

大型水陆两栖飞机的动力学响应特性*

吕继航, 曾毅, 杨荣

(中航通飞研究院研发中心, 珠海 519040)

[摘要] 水陆两栖飞机设计时, 需要考虑弹性飞机的动力学响应问题。根据大型水陆两栖飞机的工作模式和使用特点, 利用数值仿真方法分析飞机水上起降、遭遇对称/非对称突风以及飞行着陆时的动力学响应特性, 求解机体结构在各种使用环境中的动载荷响应。结果表明, 在动态效应影响下, 机体结构局部区域的限制动载荷明显大于静载荷, 必须采用动载荷进行结构强度补充设计与校核, 分析结果为大型水陆两栖飞机的结构设计提供了重要依据。

关键词: 大型水陆两栖飞机; 动载荷; 着水; 突风; 着陆

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2020.20.064



吕继航

正高级工程师、硕士, 中航通飞研究院强度设计和验证专业技术专家, 主要从事民用飞机气动弹性和结构动力学设计验证工作, 先后参与多个机型号和预研项目的科研任务。

水陆两栖飞机兼具水上飞机和陆上飞机的特点, 因其独特优势, 世界各国十分注重该类飞机的研制。显著的特点和优势决定了水陆两栖飞机是一种陆基飞机、直升机所不可取代的特种飞机。

以往, 飞机的结构设计主要利用静载荷开展, 包括水面载荷、地面载荷、突风载荷等, 但由于飞机结构弹性效应的影响, 机体在使用过程中经常会受到各种各样的动态载荷作用, 这些动态载荷可能会引起结构失效或破坏, 其所造成的危害程度与飞机的运动状态、工作环境以及机体结构本身的动态特性密切相关^[1]。

国外已对水陆两栖飞机的动力学问题进行了多年研究, 如俄罗斯、日本在研制 BE-200、US-1 等水陆两栖飞机过程中, 均开展了充分的动态载荷设计分析, 取得了大量的理论成果和试验数据。近年来, 国内也根据新的设计要求, 逐步开始考虑水陆两栖飞机的动载荷设计, 以期提高

飞机全寿命周期内的结构安全性和可靠性。

对于水陆两栖飞机, 着水动态特性是其设计制造的主要依据; 当其遭遇大气突风时, 机体的结构强度必须保证飞机能够安全飞行; 当其在陆地机场起降时, 机体还必须能够承受着陆冲击带来的动态载荷作用。基于这些问题, 有必要对大型水陆两栖飞机水上起降、遭遇突风以及飞行着陆时的动力学响应特性进行系统的分析研究, 以期能为飞机结构提供设计依据。

基本理论

飞机在运动过程中经常会承受各种随时间快速变化的外部载荷, 通常随时间变化的外载荷既有显性也有隐性。动力学响应分析时, 不管是显性问题还是隐性问题, 工程上都可以进行适当的简化处理。

1 着水动响应

水陆两栖飞机结构设计时, 必须

* 基金项目: 国家民机专项科研项目(MJ-2017-F-05)。

考虑起飞和着水时的水载荷动态效应。在缺少更准确的方法时,可以参照松耦合思想,采用分步求解的思路,即先计算刚性飞机的着水载荷,然后再以该着水载荷为激励条件,求解弹性飞机的着水动态响应特性。

水陆两栖飞机刚性体的着水载荷可以采用工程经验公式计算^[2],其中,对于断阶着水情况为:

$$n_w = \frac{C_1 V_{so}^2}{\left(\tan^{\frac{2}{3}} \beta\right) W_{zs}^{\frac{1}{3}}} \quad (1)$$

对于船艏和船艉着水情况:

$$n_w = \frac{C_1 V_{so}^2}{\left(\tan^{\frac{2}{3}} \beta\right) W_{zs}^{\frac{1}{3}}} \times \frac{K_1}{(1+r_x^2)^{\frac{2}{3}}} \quad (2)$$

式中, n_w 为着水载荷系数, C_1 为水上飞机操纵经验系数, V_{so} 为着水构型失速速度, β 为船体纵向各站位处的斜升角, W_{zs} 为水上飞机设计着水重量, K_1 为着水载荷经验系数, r_x 为飞机重心到船体纵向站位的距离与飞机俯仰惯性半径之比。

确定刚性飞机的着水载荷后,还要模拟水载荷的作用历程。实测结果表明,水上飞机着水撞击时,过载的增长时间为 $t = 0.065 \sim 0.25s$,故水载荷的作用历程可取如图1所示形式^[3]。

采用有限自由度系统模拟弹性体结构,用有限阶固有模态的线性组合表示弹性体的一般运动,则飞机着水的运动方程可以表示为:

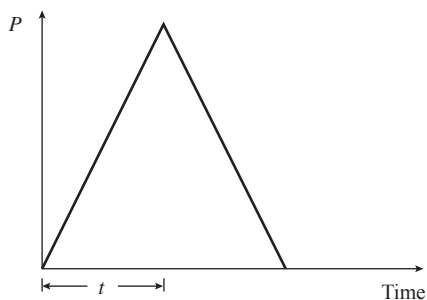


图1 着水载荷的作用历程
Fig.1 Course of water load

$$M\ddot{x} + C\dot{x} + Kx = P_1(t) \quad (3)$$

式中, M 为广义质量矩阵, C 为广义阻尼矩阵, K 为广义刚度矩阵, x 为位移向量, P_1 为飞机着水过程中的瞬态载荷。

为了使方程解耦,可以将位移向量采用模态坐标描述为:

$$x(t) = \phi \cdot \xi(t) \quad (4)$$

式中, ϕ 为模态振型, ξ 为模态坐标。

将模态坐标代入,则运动方程转化为:

$$\begin{aligned} \phi^T M \phi \cdot \ddot{\xi}(t) + \phi^T C \phi \cdot \dot{\xi}(t) + \\ \phi^T K \phi \cdot \xi(t) = \phi^T P_1(t) \end{aligned} \quad (5)$$

根据振型的正交特性,方程可以转化为一组非耦合的单自由度系统,然后在一系列离散的时间点用中心差分法即可求解各节点的位移、速度、加速度、载荷等瞬态响应特性^[4]。

2 突风动响应

飞机遭遇大气突风时,会引起飞行姿态的改变,并产生附加的气动力和惯性力。一般把大气突风视为一种由孤立的脉冲组成的扰流结构,其形状简化为 $1-\cos$ 型^[5]:

$$U = \frac{U_{ds}}{2} \times [1 - \cos(\pi s / H)] \quad (6)$$

式中, s 为进入突风区的距离; H 为突风梯度,即突风达到其峰值速度时与飞机飞行航迹的平行距离,其范围为 $9.1 \sim 106.7m$ 。 U_{ds} 为用当量空速表示的设计突风速度:

$$U_{ds} = U_{ref} F_g \left(\frac{H}{106.7}\right)^{\frac{1}{6}} \quad (7)$$

式中, U_{ref} 为当量空速表示的参考突风速度; F_g 为飞行剖面缓和系数。

确定离散突风的空间分布特性后,其产生的气动力可以描述为:

$$P_2(t) = \int L_g(U, t) \cdot x \, ds \quad (8)$$

式中, P_2 为突风产生的附加气动力, s 为积分域。

根据拉格朗日方程,飞机在离散

突风作用下的运动表示为:

$$M\ddot{x} + C\dot{x} + Kx = \frac{1}{2} \rho V^2 Q_h + P_2(t) \quad (9)$$

式中, ρ 为来流密度, V 为飞行速度, Q_h 为升力面产生的附加气动力矩阵。

求解时,由于突风是在时间轴上定义的,所以必须先将时域内的离散突风通过傅里叶变换转换到频域空间求解。响应求解完成后,再对结果进行傅里叶反变换,即可得到响应量的确定性时间历程^[6]。

上述求解过程主要针对飞机在对称突风(包括垂直突风、水平突风)作用下的响应特性。对于高平尾的尾翼布局,各翼面及其支承结构还必须考虑作用于与航迹成直角的任何方位的非对称突风影响。为了简化问题,可以利用垂向突风、水平突风增量载荷的计算结果进行组合,就能得到非对称突风作用下的增量载荷^[7]:

$$\Delta P_{Li} = 0.85 \sqrt{(\Delta P_{Lv}^2 + \Delta P_{Lh}^2)} \quad (10)$$

式中, ΔP_{Li} 为非对称突风作用下的增量载荷, ΔP_{Lv} 为垂直突风作用下的增量载荷, ΔP_{Lh} 为水平突风作用下的增量载荷。

当然,不管是对称突风还是非对称突风,动态响应分析直接得到的结果均为增量载荷,还需要将各状态的增量载荷与对应的 $1g$ 状态飞行载荷叠加,才能确定飞机的突风限制载荷^[8]:

$$P_L = P_{(1g)L} + \Delta P_L \quad (11)$$

式中, $P_{(1g)L}$ 为对应状态下的 $1g$ 状态飞行限制载荷。

3 着陆动响应

飞机在着陆过程中,机体会承受起落架产生的冲击力,并将在这个冲击力的作用下产生结构变形,进而带来机体着陆载荷的变化^[9]。

为简化问题,飞机着陆动力学响应分析时,通常假设飞机不存在不对称运动,以着陆瞬间为初始分析时刻,主要对起落架接地时的对称运动

自由度进行数值仿真分析。

当飞机在地面做对称滑行运动时,考虑机体垂直于机身水平参考面的弹性模态运动,其运动方程描述为:

$$M\ddot{x} + C\dot{x} + Kx = P_3(t) \quad (12)$$

式中, P_3 为起落架接地时产生的冲击载荷。

与着水响应求解过程类似,采用中心差分法或其他数值积分方法求解方程式,即可得到机体结构的瞬态响应,在此不再详述。

分析模型

仿真建模是结构动力学分析评估的基础,合理的有限元模型可以对飞机结构在预期工作环境中的动力学行为特征进行比较准确的模拟。相对而言,动力学分析主要着眼于结构的宏观特性,因而可以在静力学模型的基础上适当简化。对于大展弦比布局飞机,工程上可以采用单梁结构进行有限元建模,梁单元参数可以利用闭剖面理论进行等效计算^[10]。

大型水陆两栖飞机采用单船身式机身、大展弦比上单翼、“T”型尾翼布局形式,翼展38.80m,长36.94m,高12.10m,最大起飞质量60000kg,单侧机翼前缘吊挂两台涡桨发动机,外翼下方设有稳定浮筒。根据动力学响应分析要求,大型水陆两栖飞机的结构有限元模型如图2所示,其固有振动模态特性如表1所示。

突风响应分析时,还要考虑飞机的非定常气动力效应,采用的气动模型如图3所示。其中,翼面采用面元法建模,机身、发动机、浮筒采用细长体建模,分别采用偶极子格网法和升力体理论进行非定常气动力计算^[11]。

分析结果

1 着水动响应分析结果

根据大型水陆两栖飞机刚性水载荷的计算结果,选取典型着水构

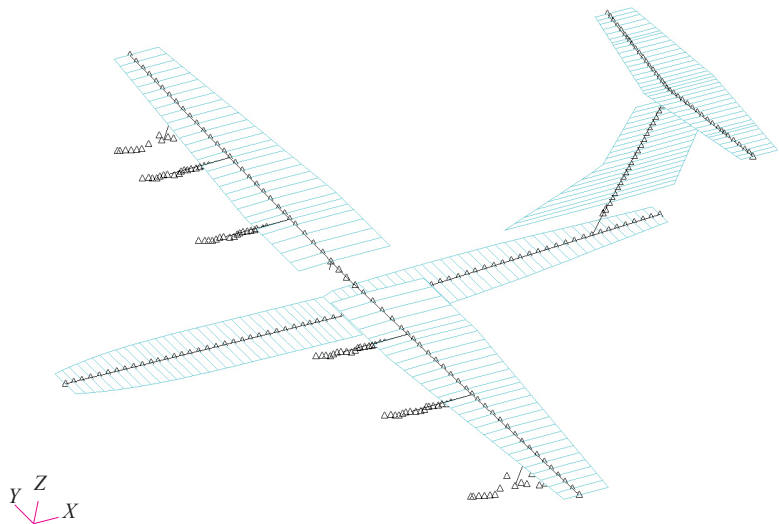


图2 大型水陆两栖飞机结构模型
Fig.2 Structure model of large amphibious aircraft

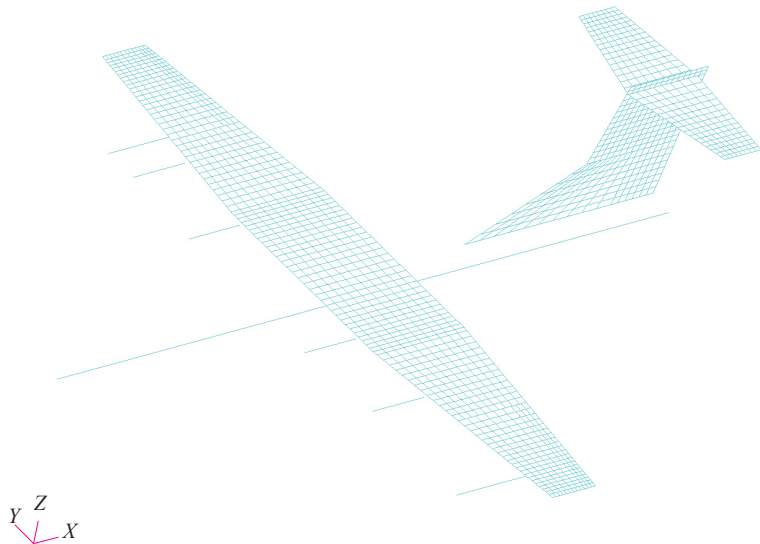


图3 大型水陆两栖飞机气动模型
Fig.3 Aero model of large amphibious aircraft

型,假设升力为定常状态,进行弹性体飞机的着水动响应分析,典型的分析结果如图4~7所示。

由图4~5结果可知,飞机着水过程中,飞机重心、机翼尖部的加速度峰值分别达到4.13g、12.91g,相对静态值均有不同程度的增加,由此导致结构内力也有不同程度的变化。

机翼根部弯矩的典型响应过程如图6所示。可见,机翼的弯矩会在水载荷作用下迅速增大,之后逐渐衰减。如果只计算个别站位上的

表1 固有模态典型结果
Table 1 Typical results of normal mode

项目	计算值/Hz
机翼对称一弯	2.462
机翼反对称一弯	4.031
机身垂直一弯	5.781
机身水平一弯	8.292
垂尾一弯	2.283
平尾对称一弯	9.324
平尾反对称一弯	8.171

载荷响应,很难判断载荷严重情况所在部位。为此,计算了机翼所有站位处的弯矩响应,并提取各计算状态、机翼各站位的响应峰值,同时叠加定常飞行载荷的影响,组成着水状态的机翼动态弯矩限制载荷包线,如图7所示。

与静态载荷的对比可知,考虑弹

性体飞机的着水动态响应影响,机翼的动态负弯矩明显大于静态弯矩,必须按照动态载荷对机翼结构进行补充设计,从而保证结构强度安全。

2 突风动响应分析结果

大型水陆两栖飞机突风动态响应分析时,根据规范要求,考虑突风梯度、飞行高度、飞行重量、突风方

向、飞行速度等因素,使用1-cos型离散突风进行响应求解。

图8给出了在垂直突风作用下,机翼根部剪力的典型响应。同理,取各计算状态、机翼各部位的剪力响应峰值,并叠加1g飞行载荷,组成飞机在突风作用下的机翼动态剪力限制载荷包线,如图9所示。对比可知,

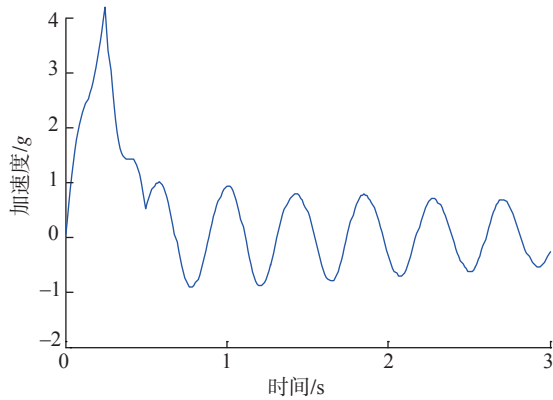


图4 重心加速度响应

Fig.4 Acceleration response at center of gravity

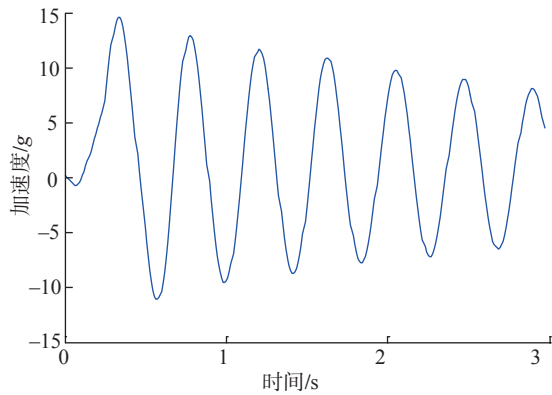


图5 机翼尖部加速度响应

Fig.5 Acceleration response at wing tip

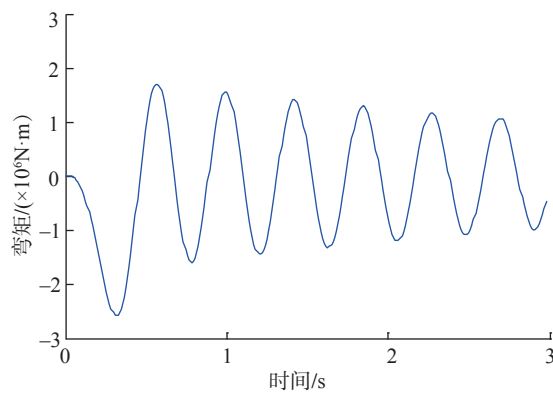


图6 机翼根部弯矩响应

Fig.6 Bending moment response at wing root

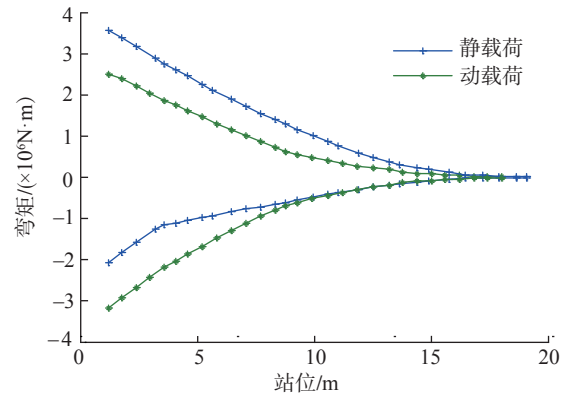


图7 机翼弯矩限制载荷包线

Fig.7 Limit load envelope of bending moment at wing

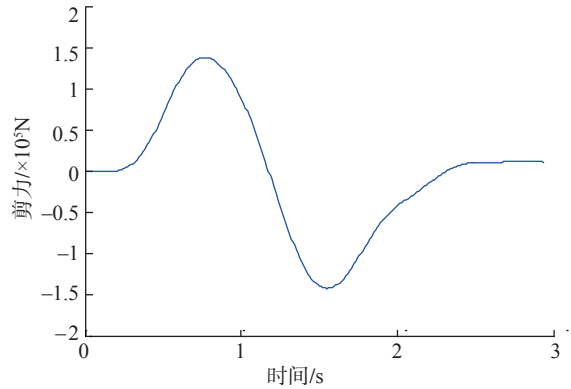


图8 机翼根部剪力响应(垂直突风)

Fig.8 Shear response at wing root under vertical gust

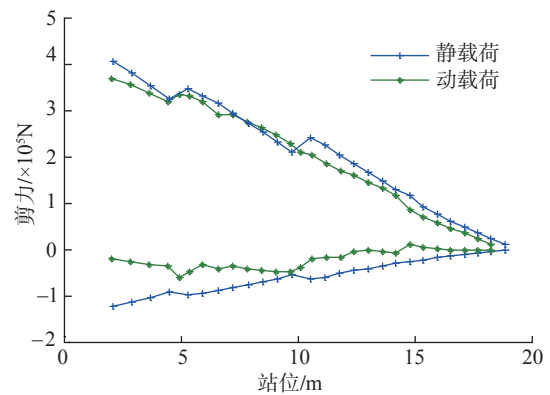


图9 机翼剪力限制载荷包线(对称突风)

Fig.9 Limit load envelope of shear at wing under symmetrical gust

机翼的动态剪力与静态剪力基本相当,但局部区域的动态剪力略大于静态值,需要进行机翼的结构强度补充校核。

图 10 给出了在水平突风作用下,垂尾根部剪力的典型响应。然后,同步求解垂尾在垂直突风作用下的响应,并对水平突风、垂直突风产生的增量载荷进行组合,计算垂尾在非对称突风作用下的动态载荷,典型结果如图 11 所示。对比可知,利用非对称突风动响应分析得到的垂尾翼尖处动态剪力略大于静态值,垂尾结构也需要进行相应的补充设计校核。

3 着陆动响应分析结果

选取大型水陆两栖飞机的典型着陆构型,利用起落架在工作状态的冲击载荷,进行全机着陆瞬态响应分析。

图 12 给出了机身中部、后部的加速度响应特性。可见,不同位置的加速度响应幅值也是不同的,尤其是机身端部响应量较大,由此也会导致机身各处动态载荷的重新分布。

图 13 给出了机身典型部位的弯矩响应过程。同理,叠加着陆时的定

常气动载荷、质量载荷,可以得到机身在着陆冲击载荷作用下的动态弯矩限制载荷包线,如图 14 所示。与静态载荷的对比可知,机身局部区域的动态弯矩大于静态弯矩,需要对这些部位进行补充设计,从而保证机身强度安全。

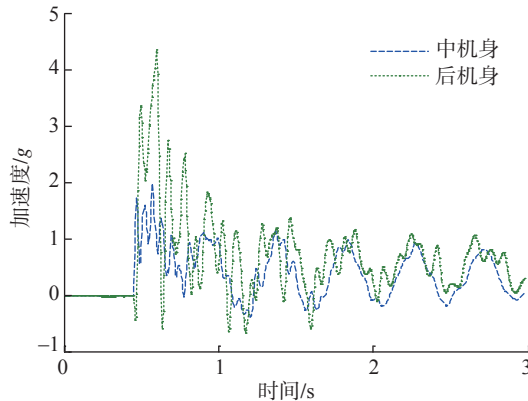


图12 机身典型部位的加速度响应

Fig.12 Acceleration response at typical section of fuselage

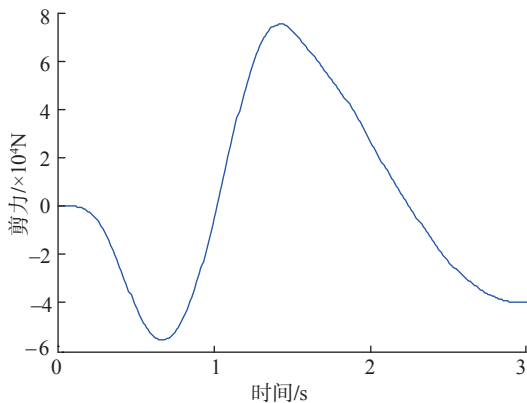


图10 垂尾根部剪力响应 (水平突风)

Fig.10 Shear response of vertical tail root under lateral gust

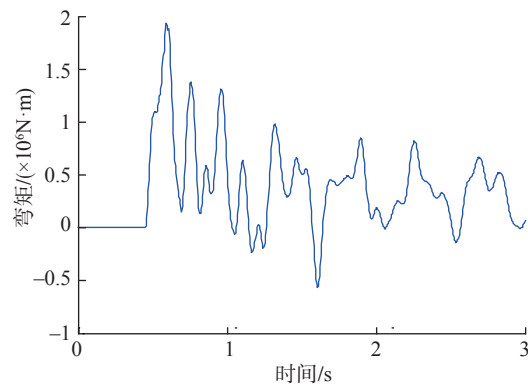


图13 机身典型部位的弯矩响应

Fig.13 Bending moment response at typical section of fuselage

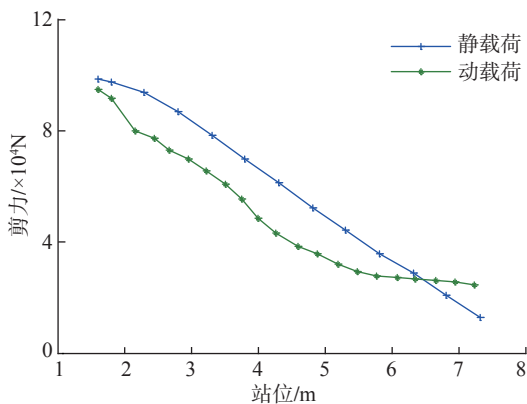


图11 垂尾剪力限制载荷包线 (非对称突风)

Fig.11 Limit load envelope of shear at vertical tail under unsymmetrical gust

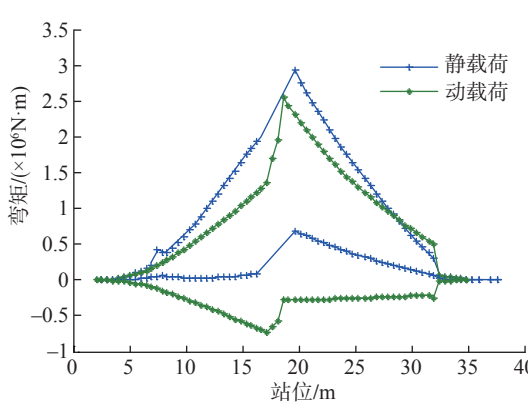


图14 机身弯矩限制载荷包线

Fig.14 Limit load envelope of bending moment at fuselage

结论

飞机的动响应特性是动力学范畴研究的重点内容。在飞机设计过程中,必须引入结构动力学响应分析技术,系统地分析机体在各种使用环境中的动力学响应行为,进而指导结构设计。

本文根据大型水陆两栖飞机预期的动力学环境,包括飞机水上起降、遭遇对称/非对称突风以及飞行着陆状态,分别进行了动力学建模和动态响应仿真分析,得到了机体在各种动态效应下的载荷特性。结果表明,考虑弹性体的动态效应,大型水陆两栖飞机局部区域的着水、突风、着陆动态限制载荷明显大于静态值,必须按照动态载荷对机体结构进行补充设计和校核,从而尽可能地保证结构强度安全。

当然,由于结构动力学问题的复杂性,目前工作过程中还存在一些不足,有待进一步研究解决,如结合大型水陆两栖飞机在试验、试飞方面的动态响应测试数据,开展动载荷逆向识别技术研究,进一步评估动态载荷的有效性,为飞机结构设计提供更充分的依据。

参考文献

- [1] 库兹涅佐夫. 飞机动载荷[M]. 唐长红, 张建叶, 刘天兴, 等译. 北京: 航空工业出版社, 2017.
- [2] KUZNETSOV O A. Aircraft dynamic load[M]. TANG Changhong, ZHANG Jianye, LIU Tianxing, et al, trans. Beijing: Aviation Industry Press, 2017.
- [3] 中国人民解放军总装备部. GJB 67.5A—2008 军用飞机结构强度规范, 第5部分: 水上飞机的水载荷[S]. 2008.
- [4] General Equipment Department of the Chinese People's Liberation Army. GJB 67.5A—2008 Military airplane structural strength specification, Part 5: water loads of seaplanes[S]. 2008.
- [5] GORYANOV A A. Volume II aircraft designer's manual: hydrodynamics of seaplane[M]. Moscow: Central Institute of Aerodynamic Dynamics, 1938.
- [6] MCLEAN D M. MD Nastran 2010 dynamic analysis user's guide[M]. Los Angeles: MSC Software Corporation, 2010.
- [7] Federal aviation administration. FAR—25 airworthiness standards: transport category airplanes[S]. Washington: Federal Aviation Administration, 2014.
- [8] AZOULAY D, KARPEL M. Characterization of methods for computation of aeroservoelastic systems response to gust excitation[C]//47th AIAA/ASME/ASCE/

AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Virginia: AIAA, 2006.

[7] European aviation safety agency. Certification specifications for large aeroplanes CS-25[S]. Cologne: European Aviation Safety Agency, 2014.

[8] 吕继航, 罗琳胤. 大型水陆两栖飞机突风响应特性的程序化设计[J]. 航空计算技术, 2017, 47(4): 48–52.

LÜ Jihang, LUO Linyin. Gust response characteristic programming design of large amphibious aircraft[J]. Aeronautical Computing Technique, 2017, 47(4): 48–52.

[9] WRIGHT J R, COOPER J E. Introduction to aircraft aeroelasticity and loads[M]. Chichester: John Wiley & Sons Ltd., 2014.

[10] 《飞机设计手册》编委会. 飞机设计手册(第9册): 载荷、强度和刚度[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.

Aircraft Design Manual Compilatory Committee. Aircraft design manual: the ninth volume, loads, strength and stiffness[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001.

[11] RODDEN W P, JOHNSON E H. MSC nastran version 68, aeroelastic analysis user's guide[M]. Los Angeles: MSC Software Corporation, 1994.

通讯作者: 吕继航, E-mail:yihanglv@126.com。

Dynamic Response Characteristics of Large Amphibious Aircraft

LÜ Jihang, ZENG Yi, YANG Rong

(Research and Development Centre, AVIC General Aircraft Institute, Zhuhai 519040, China)

[ABSTRACT] In the design of amphibious aircraft, dynamic response characteristics of the elastic aircraft should be considered. According to the working modes and using characteristics, dynamic response characteristics of the large amphibious aircraft when taking off and landing on water, encountering symmetrical / asymmetric gust and landing are analyzed by numerical calculation method, and dynamic loads response of the structures in various using environments are solved. Results show that limited dynamic loads of the local positions are notable larger than the static loads due to dynamic response for the large amphibious aircraft, so dynamic loads must be used to additional design and check for the structural strength. Analysis results provide important reference for structural design of the large amphibious aircraft.

Keywords: Large amphibious aircraft; Dynamic loads; Water landing; Gust; Landing

(责编 古系)