

基于安装结构实测发动机推力的 载荷标定方法

黄伟丰, 刘克格, 闫楚良, 韩小进

(中国机械工业集团有限公司 北京飞机强度研究所, 北京 100083)

摘 要: 针对某型航空发动机,在其安装结构的主要承力构件上进行应变计布置和桥路设计,分别对发动机安装结构部件和结构整体进行载荷标定试验,以此建立结构应变输出与载荷输入关系方程,并在此过程中对推力的标定方程进行相关性和显著性分析,相关系数和 F 值分别达到 0.999 和 22 000 以上.推力计算值与加载载荷比较,单向和两向加载的工况下误差均在 2% 以内.结果表明:标定方程具有较高的精度.将标定方程代入实测飞行数据,得到发动机推力-时间历程曲线,与发动机燃油流量-时间历程曲线进行对比,两者变化趋势相吻合,进一步验证了发动机推力载荷测试方法的有效性和可行性,为飞机实际飞行时航空发动机推力的测量提供了一种可实施的技术途径.

关 键 词: 航空发动机; 安装结构; 推力; 载荷标定; 实测

中图分类号: V215.5

文献标志码: A

Method of loading calibration for actual measurement of aero-engine thrust based on installation structure

HUANG Yi-feng, LIU Ke-ge, YAN Chu-liang, HAN Xiao-jin

(Beijing Aircraft Strength Institute,

China National Machinery Industry Corporation, Beijing 100083, China)

Abstract: For a certain aero-engine, strain gauges layout and bridges design on the main load-bearing components of aero-engine installation structure were carried out. To establish the relationship equations between strain output and load input, load calibration tests were conducted on the installation structure components and the whole structure respectively. And the correlation and significance for calibration equation of the thrust was analyzed in this approach. The results of correlation coefficient and F -measure reached more than 0.999 and 22 000 respectively. Comparing the thrust calculations and load values, the errors under one-direction and two-direction were less than 2%. Results show that calibration equation has high accuracy. With introduction of the flight data into calibration equations, the engine thrust-time history curve was obtained. By contrast, the developmental trends of engine thrust-time history curves and engine fuel flow-time history curves coincided well. The results verify effectiveness and feasibility of the engine thrust test method further, and provide an enforceable technical approach for engine thrust measurement in actual flight.

Key words: aero-engine; installation structure; thrust; loading calibrating;
actual measurement

发动机的推力是评定发动机性能的重要参数^[1],对飞行过程中发动机载荷进行测量,编制能真实反映发动机实际使用情况的发动机载荷谱,对提高发动机寿命评定的可靠性,保障发动机使用安全有重要的意义^[2].

应变法是目前常用的载荷测量方法,已广泛应用于飞机机体^[3-4]、起落架^[5-6]及其他相关航空结构^[7-8]的载荷实测中,但目前还很少被人们应用到测量发动机推力.本文利用应变法测量发动机推力,发动机通过安装结构固定在飞机机身上,并将发动机推力传递给机身.在传递发动机推力的主要部件的载荷敏感部位布置应变计,组成相应的应变电桥.在地面对安装结构分别进行整体标定试验和部件单独标定试验,得到多组标定载荷与应变电桥输出值的数据,再对数据进行多元线性回归分析处理,得出载荷-应变电桥输出方程.将整体标定与部件单独标定数据处理结果进行对比,结果较为吻合.

获得一定规模的飞行实测数据后,进行飞行任务剖面的分类和飞行任务段的识别,通过雨流法统计载荷循环次数和线性累积损伤理论,分析各飞行任务中同类任务段和飞行员操作下发动机的损伤情况和分布规律^[9-10].根据飞行实际使用情况确定典型飞行任务的出现频次进行任务混频^[11-12].统计飞行频次较多的飞行任务作为典型剖面^[13],经过对飞行剖面统计分析,编制反映实

际使用情况的发动机的零部件及安装结构的载荷谱^[14],为发动机零部件应力分析、结构设计准则、零部件及整机耐久试验以及寿命分析和监控提供依据^[15-16].

1 发动机安装结构及传力路径

本文研究的发动机在某型飞机上沿构造线对称安装,推力的测量及载荷标定加载方式完全相同,故均以右侧发动机为例.发动机安装结构如图1所示,规定坐标系原点 O 在发动机重心处; X 轴平行于发动机轴线,逆航向为正; Y 轴垂直于 X 轴,向上为正; Z 轴垂直于 XY 平面,指向飞机左侧.

发动机推力的 X 向分量 P_x 通过推力销,再经推力销过渡件,由主拉杆和前梁拉杆传递到机身;还有部分 P_x 经后梁拉杆传递到机身.

推力的 Y 向分量 P_y 一部分通过内、外侧拉杆,再由前后吊挂梁传递到机身;另一部分则通过后吊挂杆,再由后吊挂梁、后梁支撑杆及后梁撑杆传递到机身.

发动机推力在安装结构上的载荷传递路径如图2所示,发动机用发动机假件(假发)代替表示.

根据发动机的安装方式、载荷传递路径及实际测试条件,依次在推力销过渡件、主拉杆、前梁拉杆、后梁拉杆、后梁支撑杆、后梁撑杆、外侧拉杆、内侧拉杆8根杆件上各选取一个测量切面布

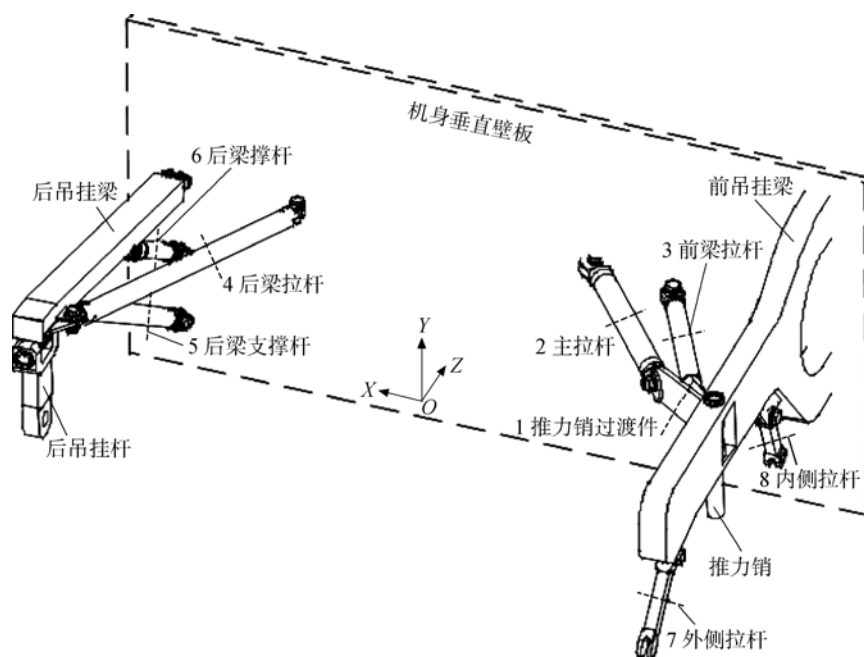
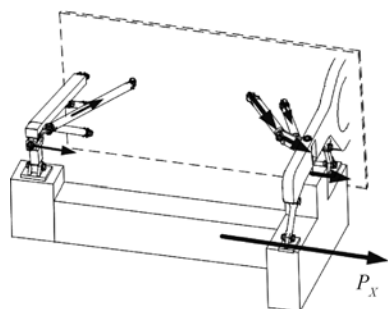
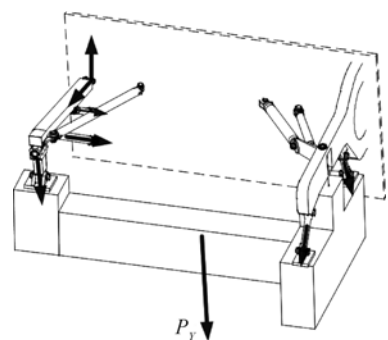


图1 发动机安装结构及测量切面

Fig. 1 Installation structure and measurement section of engine



(a) X向载荷



(b) Y向载荷

图 2 载荷传递路径示意图

Fig. 2 Sketches of the load-carrying paths

置拉压应变电桥,测试参数名称如图 1 所示(1~8). 为避开应力集中区,保证标定曲线的线性度,测量切面选杆件中部^[17]. 这 8 根杆件都是以铰接的方式与其他结构连接,因此均可看作只承受拉压载荷的二力杆.

2 载荷标定试验及加载工况

用应变法测量结构或部件的载荷,必须先对被测量对象在地面进行载荷标定试验,以建立输入载荷与应变电桥输出的定量关系. 将这种确定关系应用于同一对象的飞行实测的应变电桥输出结果上,可反算转换成该结构或部件的载荷测量结果.

发动机在安装到机身上之前,先对布置了应变电桥的 8 根杆件单独进行拉压载荷标定试验. 采用液压加载装置分别对各根杆件施加沿轴线的拉力或压力载荷,加载分 10 级完成,最大为 2 kN,采集记录下每一级加载的载荷及应变电桥输出.

单独标定试验完成后,采用假发代替发动机固定在安装结构上,完成发动机推力标定试验. 通过对与假发上 3 个加载接头连接的钢索施加拉力,实现对假发 X、Y、Z 三个方向的推力标定加载,如图 3 所示. 假发上 3 个加载接头需选取合适的安装位置,保证 Y、Z 向标定载荷通过发动机实际重

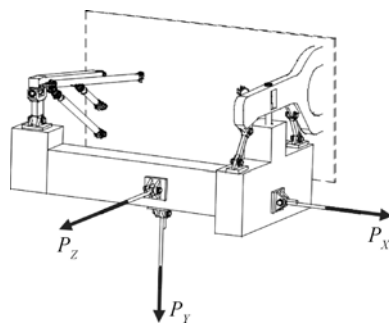


图 3 标定试验加载示意图

Fig. 3 Loading sketch of calibrating test

心处, X 向标定载荷作用在发动机推力线上.

推力标定试验设计了 15 个加载工况,分为 X 向、Y 向、Z 向单向加载,XY 向、XZ 向、YZ 向两向复合加载和 XYZ 三向复合加载,并设计了 2 个校验工况,校验标定方程的精度,每个工况分 10 级加载. 推力标定试验的各个加载工况见表 1.

表 1 标定试验加载工况

Table 1 Loading condition of calibrating test

加载工况	P_X/kN	P_Y/kN	P_Z/kN
X 向	1 -12.5	0	0
	2 -9	0	0
Y 向	3 0	-9	0
	4 0	-10.5	0
Z 向	5 0	0	-3.5
	6 -6	-3	0
XY 向	7 -11.5	-2.2	0
	8 -10	-5.5	0
XZ 向	9 -10.5	0	-2.5
YZ 向	10 0	-3.3	-2.5
	11 0	-6.5	-2
XYZ 向	12 -10.5	-6	-3
	13 -8	-6.5	-2.5
	14 -2.5	-5.5	-2.5
	15 -5.5	-6	-2
校验	16 -3.5	-6.5	-3
	17 -6.5	-6.5	-2.5

3 试验数据处理分析

3.1 发动机推力标定试验数据处理

对于大型结构部件载荷测量系统,确定其输

入载荷与应变电桥输出的关系是非常关键的问题. 在结构部件载荷标定试验过程中, 能够准确测量的是载荷. 应变是整个系统的响应, 是受系统内各种随机因素影响的随机变量. 由于受应变计粘贴和载荷施加过程中各种因素影响, 各载荷分量和各测量电桥之间总是存在交互影响. 载荷标定试验数据处理的过程就是要将各载荷分量与各应变电桥输出之间的交互影响减至最低程度.

载荷标定试验经过 n 次加载后, 可得到 n 组包括标定载荷、应变电桥输出的标定试验数据, 形式如下:

$$\mathbf{P}_{3 \times n} = \begin{bmatrix} P_{X,1} & P_{X,2} & \cdots & P_{X,n} \\ P_{Y,1} & P_{Y,2} & \cdots & P_{Y,n} \\ P_{Z,1} & P_{Z,2} & \cdots & P_{Z,n} \end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{\varepsilon}_{8 \times n} = \begin{bmatrix} \varepsilon_{1,1} & \varepsilon_{1,2} & \cdots & \varepsilon_{1,n} \\ \varepsilon_{2,1} & \varepsilon_{2,2} & \cdots & \varepsilon_{2,n} \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ \varepsilon_{8,1} & \varepsilon_{8,2} & \cdots & \varepsilon_{8,n} \end{bmatrix}$$

其中 $P_{X,i}$ 为第 i 次加载时的 X 向标定载荷, $\varepsilon_{k,i}$ 为第 k 测量切面的应变电桥输出.

标定试验过程中, 发动机安装结构各部件所受载荷在弹性变形范围内, 载荷参数与 8 个应变电桥输出之间应呈线性关系, 考虑常数项 $\varepsilon_{9,i}=1$ ($i=1, 2, \dots, n$), 则有

$$\mathbf{P}_{3 \times n} = \mathbf{K}_{3 \times 9} \boldsymbol{\varepsilon}_{9 \times n} \quad (1)$$

采用最小二乘法对 $\mathbf{P}$ 与 $\boldsymbol{\varepsilon}$ 进行多元线性回归, 估算系数矩阵 $\hat{\mathbf{K}}$, 得到载荷标定系数矩阵

$$\hat{\mathbf{K}} = \mathbf{P} \boldsymbol{\varepsilon}^T (\boldsymbol{\varepsilon} \boldsymbol{\varepsilon}^T)^{-1} \quad (2)$$

为保证 $\hat{\mathbf{K}}$ 矩阵的精度, n 要求远大于 9, 即提高试验样本数量, 在标定试验中进行尽量多的工况和加载次数.

实测飞行中, 利用发动机推力各向分量的标定方程, 结合实测电桥输出, 获得发动机推力. 载荷标定方程直接影响到实测结果的真实性与可靠性, 因此还要对推力各向分量的方程进行线性和显著性进行 R 和 F 检验.

首先将 n 次标定加载的各应变电桥输出 $\varepsilon_{k,i}$ 代入到 $\hat{\mathbf{P}}_{3 \times n} = \hat{\mathbf{K}}_{3 \times 9} \boldsymbol{\varepsilon}_{9 \times n}$ 中, 得到每次加载下某向标定载荷 P_i 对应的计算值 $\hat{P}_i$ ($i=1, 2, \dots, n$). 再分别计算 P_i 的回归平方和 U 、残差平方和 V 和离散平方和 S .

$$U = \sum_{i=1}^n (\hat{P}_i - \bar{P})^2 \quad (3)$$

式中 $\bar{P}$ 为标定载荷 P_i 的平均值, 即 $\bar{P} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n P_i$.

$$V = \sum_{i=1}^n (P_i - \hat{P}_i)^2 \quad (4)$$

$$S = \sum_{i=1}^n (P_i - \bar{P})^2 \quad (5)$$

由线性回归理论知 U 越大, 则表示标定载荷 P_i 和应变电桥输出 $\varepsilon_{k,i}$ 的线性关系越密切, 回归的规律性越强, 标定结果的可靠性越高. 定义复相关系数 R 来表征这个特点^[18]

$$R = \sqrt{\frac{U}{S}} = \sqrt{1 - \frac{V}{S}} \quad (6)$$

式中 R 的范围为 $[0, 1]$, 越接近 1, 表明标定载荷 P_i 和应变电桥输出 $\varepsilon_{k,i}$ 的线性关系越密切. 还可以利用 F 值对回归方程进行显著性检验^[11]

$$F = \frac{U/q}{V/(n-q-1)} \quad (7)$$

式中 q 为应变电桥个数, n 为加载次数, 当 F 大于相应临界值时表明标定方程是良好的. 查询文献^[18]附录中的 F 分布表, 令 $\alpha=0.01$, 查到相应临界值 $F_{\alpha=0.01}(8, 687)=2.54$.

3.2 发动机安装结构整体标定

通过对标定试验数据的回归统计分析, 得到发动机推力的标定方程

$$\begin{aligned} P'_X = & -0.0237 P_{tx} - 0.0097 P_{zl} - 0.003 P_{ql} + \\ & 0.0181 P_{hl} - 0.0002 P_{hz} - 0.0025 P_{hc} + \\ & 0.0017 P_{wl} - 0.0015 P_{nl} + 0.0633 \end{aligned} \quad (8)$$

$$\begin{aligned} P'_Y = & 0.0236 P_{txb} - 0.0029 P_{zl} + 0.0071 P_{ql} + \\ & 0.0219 P_{hl} + 0.0033 P_{hz} - 0.0002 P_{hc} - \\ & 0.0169 P_{wl} - 0.0186 P_{nl} + 0.0615 \end{aligned} \quad (9)$$

$$\begin{aligned} P'_Z = & -0.0101 P_{tx} + 0.0006 P_{zl} - 0.0009 P_{ql} - \\ & 0.0091 P_{hl} + 0.0007 P_{hz} + 0.0003 P_{hc} - \\ & 0.0093 P_{wl} + 0.0112 P_{nl} + 0.0118 \end{aligned} \quad (10)$$

式中 $P_{tx}, P_{zl}, P_{ql}, P_{hl}, P_{hz}, P_{hc}, P_{wl}, P_{nl}$ 依次为右侧发动机安装结构中 8 根杆件的测量应变电桥输出. R'_X, R'_Y, R'_Z 标定方程的复相关系数 R 分别为 0.99983, 0.9988, 0.9963; F 值分别为 224067.18, 31032.92, 10088.84; F 值都远大于临界值. R'_X, R'_Y, R'_Z 的标定方程均具有较高相关度和很好的显著性, 充分验证了本次发动机推力标定结果的可靠性.

3.3 发动机安装结构单独标定

杆件单独标定以主拉杆(第 2 测量切面)为例,总进行了 15 次加载,得到形如 $[T_{2,1} \ T_{2,2} \ \cdots \ T_{2,15}]$, $[\epsilon_{2,1} \ \epsilon_{2,2} \ \cdots \ \epsilon_{2,15}]$ 的标定载荷、应变电桥输出数据。

杆件在标定过程中,载荷始终在结构弹性变形范围内,标定载荷和应变电桥输出应满足线性关系,即

$$\begin{bmatrix} T_{2,1} \\ T_{2,2} \\ \vdots \\ T_{2,15} \end{bmatrix} = k'_2 \begin{bmatrix} \epsilon_{2,1} \\ \epsilon_{2,2} \\ \vdots \\ \epsilon_{2,15} \end{bmatrix} \quad (11)$$

采用最小二乘法对 T 与 ϵ 进行一元线性回归,估算主拉杆力-应变标定系数 k'_2 ,表 2 给出各根拉杆杆力的标定方程及方程相关系数 R^2 。

表 2 杆力的标定方程及方程相关系数

Table 2 Calibrate equations with correlation coefficient of stick-forces

杆件	标定方程	R^2
推力销过渡件	$T_1 = 0.1087 P_{tx} - 0.02288$	0.9990
主拉杆	$T_2 = 0.016595 P_{al} - 0.029896$	0.9996
前梁拉杆	$T_3 = 0.0093404 P_{ql} + 0.0010092$	1.0000
后梁拉杆	$T_4 = 0.0067967 P_{hl} + 0.001584$	0.9999
后梁支撑杆	$T_5 = 0.011176 P_{hz} - 0.01198$	0.9999
后梁撑杆	$T_6 = 0.0068701 P_{hc} + 0.0034244$	0.9999
外侧拉杆	$T_7 = 0.0020456 P_{wl} + 0.0052194$	0.9971
内侧拉杆	$T_8 = -0.0018442 P_{dl} + 0.0005903$	1.0000

发动机的 X 向推力的主要由主拉杆、前梁拉杆和后梁拉杆传递到机身.如图 4 以主拉杆为例,设定拉杆轴向力 T 的方向与拉杆施加给机身的载荷方向一致,受拉为正, α_i 为 T_i 的正方向与 X 轴的夹角。

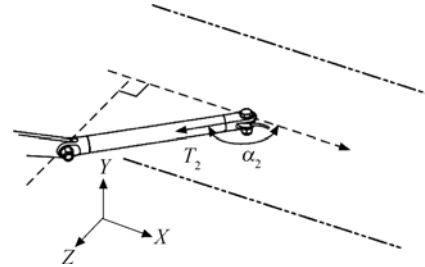


图 4 主拉杆的轴向力及与 X 轴的夹角

Fig. 4 Axial force and angle to X axis of the main pull-rod

分别计算出主拉杆、前拉杆、后拉杆的 X 向分量 $P''_{X,z}$, $P''_{X,q}$, $P''_{X,h}$, 再对它们求和推算 X 向载荷 P'_X . 3 根杆件均与飞机水平基准面平行,因此只需要知道各杆件的夹角 α_i 即可算得其杆力 T_i 的 X 向分量

$$P''_{X,z} = T_2 \cos \alpha_2 \quad (12)$$

$$P''_{X,q} = T_3 \cos \alpha_3 \quad (13)$$

$$P''_{X,h} = -T_4 \cos \alpha_4 \quad (14)$$

$$P'_X = P''_{X,z} + P''_{X,q} + P''_{X,h} \quad (15)$$

令 $e'_X = (P'_X - P_X)/P_X$, $e''_X = (P''_X - P_X)/P_X$, 代入到标定数据中,比较整体标定结果 R'_X 、单独标定结果 R''_X 与加载载荷 P_X 间的误差.表 3 列出了有 X 向加载的标定工况中最大加载时主拉杆、前梁拉杆和后梁拉杆 3 根杆件 X 向杆力分量, P_X , P'_X , P''_X 及相关误差 e'_X , e''_X 。

表 3 X 向工况最大加载下的载荷及相关误差

Table 3 Loads and correlated errors on the maximum loading of X direction condition

工况	$P''_{X,z}/\text{kN}$	$P''_{X,q}/\text{kN}$	$P''_{X,h}/\text{kN}$	P_X/kN	P'_X/kN	P''_X/kN	$e'_X/\%$	$e''_X/\%$
1	-10.326	-1.568	-0.470	-12.258	-12.392	-12.365	1.10	0.88
2	-7.379	-1.101	-0.320	-8.950	-8.826	-8.800	-1.38	-1.67
6	-4.726	-0.736	-0.274	-5.877	-5.841	-5.735	-0.61	-2.41
7	-8.543	-1.323	-0.384	-10.231	-10.196	-10.250	-0.34	0.18
8	-8.286	-1.361	-0.445	-10.090	-10.152	-10.092	0.62	0.02
9	-7.734	-1.166	-0.367	-9.450	-9.491	-9.266	0.43	-1.95
12	-7.825	-1.303	-0.396	-10.103	-9.976	-9.524	-1.25	-5.73
13	-5.985	-1.011	-0.336	-7.816	-7.782	-7.333	-0.43	-6.18
14	-1.698	-0.435	-0.144	-2.509	-2.512	-2.277	0.12	-9.27
15	-3.775	-0.663	-0.270	-5.136	-5.164	-4.708	0.55	-8.33
16	-2.515	-0.484	-0.202	-3.479	-3.528	-3.201	1.42	-7.99
17	-4.813	-0.839	-0.304	-6.429	-6.437	-5.956	0.12	-7.36

从表3中可看出,12个有X向载荷的标定工况中 e'_x 均小于2%,发动机X向推力标定数据处理结果都具有相当高的精确度; e''_x 在单向加载和双向加载工况下基本在1%左右,三向加载工况下也都在10%以内,验证了发动机X向推力标定方法的可靠性和准确性。

发动机的Y向推力主要经过内、外侧拉杆和后吊挂杆传递到机身。设定内、外侧拉杆与Y轴的夹角分别为 α_n 和 α_w 。前吊挂结构如图5。

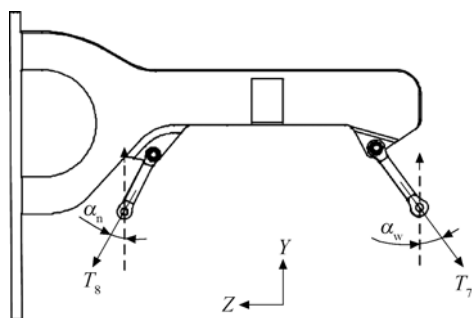


图5 前吊挂结构

Fig. 5 Structure of front suspension

分别计算出这内、外侧拉杆杆力的Y向分量 $P''_{Y,n}$ 和 $P''_{Y,w}$

$$P''_{Y,w} = -T_7 \cos \alpha_w \quad (16)$$

$$P''_{Y,n} = -T_8 \cos \alpha_n \quad (17)$$

设定后吊挂梁与机身连接接头处O到后梁

支撑杆、后梁撑杆及后吊挂杆的距离分别为 l_{hz} , l_{hc} , l_h 。后吊挂结构如图6。

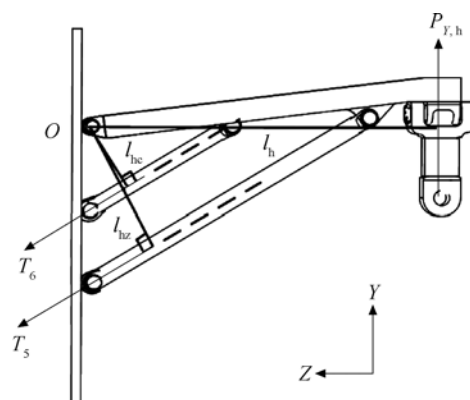


图6 后吊挂结构

Fig. 6 Structure of back suspension

由后吊挂梁的力矩平衡方程可计算得到后吊挂杆的载荷

$$P''_{Y,h} = (T_5 l_{hz} + T_6 l_{hc}) / l_h \quad (18)$$

对它们求和推算Y向载荷 P''_Y

$$P''_Y = P''_{Y,n} + P''_{Y,w} + P''_{Y,h} \quad (19)$$

令 $e'_Y = (P'_Y - P_Y) / P_Y$, $e''_Y = (P''_Y - P_Y) / P_Y$, 代入到标定数据中,比较 P'_Y , P''_Y , P_Y 间的误差。表4列出了有Y向加载的标定工况中最大加载时内、外侧拉杆和后吊挂杆3根杆件Y向杆力分量, P_Y , P'_Y , P''_Y 及相关误差 e'_Y , e''_Y 。

表4 Y向工况最大加载下的载荷及相关误差

Table 4 Loads and correlated errors on the maximum loading of Y direction condition

工况	$P''_{Y,h}/\text{kN}$	$P''_{Y,n}/\text{kN}$	$P''_{Y,w}/\text{kN}$	P_Y/kN	P'_Y/kN	P''_Y/kN	$e'_Y/\%$	$e''_Y/\%$
3	-2.692	-3.012	-3.077	-8.605	-8.611	-8.782	0.07	2.05
4	-3.234	-3.478	-3.657	-10.129	-10.196	-10.368	0.66	2.36
6	-2.677	-0.089	-0.029	-2.733	-2.774	-2.796	1.47	2.28
7	-3.433	0.744	0.505	-2.183	-2.212	-2.184	-2.83	0.03
8	-4.293	-0.523	-0.151	-5.066	-4.851	-4.967	-4.26	-1.97
10	-2.255	-1.025	0.535	-2.755	-2.696	-2.725	-2.14	-1.09
11	-4.499	-1.981	1.084	-5.324	-5.393	-5.396	1.30	1.34
12	-4.690	-2.035	0.343	-6.300	-6.383	-6.383	1.32	1.31
13	-4.043	-2.250	0.438	-5.954	-5.927	-5.854	-0.44	-1.67
14	-2.337	-3.099	0.110	-5.587	-5.320	-5.327	-4.78	-4.67
15	-3.302	-2.842	0.049	-6.224	-6.225	-6.095	0.02	-2.07
16	-2.905	-2.913	-0.441	-6.455	-6.309	-6.258	-2.27	-3.06
17	-3.753	-3.023	0.383	-6.430	-6.514	-6.393	1.30	-0.58

从表4中可看出,在13个有Y向载荷的标定工况中 e'_Y 都在5%以内,发动机Y向推力标定数据处理结果都具有相当高的精确度; e''_Y 也都在5%以内,验证了发动机Y向推力标定方法的准确性。

3.4 实测曲线对比分析

在完成飞行实测后,通过代入发动机推力整体标定的方程,对飞行实测数据中的应变电桥输出进行转换,可得到发动机推力-时间历程。如图7,给出了一次飞行试验中,左、右发动机X向推力($P_{X,zf}$, $P_{X,yf}$)和燃油流量($\dot{m}_{zf}$, $\dot{m}_{yf}$)的时间历程曲线。

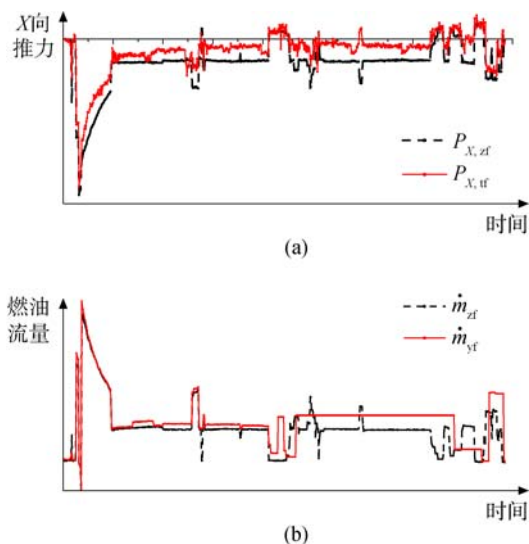


图7 X向推力和燃油流量的时间历程

Fig. 7 Time history of X direction load and fuel flow

在实际飞行中,发动机的燃油流量基本与发动机推力大小正相关。从图7中可看出左、右发动机X向推力大小相当,且与燃油流量曲线变化趋势相吻合,这也表明了本文的实测发动机推力测量方法是有效可行的。

4 结论

1) 根据发动机在飞机上的安装、传力方式,讨论了发动机推力测量、标定试验、标定数据处理及数据有效性检验方法,为其他飞机发动机及类似结构的载荷测量提供参考。

2) 发动机推力的标定方程相关性和显著性检验结果:相关系数R值和F值分别达到0.999和22000以上,处于较高状态。比较X向和Y向工况下,根据发动机安装结构和整体载荷标定,两种标定方法得到的推力计算载荷与加载载荷的误

差对比,均达到较高的精度,证实了发动机推力标定方法的有效性和标定数据的准确性。

3) 根据标定方程,对飞行数据转换,得出推力-时间历程及安装结构中相关部件的载荷-时间历程,为发动机性能的评定,发动机零部件、安装结构载荷谱的编制提供重要参考依据。

参考文献:

- [1] 廉筱纯,吴虎.航空发动机原理[M].西安:西北工业大学出版社,2005.
- [2] 宋迎东,高德平,林宏镇,等.教练机发动机加速任务试车谱的编制[J].航空动力学报,1999,14(1):47-50.
SONG Yingdong, GAO Deping, LIN Hongzhen, et al. Formulation of a trainer engine accelerated test spectrum[J]. Journal of Aerospace Power, 1999, 14(1): 47-50. (in Chinese)
- [3] Jenkins J M, Michael V, Angelis D. A summary of numerous strain-gage load calibration on aircraft wings and tails in a technology format[R]. NASA Technical Memorandum 4804, 1997.
- [4] 闫楚良,张书明,卓宁生,等.飞机机翼结构载荷谱测量试验力学模型与数据处理[J].航空学报,2000,21(1):56-59.
YAN Chuliang, ZHANG Shuming, ZHUO Ningsheng, et al. Mechanical model and data processing of load measurement test for the airplane's wing structure[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2000, 21(1): 56-59. (in Chinese)
- [5] 刘克格,闫楚良,张书明.飞机起落架载荷谱实测与台架标定[J].吉林大学学报:工学版,2006,36(6):1025-1028.
LIU Kege, YAN Chuliang, ZHANG Shuming. Bench calibration of load spectrum measurement for fighter airplane main under carriage[J]. Journal of Jilin University: Engineering and Technology Edition, 2006, 36(6): 1025-1028. (in Chinese)
- [6] 刘克格,闫楚良.飞机起落架载荷谱实测与编制方法[J].航空学报,2011,32(5):841-848.
LIU Kege, YAN Chuliang. Load measurement and compilation of landing gear of airplane[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(5): 841-848. (in Chinese)
- [7] 周福强,张书明,闫楚良.导弹挂架载荷标定试验与模型求解[J].机械强度,2009,31(2):221-224.
ZHOU Fuqiang, ZHANG Shuming, YAN Chuliang. Study on calibration load test and model for missile pylon[J]. Journal of Mechanical Strength, 2009, 31(2): 221-224. (in Chinese)
- [8] 闫楚良,张鑫,王志.基于肘体结构的载荷标定试验研究[J].中国机械工程学报,2002,33(5):95-98.
YAN Chuliang, ZHANG Xin, WANG Zhi. Experimental research on load calibration based on balanced elbow structure[J]. China Mechanical Engineering, 2002, 33(5): 95-98. (in Chinese)
- [9] 程礼,冯伟,陈卫.航空发动机飞行任务剖面统计规律研究

- [J]. 航空动力学报, 2003, 18(6): 749-752.
- CEHNG Li, FENG Wei, CHEN Wei. Study of the statistical rules for flight mission profiles of aero-engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(6): 749-752. (in Chinese)
- [10] 程礼, 张海威, 王利敏. 密集编队中飞机发动机的疲劳损伤差异[J]. 航空动力学报, 2010, 25(3): 587-591.
- CHENG Li, ZHANG Haiwei, WANG Limin. Fatigue damage of aero-engine in intensive formation flying[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(3): 587-591. (in Chinese)
- [11] 宋迎东, 高德平. 发动机飞行任务剖面的主成份聚类法[J]. 航空动力学报, 2002, 17(2): 196-200.
- SONG Yingdong, GAO Deping. The principal component analysis method for engine flight mission profiles categorization[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(2): 196-200. (in Chinese)
- [12] 宋迎东, 高德平. 发动机机动飞行类综合载荷谱研究[J]. 航空动力学报, 2002, 17(2): 212-216.
- SONG Yingdong, GAO Deping. Aero-engine composite maneuver loading spectrum derivation[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(2): 212-216. (in Chinese)
- [13] 闫楚良, 高镇同. 飞机高置信度中值随机载荷谱的编制原理[J]. 航空学报, 2000, 21(3): 118-123.
- YAN Chuliang, GAO Zhentong. Compilation theory of median stochastic fatigue load-spectrum with high confidence level for airplane[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2000, 21(3): 118-123. (in Chinese)
- [14] YAN Chuliang, LIU Kege. Theory of active reliability-base design for predetermined life of structures[J]. Advance Material Reseach, 2008(44/45/46): 745-750.
- [15] YAN Chuliang, LIU Kege. Theory of economic life prediction and reliability assessment of aircraft structures[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2011, 24(2): 164-170.
- [16] 闫楚良, 刘克格. 飞机结构经济寿命设计与可靠性评定[M]. 北京: 航空工业出版社, 2010.
- [17] 张如一, 沈观林, 李朝第. 应变电测与传感器[M]. 北京: 清华大学出版社, 1999.
- [18] 方开泰. 实用回归分析[M]. 北京: 科学出版社, 1988.

(编辑: 叶 青、陈 越)