动特征比（如襟翼展向速度和襟翼边缘涡强度）可由气动力计算得到。

1.5 回归分析结果

对大量机型的噪声试验数据采用线性回归分析推导出频谱函数和频率、指向性函数和频率的关系[9]，如式(3)所示：

$$10\log\{F(Sr)\} = \sum_{n=0}^{6} a_n \{\log(Sr)\}^n \tag{3}$$

指向性函数和频率的关系如式(4)所示。

$$10\log\{D(\theta,Sr)\} = d_0 + d_1\log(Sr) + d_2\{\log(Sr)\}^2 \tag{4}$$

2 增升装置气动噪声快速预测程序

应用基于物理机制的增升装置气动噪声快速预测方法建立数学模型，采用Fortran编制了增升装置气动噪声快速预测程序。图2是增升装置气动噪声快速预测程序的设计流程图，该程序具备输入和输出功能。程序输入文件包含几何参数、空气流动状态、频率计算范围、噪声传播指向角、关联关系式系数取值等。预测程序首先计算分部件声压级和频谱，再计算总声压级和频谱。预测程序输出文件包含

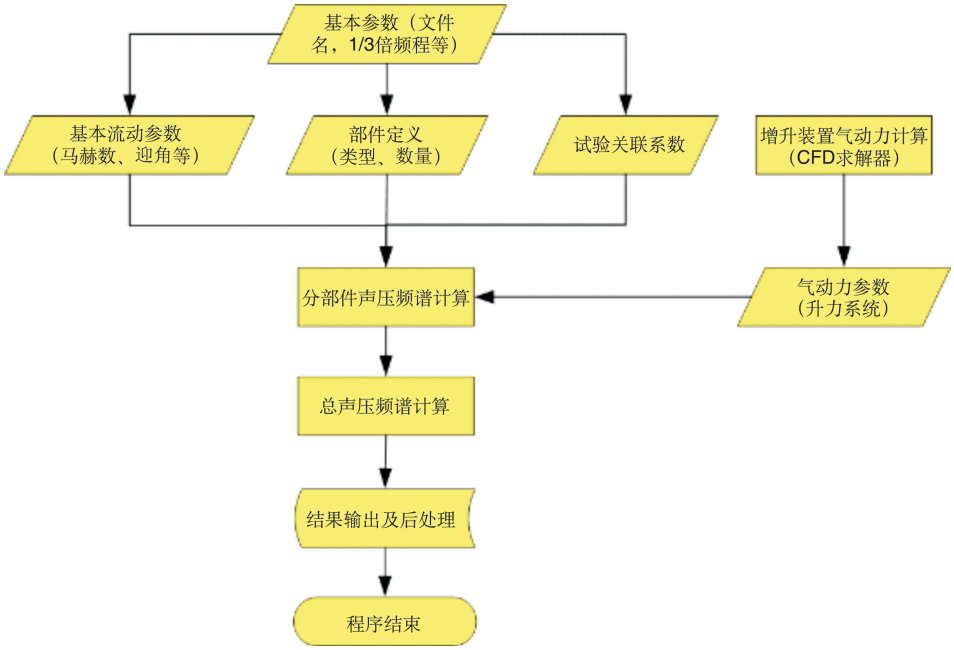

图2 快速预测程序流程图

Fig.2 Flow chart of rapid noise prediction programs

部件声压级频谱和不同传播指向角的总声压级结果。

3 快速预测程序的验证和模型修正

3.1 气动噪声快速预测程序验证模型

选用在起飞状态的麦道公司DC-10飞机增升装置构型作为气动噪声快速预测程序的计算模型[8]，DC-10飞机是美国麦道公司生产的远程运输客机，增升装置包含襟翼内侧、襟翼外侧、缝翼、副翼，如图3所示。飞机几何参数包含机身半展长25.2m，襟翼偏角δ_f=50°。流动状态为来流马赫数Ma=0.26，设定远场噪声接收点在适航认证的过顶高度120m位置。

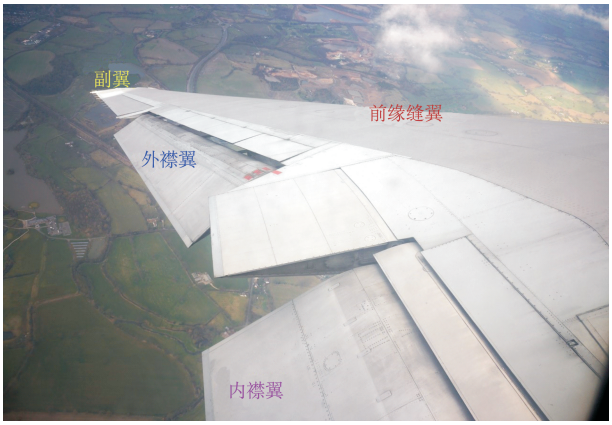

图3 DC-10增升装置起飞构型图

Fig.3 DC-10 aircraft high-lift device in take off status

3.2 快速预测结果分析

3.2.1 归一化谱函数的修正

将部件远场声压级和过顶位置总声压级的差定义为谱函数[9]。读入输入文件后、计算得到增升装置各部件即内襟翼、外襟翼、缝翼、副翼的谱函数随频率的变化，图4横坐标代表斯特劳哈尔数的对数，纵坐标代表谱函数，红线和蓝线分别表示计算数据和试验数据拟合的谱函数曲线。对参考文献[9]中DC-10部件谱函数试验数据拟合，如图4中蓝色线所示。快速预测程序计算的部件谱函数和试验数据拟合的部件谱函数在低频段符合很好，在高频范围有差别，说明参考文献[8]中的系数a_n是不准确的。对谱函数试验数据曲线离散，再次拟合该离散数据得到新的部件谱函数多项式。修正后的谱函数多项式曲线和谱函数试验曲线完全重合，证明修正后的谱函数多项式系数a_n是准确的。

3.2.2 过顶位置的声压级曲线

气动噪声快速预测程序计算了远场噪声接收点处的声压级。如图5所示，蓝色标志代表试验数据，红色圆点标志代表基于物理机制的噪声预测方法[8]对过顶声压级的预测结果，绿色三角标志代表快速预测程序对过顶位置声压级计算结果，它和试验数据变化趋势及幅值符合较好，增升装置过顶位置声压级计算结果和试验数据的变化趋势及幅值的符合性较好，比参考文献[8]预测的过顶位置声压级结

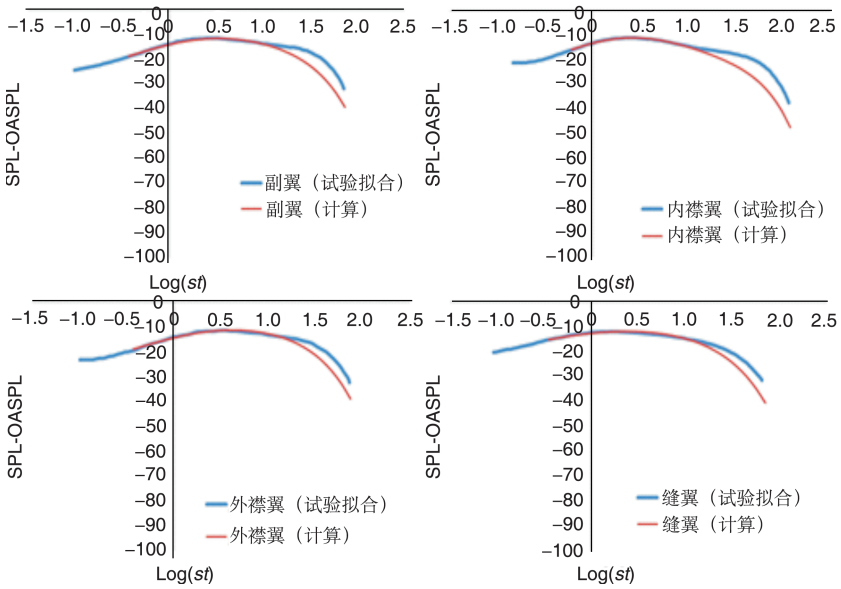

图4 DC−10增升装置部件谱函数对比

Fig.4 DC−10 transport aircraft high-lift device component spectra function

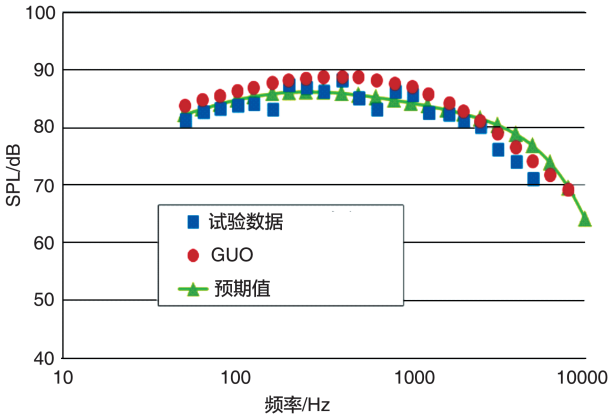

图5 DC−10增升装置过顶120m位置声压级比较

Fig.5 Comparison of predictions and flight test data for DC −10 high−lift device noise at overhead position(120m)

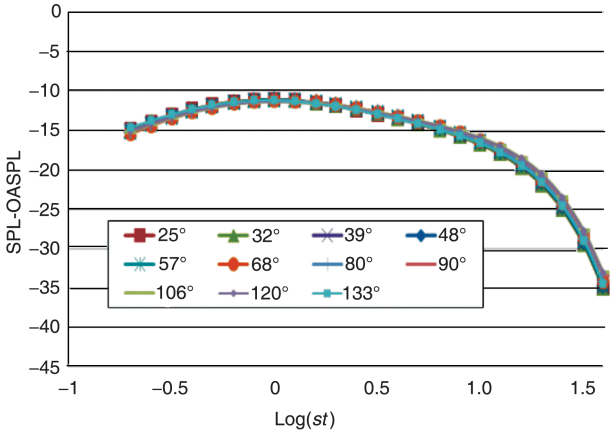

图6 不同指向角的归一化频谱函数$F(Sr)$

Fig.6 Normalized spectral function F(Sr) in different directivity angle

果更加接近试验数据，验证了气动噪声快速预测程序具有较好的可靠性。

3.2.3 噪声传播指向性分析

应用气动噪声快速预测程序计算了修正后的$F(Sr)$频谱函数随噪声传播指向角的变化关系。如图6所示，不同传播指向角的频谱函数曲线几乎重合，只在高频区域频谱函数有微小差异。

如图7所示，快速预测程序计算的不同指向角度的总声压级计算结果和DC−10增升装置总声压级随指向角变化的试验数据符合很好，曲线重合度高。

3.3 NASA−CRM增升装置气动噪声预测

采用AIAA第三届高升力预测研讨会HLPW3提供的NASA−CRM标准模型的增升装置作为计算模型，应用CFD软件AVICFD−X和气动噪声快速预测程序，计算增升装置的部件气动力系数、过顶声压级、总声压级。

NASA−CRM飞机及增升装置如图8所示，包含缝翼、内侧襟翼、外侧襟翼，主要几何参数包含平均气动弦长7m、半模参考面积191.84m²、半展长29.38m[10]，流动状态包含来流马赫数0.2、迎角8°，襟翼部件偏角δ_f=50°。设定远场温度为288.15K，压强为101356.5Pa。远场噪声接收点在适航

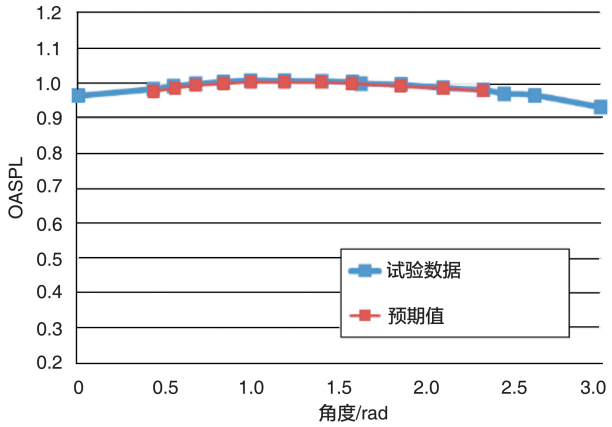

图7 DC-10不同指向角归一化总声压级比较

Fig.7 DC-10 normalized OASPL

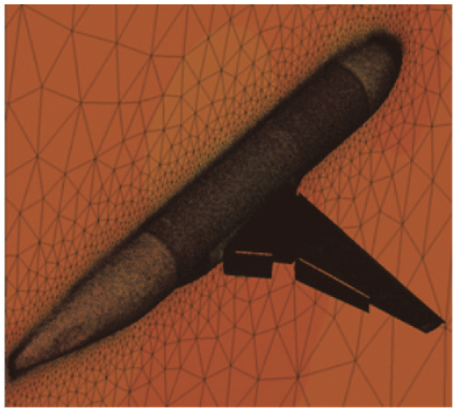

图9 NASA-CRM计算模型和网格

Fig.9 NASA-CRM computation model and grid

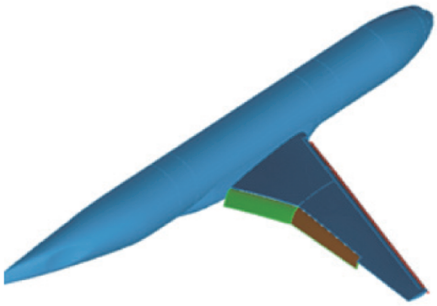

图8 NASA-CRM及增升装置标准模型

Fig.8 NASA-CRM high-lift device

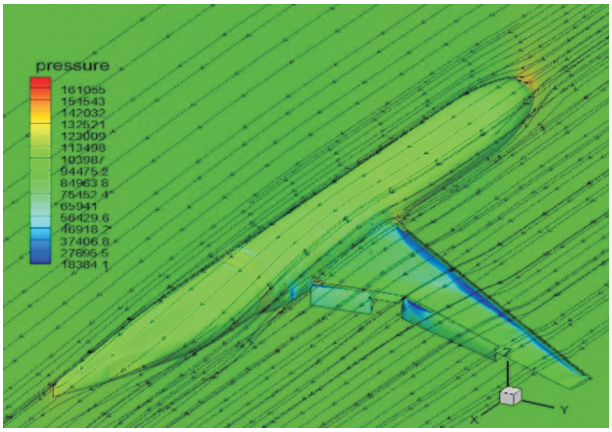

图10 NASA-CRM 流场计算结果

Fig.10 NASA-CRM flow computation result

认证的过顶高度120m位置。

3.3.1 流场计算

NASA-CRM 计算模型和网格如图9所示，网格总量为2131633个网格节点。采用AVICFD-X软件进行定常流动计算，计算时间步长达到2000多步后气动力系数收敛。定常计算的流场如图10所示，AVICFD-X计算得到NASA-CRM计算模型在襟翼偏角δ_f=50°情况下的流场结果。定常流动条件下NASA-CRM全机升力系数C_L收敛历程如图11所示，表1是增升装置各部件的升力系数计算结果。

3.3.2 增升装置气动噪声计算

通过AVICFD-X计算得到NASA-CRM模型增升装置分部件内襟翼、外襟翼和缝翼的定常升力系数C_L，快速预测程序从输入文件里读入部件升力系数C_L、模型几何参数、流动状态参数后，快速预测程序计算过顶位置90°指向角的声压级。图12是增升装置过顶位置即90°指向角的声压级曲线，在低频区域声压级比较高，最高达到90dB。

快速预测程序输出了NASA-CRM模型增升装置的总声压级指向性计算结果，如图13所示，气动噪声传播的指向性效果明显。

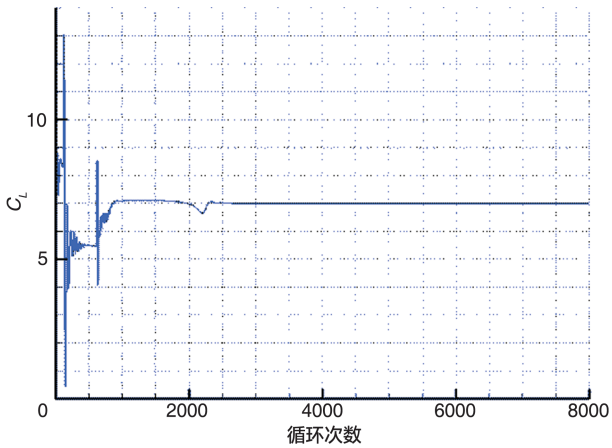

图11 升力系数收敛历程图

Fig.11 C_L coefficient convergence history

表1 部件升力系数计算结果

Teble 1 C_L computation result of high-lift device component

部件名称	C_L计算结果
缝翼	3.25208E−1
内侧襟翼	3.61591E−1
外侧襟翼	3.94675E−1

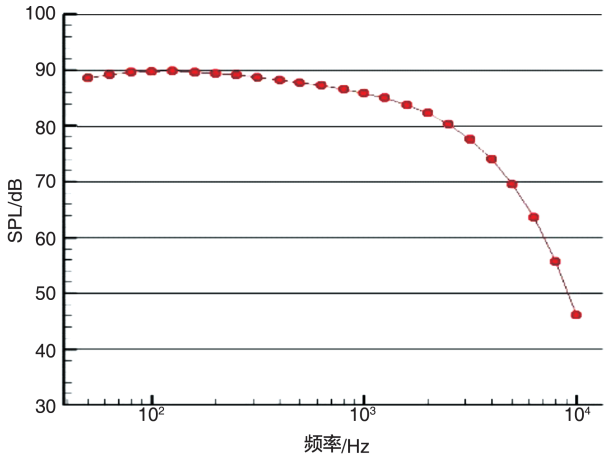

图12 NASA−CRM增升装置过顶位置声压级

Fig.12 NASA−CRM high-lift device overhead SPL

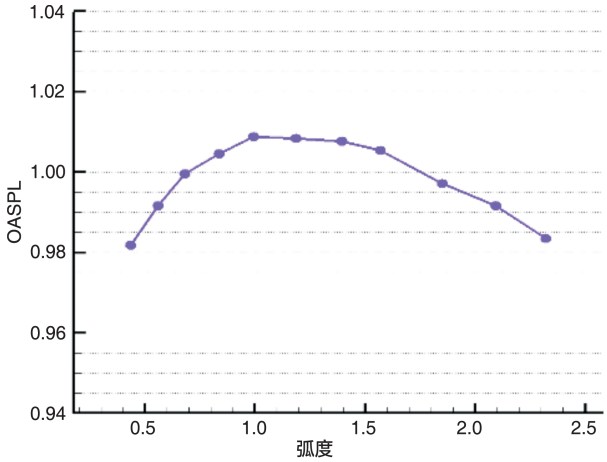

图13 NASA−CRM增升装置总声压级指向性

Fig.13 OASPL directivity of NASA−CRM high-lift device

4 结论

本文对一种基于物理机制的飞机增升装置气动噪声预测方法进行了研究，编制了增升装置气动噪声快速预测程序，用国际公开的文献和试验数据验证了气动噪声快速预测程序，修正了增升装置气动噪声预估模型。经过和试验数据对比，证明气动噪声快速预测程序具有较好的可靠性。应用该程序对AIAA第三届高升力预测会议HLW3的NASA−CRM标准模型的增升装置噪声级进行了计算。编制气动噪声快速预测程序为评估飞机概念设计阶段部件噪声水平提供了工程实用预测工具。

参考文献

[1] 张卫民，郝璇，陈大斌. 大型客机气动噪声预测[J]. 航空制造技术，2010(14)：66-69.

Zhang Weimin, Hao Xuan, Chen Dabin. Aeroacoustic prediction of large commercial aircraft[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2010(14)：66-69. (in Chinese)

[2] 梁春华，孙广华. 商用飞机发动机先进降噪技术[J]. 航空科学技术，2011(4)：48-51.

Liang Chunhua, Sun Guanghua. Advanced noise reduction technology for large commercial aircraft engines[J]. Aeronautical Science & Technology, 2011(4): 48-51. (in Chinese)

[3] 宋文萍，余雷，韩忠华. 飞机机体气动噪声计算方法综述[J]. 航空工程进展，2010，1(2)：126-131.

Song Wenping, Yu Lei, Han Zhonghua. Status of investigation on airframe noise computation[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering. 2010, 1(2): 126-131. (in Chinese)

[4] Guo Y P, Yamamoto K J. A component based empirical model for airframe noise prediction[R]. AIAA,2002:2002-2574.

[5] Farassat F, Jay H C. Towards an airframe noise predic-tion methodology: Survey of current approaches[R]. AIAA, 2006: 2006-0210.

[6] CCAR−36 航空器型号和适航合格审定噪声规定[S]. 北京：中国民用航空局，2008.

CCAR−36. Noise standards: aircraft type and airworthiness certification[S]. Beijing: CAAC, 2008. (in Chinese)

[7] 辛文. FAA将对飞机设计采用新噪声标准[EB/OL]. (2017-10-31). 中国航空报.

Xin Wen. FAA is to apply new noise airworthiness standards for aircraft design [EB/OL]. (2017-10-31). China Aviation news. (in Chinese)

[8] Guo Y P,Yamamoto K J,Stoker R W. Component-based empirical model for high-lift system noise prediction[J]. Journal of Aircraft, 2003, 40(5): 914-922.

[9] Sen R, Hardy B, Yamamoto K J, et al. Airframe noise sub-component definition and model[R]. NASA/CR,2004.

[10] Rumsey C. NASA high lift common research model geometry

files [EB/OL]. (2016-10-25). The 3rd AIAA CFD High Lift Prediction Workshop: Official Test cases. （责任编辑 王昕）

作者简介

李卿(1983—)女,硕士,工程师。主要研究方向:航空数值模拟和飞行综合控制。

Tel: 010-84933100

E-mail: liq_luckyapple@163.com

王宇航(1991—)男,硕士,工程师。主要研究方向:飞行器设计。

Tel: 15810113662

E-mail: yunmengjingtian@163.com

Research of an Aircraft High-lift Device Aerodynamic Noise Rapid Prediction Method Based on Physics Mechanism

Li Qing*, Wang Yuhang

Chinese Aeronautical Establishment, Beijing 100012, China

Abstract: With the application of advanced aero engine noise control technology, airframe noise has become the main sound source during the process of approach. The aerodynamic noise of the high-lift device and landing gear during the process of approach, landing and takeoff is one of the strongest sound sources of airframe. Hence accurate prediction of aerodynamic noise has become the focus of the aviation industry. In this paper a method based on physical mechanism for rapid prediction of high-lift device aerodynamic noise was studied. A Fortran program for rapid prediction of high-lift device aerodynamic noise was programmed, and the prediction model of high-lift device aerodynamic noise was also revised. The validation results of the program were compared with the internationally published literatures and experiment data. A rapid prediction program for high-lift device aerodynamic noise is developed to provide an engineering practical tool for evaluating component noise levels in the conceptual design phase of aircraft.

Key Words: high-lift device; aerodynamic noise; physics mechanism; rapid prediction method

Received: 2019-04-24； **Revised:** 2019-06-10； **Accepted:** 2019-06-19

***Corresponding author.Tel:** 010-84933100 **E-mail:** liq_luckyapple@163.com