

飞行过载及安装间隙对主安装节推力测量的影响

张 强

(中国飞行试验研究院, 西安 710089)

摘要:为了研究飞行过载和推力销安装间隙对推力测量结果的影响,根据安装节推力测量原理开展一系列推力校准试验,获得了不同过载和安装间隙下的推力校准方程。通过结果分析得出飞行过载和安装间隙对推力测量结果的影响关系和解决措施。结果表明:当飞行过载不超过 $2g$ 时,安装间隙为 $4\sim 6\text{ mm}$,且在发动机慢车以上状态时,可以忽略飞行过载和推力销安装间隙的影响;当飞行过载超过 $2g$ 时,需要根据实际的过载系数和安装间隙对主安装节推力进行修正,以获得更高精度的推力测量结果。

关键词: 主安装节;推力;飞行过载;安装间隙;航空发动机

中图分类号: V241.06

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2020.03.007

Influence of Flight Overload and Installation Clearance on Thrust Measurement of Mounts

ZHANG Qiang

(Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

Abstract: In order to study the influence of flight overload and thrust pin installation clearance on thrust measurement results, a series of thrust calibration tests were carried out according to the principle of thrust measurement of mounts, and the thrust calibration equations were obtained under different overload and installation clearance. The influence relation between flight overload and installation clearance on thrust measurement result and the solutions were obtained by analyzing the results. The results show that when the flight overload is not more than $2g$, the installation clearance is $4\sim 6\text{ mm}$. The influence of flight overload and thrust pin installation clearance can be neglected when the engine is above the idling rating. When the flight overload exceeds $2g$, it is necessary to correct the mount thrust according to the actual overload coefficient and the installation clearance, so as to obtain higher precision thrust measurement results.

Key words: mount; thrust; flight overload; installing clearance; aeroengine

0 引言

对于航空发动机而言,主安装节是发动机将推力传递给飞机的最主要部件。测量发动机主安装节的推力是国内外发动机飞行推力测量领域的研究热点之一。美国的主安装节推力测量技术比较成熟。20世纪80年代,为了评定F-14飞机舰上复飞时的性能以及大迎角时的机动性,美国NASA、格鲁门公司以及海军联合开展试验,第1次在装备于F-14A的TF30发动机上开展了推力直接测量技术研究^[1];90年代,NASA为了研究推力矢量与飞机的综合控制技术,又在先进飞行器高级控制技术(ACTIVE)的F-15飞机

上开展了发动机推力直接测量飞行试验^[2]。ACTIVE试验项目是NASA德莱顿飞行试验中心、美国空军、PW公司和波音公司联合开展的,主要目标之一就是对矢量推力系统的优势(包括改善飞机的性能、操纵性和控制性)进行演示验证。安装节推力测量是ACTIVE项目的关键研究单元之一。通过在发动机主安装节上布置应变计,将其改装成为1个推力测量传感器,在地面开展推力销的推力校准试验,获得应变-推力校准方程。在飞行试验中,将实测的应变代入地面试验获得的推力校准方程,从而获得不同飞行条件下的发动机安装节推力。安装节直接推力测量数据

收稿日期:2019-04-05 基金项目:航空动力基础研究项目资助

作者简介:张强(1980),男,硕士,主要从事航空发动机结构强度飞行试验工作;E-mail:335192039@qq.com。

引用格式:张强.飞行过载及安装间隙对航空发动机主安装节推力测量的影响[J].航空发动机,2020,46(3):35-39. ZHANG Qiang. Influence of flight overload and installation clearance on thrust measurement of mounts [J]. Aeroengine, 2020, 46(3): 35-39.

与利用空气动力学模型计算的结果相比,最大状态平均相差 4.2%,全加力状态平均相差 3.8%,获得了令人满意的结果。

国内长期以来在发动机推力测量方面开展了大量卓有成效的研究,但都集中在以空气动力学模型为主的气动计算方法^[3-11]上,而对发动机安装节推力测量技术的研究起步较晚。“十一·五”期间,张强等^[12]率先以涡喷发动机为研究对象,开展了发动机安装节推力测量的地面试验研究;“十二·五”期间,雷小波等^[13-18]以涡扇发动机为试验对象,借鉴 NASA 的试验方法,开展了发动机推力直接测量的地面和飞行试验研究,充分表明了对发动机安装节开展推力测量的可行性和有效性。目前该技术还处于深入研究之中。

安装节推力测量的核心是在地面试验中建立的应变-推力校准方程。地面车台与飞行装机环境的2个主要差异是飞机过载和发动机装机条件。本文通过在地面推力校准试验中,模拟不同的过载和安装条件,获得推力校准方程的差异,并分析这2个因素对推力测量结果的影响程度,最终为发动机主安装节推力测量提供了技术支持。

1 主安装节推力测量力学原理

1.1 主安装节受力分析

以某型发动机为研究对象,安装节对发动机的作用力如图1所示。该发动机有3个安装节支点,前2个为主安装节,承受发动机的推力和部分质量;后面1个为辅助主安装节,仅承受发动机的部分质量。理论上发动机通过前面2个主安装节将推力传递给飞机。

主安装节推力销的几何模型如图2所示。从图中可见,推力销左侧被车台安装节支座完全包裹,处于全约束状态;中间圆锥段是外露区;右侧圆柱段被发动机轴承包裹,承受并传递发动机的航向推力和部分重力。

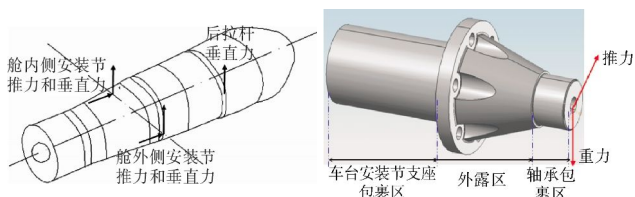


图1 安装节对发动机作用力 图2 主安装节推力销模型

1.2 主安装节推力测量方程

此处主安装节推力销推力测量使用的是剪力测

量。根据材料力学知识^[19],在纯剪切状态下,1点的主应力 σ_1 和 σ_3 方向为 $\pm 45^\circ$,其数值等于剪应力 τ ,如图3所示。

$$\sigma_1 = -\sigma_3 = \tau \quad (1)$$

由广义胡克定律可知

$$\begin{cases} \varepsilon_1 = \frac{1}{E}(\sigma_1 - \mu\sigma_3) \\ \varepsilon_3 = \frac{1}{E}(\sigma_3 - \mu\sigma_1) \end{cases} \quad (2)$$

图3 纯剪切状态下1点的应力状态

式中: ε_1 和 ε_3 为2个方向的主应变; E 为弹性模量; μ 为泊松比。

将式(1)代入式(2)得

$$\varepsilon_1 = -\varepsilon_3 = (1 + \mu)\tau / E \quad (3)$$

在剪力作用下,圆形横截面的应力分布规律如图4所示。

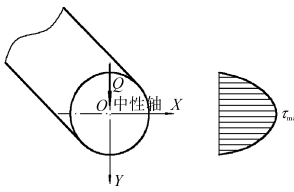


图4 圆截面剪应力分布

最大剪应力 $\tau_{\max}$ 发生在中性轴处

$$\tau_{\max} = k \frac{Q}{A} \quad (4)$$

式中: k 为与截面形状有关的系数,对于圆截面, $k=4/3$; Q 为剪力; A 为横截面积。

将式(3)代入式(4)得

$$\varepsilon_1 = \frac{k(1 + \mu)Q}{EA} \quad (5)$$

剪力测量的应变计布置位置及组桥如图5、6所示^[20]。

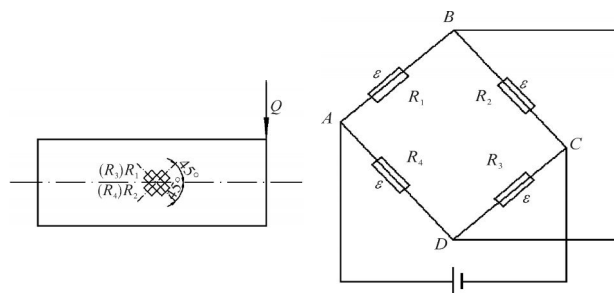


图5 应变计布置位置

图6 应变计组桥

在全桥电路中,桥路输出应变 ε_d 与单个应变片 ε_i ($i=1, 2, 3, 4$)的应变关系为

$$\varepsilon_d = \varepsilon_1 - \varepsilon_2 + \varepsilon_3 - \varepsilon_4 = \varepsilon_1 - (-\varepsilon_1) + \varepsilon_1 - (-\varepsilon_1) = 4\varepsilon_1 \quad (6)$$

由式(5)、(6)得

$$Q = \frac{EA \varepsilon_d}{4k(1 + \mu)} \quad (7)$$

式(7)即为剪力 Q 与桥路应变 ε_d 的关系式,也就是主安装节推力测量的基本方程。

2 过载及间隙对推力校准方程的影响

要获得推力销承受的推力,必须开展推力校准试验,试验设备如图 7 所示。

推力校准试验至关重要,其精度直接决定测试结果的误差,因此必须考虑多种因素对推力校准方程的影响。此处考虑的影响因素有 2 项:

(1)在发动机实际安装时,主安装节轴承端面与推力销端面间隙为 4~8 mm,

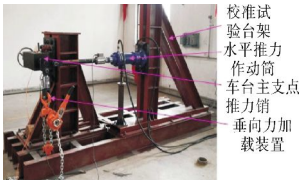


图 7 主安装节推力校准试验台

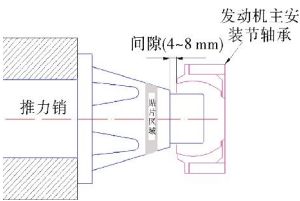


图 8 主安装节轴承与推力销端面间隙

由于在实际安装条件下,此处间隙不固定,因此需要研究间隙对于推力校准方程的影响精度。

(2)在飞行试验中,飞机在做机动飞行时,往往会产生较大的过载,使得主安装节承受的垂向力超过发动机的质量。因此,需要评估飞行过载对推力测量结果的影响。

2.1 安装间隙对推力校准方程的影响

由材料力学可知,横截面内的剪力与力的作用点到该截面的距离无关。因此当改变间隙时,也即改变剪力的作用距离时,应变片中心截面的剪应力不会变化。但是工程与理论存在着差别,主要表现在:

(1)应变片测量的应变是一定区域内的平均应变,不是某个点的应变;

(2)在实际测量中,当距离改变时,在该截面的弯矩会随之变化。应变片覆盖的区域横跨中性层,应该会产生弯矩应变。

因此,为了研究间隙对推力校准方程的影响,需要开展相应的试验研究。分别保持不同的间隙为 4、6 和 8 mm,获得的推力校准曲线和方程如图 9 所示。从图中可见,间隙为 4、6 mm 下的方程几乎相同,但是间隙为 8 mm 下的方程已经有所差别。

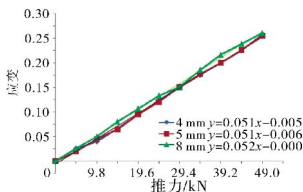


图 9 不同间隙下的推力校准方程

以间隙为 4 mm 下的推力为参考,间隙为 6、8 mm 下获得的推力值以及相对偏差(推力偏差/间隙为 4 mm 下推力 $\times 100\%$)见表 1。

表 1 不同间隙下的推力值

应变	推力/kN			推力偏差/%		
	4 mm	6 mm	8 mm	4 mm	6 mm	8 mm
0.025	5.76	5.96	4.71	0	3.33	-18.27
0.050	10.56	10.76	9.43	0	1.82	-10.84
0.075	15.38	15.56	14.13	0	1.25	-8.05
0.100	20.18	20.36	18.85	0	0.95	-6.59
0.125	24.98	25.18	23.56	0	0.77	-5.70
0.150	29.78	29.98	28.27	0	0.65	-5.09
0.175	34.58	34.78	32.98	0	0.56	-4.65
0.200	39.40	39.58	37.69	0	0.49	-4.32
0.225	44.20	44.38	42.40	0	0.43	-4.06
0.250	49.00	49.20	47.12	0	0.39	-3.85
0.275	53.80	54.00	51.82	0	0.36	-3.67
0.300	58.60	58.80	56.54	0	0.33	-3.53

从图 9 和表 1 中可见:

(1)间隙为 6 mm 下的校准方程斜率不变,截距略变小,在同一应变下,间隙为 6 mm 下的推力偏差均为正,范围为 0.186~0.196 kN;

(2)间隙为 8 mm 下的校准方程斜率变大,截距略增大,在同一应变下,间隙为 8 mm 下的推力偏差均为负,范围为 -1.137~-2.068 kN;

(3)由于偏差绝对值变化范围为 0.186~2.068 kN,而发动机推力变化范围为 9.8~117.6 kN,前者远小于后者,因此发动机推力对相对偏差的影响起主要作用,出现了相对偏差随推力增大而减小的现象;

(4)在小推力状态下,间隙为 6 mm 下偏差最大为 3.33%,间隙为 8 mm 下偏差最大为 18.27%。此小推力状态与 AL-31F 发动机的慢车推力相当。

因此在飞行试验中,应控制发动机安装间隙为 4~6 mm,在慢车以上状态开展发动机推力测量试验,这样可以忽略间隙对推力测量结果的影响。

2.2 飞行过载对推力的影响

推力销同时承受重力方向垂向载荷和水平方向推力载荷。在飞行过程中,由于过载,使得推力销承受的垂向载荷发生变化。这种垂向载荷的变化对推力校准方程会产生多大的影响,需要开展试验研究。

已知发动机质量为 2 t,假设每个主安装节承受

的质量为 1 t。分别模拟飞机的法向过载系数为 1g、2g 和 3g (g 为重力加速度), 即对推力销施加垂向载荷分别为 9.8、19.6 和 29.4 kN。在不同的垂向载荷下, 开展水平推力校准试验, 获得的曲线和方程如图 10 所示。

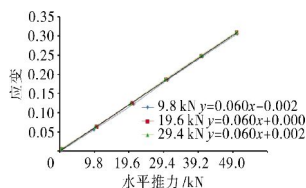


图 10 不同过载下的推力校准方程

以 1g 过载下的推力为参考, 2g 和 3g 过载下获得的推力值以及相对偏差 (推力偏差/1g 过载下推力 $\times 100\%$) 见表 2。

表 2 不同过载下的推力值

应变	推力/kN			推力偏差/%		
	1g	2g	3g	1g	2g	3g
0.025	4.41	4.12	3.72	0	-7.41	-14.81
0.050	8.53	8.13	7.84	0	-3.85	-7.69
0.075	12.54	12.25	11.96	0	-2.60	-5.19
0.100	16.66	16.37	15.97	0	-1.96	-3.92
0.125	20.78	20.38	20.09	0	-1.57	-3.15
0.150	24.79	24.50	24.21	0	-1.32	-2.63
0.175	28.91	28.62	28.22	0	-1.13	-2.26
0.200	33.03	32.63	32.34	0	-0.99	-1.98
0.225	37.04	36.75	36.46	0	-0.88	-1.76
0.250	41.16	40.87	40.47	0	-0.79	-1.59
0.275	45.28	44.88	44.59	0	-0.72	-1.44
0.300	49.29	49.00	48.71	0	-0.66	-1.32

从图 10 和表 2 中可见:

(1) 与 1g 过载下的方程相比, 2g 和 3g 过载下的校准方程斜率不变, 截距逐渐变大。因此在同一应变下, 2g 和 3g 过载下的推力偏差均为负。其中, 2g 过载下的偏差范围为 $-0.294 \sim -0.392$ kN, 3g 过载下的偏差范围为 $-0.588 \sim -0.686$ kN;

(2) 由于偏差绝对值变化范围为 $0.294 \sim 0.686$ kg, 而发动机推力变化范围为 $9.8 \sim 117.6$ kN, 前者远小于后者, 因此发动机推力对偏差的影响起主要作用, 出现了推力偏差随推力增大而减小的现象;

(3) 与前面类似, 在小推力状态下, 2g 过载下的偏差最大为 -7.41% , 3g 过载下的偏差最大为 -14.81% 。此小推力与 AL-31F 发动机的慢车推力相当。

因此在飞行试验中, 应控制法向过载不超过 2g, 在慢车以上状态开展发动机推力测量试验, 这样可以

忽略过载对推力测量结果的影响。

3 结论

(1) 在飞行试验中开展发动机主安装节推力测量, 需要考虑飞行过载和发动机安装间隙对推力测量的影响;

(2) 当飞行过载不超过 2g, 安装间隙为 $4 \sim 6$ mm, 且发动机在慢车以上状态时, 可以忽略上述 2 种因素的影响, 在地面建立的推力校准方程所获得的推力测量值精度较高;

(3) 当不满足 (2) 所述条件时, 需要根据实际的过载系数和安装间隙对主安装节推力进行修正, 以获得更高精度的推力测量结果。

参考文献:

- [1] Timothy R, Robert L S. Full flight envelope direct thrust measurement on a supersonic aircraft[R]. NASA-TM-1998-206560.
- [2] Alan F. Direct measurement of inflight thrust for aircraft engines[R]. SFTE-1982-P83022.
- [3] 廉小纯, 陈辅群, 沈韶瀛. 飞机飞行中发动机推力的测定[J]. 航空动力学报, 1994(1): 2-5.
LIAN Xiaochun, CHEN Fuqun, SHEN Shaoying. A method for determining aircraft engine gross thrust in flight [J]. Journal of Aerospace Power, 1994(1): 2-5. (in Chinese)
- [4] 张有, 吴锋, 何培垒. 航空发动机推力测量台架原理误差分析[J]. 航空发动机, 2016, 42(4): 76-80.
ZHANG You, WU Feng, HE Peilei. Principle errors analysis of thrust measurement test bench system for aeroengine [J]. Aeroengine, 2016, 42(4): 76-80. (in Chinese)
- [5] 王润明, 罗毅. 航空发动机推力测量台架支架支撑方式研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2013(1): 9-11.
WANG Runming, LUO Yi. Supporting methods for movable stand of aero-engine thrust measurement test bench [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2013(1): 9-11. (in Chinese)
- [6] 朱青, 徐建阳. CS-01 高空台推力测量和校准装置研制[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2002, 15(3): 38-42.
ZHU Qing, XU Jianyang. Development of thrust measurement and calibration system in a high altitude test facility [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2002, 15(3): 38-42. (in Chinese)
- [7] 高扬, 王朝蓬, 屈霖云. 某型大涵道比涡扇发动机飞行推力确定方法研究[J]. 航空发动机, 2011, 37(3): 47-49.
GAO Yang, WANG Zhaopeng, QU Jiyun. Study of in-flight thrust determination method for a high bypass turbofan engine [J]. Aeroengine, 2011, 37(3): 47-49. (in Chinese)
- [8] 王欢, 宋江涛, 雷利. 航空发动机装机推力试验测试系统设计[J]. 航空科学技术, 2016(1): 26-30.
WANG Huan, SONG Jiangtao, LEI Li. Thrust test system design for

- engine installed on aircraft [J]. Aeronautical Science and Technology, 2016(1):26-30. (in Chinese)
- [9] 杨晓,王欢. 航空发动机试车台推力测量系统的校准[J]. 现代机械, 2016(2):18-20.
YANG Xiao,WANG Huan. Thrust test calibration method of aero-engine in ground test cell[J].Modern Machinery,2016(2):18-20. (in Chinese)
- [10] 黄伟丰,刘克格,闫楚良. 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.
HUN Yifeng,LIU Kege,YAN Chuliang. Method of loading calibration for actual measurement of aero-engine thrust based on installation structure [J]. Journal of Aerospace Power,2016,31(12):2941-2948. (in Chinese)
- [11] 杜鹤龄. 航空发动机推力的测量和确定方法 [J]. 航空动力学报, 1997(4):54-57.
DU Heling. Measurement and determination of aeroengine thrust[J]. Journal of Aerospace Power,1997(4):54-57. (in Chinese)
- [12] 张强,邓小宝,张永峰. 航空发动机推力直接测试技术试验与研究 [J].测控技术,2011(30):60-62.
ZHANG Qiang,DENG Xiaobao,ZHANG Yongfeng. Test and research of aero-engine direct thrust measurement [J]. Measurement&Control Technology,2011,30:60-62.(in Chinese)
- [13] 雷晓波,张强,文敏. 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):16-23.
LEI Xiaobo,ZHANG Qiang,WEN Min. Mount thrust measurement technique for aero-engines and its tests[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017,38(12):16-23. (in Chinese)
- [14] 雷晓波,李密,张强. 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. Direct thrust measurement flight test of aero-engine [J]. Journal of Aerospace Power,2018,33(7):1631-1638. (in Chinese)
- [15] 郭海东,张强,张永峰. 航空发动机推力销水平推力校准试验技术研究[J]. 机械研究与应用,2014(5):38-40.
GUO Haidong,ZHANG Qiang,ZHANG Yongfeng. Research on horizontal thrust calibration test technology for aero-engine thrust pin[J]. Mechanical Research & Application,2014(5):38-40. (in Chinese)
- [16] 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 aero-engine based on strain gauge modification and calibration test of thrust pin [J]. Mechanical Research & Application,2016,29(6):93-96. (in Chinese)
- [17] 牛宏伟,张强. 发动机推力销载荷测量中的温度修正方法研究[J]. 科学技术与工程,2015(24):198-202.
NIU Hongwei,ZHANG Qiang. Temperature modification method in direct thrust measurement of aero-engine [J]. Science Technology and Engineering,2015(24):198-202.(in Chinese)
- [18] 雷小波,张强,张永峰. 航空发动机推力销载荷计算及应变分析[J]. 机械研究与应用,2014(4):32-34.
LEI Xiaobo,ZHANG Qiang,ZHANG Yongfeng. Load calculation and strain analysis for aero-engine thrust pin [J]. Mechanical Research & Application,2014(4):32-34. (in Chinese)
- [19] 范钦珊,朱祖成. 材料力学手册[M]. 北京:中国建筑工业出版社,1981:240-243.
FAN Qinshan,ZHU Zucheng. Manual of mechanics of materials [M]. Beijing:China Construction Industry Press,1982:240-243. (in Chinese)
- [20] 吴宗岱,陶定祺. 应变电测原理及技术[M].北京:国防工业出版社,1982:296-297.
WU Zongdai,TAO Dingqi. Principle and technology of strain electric measurement [M]. Beijing:National Defense Industry Press, 1982:296-297. (in Chinese)

(编辑:刘亮)