

面向飞行器快速开发的半数字化 伺服弹性试验方法研究

戴世聪, 肖 振, 陈 峰

(空间物理重点实验室, 北京 100076)

摘要: 针对典型伺服弹性试验产品齐套与试验周期均较长, 获取伺服弹性参数的时间点在设计阶段相对滞后的现状, 提出了一种面向飞行器快速开发的半数字化伺服弹性试验方法。首先给出了低产品需求伺服弹性开环试验方法与基于数据的飞行器伺服弹性参数获取方法, 该方法相对于典型的伺服弹性开环试验方法减少了试验软硬件产品需求。之后, 在开环伺服弹性试验结果基础上, 给出了考虑气动力影响的数字化闭环伺服弹性试验方法。提出的方法面向飞行器工程研制, 兼顾成本、进度与准确性, 适用于飞行器快速研制。

关键词: 飞行器; 快速开发; 伺服弹性试验; 数字化

中图分类号: V416.5 **文献标志码:** A **文章编号:** 2096-4080 (2023) 01-0065-06

Research on Semi-Digital Servo-Elasticity Experiment Method for Rapid Development of Aircraft

DAI Shicong, XIAO Zhen, CHEN Feng

(Science and Technology on Space Physics Laboratory, Beijing 100076, China)

Abstract: A typical servo-elasticity experiment requires long product prepare cycle and experiment cycle, which results in relatively late acquisition of servo-elastic parameters in the development stage. In this paper, a semi-digital servo-elasticity experiment method for rapid development of aircraft is proposed. Firstly, a low-product-requirement servo-elastic open-loop experiment method is presented with a data-based servo-elastic parameter acquisition method. Compared with typical servo-elasticity open-loop experiment method, this method reduces the demand for software and hardware in experiment. After that, based on the results of open-loop servo-elasticity experiment, a digital closed-loop servo elasticity experiment method is given taking aeroelasticity into account. The method proposed in this paper is oriented to aircraft engineering development, taking into account experiment cost, cycle and accuracy, and is suitable for rapid aircraft development.

Key words: Aircraft; Rapid development; Servo-elasticity experiment; Digitalization

0 引言

飞行器结构动力(弹性力、惯性力)、非定常气动力、飞行控制系统之间的相互作用会造成气

动伺服弹性问题。3个系统之间不匹配的相互作用可能会造成气动伺服弹性失稳, 从而产生类似于颤振的自激振动, 严重时破坏伺服系统或飞行器结构, 从而导致飞行任务失败。因此, 气动-

收稿日期: 2022-10-09; 修订日期: 2023-01-12

基金项目: 国家自然科学基金(61773068)

作者简介: 戴世聪(1989-), 男, 博士, 高级工程师, 主要研究方向为飞行器总体设计。E-mail: 908419546@qq.com

弹性-控制耦合的分析与设计是飞行器总体设计和控制系统设计当中重要的一部分。对于气动弹性,国内外学者对此已开展数十年研究,对飞行器的气动弹性现象、气动弹性机理,以及气动弹性试验等方面有较为全面的研究^[1-6]。对于气动伺服弹性,文献[7]进行了研究现状、综合与试验的全面阐述。

气动-弹性-控制传统设计流程一般是通过模态试验获取全弹模态,再根据模态振型和质量分站情况计算广义力等参数,从而完成弹性建模。但为了追求更高的有效载荷质量和更小的气动阻力,飞行器的结构逐渐向更轻、更薄的方向发展,飞行器局部结构的弹性会对导航装置处产生比传统飞行器更强的影响。然而对于复杂外形飞行器来说,即便利用模态试验得到了某些局部结构主导模态的频率、阻尼比和振型,也很难通过质量分站建模的方式计算广义力,从而使控制系统无法有效地评估驱动装置动作对模态的影响,也就无法保证弹性稳定性。对局部结构主导模态评估的困难,很容易最终使飞行试验中出现控制自激弹性抖动,在抖动严重时可能导致弹体破坏或执行机构损伤,从而造成飞行任务失利。因此有必要开展伺服弹性试验,直接通过伺服系统对飞行器进行激励,获取从伺服激励到飞行器角速度输出的完整传递特性。章俊杰等^[8]给出了飞机伺服弹性试验的原理以及工程方法,李晓东等^[9]和王齐双等^[10]介绍了导弹伺服弹性开环试验与闭环试验的典型做法,但典型的伺服弹性试验无法检验气动力对弹性稳定性的影响。Wu等^[11]提出了一种在伺服弹性试验基础上利用激振器模拟飞行器上作用的非定常气动力的试验方法,能够检验气动伺服弹性系统稳定性。然而,完成上述伺服弹性试验所需的产品较多,产品齐套与试验周期均较

长,获取伺服弹性参数的时间点研制阶段相对滞后。

本文提出了一种面向飞行器快速开发的半数字化伺服弹性试验方法,通过低产品需求伺服弹性开环试验与考虑气动力的数字化伺服弹性闭环试验相结合,在有效获取伺服弹性参数、有效进行伺服弹性闭环验证的同时,起到提前试验节点、减少试验成本、缩短试验周期的效果,适用于飞行器快速研制。

1 面向快速开发的伺服弹性试验研究思路

飞行器气动伺服弹性闭环系统见图1。伺服弹性试验将气动伺服弹性闭环系统中气动广义力以外的部分直接通过飞行器及其控制系统的实物产品进行模拟,一般分为用来获取伺服弹性开环传递特性的开环伺服弹性试验(原理见图2)和检验伺服弹性系统闭环稳定性和稳定裕度的闭环伺服弹性试验(原理见图3)。其中所用硬件、软件算法状态均要求与飞行产品状态一致。

典型伺服弹性开环试验以伺服弹性测试仪向伺服系统发出舵偏指令作为激励,以频率分析仪采集各子环节的输出(包括伺服系统、飞行器结构、惯性测量装置、控制器),能够有效获取飞行器伺服弹性回路中各子环节传递函数以及完整的伺服弹性开环或回路传递函数,试验结果可以直接指导控制系统开展弹性稳定性设计。

而典型伺服弹性闭环试验在开环伺服弹性试验基础上,通过在硬件上连通舵偏指令输入与舵偏指令输出,使回路闭合,再通过激振器使飞行器姿态发生振动,激励伺服弹性回路。通过不断增大控制器的静态增益系数,检验伺服弹性系统是否会出现自激振荡,可以有效获取伺服弹性闭环系统的弹性幅值裕度。

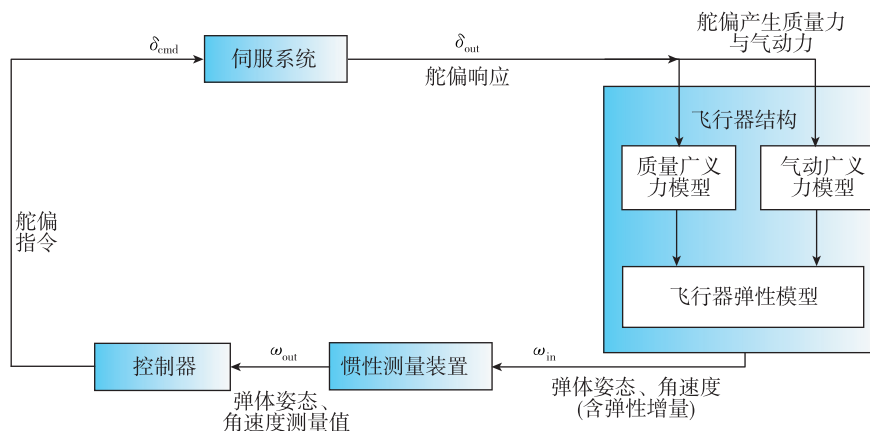


图1 气动伺服弹性闭环系统

Fig. 1 Aero-servo-elasticity closed-loop system

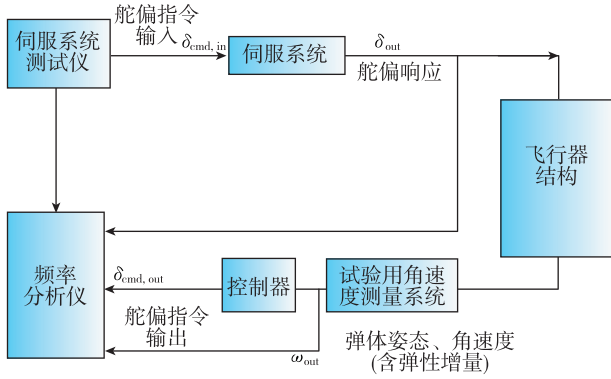


图 2 典型伺服弹性开环试验系统框图
 Fig. 2 Typical servo-elasticity open-loop experiment system diagram

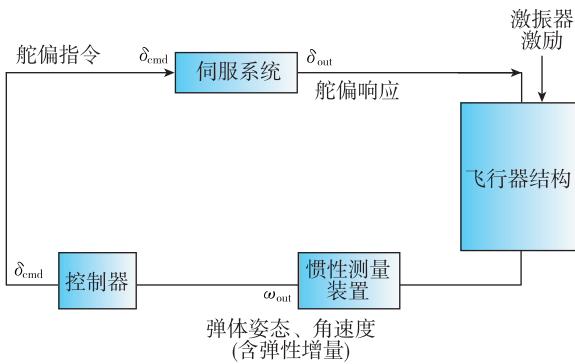


图 3 典型伺服弹性闭环试验系统框图
 Fig. 3 Typical servo-elasticity closed-loop experiment system diagram

然而，在工程实际操作中，典型的伺服弹性试验要求的产品较多，已接近整套飞行产品。特别是控制器当中加载的飞控软件，由于需要经过大规模数学仿真验证，齐套时间一般已接近总装测试，一旦出现试验结果与弹性理论模型差异较大的情况，则需要对飞控软件进行大幅度调整并重新开展大规模数学仿真等试验，可能会造成飞控软件齐套节点延后，延误工程研制进度。为了避免上述风险，实现飞行器的快速开发，需要尽可能减少试验所需产品，缩短齐套周期，尽早开展实物试验获取数据与设计参数，避免设计反复。

同时，对于高马赫数飞行的飞行器，受风洞尺寸与马赫数等条件的限制，地面实物状态的典型伺服弹性试验难以在风洞中开展，因而无法模拟飞行中气动力对飞行器弹性模态造成的影响。因此在典型伺服弹性闭环试验中，经检验稳定裕度充足的系统在实际飞行过程中仍可能会因气动弹性影响而降低稳定性甚至出现失稳，因此开展考虑气动力的伺服弹性闭环检验必不可少。通过开展数字气动伺服弹性试验进行提前验证，可以评估气动伺服弹性稳定裕度水平。后续可结合研制进度与经费情况，开展 Wu 等^[11]提出的半实物气动伺服弹性试验，进行更高可信水平的检验。

面向飞行器快速开发的气动伺服弹性试验流程与作用框图见图 4。

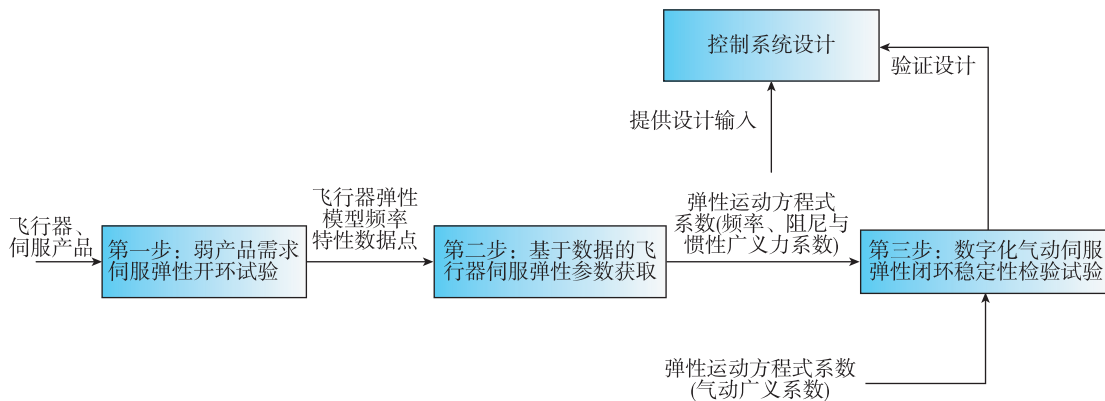


图 4 面向飞行器快速开发的半数字化伺服弹性试验流程与作用框图
 Fig. 4 Semi-digital servo-elasticity experiment procedure and function block diagram for rapid development of aircraft

2 低产品需求伺服弹性开环试验方法

2.1 试验产品状态设计

飞行器伺服弹性闭环系统中，从伺服系统输出到飞行器结构输出的传递关系涉及对飞行器的弹性

详细建模，是伺服弹性试验实物部分模拟的核心，但理论计算方法准确性较差。为了尽可能以接近飞行状态获取该传递关系，需要试验所用飞行器结构的质量特性，弹性特性能够模拟飞行产品。此外，至少需要一套与飞行任务中技术状态相同且安装状

态相同的伺服系统及其相关的供电与控制设备。

飞行器结构响应到惯性测量装置输出的传递环节主要与惯性测量装置自身的传递特性相关,可在单机级试验当中获取。因此系统级的伺服弹性试验中可不必使用实物惯性测量装置,而可以采用质量模拟件装于飞行器上,并在相同位置搭配试验专用的角速度测量设备开展试验。试验用角速度测量设备应在试验激励频率范围内幅值特性接近1。获取数据后,还要根据试验用角速度测量设备幅值特性对所得开环传递函数幅值特性进行修正,使所获取的数据接近于飞行器角速度输出。

由惯性测量装置输出到控制器输出的部分即是控制器,其中的传递关系为设计所得,为精确已知的传递关系,无须从伺服弹性开环试验中获取。因此试验中可不必使用实物控制器(飞控计算机等单机),可采用质量模拟件安装于飞行器上模拟质量响应特性。

从试验产品状态的设计上,低产品需求伺服弹性开环试验与典型开环试验的主要区别在于不需要配置飞控计算机与惯性测量装置,特别是不需要配置控制器软件,从而减小试验成本和进度压力。

2.2 试验设计

根据2.1节试验产品设计,将图1伺服弹性闭环系统中的闭环系统从舵偏指令处断开,改为采用伺服系统测试仪直接输入舵偏指令;将惯性测量装置更换为试验用角速度测量系统;去掉控制器,直接以角速度测量系统输出作为开环传递环节的终点;忽略气动力影响。实物产品只保留伺服系统与飞行器结构。综上,低产品需求伺服弹性开环试验框图见图5。

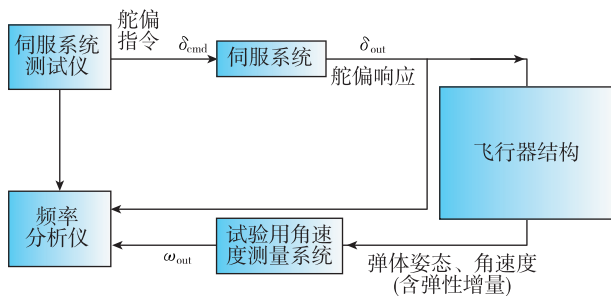


图5 低产品需求伺服弹性开环试验系统框图

Fig. 5 Low-product-requirement servo-elasticity open-loop experiment system diagram

为了模拟飞行状态,伺服弹性试验中需将飞行器通过弹性绳悬吊在固定框架上。试验中对伺服系统发送一个特定频段的正弦指令,正弦指令的频率变化范围应覆盖悬吊边界条件频率到0.5倍导航装置采样频率。正弦指令的中值以及伺服的静态负载与飞行状态相关,并会影响开环传递特性,需要合理设计指令以覆盖飞行任务中的状态。

3 基于数据的飞行器伺服弹性参数获取方法

通过伺服弹性开环试验,可以获得从舵偏指令 δ_{cmd} 到舵偏响应 δ_{out} 的频率特性 $G_{I, Servo, Test}(j\omega)$ (I 代表 x, y, z 三通道,下同)。 $G_{I, Servo, Test}(j\omega)$ 可首先根据幅值特性局部峰值个数选定传递函数阶数,再通过对传递函数参数的调整,保证拟合后所得的传递函数幅值特性与实测幅值特性数据点相比略高并接近,获得 $G_{I, Servo}(j\omega)$ 。

在此基础上,将 δ_{cmd} 到角速响应 ω_{out} 的频率特性逐个频率点除以 $G_{I, Servo}(j\omega)$,得到 $G_{I, Elas, Test}(j\omega)$ 。下文重点给出从 $G_{I, Elas, Test}(j\omega)$ 获取飞行器弹性参数的方法。

3.1 飞行器弹性开环传递函数建模

假设飞行器各通道耦合可忽略,则飞行器伺服弹性试验中,惯性测量装置所在位置的伺服弹性动力学方程为

$$\begin{aligned} \dot{\omega}_X &= \frac{K_{0,x}\ddot{\delta}_X}{J_X} + \sum_{i=1}^{n_{rank,X}} W_{i,x}(X_{gyro})\ddot{q}_{i,x} \\ \dot{\omega}_Y &= \frac{K_{0,y}\ddot{\delta}_Y}{J_Y} - \sum_{i=1}^{n_{rank,Y}} W'_{i,y}(X_{gyro})\ddot{q}_{i,y} \\ \dot{\omega}_Z &= \frac{K_{0,z}\ddot{\delta}_Z}{J_Z} - \sum_{i=1}^{n_{rank,Z}} W'_{i,z}(X_{gyro})\ddot{q}_{i,z} \\ \ddot{q}_{i,x} + 2\xi_{i,x}\omega_{ni,x}\dot{q}_{i,x} + \omega_{ni,x}^2 q_{i,x} &= \\ &= \sum_{i=1}^{n_{rank,X}} W_{i,x}(X_{gyro})D''_{3i,x}\delta_{out} \\ \ddot{q}_{i,y} + 2\xi_{i,y}\omega_{ni,y}\dot{q}_{i,y} + \omega_{ni,y}^2 q_{i,y} &= \\ &= \sum_{i=1}^{n_{rank,Y}} W_{i,y}(X_{gyro})D''_{3i,y}\delta_{out} \\ \ddot{q}_{i,z} + 2\xi_{i,z}\omega_{ni,z}\dot{q}_{i,z} + \omega_{ni,z}^2 q_{i,z} &= \\ &= \sum_{i=1}^{n_{rank,Z}} W_{i,z}(X_{gyro})D''_{3i,z}\delta_{out} \end{aligned}$$

式中, $\delta_X, \delta_Y, \delta_Z$ 分别为飞行器三通道舵偏角; $q_{i,x}, q_{i,y}, q_{i,z}$ 分别为飞行器三通道各阶模态广义坐标; 飞行器三通道转动惯量; $W_{i,x}(X_{gyro})$ 为导航装置所在位置扭转振型, $W'_{i,y}(X_{gyro})$ 与 $W'_{i,z}(X_{gyro})$ 分别为偏航和俯仰通道导航装置所在位置振型斜率; J_X, J_Y, J_Z 分别为飞行器三通道转动惯量; $\omega_X, \omega_Y, \omega_Z$ 分别为飞行器三通道角速度; $n_{rank,X}, n_{rank,Y}, n_{rank,Z}$ 为三通道模态阶数, 通过试验确定。通过该方程结合各阶弹性的动力学方程可得通道舵偏角到导航装置所在位置角速度传递函数为

$$G_{x,Elas}(s) = \frac{K_{0,x}}{J_X} s + \sum_{i=1}^{n_{rank,X}} \frac{W_{i,x}(X_{gyro}) D''_{3i,x} s^3}{s^2 + 2\xi_{i,x} \omega_{ni,x} s + \omega_{ni,x}^2}$$

$$G_{y,Elas}(s) = \frac{K_{0,y}}{J_Y} s + \sum_{i=1}^{n_{rank,Y}} \frac{-W'_{i,y}(X_{gyro}) D''_{3i,y} s^3}{s^2 + 2\xi_{i,y} \omega_{ni,y} s + \omega_{ni,y}^2}$$

$$G_{z,Elas}(s) = \frac{K_{0,z}}{J_Z} s + \sum_{i=1}^{n_{rank,Z}} \frac{-W'_{i,z}(X_{gyro}) D''_{3i,z} s^3}{s^2 + 2\xi_{i,z} \omega_{ni,z} s + \omega_{ni,z}^2}$$

式中, $K_{0,x}, K_{0,y}, K_{0,z}$ 为伺服系统惯性力矩系数; $D''_{3i,x}, D''_{3i,y}, D''_{3i,z}$ 代表弹性模态中伺服惯性广义力系数; $\xi_{i,x}, \xi_{i,y}, \xi_{i,z}$ 代表三通道各阶模态阻尼比; $\omega_{ni,x}, \omega_{ni,y}, \omega_{ni,z}$ 代表三通道各阶模态自然频率。在该模型框架基础上, 需要利用试验数据确定相应的参数。

3.2 弹性传递函数模型参数拟合

在参数优化中, 注意到 $W_{i,x}(X_{gyro}) D''_{3i,x}, W_{i,y}(X_{gyro}) D''_{3i,y}, W_{i,z}(X_{gyro}) D''_{3i,z}$ 三项各自内部的振型斜率和广义力系数的分配并不会影响传递关系拟合的结果, 因此可令 $W_{i,x}(X_{gyro}) = W'_{i,y}(X_{gyro}) = W'_{i,z}(X_{gyro}) = 1$ 以方便拟合计算与描述。

这一假设在物理意义上代表对广义坐标进行了特殊的归一化。在已有模态试验或理论计算结果时, 可使用已有的 $W_{i,x}(X_{gyro}), W'_{i,y}(X_{gyro}), W'_{i,z}(X_{gyro})$, 仍通过调整 $D''_{3i,x}, D''_{3i,y}, D''_{3i,z}$ 实现拟合。

按以下顺序进行参数拟合:

- 1) 通过观察试验结果 $G_{I,Elas,Test}(j\omega)$ 的局部峰值的个数选定各通道模态的阶数 $n_{rank,X}, n_{rank,Y}, n_{rank,Z}$ 。
- 2) 分别调整 $K_{0,x}, K_{0,y}, K_{0,z}$ 使弹性传递函数模型 $G_{x,Elas}, G_{y,Elas}, G_{z,Elas}$ 局部峰值以外频带与 $G_{I,Elas,Test}(j\omega)$ 一致。
- 3) 分别调整 $\omega_{ni,x}, \omega_{ni,y}, \omega_{ni,z}$ 使 $G_{x,Elas}, G_{y,Elas}, G_{z,Elas}$ 局部峰值频率与 $G_{I,Elas,Test}(j\omega)$ 一致。
- 4) 分别调整 $\xi_{i,x}, \xi_{i,y}, \xi_{i,z}$ 使 $G_{x,Elas}, G_{y,Elas}, G_{z,Elas}$ 局部峰值宽度与 $G_{I,Elas,Test}(j\omega)$ 一致。
- 5) 分别调整 $D''_{3i,x}, D''_{3i,y}, D''_{3i,z}$ 使 $G_{x,Elas}, G_{y,Elas}, G_{z,Elas}$ 在各个频点上的幅值均高于 $G_{I,Elas,Test}(j\omega)$ 。

至此, 式中各参数均已通过伺服弹性开环试验获得。

4 数字化伺服弹性稳定性闭环验证试验方法

考虑气动力的伺服弹性闭环数字化试验系统框图见图 6。

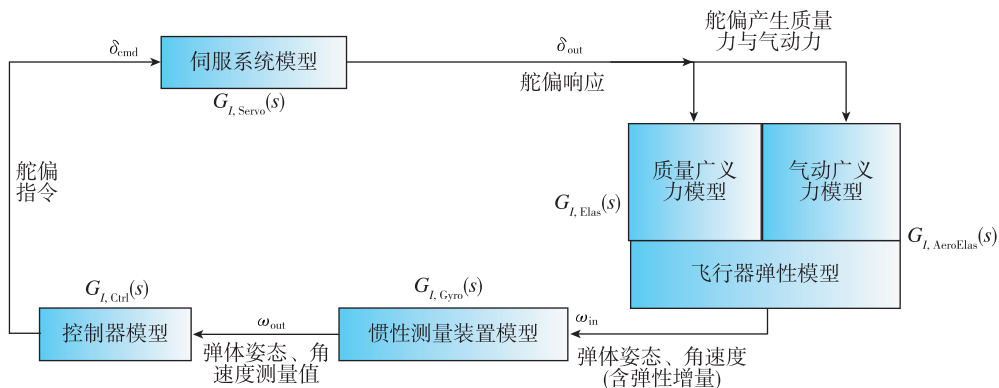


图 6 气动伺服弹性闭环数字化试验系统框图

Fig. 6 Aero-servo-elasticity closed-loop digital experiment system diagram

如上文所述,基于低产品需求伺服弹性开环试验结果,可获得 $G_{I, \text{Servo}}(s)$, $G_{I, \text{Elas}}(s)$ 。此外,根据惯性测量装置单机传递特性试验结果可获得 $G_{I, \text{Gyro}}(s)$, 根据控制律设计结果, 可获得 $G_{I, \text{Ctrl}}(s)$ 。在此基础上还需引入考虑气动广义力的弹性传递函数 $G_{I, \text{AeroElas}}(s)$, 获得回路传递函数。

$$G_{I, \text{Loop}}(s) = G_{I, \text{Servo}}(s)G_{I, \text{Gyro}}(s) \cdot G_{I, \text{Ctrl}}(s)(G_{I, \text{Elas}}(s) + G_{I, \text{AeroElas}}(s))$$

其中

$$G_{x, \text{AeroElas}}(s) = \sum_{i=1}^{n_{\text{rank}, X}} \frac{W_{i,x}(X_{\text{gyro}})D_{3i,x}s^2}{s^2 + 2\xi_{i,x}\omega_{ni,x} + \omega_{ni,x}^2}$$

$$G_{y, \text{AeroElas}}(s) = \sum_{i=1}^{n_{\text{rank}, Y}} \frac{-W'_{i,y}(X_{\text{gyro}})D_{3i,y}s^2}{s^2 + 2\xi_{i,y}\omega_{ni,y} + \omega_{ni,y}^2}$$

$$G_{z, \text{AeroElas}}(s) = \sum_{i=1}^{n_{\text{rank}, Z}} \frac{-W'_{i,z}(X_{\text{gyro}})D_{3i,z}s^2}{s^2 + 2\xi_{i,z}\omega_{ni,z} + \omega_{ni,z}^2}$$

式中, $D_{3i,x}$, $D_{3i,y}$, $D_{3i,z}$ 可根据振型与气动特性进行计算, 计算方法为常规方法。

获取 $G_{I, \text{Loop}}(s)$ 后, 通过计算回路传递函数的频率特性 $G_{I, \text{Loop}}(j\omega)$ 可以获取标准状态下的伺服弹性幅值裕度。通过遍历各弹道状态以及偏差状态, 可获得偏差状态下的全飞行剖面伺服弹性稳定裕度结果。

5 结论

本文提出了一种面向飞行器快速开发的半数字化伺服弹性试验方法。文中首先给出了低产品需求实物伺服弹性开环试验方法与基于数据的飞行器伺服弹性参数获取方法, 相对于典型伺服弹性开环试验方法, 可在试验产品中减少飞控计算机和惯性导航装置, 且不需要相应飞控软件。然后, 在获取开环伺服弹性传递特性后, 结合单机级试验和理论分析结果, 开展数字化伺服弹性稳定性闭环验证试验, 获取考虑气动伺服弹性的完整闭环传递函数, 并得到气动伺服弹性稳定裕度。

文中提出的方法从飞行器研制的工程实际出发, 通过低产品需求实物伺服弹性开环试验有效获取伺服弹性参数, 结合数字化伺服弹性稳定性

闭环验证试验完成气动伺服弹性闭环稳定性验证, 能够起到提前获取伺服弹性参数、减少试验成本、缩短试验周期的效果, 适用于飞行器快速研制, 已在飞行器研制过程中部分应用。后续还将开展各控制通道、各弹性通道耦合情况下的伺服弹性建模方法研究, 以进一步提高方法准确性。

参考文献

- [1] Livne E, Weisshaar T A. Aeroelasticity of nonconventional airplane configurations-past and future[J]. Journal of Aircraft, 2003, 40(6): 1047-1065.
- [2] Schuster D M, Liu D D, Huttshell L J. Computational aeroelasticity: success, progress, challenge [J]. Journal of Aircraft, 2003, 40(5): 843-856.
- [3] Cole S R, Noll T E, Perry B. Transonic dynamics tunnel aeroelastic testing in support of aircraft development[J]. Journal of Aircraft, 2003, 40(5): 820-831.
- [4] Dai Y T, Yang C. Methods and advances in the study of aeroelasticity with uncertainties [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2014, 27(3): 461-474.
- [5] 杨超. 飞行器气动弹性原理[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2011: 101-105.
- [6] 杨超, 许赞, 谢长川. 高超声速飞行器气动弹性力学研究综述[J]. 航空学报, 2010, 31(1): 1-11.
- [7] 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.
- [8] 章俊杰, 杨超. 带有飞行控制系统飞机的伺服弹性试验研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2003, 29(11): 998-1000.
- [9] 李晓东, 杨文岐, 刘凡. 导弹伺服弹性地面试验技术[J]. 工程与试验, 2017, 57(4): 14-16, 90.
- [10] 王齐双, 刘钧圣, 付博, 等. 中小型战术导弹伺服弹性工程试验方法[J]. 弹箭与制导学报, 2019, 39(4): 97-100.
- [11] Wu Z G, Chu L F, Yuan R Z, et al. Studies on aeroservoelasticity semi-physical simulation test for missiles[J]. Science China Technological Sciences, 2012, 55(9): 2482-2488.

引用格式: 戴世聪, 肖振, 陈峰. 面向飞行器快速开发的半数字化伺服弹性试验方法研究[J]. 宇航总体技术, 2023, 7(1): 65-70.

Citation: Dai S C, Xiao Z, Chen F. Research on semi-digital servo-elasticity experiment method for rapid development of aircraft [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2023, 7(1): 65-70.