

多元连杆多种冲击方式载荷及响应特性分析

苏 军, 田常棵, 安中彦, 刘亮亮, 吴法勇, 李 岩
(中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘要: 为了获取并分析多元连杆的冲击力以及各传力路径上的应变响应特征, 采用气炮、悬臂落锤、液压等 3 种冲击加载方法对发动机多元连杆进行冲击加载。对冲击力和冲击应变响应曲线进行了时间域和频率域的特征分析, 获取了冲击力和应变响应的波形特征和频谱特征。通过与静载应变响应的对比获得动静响应系数, 以及动静响应系数随波形宽度的变化规律。结果表明: 在气炮、悬臂落锤、液压等 3 种冲击力的波形特征近似的情况下, 在频谱上反映出各自不同的频率成分。在各传力路径上的冲击应变响应, 除了响应幅值不同外, 其余波形特征如峰值特征和频谱特性均较为一致。各应变之和作为连杆冲击力测试方法的表征参数, 随波形中高频成分的增多, 动静响应系数逐步增大。在进行多元连杆冲击载荷标定时, 需要充分考虑所测试冲击力的载荷特征, 选取合适的冲击载荷标定或者静载荷标定方法。

关键词: 多元连杆; 冲击; 响应; 航空发动机

中图分类号: V216.1

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2024.01.015

Analysis of Load and Response Characteristics of Multi-element Connecting Rod under Various Impact Loading Modes

SU Jun, TIAN Chang-ke, AN Zhong-yan, LIU Liang-liang, WU Fa-yong, LI Yan
(AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang, 110015, China)

Abstract: To obtain and analyze impact force and the strain response characteristics of each force transmission path of the multi-element connecting rod, three shock loading methods, including air gun, cantilever drop hammer, and hydraulic, were used to apply impact load on the multi-element connecting rod of an aeroengine. The time and frequency domain characteristics of the impact force and strain response curves were analyzed, and the waveform and spectrum characteristics of the impact force and strain response were obtained. By comparing the dynamic strain with the static strain, the dynamic-static response coefficients and their variation laws with the waveform width were obtained. The results show that the impact force waveform characteristics of the three methods are similar, different frequency components are reflected in the respective frequency spectrum. Except for the difference in response amplitudes, other waveform characteristics of the impact strain response on each force transmission path, such as peak and spectrum characteristics, are relatively consistent. The sum of all strains is used as the characteristic parameter of the connecting rod impact force test method; with the increase of high-frequency components in the waveform, the dynamic-static response coefficients gradually increase. When calibrating the impact load of a multi-element connecting rod, it is necessary to fully consider the load characteristics of the impact force and select the appropriate impact load calibration or static load calibration method.

Key words: multi-element connecting rod; impact; response; aeroengine

0 引言

连杆是航空发动机安装系统的重要组成部件, 其功能是将发动机的推力和各种附加载荷传递给飞机, 满足发动机与飞机的安装连接要求^[1-2]。欧美规范^[3-4]

要求各类载荷(包括极端载荷如叶片飞出)下不应造成发动机安装节连接破坏。可见对连杆开展载荷测试, 是了解其承担载荷及获取载荷谱的必要手段。

应变法是目前常用的载荷标定测量方法, 其核心是在零部件试验中建立应变片粘贴处的应变值与试

收稿日期: 2022-06-24 基金项目: 航空动力基础科研项目资助

作者简介: 苏军(1983), 男, 博士, 高级工程师。

引用格式: 苏军, 田常棵, 安中彦, 等. 多元连杆多种冲击方式载荷及响应特性分析[J]. 航空发动机, 2024, 50(1): 109-116. SU Jun, TIAN Changke, AN Zhongyan, et al. Analysis of load and response characteristics of multi-element connecting rod under various impact loading modes[J]. Aeroengine, 2024, 50(1): 109-116.

验载荷之间的关系,形成应变响应-载荷校准曲线,从而在实测中根据应变值计算试验载荷。国内外已将应变法广泛应用于飞机和航空发动机结构的载荷测量中。Paul^[5]和John等^[6-8]通过在发动机推力和连杆上加装应变计测量了发动机推力大小,并将基于应变法的发动机推力直接测量法作为矢量力测量的最优方法;Madhusudan^[9]和Marek^[10]对基于应变法的飞行载荷测试方法进行了进一步分析;Agard^[11]针对发动机推力直接测量技术制定了相关试验标准。中国学者对飞机和发动机结构载荷直接测量技术也展开了较多的研究。黄祎丰等^[12]、郭海东等^[13]、雷晓波等^[14-15]、张强波等^[16]、文敏等^[17]采用应变法对发动机推力销推力载荷标定技术进行了较深入的研究,均取得了较高的载荷测试精度。

以上研究主要采用静态标定测试技术,获取载荷-应变转换系数作为载荷标定参数,其要求传力路径的唯一性。而对于应用破损安全设计的多元结构拉杆,会产生多条传力路径,多元结构的局部差异导致在采用应变标定时,需要充分考虑多路径的影响。作者团队^[18]对此问题已开展了静态载荷标定方法的研究。然而,发动机存在较为极端的工况如叶片飞出、鸟撞击等产生的冲击类载荷,作用时间较短,对于安装系统连杆等结构通常为毫秒量级^[19-20],叶片与机匣直接撞击位置作用时间更短。在冲击载荷作用下,有关多元结构连杆的载荷标定是否可以采用静态标定的方法及其适用性的研究目前还未见相关报道。为此,本文采用气炮、悬臂落锤和液压等3种冲击加载方法产生不同波形宽度的冲击力,对发动机安装节多元连杆进行加载。从冲击和响应的波形及频谱方面,分析了冲击力和不同传递路径上的应变响应特征。以期获取有效的多元连杆冲击载荷测试方法。

1 多元连杆结构

典型发动机安装系统连杆位置如图1所示。从图中可见,发动机的推力、机动载荷的传递等均需通过连杆执行。

多元连杆应变计布置及静力标定试验如图2所示。本文研究的多元连杆结构(图2)由中间连杆单元和两侧连杆单元组成,多层结构之间采用螺栓连接固定。多元连杆材质为40CrNiMoA。从图中可见,侧连杆单元1的应变计编号为1和4,侧连杆单元2的应

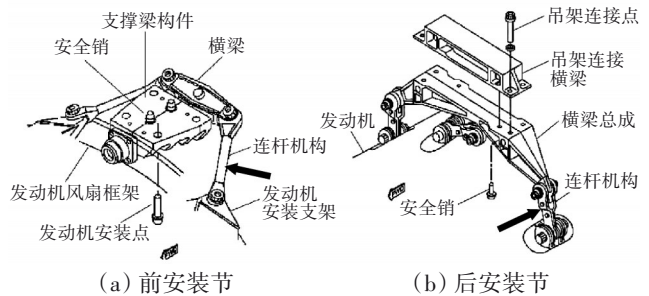


图1 典型发动机安装系统连杆位置^[21]

变计编号为3和6,中间连杆单元两侧的应变计编号为2和5,均在对称位置粘贴,共6片。

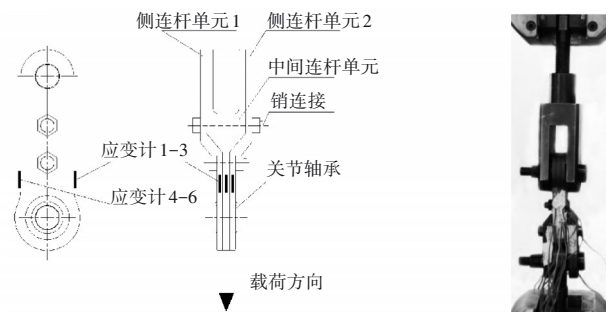


图2 多元连杆应变计布置及静力标定试验

2 冲击加载与测试方法

2.1 气炮冲击加载方法

连杆气炮冲击试验装置如图3所示,图中虚线为冲击力的传递路线。从图中可见,连杆通过转接件安装约束于固定横梁处,并与力传感器相连,力传感器连接到传力框架的一端。气炮击发弹体撞击安装了泡沫铝整形块的传力框架的另一端,冲击载荷经泡沫铝整形块、传力框架、力传感器传递到连杆上,从而使连杆承受冲击载荷。

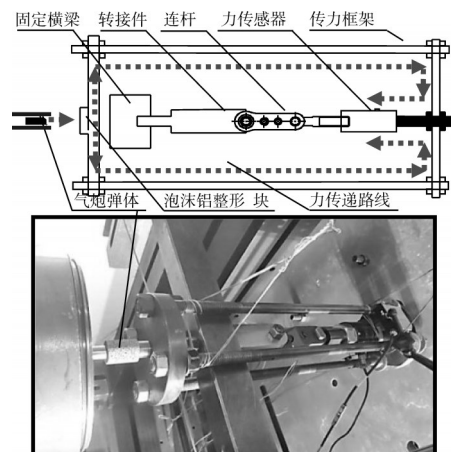


图3 连杆气炮冲击试验装置

2.2 悬臂落锤冲击加载方法

连杆悬臂落锤冲击试验装置如图 4 所示。从图中可见,支撑座及落锤导筒固定于试验平台,加载臂左侧与支撑座通过销轴连接,加载臂可绕销轴自由旋转,加载臂右侧探入到落锤导筒。加载臂沿着横向加工了连接螺纹,用于与力传感器和连杆连接,连杆的另一侧固定于横梁,横梁与立柱连接并固定于试验平台。提起落锤导筒内的冲击头,并将其固定在落锤导筒的释放机构上。触发释放机构后,冲击头沿着落锤导筒竖直方向坠落并冲击加载臂右侧承载点,冲击载荷通过加载臂传递到力传感器和连杆,完成冲击加载过程。

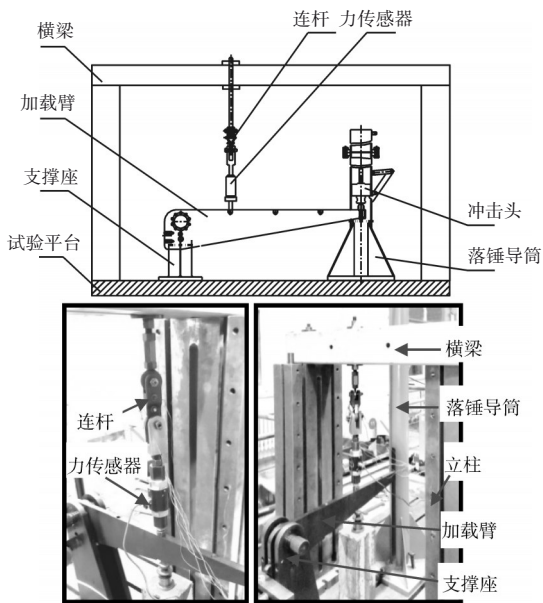


图 4 连杆悬臂落锤冲击试验装置

2.3 液压冲击加载方法

连杆液压冲击试验装置如图 5 所示。从图中可见,试验装置由液压冲击试验系统、力传感器、连杆、立柱和相应的约束连接工装组成,整个试验装置安装在试验平台上。液压冲击系统的作动器与力传感器和连杆连接,连杆的另一端与立柱固定连接,立柱固定于试验平台并承担冲击载荷。液压加载系统与力传感器、伺服阀、控制器、高压大流量蓄能器组等组成闭环控制系统,实现对冲击力的可控冲击力加载。

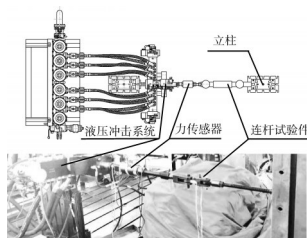


图 5 连杆液压冲击试验装置

需要说明的是,3种冲击加载方式虽然方法不同,但多元连杆的受力及传递形式是相同的,均是将冲击力作用到力传感器,通过力传感器再传递到多元连杆。

2.4 应变响应测试方法

采用高速数采模块(采样率达 1 MHz)同步采集冲击力和应变数据,设置采样频率为 100 kHz。3种冲击加载方式采用相同的采集设置。

3 冲击载荷特性分析

3.1 冲击力波形对比

为对比 3 种冲击方式的特征,对其进行了冲击力波形对比分析。3 种冲击加载方式产生的典型冲击力波形如图 6 所示。从图中可见,气炮和液压冲击产生的波形曲线较为光滑,而悬臂落锤冲击波形上虽存在高频波形,但主波形轮廓清晰。

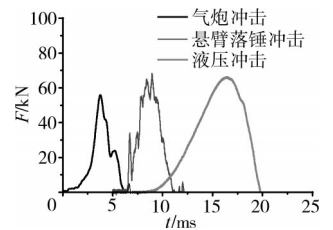


图 6 3种冲击加载方式产生的冲击力波形

从冲击力波形可见,气炮冲击和液压冲击在前半段(上升段)开始阶段冲击力缓慢增大。这是由于气炮冲击采用了泡沫铝整形块作为缓冲块,冲击力初始加载阶段,由于整形块刚度小,受到压缩的前期阶段传递给承力框架的冲击力增大速度慢。而在整形块的压缩后期,由于整形块整体压缩密实,其刚度急剧增大,在冲击力上升段后期到峰值阶段,冲击力快速增大。

液压加载系统为伺服闭环控制,通过控制伺服阀的液压流量开口控制作动器给出的冲击力,开口越大,单位时间增加的冲击力越大。液压加载因流体的流动阻尼效果使得加载曲线较为光滑。

从落锤冲击加载的结构上看,整套系统属于刚性连接,由于没有缓冲,刚性的碰撞不仅易造成冲击力波形上的锯齿形波动,还使得冲击力加载的上升段时间较短。从波形还可见,悬臂落锤和液压冲击力峰值段明显没有气炮冲击力峰值段尖锐。

为描述冲击力波形的特征,定义的峰宽 D 、半峰宽 d 、前半峰宽 d_1 3 个冲击力波形宽度参数如图 7 所示。峰宽描述冲击力的总持续时间宽度,半峰宽描述

峰值附近的波形时间宽度,前半峰宽描述冲击力上升段的时间宽度。

为了对不同幅值的冲击力波形特征进行分析,定义2个波形参数:半峰宽比 d/D ;前半峰宽比 d_1/D 。

半峰宽比偏大说明其冲击力波形的加载段和下降段是快速的;前半峰宽比反映波形的对称程度,其为0.5,波形相对于峰值左右较为对称,大于0.5,说明冲击力波形上升段时间大于波形下降段时间。因为是主动式加载,冲击加载装置的主要性能表现在前半部分,因此主要集中在对半峰宽比和前半峰宽比两个波形特征参数的分析,对波形的下降段关注较少,文中不做详细分析。

冲击力波形参数如图8所示,从图中可见,气炮冲击的波形宽度在较小范围,小于6 ms,在试验过程中尝试继续增加其波形宽度是极为困难的,可见其适合更快的冲击力波形加载。

悬臂落锤冲击力波形宽度跨度大(4~12 ms),冲击力的波形可调参数范围最大。液压冲击力波形宽度为8.5~10 ms,液压加载能达到的波形宽度是有限的,很难再减小冲击力波形宽度,但波形宽度再继续增加直至处于静态加载,均是可行的,这也是液压加载的特点。

半峰宽比特性方面,悬臂落锤冲击力的半峰宽比均在0.5以上,说明其波形较钝,即加载和卸载均较为快速,中间阶段相比较宽。而气炮冲击力则处于0.3~0.4,显示出气炮冲击峰值附近较为尖锐的特征,与落锤冲击的形状正好相反;也说明虽然泡沫铝整形块的峰宽调节功能较强,但在峰值附近的调节能力存在不足。而液压冲击力均处于0.5以上水平,显示其波形峰值附近较宽的特点,但由于波形宽度的范围较窄,规律性不是特别明显。

前半峰宽将冲击力上升段的特征明显的表示出来,气炮冲击的前半峰宽从0.3~0.7,具有较宽的范围,这也是直接体现泡沫铝整形块的作用的参数,使得上升段随峰宽增大明显延长。而悬臂落锤冲击的

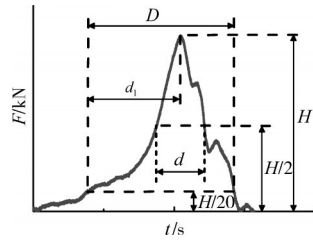


图7 波形宽度定义方法

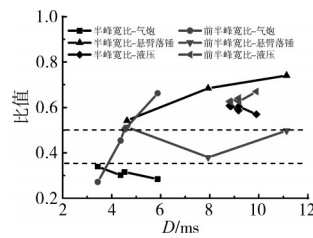


图8 冲击力波形参数对比

变化不明显,存在波动,基本在0.5以下。液压冲击半峰宽比在大于0.6的水平,显示出上升段占比较高的特征。

3.2 冲击力频谱对比

选取波形宽度为5.5 ms的气炮冲击、4.5 ms的悬臂落锤冲击和9.2 ms的液压冲击力波形进行频谱对比分析,归一化频谱分析结果如图9所示。气炮冲击的高频成分明显高于悬臂落锤冲击的,二者的分叉点在200 Hz,气炮冲击力归一化幅度大于0.1的频率成分延伸到670 Hz,设为 $f_{0.1}$,落锤冲击的 $f_{0.1}=309$ Hz。虽然气炮冲击力波形宽度大于悬臂落锤的,但高频成分占比依然较悬臂落锤的大。液压冲击由于本身波形较宽,其曲线从开始阶段即明显低于气炮和液压冲击力频谱曲线, $f_{0.1}=180$ Hz。大于 $f_{0.1}$ 之后的频率成分低于0.1,由于占比较低,本文不单独进行分析,但依然可见气炮和悬臂落锤冲击力的高频成分占比较高。

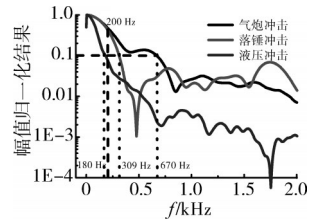


图9 冲击力频谱对比

4 连杆冲击响应分析

连杆在气炮冲击加载下冲击力和各应变输出随时间变化曲线如图10所示。从图中可见,中间连杆单元的归一化应变2和应变5在波形上升沿的起始段跟归一化冲击力基本保持重合的变化趋势,在冲击力快速增大阶段开始出现分叉现象。说明前期的冲击力在整形块的作用下明显是较为慢速的加载,而当整形块逐渐压缩压实后,冲击力快速传递,应变响应跟不上而出现滞后。

从侧连杆单元1的应变1与应变4的结果可见,起始加载阶段归一化冲击力和应变之间不一致,归一化应变响应小于冲击力。侧连杆单元2的应变3和应变6出现的结果与应变1和4的结果相反,起始阶段归一化应变响应高于冲击力。结合多元连杆结构(图2)可见,应变3和6,与应变1和4,分别是3元连杆结构中的两侧连杆单元上的应变,两侧连杆单元的应变输出正好具有互补性。通过销连接结构特点可知,由于销在冲击力承载初期与连杆双耳孔之间的间隙状态不完全一致,冲击力加载初期两侧连杆单元的某一侧先受力,另一侧受力稍晚,造成了归一化应变响应结果一侧高于冲击力,而另一侧则低于冲击力。冲击力载荷增大后,销两侧的连杆单元的力分配由于关节球

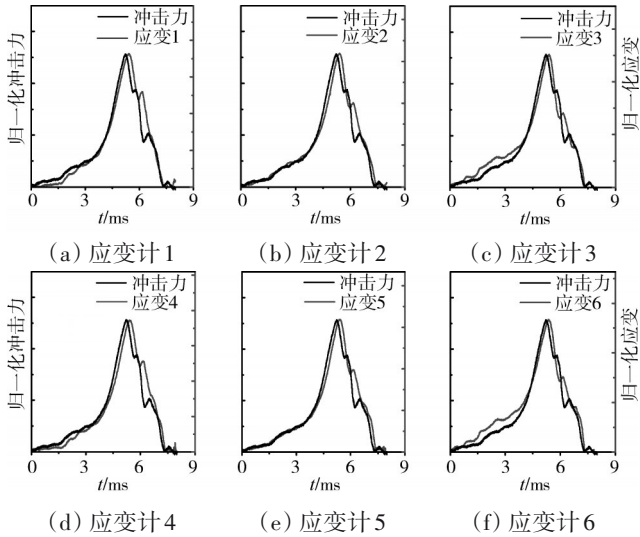


图 10 连杆气炮冲击力及测试位置应变响应曲线

轴承的调节作用变得平衡,因此只要将应变结果进行叠加,即可保证冲击力与叠加后波形在加载初期保持较为一致的关系。

冲击力加载的初期阶段属于低速加载过程,但随着冲击力进入快速增大阶段,侧连杆单元 1 的应变 1 和 4,以及应变 3 和 6,均与冲击力曲线出现交叉,而后应变峰值时间点均落后于冲击力。

由于悬臂落锤冲击力波形在加载段至峰值阶段均存在小的波动,难以判断各应变响应与冲击力的一致性差异。但冲击力波形下降段较为平滑,可见与气炮冲击力与应变响应较为一致的变化关系,即中间连杆的应变响应 2 和 5 与冲击力波形较为一致,应变 1 和 4 滞后,应变 3 和 6 提前,如图 11 所示。液压冲击的应变响应也在加载段有类似的结果,如图 12 所示。

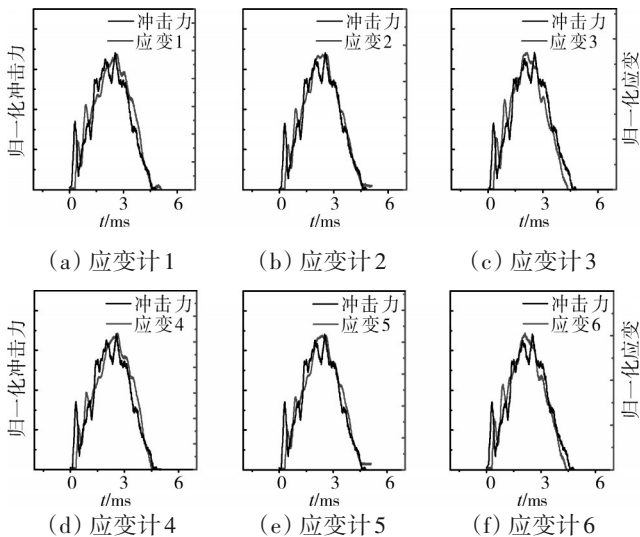


图 11 连杆落锤冲击力及测试位置应变响应曲线

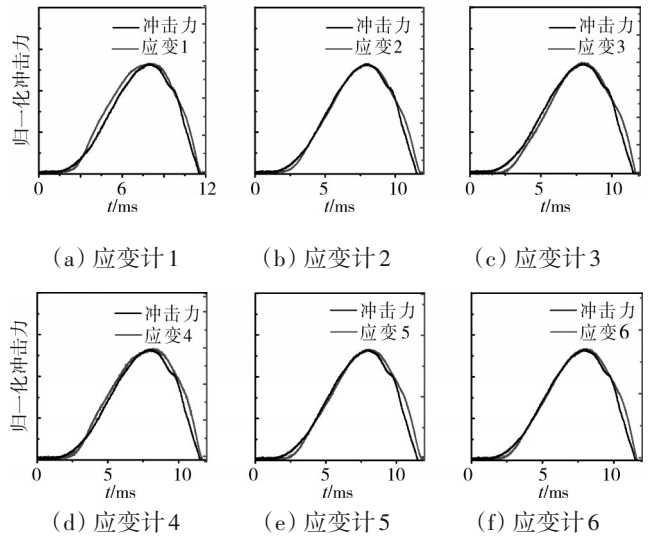


图 12 连杆液压冲击力及测试位置应变响应曲线

应变 1~6 求和后的结果与冲击力波形趋于一致,如图 13(a)、(b)所示。

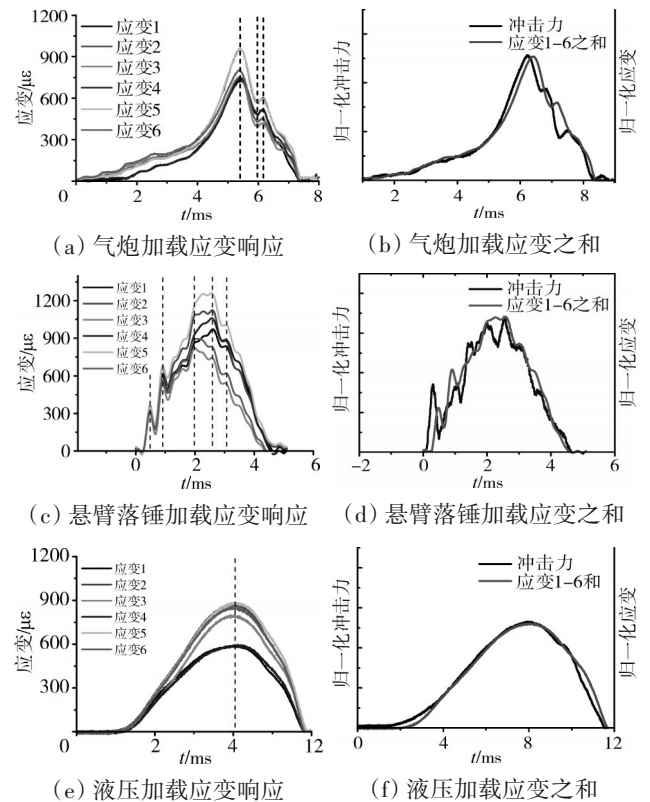


图 13 连杆各测试位置应变响应曲线

另外,从图 13 中可见,6 个位置的应变曲线的主要峰值时间均出现在同样的时间点,因此,将应变 1~6 进行合并能够代表连杆整体的应变响应 ε_1 、 ε_2 、 ε_3 、 ε_4 、 ε_5 、 ε_6 。图 13(b)、(d)和(f)是应变 1~6 合并后的结果,可见在上升阶段的前期,应变与冲击力曲线基本一致。在 3 种加载方式的冲击力作用下,连杆各测试

位置应变响应频谱如图14所示。从图中可见,在归一化幅值为0.1对应的频率 $f_{0.1}$ 以下,各应变频谱曲线具有较为一致的变化趋势,而应变和频谱曲线是6个

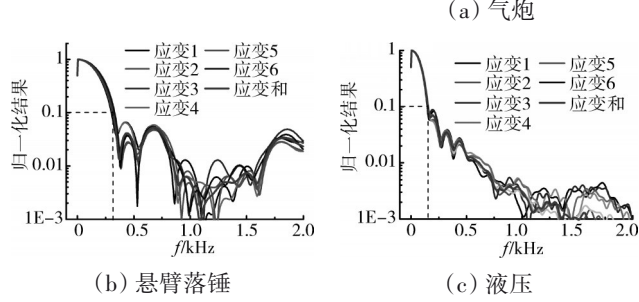


图14 连杆各测试位置应变响应频谱

应变计的平均值结果,与6个应变频谱曲线一致。从文献[22]可知,高于250 Hz的响应,可以不用重点考虑。因此,认为采用1~6合并后的结果 $\varepsilon_1, \varepsilon_2, \varepsilon_3, \varepsilon_4, \varepsilon_5, \varepsilon_6$,可以较为全面地反映连杆整体的响应。因此,文中的对响应的分析主要针对应变1~6合并后的结果开展。

3种冲击力及其应变和响应频谱对比如图15所示,

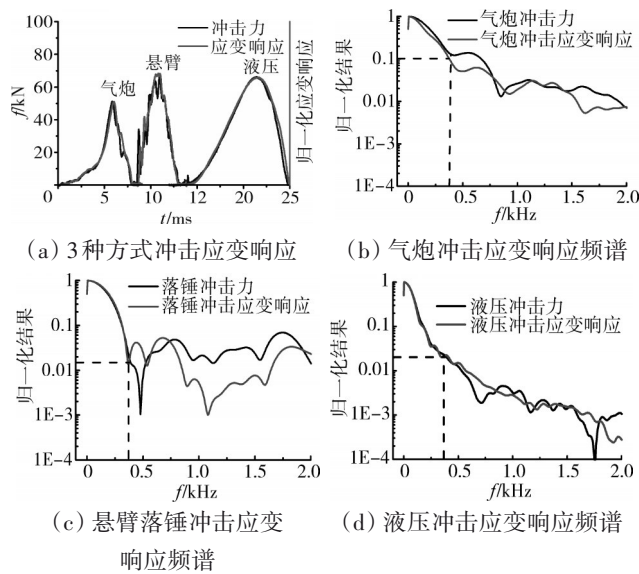


图15 3种加载方式冲击力及应变响应频谱对比

悬臂落锤和液压的冲击力和 $\varepsilon_1, \varepsilon_2, \varepsilon_3, \varepsilon_4, \varepsilon_5, \varepsilon_6$ 在375 Hz以内基本一致,气炮冲击力与 $\varepsilon_1, \varepsilon_2, \varepsilon_3, \varepsilon_4, \varepsilon_5, \varepsilon_6$ 的频谱幅值在375 Hz内存在一定的差异。超过375 Hz后的高频成分虽差异显著,但均属于小于0.1的小量,可忽略其影响。因此从频谱响应的结果看,在低于375 Hz范围内,3种冲击加载方式各冲击力和 $\varepsilon_1,$

$\varepsilon_2, \varepsilon_3, \varepsilon_4, \varepsilon_5, \varepsilon_6$ 具有较为一致的对对应关系,为将 $\varepsilon_1, \varepsilon_2, \varepsilon_3, \varepsilon_4, \varepsilon_5, \varepsilon_6$ 作为冲击力标定的指示参数奠定了基础。

5 静载与动载应变输出响应分析

获得不同冲击方式得到的冲击力 F 和应变响应 E 的波形曲线,并通过图7的方法获取波形宽度 t_s ,选取冲击力和应变响应的峰值,即 F_{max} 和 E_{max} 。通过插值方式,在静载标定曲线中获得 F_{max} 对应的应变值 E_{Smax} 。静载标定曲线采用材料拉伸机(图2)对连杆施加静态载荷并测试应变得到^[17]。

定义动静响应系数 $\delta = E_{max} / E_{Smax}$,动静响应系数反映了连杆冗余结构件动态应变响应情况。若 $\delta = 1$,则表示动态冲击载荷产生的应变输出,与静态加载无差别或差别较小;而 $\delta \neq 1$,则表示动态响应与静态之间存在差异,数值大小表示差异程度,各冲击加载方式得到的动静响应系数见表1。将各冲击加载方式产生

表1 冲击响应动态与静态结果对比

波形宽度/s	冲击力峰值/kN	动静响应系数 δ	冲击加载方式
0.0034	50.3	1.210	气炮冲击
0.0044	51.1	1.127	
0.0047	56.0	1.134	
0.0059	51.5	1.064	
0.0046	66.3	1.030	悬臂落锤冲击
0.0081	65.7	1.027	
0.0113	71.1	1.024	
0.0092	49.7	1.024	液压冲击
0.0099	64.0	1.009	
0.0089	75.5	1.000	
0.0088	76.4	0.997	

的波形统一用波形宽度作为横坐标,则得到3种加载方式集中表示的动静响应系数随波形宽度的变化规律曲线如图16所示。从图中可见,在波形宽度较小时,动静响应系数较大;随波形宽度增加呈现指数减小的趋势,逐步接近于1。若冲击加载速度较慢,动态冲击与静态加载的差异一致。

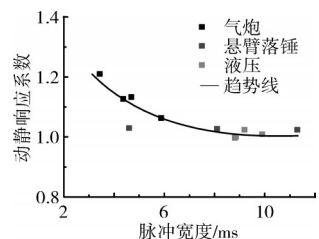


图16 动静响应系数随波形宽度的变化规律

气炮冲击产生的动静响应系数明显较大,显示出动态冲击与静态加载的差异。从前述分析可见,气炮冲击力的频谱成分可延伸至670 Hz,而落锤冲击为

309 Hz, 液压冲击为 180 Hz, 因此气炮冲击中高频成分的存在是其动静响应系数较悬臂落锤和液压大的主要原因。

因此, 从标定结果可见, 若要将连杆作为发动机载荷测试的载体, 采用静载方式进行载荷标定在一定频率范围内是可行的, 落锤冲击和液压冲击的动静响应系数不超过 1.030, 差异不大。若冲击载荷含有高频成分, 如气炮冲击力, 虽采用了整形块调整冲击力波形, 使得其低频成分增加, 但其高频成分的存在使得动静响应系数最高达到了 1.21, 因此在将连杆作为测力部件, 进行发动机常规载荷测试时, 是满足需求的, 而当存在较高速的如包容、鸟撞等工况的冲击载荷测试时, 测试准备过程中采用静载方式对连杆进行应变-载荷标定会出现显著测试误差, 采用动载标定的方式是提高冲击载荷的测试精度有效方法。因此, 需要针对连杆的载荷谱时间特征来确定最优的载荷测试方法或者修正方法。

6 结论

(1) 冲击力波形和频谱分析结果表明, 气炮冲击力的高频成分显著高于悬臂落锤和液压冲击的。3 种冲击力加载方式可产生不同波形宽度和频率成分的冲击力, 以满足试验需求。

(2) 对冲击力波形和频谱的分析结果均表明, 连杆应变计布置位置产生的动态应变响应与冲击力基本一致, 连杆各位置应变和可以作为冲击力测试较为优选的表征标定参数。

(3) 动静响应系数随波形宽度增大呈指数减小的趋势。冲击力高频成分增多, 动态响应结果与静载差异增大。在进行包含较高速的冲击载荷的测试时, 采用静态的标定方式会存在一定误差, 建议根据载荷波形特征选用合适的冲击加载标定方式。

参考文献:

- [1] 刘长春, 刘莹, 储建恒, 等. 航空发动机辅助安装节吊耳结构优化及试验验证[J]. 航空发动机, 2015, 41(4): 58-61.
LIU Changchun, LIU Ying, CHU Jianheng, et al. Optimization and experimental validation of rear-mount structure for an aeroengine auxiliary installation system[J]. Aeroengine, 2015, 41(4): 58-61. (in Chinese)
- [2] 李健, 刘莹, 田静, 等. 军用小涵道比发动机的飞发安装连接研究[J]. 航空发动机, 2015, 41(5): 81-85.
LI Jian, LIU Ying, TIAN Jing, et al. Research on aircraft/engine installation and connection system of lowbypass ratio military engine[J]. Aeroengine, 2015, 41(5): 81-85. (in Chinese)
- [3] United States Air Force. Engine structure integrity program: MIL-STD-1783B [S]. United States: Department of Defense, 2002: 9-10.
- [4] Federal Aviation Administration. FAR33 air-worthiness standards: aircraft engines: FAR33[S]. United States: Federal Aviation Administration, 2007: 64.
- [5] Paul W C. A comprehensive approach to in-flight thrust determination [R]. NASA-TM-1994-79.
- [6] John S, Robert L. Full flight envelope direct thrust measurement on a supersonic aircraft [R]. NASA-TM-1998-206560.
- [7] John S. Initial flight test evaluation of the F-15 active axisymmetric vectoring nozzle performance[R]. NASA-TM-1998-120904.
- [8] John S, Robert L. Selected performance measurement of the F-15 active axisymmetric thrust-vectoring nozzle[R]. NASA-TM-1999-348096.
- [9] Madhusudan A P. A statistics based method for mapping flight strains to loads[R]. AIAA-2006-2005.
- [10] Marek H. Possibilities and methods of in-flight loading measurement [J]. Aviation, 2012, 16(2): 47-50.
- [11] Agard T W. In-flight thrust determination[R]. Washington: NASA, 2014.
- [12] 黄祎丰, 刘克格, 闫楚良, 等. 基于安装结构实测发动机推力的载荷标定方法[J]. 航空动力学报, 2016, 31(12): 2941-2948.
HUANG Yifeng, LIU Kege, YAN Chuliang, et al. Method of loading calibration for actual measurement of aeroengine thrust based on installation structure[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(12): 2941-2948. (in Chinese)
- [13] 郭海东, 张强, 张永峰, 等. 航空发动机推力气水平推力校准试验技术研究[J]. 机械研究与应用, 2014, 27(5): 38-40.
GUO Haidong, ZHANG Qiang, ZHANG Yongfeng, et al. Research on horizontal thrust calibration test technology for aeroengine thrust pin[J]. Mechanical Research and Application, 2014, 27(5): 38-40. (in Chinese)
- [14] 雷晓波, 张强, 文敏, 等. 航空发动机安装节推力测量技术与试验 [J]. 航空学报, 2017, 38(12): 121190.1-121190.8.
LEI Xiaobo, ZHANG Qiang, WEN Min, et al. Mount thrust measurement technique for aero-engines and its tests[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(12): 121190.1-121190.8. (in Chinese)
- [15] 雷晓波, 李密, 张强, 等. 航空发动机推力直接测量飞行试验[J]. 航空动力学报, 2018, 33(7): 1631-1638.
LEI Xiaobo, LI Mi, ZHANG Qiang, et al. Direct thrust measurement flight test of aeroengine[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(7): 1631-1638. (in Chinese)
- [16] 张强波, 张强, 吕美茜, 等. 发动机推力气水平推力校准试验研究[J]. 机械研究与应用, 2020, 1(33): 61-64.
ZHANG Qiangbo, ZHANG Qiang, LYU Meiqian, Research on thrust

- calibration test of engine thrust pin[J]. *Mechanical Research and Application*, 2020, 1(33):61-64. (in Chinese)
- [17] 文敏, 解梦涛, 张强. 基于推力销应变计改装的发动机推力测量方案与推力销校准试验研究[J]. *机械研究与应用*, 2016, 29(6): 93-96.
- WEN Min, XIE Mengtao, ZHANG Qiang. Thrust measurement of aeroengine based on strain gauge modification and calibration test of thrust pin[J]. *Mechanical Research and Application*, 2016, 29(6):93-96. (in Chinese)
- [18] 田常棵, 苏军, 王培元, 等. 航空发动机多元拉杆结构载荷标定试验技术研究[J]. *沈阳航空航天大学学报*, 2022, 39(6):15-21.
- TIAN Changke, SU Jun, WANG Peiyuan, et al. Research on load calibration test technology of aeroengine multiple tie rod structure[J]. *Journal of Shenyang Aerospace University*, 2022, 39(6): 15-21. (in Chinese).
- [19] Nicolas C , David C , Jérôme B , et al. Prediction of transient engine loads and damage due to hollow fan blade-off[J]. *Revue Européenne des Éléments*, 2002, 11:651-666.
- [20] Jason B H. Developing an efficient FEM structural simulation of a fan blade off test in a turbofan jet engine[M]. Saskatchewan: University of Saskatchewan, 2007:149-151.
- [21] 许飞, 贺尔铭, 李景旭. 翼吊发动机安装结构等效建模及其隔振设计[J]. *航空动力学报*, 2016, 31(8): 1905-1912.
- XU Fei, HE Erming, LI Jingxu. Equivalent modeling and vibration isolation design of wing-mounted engine structure[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2016, 31(8):1905-1912. (in Chinese)
- [22] 周鹏. 3体船水下爆炸载荷传递及冲击环境特征分析[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2020.
- ZHOU Peng. Analysis of underwater explosion load transfer and shock environment characteristics of trimaran[D]. Harbin: Harbin Engineering University. 2020. (in Chinese)

(编辑: 程海)