

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2017.11.027

主动气动弹性机翼飞机飞行试验研究

雷鸣*, 刘立坤

中国飞行试验研究院, 陕西 西安 710089

摘要: 随着飞机朝着重量更轻、速度更快、性能更好的目标发展, 主动气动弹性机翼 (AAW) 技术将成为未来飞机气动伺服弹性设计的先进技术, 而该技术的使用也为未来气动弹性飞行试验提出了挑战。介绍了 F/A-18 主动气动弹性机翼飞机飞行试验技术飞行状态的规划、飞行试验动作、模型建立与验证以及飞行试验结果。飞行试验结果表明 AAW 技术的可行性, 同时也为未来开展 AAW 飞机飞行试验提供一定的参考。

关键词: 主动气动弹性机翼; 飞行试验技术; 气动模型; 载荷模型

中图分类号: V217+.39 文献标识码: A 文章编号: 1007-5453 (2017) 11-0027-06

主动气动弹性机翼 (Active Aeroelastic Wing, AAW) 技术是一项多学科互相作用的技术, 它综合了空气动力学设计、主动控制和结构设计等技术, 以最大化飞机性能为目的。该技术利用柔性机翼的优势, 使得机翼能够采用大展弦比、薄机翼和大后掠角设计, 通过机翼气动弹性扭转变形, 使整个机翼产生气动力增量, 实现飞机的操控^[1]。将传统的以避免气动弹性效应为目标的飞机设计转变为利用气动弹性效应^[2], 这也是未来飞机气动伺服弹性设计的新理念^[3]。该技术的采用, 将减小机翼舵面铰链力矩, 减小飞机重量。

20 世纪 80 年代, 美国^[4]将 AAW 概念应用在了 ATF 项目上, 进行了相关研究。该项研究表明, AAW 概念的应用将极大增加飞机控制能量, 减小飞机重量。美国还设计了 F-16 飞机 1:6 模型^[5], 进一步验证了 AAW 技术的控制效能和减重能力。1994 年, 美国开展了两项 AAW 技术的设计验证研究, 研究将 AAW 技术应用在亚声速多用途战斗机上的优势。第一项研究^[6]由洛克希德-马丁公司实施, 联合了美国空军/美国海军/美国海军陆战队进行了多用途飞机构型研究; 第二项研究^[7]由洛克韦尔公司和北美飞机公司设计并实施, 设计了一款无尾多用途/单座/单发/矢量推力战斗机。通过这两项研究充分验证了 AAW 技术在减重以及节约成本方面的优势。1996 年, 在美国空军的支持下, 莱特实验室、爱德华空军基地、美国国家航空航天局 (NASA) 德莱顿研究中心、NASA 兰利研究中心联合开展了 AAW 技

术研究, 使用 AAW 技术重新设计了 F/A-18 飞机的机翼^[8], 首先进行了地面共振试验、载荷试验以及风洞试验^[9], 最终进行了飞行试验, 验证使用 AAW 技术飞机的特性, 将新设计的飞机简称为 F/A-18 AAW 飞机。该飞行试验由两个飞行试验阶段组成^[10,11], 第一阶段飞行试验的目的是扩展试验载荷包线, 以及利用所得飞行试验数据建立气动模型和载荷模型, 以该模型为基础进行 AAW 控制律设计, 共完成 51 个飞行架次; 第二飞行阶段的目的是验证所设计飞机控制律以及 F/A-18 AAW 飞机特性, 验证气动和载荷模型, 共完成 35 个飞行架次。2013 年 7 月 26 日美国 X-56A 验证机实现首飞, X-56A 验证机用于研究轻质大柔性飞行器的气动弹性主动控制技术^[12], 验证在柔性飞机上集成飞行控制和颤振抑制技术。而国内在 AAW 技术方面的研究还比较少, 北京航空航天大学在 AAW 技术方面开展了相关研究^[13], 其中有学者研究了基于遗传算法发展了一种同步考虑结构优化和配平关系优化的综合设计方法^[13]。

本文将重点介绍 F/A-18 AAW 飞机飞行试验相关的飞行试验前期设计、气动建模飞行试验、载荷建模飞行试验以及相关的试验结果, 为未来国内开展 AAW 技术研究提供一定的参考。

1 飞行试验技术

1.1 飞机测试系统

为提高飞机大气数据系统精度, AAW 飞机加装了机头

收稿日期: 2017-07-17; 退修日期: 2017-08-26; 录用日期: 2017-10-24

* 通信作者. Tel.: 029-86838125 E-mail: leiming061012@163.com

引用格式: LEI Ming, LIU Likun. Research of flight test of active aeroelastic wing of aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2017, 28 (11): 27-32. 雷鸣, 刘立坤. 主动气动弹性机翼飞机飞行试验研究[J]. 航空科学技术, 2017, 28 (11): 27-32.

空速管。飞机其他的测试系统包括高质量的惯性导航系统、差分全球定位系统 (GPS) 单元、速率陀螺仪、舵面位置传感器、飞行控制系统 (FCS) 参数监控的 MIL-STD-1553 总线参数。加装了测量方向舵铰链力矩的应变电桥、振动传感器^[14]、飞行变形测量系统^[15, 16]等。

1.2 飞行控制系统

在大迎角研究飞行器项目^[17]和 F/A-18 飞行控制计算机研制支撑项目^[18]研究成果的基础上,选择了研究飞行控制系统 (Research Flight Control System, RFCS) 作为 AAW 飞机控制系统。图 1 为 F/A-18 AAW 飞机基本的飞行控制系统单元。图 1 中叠加框图代表每个组成部分的冗余,点线围起来的代表了 RFCS 组成部分。GE701E 是飞机原有的飞控系统,RFCS 是为 AAW 飞机专门设计的飞控系统。GE701E 和 RFCS 之间的信息交互通过双端口随机存取存储器实现。GE701E 到 RFCS 之间控制律的转换通常是由飞行员控制完成的。同样,RFCS 到 GE701E 之间的转换也是由飞行员控制或者是自动分离逻辑控制完成。将作动器指令中的预准备逻辑和瞬间自由转换增加到 RFCS 运行中,从而确保结合 / 分离瞬间时间最短。

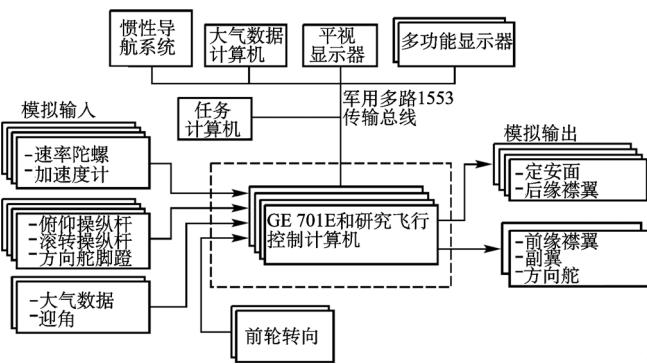


图 1 F/A-18 飞行控制系统单元
Fig.1 F/A-18 flight control system unit

在两个飞行试验阶段中,RFCS 使用了不同的模式^[19]。在第一阶段中,RFCS 提供了单独的多种气动力控制面激励,该激励叠加在传统 F/A-18 控制面指令上;在第二阶段中,RFCS 提供了内环控制,实施了新研发的 AAW 控制律。

1.3 飞行试验动作

F/A-18 AAW 飞机在进行飞行试验过程中,主要采用两种飞行试验激励技术:机载激励系统激励和飞行员输入激励。共有 31 种机载激励系统激励动作,飞机模型参数辨识数据来源于其中 6 种机载激励系统激励动作,另外 25 种机载激励系统激励动作用于研究气动伺服弹性效应、地面试验动作和失效模式动作,它们均已添加到现有的 GE701E 控制律中。该方法允许在进行机载激励系统激励时 GE701E 保

持飞机的控制。机载激励系统激励主要用于气动建模飞行试验和载荷建模飞行试验。飞行员输入激励包括推进改出、杆滚转、过载 4 滚转改出和过载 5 半滚倒转,由飞行员操纵驾驶杆完成。飞行员输入激励主要用于气动模型验证飞行试验和载荷模型建模和验证飞行试验。

1.4 飞行试验状态点

AAW 飞行试验共包括 18 个独立的飞行试验状态点,其中亚声速 9 个 (马赫数 0.85、0.9 和 0.95)、超声速 9 个 (马赫数 1.1、1.2 和 1.3)。动压范围 $2.87 \times 10^{-2} \sim 7.18 \times 10^{-2} \text{MPa}$ 。图 2 为 AAW 试验状态矩阵点和飞行包线。第一阶段飞行试验与第二阶段飞行试验均在这 18 个状态点进行了飞行试验。

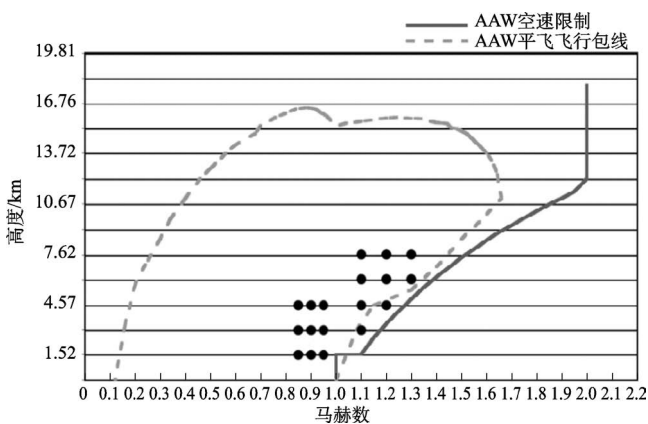


图 2 AAW 飞行试验点
Fig.2 AAW flight test points

2 气动建模飞行试验技术

2.1 气动力建模飞行试验动作

使用 6 种控制纵向和横向操纵面的机载激励系统对飞机进行激励,无需飞行员输入杆位移,一次只激励单独一组控制面。激励过程中运行 F/A-18 基本控制律,存在少量的飞机其他舵面响应,但是对于参数辨识而言可认为飞机各舵面响应充分解耦。表 1 和表 2 中列出了机载激励系统参数辨识激励的舵面偏度,每一个控制面的激励时间间隔 2s。图 3 和图 4 分别为纵向和横向机载激励系统激励控制面偏转时间历程图。

表 1 纵向机载激励系统激励 (对称偏度)
Table 1 Longitudinal onboard excitation system maneuvers (collective deflection)

	δ_{OLEF} / (°)	δ_{HLEF} / (°)	δ_{TEF} / (°)	δ_{LEF} / (°)	δ_{AIL} / (°)	δ_{STAB} / (°)
大幅值	3	3	5	3	6	0.8
中幅值	2	2	4	2	5	0.8
小幅值	1	1	3	1	4	0.8

表2 横向机载激励系统激励(差动偏度)

Table 2 Lateral onboard excitation system maneuvers (differential deflection)

	δ_{RLD} / (°)	δ_{OLEF} / (°)	δ_{ILEF} / (°)	δ_{TEF} / (°)	δ_{AIL} / (°)	δ_{STAB} / (°)	δ_{dOLEF} / (°)
大幅值	4	6	6	10	12	6	6
中幅值	4	4	4	8	1	6	4
小幅值	4	2	2	6	8	6	2

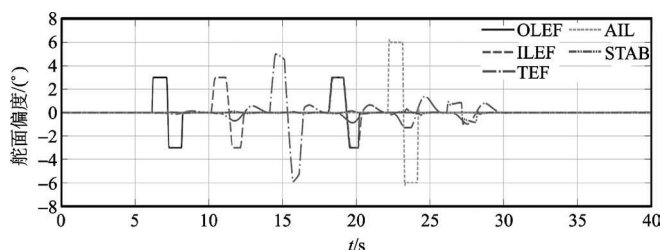


图3 纵向机载激励系统激励

Fig.3 Longitudinal onboard excitation system maneuvers

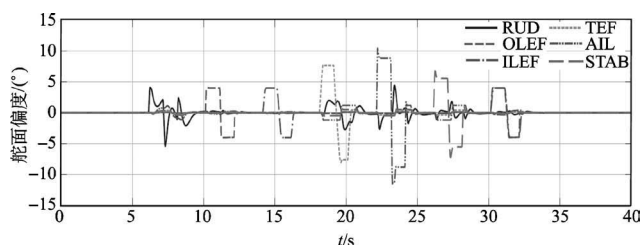


图4 横向机载激励系统激励

Fig.4 Lateral onboard excitation system maneuvers

δ_{OLEF} 为外侧前缘襟翼偏度, δ_{ILEF} 为内侧前缘襟翼偏度, δ_{TEF} 为后缘襟翼偏度, δ_{LEF} 为内侧加外侧前缘襟翼偏度, δ_{AIL} 为副翼偏度, δ_{STAB} 为水平安定面偏度, δ_{RUD} 为方向舵偏度。

2.2 气动参数辨识

利用最大似然输出误差参数辨识技术估计 AAW 飞机在每一个试验点的气动参数。将机载激励系统激励的响应数据输入到参数辨识程序 (pEst) 中^[20]。pEst 软件利用目标函数确定实测响应数据和动力学仿真预测之间的差异。通过迭代技术,调整未知的气动参数值从而减小目标函数。每一种激励分析会得出的一系列的气动参数值。图5为 pEst 软件流程图。在同一个试验点将不同激励估计得来的参数值进行平均即可获得最终的参数值,该值将用于建立新 AAW 气动力模型。

3 载荷建模飞行试验技术

3.1 载荷测量系统

通过多重线性回归技术,利用飞行试验数据建立 AAW 飞机载荷模型^[21, 22]。载荷模型的输入包括飞机状态参数、舵面偏度和从飞行测量参数中计算得到的非线性输入。每个

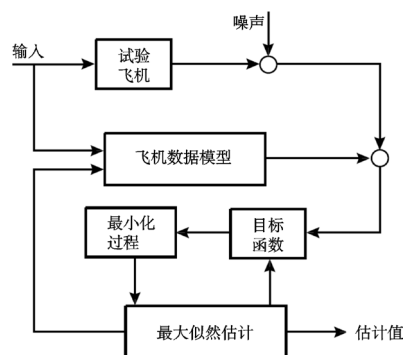


图5 输出误差最大似然参数辨识技术

Fig.5 The output-error maximum-likelihood parameter identification technique

机翼的载荷模型输出包括机翼根部弯矩和扭矩、机翼折叠处的弯矩和扭矩、内侧和外侧前缘襟翼铰链力矩、后缘襟翼铰链力矩和副翼铰链力矩。在进行飞行试验前进行了全机的地面载荷校准试验和机翼扭转刚度地面试验^[23]。

AAW 飞机每一个机翼上安装了大约 100 组应变电桥^[22]。这些应变电桥用于确定每一个机翼上的 4 个控制面的铰链力矩和机翼翼根与机翼折叠处的弯矩载荷与扭矩载荷。

3.2 飞行试验动作

利用机载激励系统激励飞机。这些激励包括一系列的、小的、中等的或者大的对称或差动激励,分别独立作用于每个控制面。利用同动或者差动的对称信号分别激励飞机纵轴和横轴的响应。图6所示数据来自于一个大幅值的对称机载激励系统激励。

因为机载激励系统激励的幅值相对较小,增加了飞行员输入激励,从而确定在较大载荷水平时飞机的载荷特性。这些激励包括过载 5 半滚倒转、过载 4 滚转改出以及半杆、3/4 量和全杆量滚转。

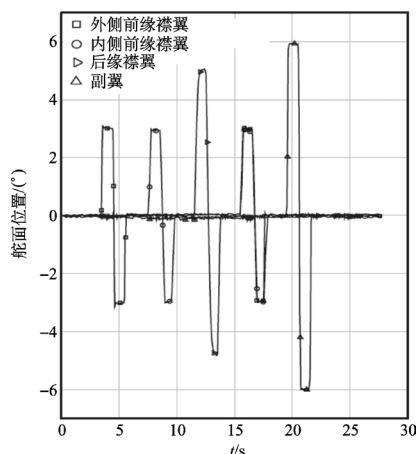


图6 大幅值对称机载激励系统激励

Fig.6 Large collective onboard excitation system maneuver

3.3 载荷建模

AAW 载荷模型是载荷方程的集合,每一个方程组在单独的飞行条件下定义。为 AAW 建立载荷模型的包括翼根弯矩 (WRBM)、翼根扭矩 (WRTQ)、机翼折叠处弯矩 (WFBM)、机翼折叠处扭矩 (WFTQ)、内侧前缘襟翼铰链力矩 (ILEF HM)、外侧前缘襟翼铰链力矩 (OLEF HM)、后缘襟翼铰链力矩 (TEF HM) 和副翼铰链力矩 (Ail HM)。每一个载荷方程的形式如式 (1) 所示:

$$L_{\text{pred}} = I + \sum_{j=1}^R A_j X_j \quad (1)$$

式中: L_{pred} 来自于载荷模型的预测载荷, I 为截断项, R 为输入的数量, X 为每一个载荷方程的输入参数。方程系数 A 通过多重线性回归得到。每一个载荷方程选择的输入 X 来自于一系列的飞机状态和舵面位置。由于 AAW 载荷模型主要用于 AAW 仿真的控制律设计,因此,只有仿真中用到的参数才作为载荷模型的输入。

4 模型验证飞行试验结果

4.1 气动模型验证飞行试验结果

4.1.1 纵向响应

选择具有代表性的 AAW 飞机滚转率对比 AAW 模型仿真预测结果与飞行数据^[24]。整个激励中滚转率预测结果与飞行数据趋势吻合度较好,与飞机真实的滚转几乎接近。如图 7 (a) 所示,整个飞行激励滚转率具有非常好的吻合度;如图 7 (b) 所示,吻合度精度稍差一些。图 7 中,AAW 模型的滚转率与飞行数据具有相同的趋势,但稳定滚转率预测偏小。整体上偏航率与飞行数据吻合较好,但不如滚转率。

4.1.2 纵向响应

AAW 气动模型与飞行数据纵向响应匹配性较好,两者并

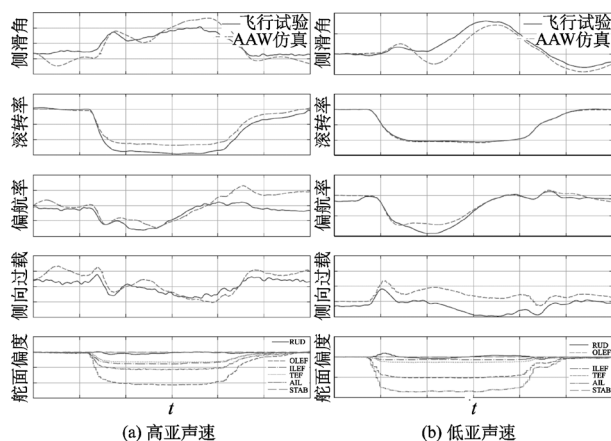


图 7 75% 杆量左滚时飞机横向响应

Fig.7 Lateral-directional responses from 75% stick left roll

没有完全重合,但总体趋势与飞行数据相同。图 8 (a) 为某个亚声速滚转激励,飞行数据和 AAW 仿真数据纵向响应的对比,仿真的纵向时间历程趋势与飞行数据相匹配。图 8 (b) 为某个超声速滚转激励。考虑到许多由于交叉耦合导致的响应,AAW 仿真合理地跟随了飞行数据的趋势。考虑到该气动模型中不包含交叉耦合因子,横向激励的纵向响应与飞行趋势的匹配度较为合理。

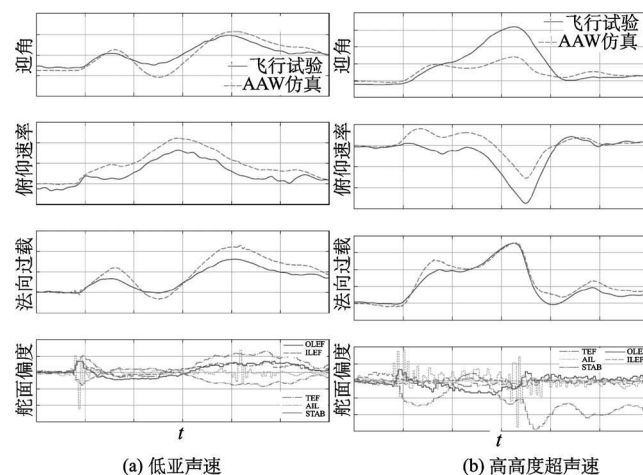


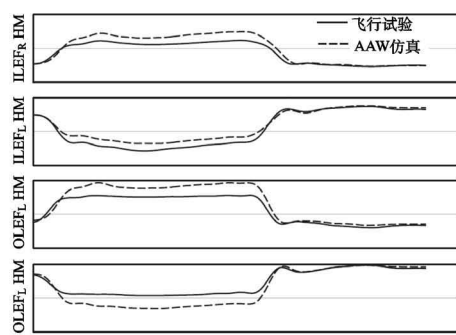
图 8 75% 杆量左滚飞机响应

Fig.8 Longitudinal responses from 75% stick left roll

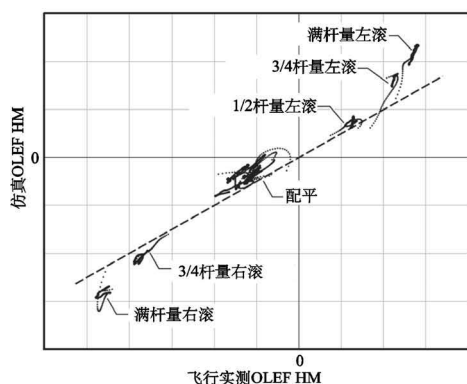
4.2 载荷模型验证飞行试验结果

通过飞行试验验证所建立的载荷模型精度。图 9 (a) 为一典型的满杆滚转时的前缘襟翼铰链力矩时间历程曲线图,该图显示载荷模型前缘襟翼铰链力矩模型预测偏大。图 9 (b) 显示预测载荷等于测量载荷,曲线中剔除了由于时间扭曲造成的载荷模型误差。图 9 (c) 为与图 10 中相同飞行激励下后缘襟翼和副翼的铰链力矩。从该图可以看出,载荷模型预测较好。HM 为铰链力矩,下标 L 为左, R 为右。前缘襟翼和后缘襟翼载荷预测在精度方面存在差异,部分原因是由于阶段一飞行试验激励幅值过小导致。在载荷建模时,前缘襟翼激励幅值较小,而后缘襟翼激励幅值大。前缘襟翼激励输入大小的限制导致前缘襟翼铰链力矩预测精度偏低。这种降低不会影响控制律设计,因为前缘襟翼位置常常被其他限制条件限定。

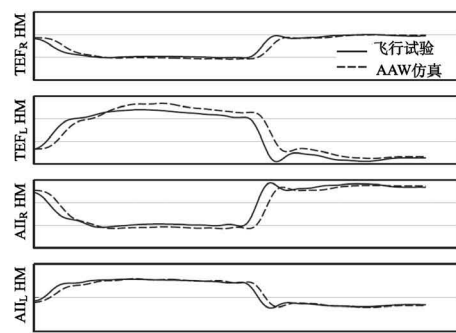
法向过载 5 下的半滚倒转动作也用作阶段二飞行试验包线扩展、气动力模型验证和载荷模型验证。这些动作会产生比滚转动作更高的机翼翼根和机翼折叠处的弯矩载荷。图 10 为左机翼典型的 WRBM、WFBM、WRTQ 和 WFTQ 载荷时间历程图。载荷模型的弯矩预测结果误差小于扭矩预测结果误差。这种减小的结果可能是由于扭转响应幅值更小的原因。



(a) 前缘襟翼铰链力矩



(b) OLEF HM和仿真预测OLEF HM关系



(c) 后缘襟翼和副翼铰链力矩

图9 满杆滚转(马赫数 $Ma=1.1$,高度6000km)
Fig.9 Full-stick roll ($Ma=1.1$, 6000km altitude)

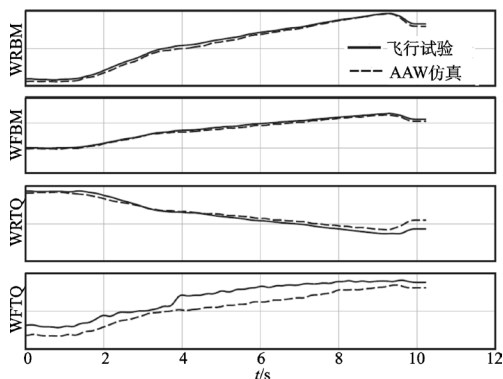


图10 法向过载5半滚倒转激励时,弯曲和扭转载荷
Fig.10 Typical bending and torque loads during a 5-g windup turn

5 结束语

通过两个阶段的飞行试验建立并验证了修改后的F/A-18 AAW飞机新的气动力模型和载荷模型的有效性,仿真模型较好地预测了AAW飞机的气动力特性和载荷特性,从飞行试验结果看出,仿真预测结果和飞行试验结果匹配性较好。通过飞行试验验证了AAW技术的可实现性,为未来柔性机翼飞机设计提供了新的设计方法,从而提高未来飞机性能。 **AST**

参考文献

- [1] Pendleton E. A flight research program for active aeroelastic wing technology[R]. AIAA-96-1574-CP, 1996.
- [2] 杨超,陈桂彬,邹丛青. 主动气动弹性机翼技术分析[J]. 北京航空航天大学学报, 1994, 25 (2): 171-175.
YANG Chao, CHEN Guibin, ZOU Congqing. Analysis of active aeroelastic wing technology[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1999, 25 (2): 171-175. (in Chinese)
- [3] 杨超,黄超,吴志刚,等. 气动伺服弹性研究的进展与挑战[J]. 航空学报, 2015, 36 (4): 1011-1033.
YANG Chao, HUANG Chao, WU Zhigang, et al. Progress and challenges for aeroservoelasticity research[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36 (4): 1011-1033. (in Chinese)
- [4] Miller G D. Active Flexible Wing (AFW) technology[R]. Air Force Wright Aeronautical Laboratories TR-87-3096, 1988.
- [5] Love M, Miller G D. An F-16 wing modification study for active aeroelastic wing[R]. Lockheed/ Rockwell/Air Force, 2004.
- [6] Norris M, Miller G D. AFW technology assessment[R]. Lockheed Aeronautical System Company and Rockwell-aerospace Report No.NA 94-1740, 1994.
- [7] Miller G D. AFW design methodology study[R]. Rockwell-aerospace Report No.NA 94-1731, 1994.
- [8] Pendleton E. The active aeroelastic wing flight research program[R]. AIAA-98-1972, 1998.
- [9] Jennifer H, Charles V, James R, et al. Experimental results from the active aeroelastic wing wind tunnel test program[R]. AIAA 2005-2234, 2005.
- [10] Clarke R. Flight test of the F/A-18 active aeroelastic wing airplane[R]. NASA/TM-2005-213664, 2005.
- [11] David V, Pendleton E, Kenneth D, et al. The active aeroelastic wing phase I flight research[R]. NASA/TM-2003-210741, 2003.
- [12] John J R, John T B, John J B, et al. Current and future research in active control of lightweight, flexible structures using the X-56

- aircraft[R]. AIAA 2014-0597, 2014.
- [13] 杨超, 肖志鹏, 万志强. 主动气动弹性机翼多控制面配平综合优化设计 [J]. 工程力学, 2011, 28 (12): 244-249.
YANG Chao, XIAO Zhipeng, WAN Zhiqiang. Integrated optimization design of multiple-controlsurface trim for active aeroelastic wing[J]. Engineering Mechanics, 2011, 28 (12): 244-249. (in Chinese)
- [14] Kouba G, Botez R M. Identification of F/A-18 model from flight tests using the fuzzy logic method[R]. AIAA 2009-1483, 2009.
- [15] Lizotte A M, Allen M J. Twist model development and results from the active aeroelastic wing F/A-18 aircraft[R]. NASA/TM-2005-212861, 2005.
- [16] Lizotte A M, Lokos W A. Deflection-based structural loads estimation from the active aeroelastic wing F/A-18 aircraft[R]. NASA/TM-2005-212871, 2005.
- [17] Victoria R, Gatlim D, Kempel R, et al. The F-18 high alpha research vehicle; a high-angle-of-attack tested aircraft[R]. AIAA-92-4121, 1992.
- [18] Carter J F. Production support flight control computers; Research capability for F/A-18 aircraft at dryden flight research center[R]. NASA/TM-97-206233, 1997.
- [19] Dibley R P, Allen M J, Clarke R, et al. Development and testing of control laws for the active aeroelastic wing program[R]. NASA/TM-2005-213666, 1997.
- [20] Murray J E, Richard E M. pEst Version 2.1 user's manual[Z]. NASA Technical Memorandum 88280, 1987.
- [21] Michael J A. Loads model development and analysis for the F/A-18 active aeroelastic wing airplane[R]. NASA/TM-2005-213663, 2005.
- [22] William A L. Strain-gage loads calibration testing of the Active Aeroelastic Wing F/A-18 airplane[R]. AIAA 2002-2926, 2002.
- [23] William A L. Wing torsional stiffness tests of the active aeroelastic wing FA-18 airplane[R]. NASA/TM-2002-210723, 2002.
- [24] Corey G D, Stephen B C. Active aeroelastic wing aerodynamic model development and validation for a modified F/A-18 airplane[R]. NASA/TM-2005-213664, 2005.

作者简介

雷鸣 (1987—) 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 飞行结构动力学。

Tel: 029-86838125 E-mail: leiming061012@163.com

刘立坤 (1991—) 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 飞行结构动力学。

Tel: 029-86838125 E-mail: 545638818@qq.com

Research of Flight Test of Active Aeroelastic Wing of Aircraft

LEI Ming*, LIU Likun

Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China

Abstract: Active Aeroelastic Wing (AAW) technology will be the advanced technology for the aeroelastic design of the future aircraft with aircraft becoming lighter, faster and having better performance. Using AAW technology that takes a challenge for aeroelastic flight test. The flight condition, maneuvers, modeling and validation of flight test of F/A-18 AAW aircraft was described for validating AAW technology. The result of flight test demonstrate the AAW technology was practicability, which can serve as a reference for future AAW aircraft.

Key Words: AAW; flight test technology; aerodynamic model; load model

Received: 2017-07-17; Revised: 2017-08-26; Accepted: 2017-10-24

*Corresponding author. Tel.: 029-86838125 E-mail: leiming061012@163.com