

涡桨发动机安装节拉杆系统力学分析

文 敏,解梦涛,张 强,雷晓波
(中国飞行试验研究院,西安 710089)

摘要:基于涡轮螺旋桨发动机安装节拉杆系统,对各拉杆的受力状态进行分析,推导拉杆系统力学方程,并得到拉杆之间的力学关系,结果显示各拉杆所受拉力比值为常数,该常数仅取决于拉杆的尺寸、安装角度、材料参数等。基于 ANSYS Workbench 建立拉杆系统有限元模型,对该系统进行静力学分析得到拉杆应变随拉力的变化关系,并得到不同拉杆拉力之间的关系,数值仿真结果与理论分析结论相互印证。为基于安装节拉杆的涡桨发动机飞行拉力测量奠定技术基础。

关键词: 安装节;拉杆系统;力学分析;涡桨发动机;飞行拉力

中图分类号: V233

文献标识码: A

doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2017.05.013

Mechanical Analysis of Tie Rod System for Turboprop Engine

WEN Min, XIE Meng-tao, ZHANG Qiang, LEI Xiao-bo

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

Abstract: The stress state of each rod was analyzed based on the tie rod system of turboprop engine mounting. The mechanical equation of tie rod system was deduced and the mechanical relationship between the rods was obtained. The results show that the tension ratio of each rod is a constant and the constant depends only on the size of the rod, installation angle, material parameters. Finally, the finite element model of tie rod system was established based on Ansys Workbench, the static analysis of the system was performed to obtain the variation relation of the rod tension strain with the tension. The relation between the tensions of different pull rods was obtained. The numerical simulation results and the theoretical analysis conclusions confirmed each other. It is the technical foundation for the measurement of the flight tension of propeller engine based on the installation rod.

Key words: installation section; tie rod system; mechanical analysis; turboprop engine; flying force

0 引言

涡桨发动机安装节系统是将发动机拉力传递给飞机的重要系统,由主辅安装节及传力拉杆组成。其中主辅安装节位于发动机上,传力拉杆在空间组成空间杆系结构。杆系结构受力复杂,对其进行详细的受力分析对于确定涡桨发动机飞行拉力有重要意义。

涡桨发动机飞行拉力的测量对于确定飞机及发动机的性能具有重要意义。国内对于涡喷、涡扇发动机推力的测量方法进行了详细研究及试验^[1-5],而对于涡桨发动机飞行拉力的测量研究较少。国外 H. Muhammad^[6]详细给出了几种从飞行试验测量参数中获取涡桨发动机拉力的方法,包括发动机和螺旋桨模

型法、螺旋桨模型法、螺旋桨后总压测量法和发动机安装节载荷测量法;Muhardi^[7]等在 PZL-104 Wilga-Nurtanio ‘Gelatik’ 实验室的飞机安装节系统上,利用发动机安装节载荷测量法对涡桨发动机飞行拉力进行了测量试验,试验结果表明利用发动机安装节载荷测量法测得的拉力与其他方法测得的结果非常接近。国内曹高峰^[8-9]等尝试通过实测发动机承力杆系的应变来计算发动机的拉力。该方法与发动机安装节载荷测量法较为接近,但由于发动机工作过程中杆系受力复杂,没有进行详细计算分析,所得测量结果与预期有一定差异。

本文以发动机安装节载荷测量法进行涡桨发动机飞行拉力测量为背景,以某涡桨发动机安装节拉杆

收稿日期: 2017-02-21

作者简介: 文敏(1990),男,硕士,工程师,从事航空发动机强度振动飞行试验工作;E-mail: wenmin05040205@163.com。

引用格式: 文敏,解梦涛,张强,等.涡桨发动机安装节拉杆系统力学分析[J].航空发动机,2017,43(5):74-78. WEN Min, XIE Mengtao, ZHANG Qiang, et al. Mechanical analysis of tie rod system for turboprop engine[J]. Aeroengine, 2017, 43(5): 74-78.

系统为例,对其进行详细的力学分析,得到各拉杆的受力状态,推导得到拉杆系统力学方程,从而得到拉杆之间的受力关系。并建立拉杆系统的有限元模型进行静力学分析,进一步验证了拉杆之间受力关系的正确性,为后续利用涡桨发动机安装节进行发动机拉力测量奠定基础。

1 安装节拉杆系统受力分析

1.1 拉杆系统简述

某发动机安装节拉杆系统如图 1 所示。该系统由 8 根拉杆组成,沿发动机中轴线对称分布^[10]。其中 CD、GI 拉杆为辅助安装节拉杆,其余杆件均为主安装节拉杆。

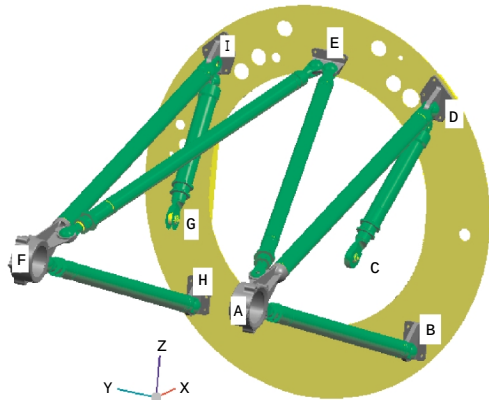


图 1 安装节拉杆系统

选取一侧拉杆系统进行简化分析,定义 X 轴顺航向(发动机轴向)、Y 轴侧向、Z 轴垂向(重力方向)。AE、AD、AB、CD 杆的结构参数见表 1。

表 1 拉杆结构参数				
	AE	AD	AB	CD
拉杆长度 l/mm	l_{AE}	l_{AD}	l_{AB}	l_{CD}
横截面积 S/mm^2	S_{AE}	S_{AD}	S_{AB}	S_{CD}
X 轴夹角(θ_x)	$\theta_{x-\text{AE}}$	$\theta_{x-\text{AD}}$	$\theta_{x-\text{AB}}$	$\theta_{x-\text{CD}}$
Y 轴夹角(θ_y)	$\theta_{y-\text{AE}}$	$\theta_{y-\text{AD}}$	$\theta_{y-\text{AB}}$	$\theta_{y-\text{CD}}$
Z 轴夹角(θ_z)	$\theta_{z-\text{AE}}$	$\theta_{z-\text{AD}}$	$\theta_{z-\text{AB}}$	$\theta_{z-\text{CD}}$

1.2 受力状态分析

AE 杆的安装形式为铰链接,因此只受到约束平面内 2 个方向的作用力即 X、Y 向作用力;AE、AD 在 XZ 平面内,AD 杆一侧为固定链接,一侧为铰链接,也受到约束平面内 2 个方向的作用力即 X、Z 向作用力;AB 两侧均为铰链接约束,其受到约束平面 2 个方向的作用力即 X、Z 向作用力;CD 杆一侧为球链接,

一侧为铰链接,受到 3 个方向的作用力。各拉杆的作用力方向见表 2。

表 2 拉杆结构参数			
	X(轴向力)	Y(侧向力)	Z(垂向力)
AB	✓		✓
AD	✓		✓
AE	✓	✓	
CD	✓	✓	✓

分析得到,杆件的安装形式决定杆件的受力状态,其中的拉力主要由 AD、AB、AE 杆承受;重力由除 AE 外 3 根杆共同承受,侧向力由 AE、CD 杆承受。辅助安装节拉杆 CD 承受轴向载荷和垂向载荷及侧向载荷,垂向载荷包括发动机重力、法向过载等,其中拉杆 CD 承受的轴向载荷来自于发动机尾喷管喷出的燃气产生的作用力,且只占总推力的 5%左右,为了简化分析将其忽略^[11-12]。

1.3 受力关系推导

不计辅助安装节传递的较小轴向力,则飞行拉力可以表达为

$$F_{A-x}+F_{F-x}=2F_{A-x}=F_x \tag{1}$$

式中: F_{A-x} 、 F_{F-x} 为节点 A、F 所受的轴向力; F_x 为轴向力。

在只考虑飞机稳定平飞状态下,拉杆的受力状态可以认为是 2 力杆。根据安装节点 A 的轴向力平衡方程

$$F_{AB-x}+F_{AD-x}+F_{AE-x}=\frac{1}{2}F_x \tag{2}$$

根据安装条件和变形协调条件^[13],各拉杆在安装节点处的变形相互协调,即

$$\frac{\Delta l_{\text{AE}}}{\cos \theta_{\text{AE-x}}}=\frac{\Delta l_{\text{AD}}}{\cos \theta_{\text{AD-x}}}=\frac{\Delta l_{\text{AB}}}{\cos \theta_{\text{AB-x}}} \tag{3}$$

杆件的应变为

$$\varepsilon=\frac{\Delta l}{l}=\frac{F}{SE} \tag{4}$$

式中: Δl 为拉杆变形; l 为拉杆长度; F 为杆件所受拉力; S 为杆件横截面积; E 为杆件材料弹性模量。

进一步推得

$$\Delta l=\frac{Fl}{SE} \tag{5}$$

由式(3)和式(5)得到

$$\frac{F_{\text{AE}} l_{\text{AE}}}{S_{\text{AE}} E \cos \theta_{\text{AE-x}}}=\frac{F_{\text{AD}} l_{\text{AD}}}{S_{\text{AD}} E \cos \theta_{\text{AD-x}}}=\frac{F_{\text{AB}} l_{\text{AB}}}{S_{\text{AB}} E \cos \theta_{\text{AB-x}}} \tag{6}$$

式中: l_{AE} 、 l_{AD} 、 l_{AB} 分别为 AE、AD、AB 杆长度; S_{AE} 、 S_{AD} 、

S_{AB} 分别为 AE、AD、AB 拉杆横截面积。

拉杆系统材料(E)相同的情况下,式(6)可推得拉杆拉力之间的关系

$$\frac{F_{AD}}{F_{AB}} = \frac{S_{AD} l_{AB} \cos \theta_{AD-x}}{S_{AD} l_{AD} \cos \theta_{AB-x}} = K_1$$

$$\frac{F_{AE}}{F_{AB}} = \frac{S_{AE} l_{AB} \cos \theta_{AE-x}}{S_{AB} l_{AE} \cos \theta_{AB-x}} = K_2 \quad (7)$$

根据某型发动机安装节拉杆系统实际几何尺寸及空间分布关系,由式(7)计算得到: $K_1=1.033$ 、 $K_2=0.92$ 。

拉力轴向分量与拉杆拉力的关系为

$$F_{AE-x} = F_{AE} \cos \theta_{AE-x}$$

$$F_{AD-x} = F_{AD} \cos \theta_{AD-x} \quad (8)$$

$$F_{AB-x} = F_{AB} \cos \theta_{AB-x}$$

式中: F_{AE} 、 F_{AD} 、 F_{AB} 为 AE、AD、AB 杆所受拉力; F_{AE-x} 、 F_{AD-x} 、 F_{AB-x} 为 AE、AD、AB 杆所受拉力沿轴向分量。

结合式(2)、(7)、(8)得到飞行拉力的表达式

$$F_x = 2(\cos \theta_{AB-x} + K_1 \cos \theta_{AD-x} + K_2 \cos \theta_{AE-x}) F_{AB} \quad (9)$$

另 $K_3 = 2(\cos \theta_{AB-x} + K_1 \cos \theta_{AD-x} + K_2 \cos \theta_{AE-x})$, 式(9)可进一步简化为

$$F_x = K_3 F_{AB} \quad (10)$$

式(10)表达的意义为飞行拉力正比于 AB 杆的拉力,比例系数取决于拉杆系统的材料、尺寸、安装角度,在拉杆尺寸及空间位置确定的状态下, K_1 、 K_3 均为常数。

2 拉杆系统有限元分析

对如图 1 所示的安装节拉杆系统进行建模仿真,考虑到辅助拉杆 CD 传递较小的轴向力,发动机主安装节上承受较小的发动机重力,相比于发动机轴向力而言可以忽略不计。因此在建模过程中将拉杆系统简化为 AE、AD、AB 组成的拉杆系统,并且拉杆系统所受载荷为安装节处(A 点)的轴向力。

拉杆系统有限元模型如图 2 所示,采用 WORK-BENCH 分别对拉杆系统的各部件划分六面体为主的网格,采用实体单元 solid185 建模,共划分 114597 个节点,124170 个单元。拉杆系统材料参数见表 3^[14]。

系统的边界条件为:(1)安装座处固支;(2)拉杆与安装支座连接处设置为接触(bonded)约束条件^[15];(3)安装节处侧向和垂向位移为零;(4)主安装节支座处受到沿发动机轴线方向的飞行拉力 F 。

拉杆系统在 20 kN 轴向作用力下的变形分布如图 3 所示。最大变形为 0.195 mm,位于安装节处。拉

杆系统整体沿轴向伸长。提取 3 根拉杆安装支座处的支反力得到拉杆拉力的比例关系并与式(7)理论计算值进行对比分析。计算结果见表 4。从表中可见,理论计算与数值仿真得到的拉杆拉力的比例关系相互吻合,相对误差较小,可满足工程精度要求。同样从侧面印证了式(7)理论上的正确性。

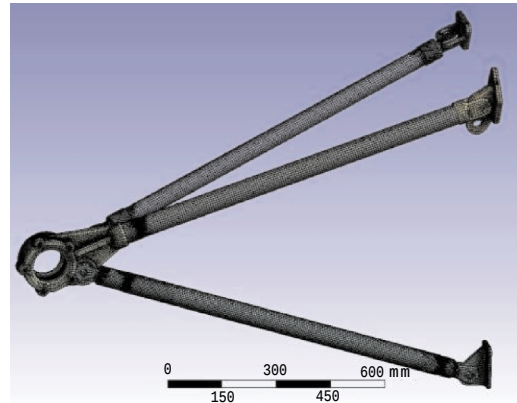


图 2 拉杆系统有限元模型

表 3 材料参数(20℃)

$\rho/(g/cm^3)$	$E/(GPa)$	μ
7.85	200	0.3

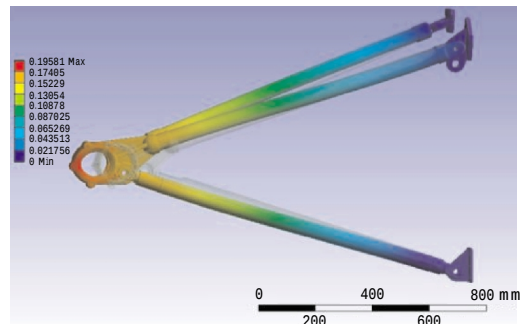


图 3 拉杆系统变形分布

表 4 拉杆拉力比例系数

	K_1	K_2
理论计算	1.033	0.92
仿真计算	1.06	0.94
相对误差	2.6%	2.2%

3 根拉杆应力分布分别如图 4~6 所示。从图中可见,AB、AD、AE 杆的最大应力分别为 100.58、36.4、42.94 MPa。可以看出,拉杆应力水平较低,约为 150 MPa,飞行拉力主要由 3 根拉杆承受,且每根拉杆承受的拉力相差不大。为了定量分析 3 根拉杆承受拉力与拉杆应变的关系,选取 3 根拉杆距离主安装节 200 mm 处作为分析对象,对不同拉力下所选取的节点的

应变进行提取并对比分析。不同拉力水平下各杆件选取节点的平均应变及比例关系见表 4, 并如图 7 所示。

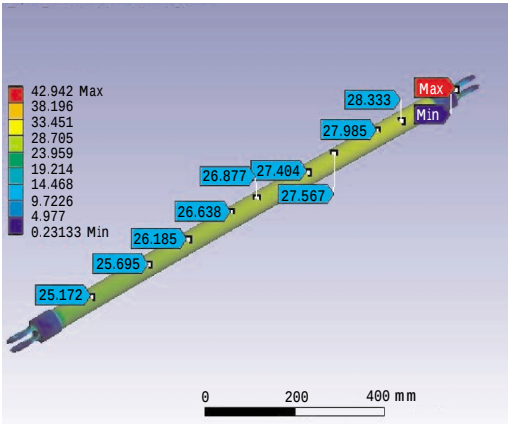


图 4 AE 杆应力分布

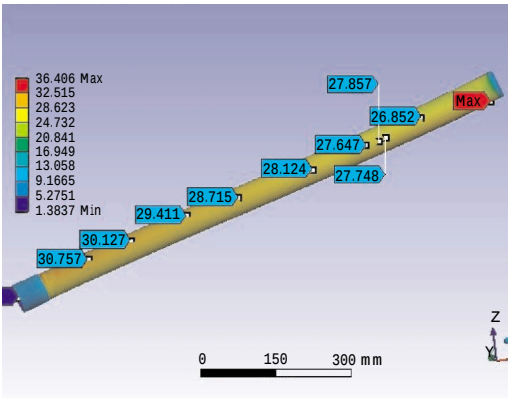


图 5 AD 杆应力分布

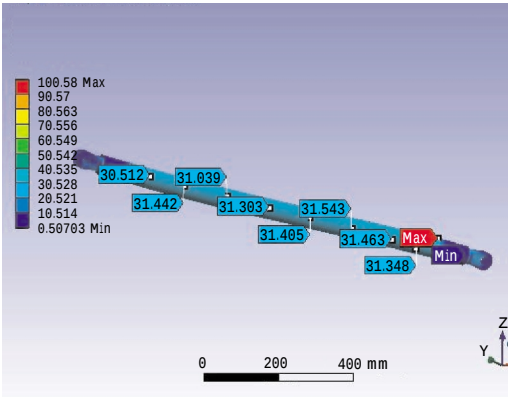


图 6 AB 杆应力分布

表 4 拉杆应变随拉力变化

拉力 /N	微应变					
	AE	AD	AB	AE/AD	AD/AB	AE/AB
1.00E+04	64.22	76.03	78.90	8.45E-01	9.64E-01	8.14E-01
2.50E+04	160.55	190.07	197.25	8.45E-01	9.64E-01	8.14E-01
5.00E+04	321.10	380.14	394.50	8.45E-01	9.64E-01	8.14E-01
7.50E+04	481.65	570.20	591.76	8.45E-01	9.64E-01	8.14E-01
1.00E+05	642.20	760.27	789.01	8.45E-01	9.64E-01	8.14E-01

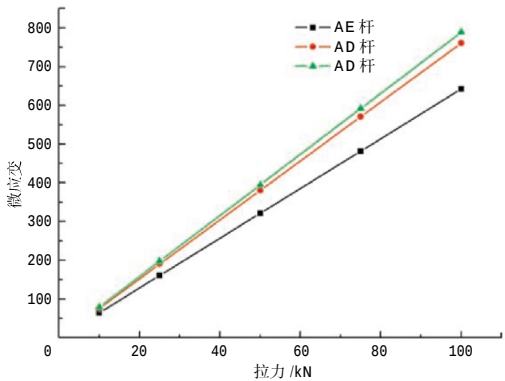


图 7 拉杆应变随拉力变化

从表 4、图 7 中可以得出如下结论：

- (1)各拉杆的应变与拉力呈线性关系且比例系数一定。
- (2)2 个拉杆之间的应变比值为一常数且不随拉力的变化而变化。

3 结论

- (1)通过对杆件的安装形式进行详细的结构及力学分析，得到各杆件的受力状态，拉力主要由 AD、AB、AE 杆承受，AE、CD 杆承受全部侧向力，重力由所有杆件共同承受；
- (2)通过理论推导得到拉杆之间所承受拉力的比值为一定值，各拉杆所承受拉力占飞行拉力的百分比为一定值，比例系数取决于拉杆的尺寸及安装角度；
- (3)通过对某型安装节系统进行有限元建模分析，所得结果与上述理论分析结果相互印证。

参考文献：

[1] 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, 1997,12(4):389-392.
DU Heling. Measurement and determination of thrust of aircraft engines [J]. Journal of Aerospace and Power,1997,12(4):389-392.(in Chinese)

[2] 刘选民,武立. 飞行推力测量综述[J]. 飞行试验,1994(3):2-6.
LIU Xuanmin, WU Li. Summarize of flight thrust measurement[J].Flight Test,1994(3):2-6. (in Chinese)

[3] Conner T R,Sims R L. Full flight envelope direct thrust measurement on a supersonic aircraft[R].NASA-TM-206560,1998.

[4] Conner T R.Measurement effects on the calculation of in-flight thrust for an F404 turbofan engine[R].NASA-TM-4140,1989.

[5] 廉小纯, 陈辅群, 沈韶瀛,等. 飞机飞行中发动机推力的测定[J]. 航空动力学报, 1994(1):1-4.
LIAN Xiaochun,CHEN Fuqun,SHEN Shaoying,et al. A method for determining aircraft engine gross thrust in flight [J].Journal of Aerospace and Power, 1994(1):1-4.(in Chinese)

- [6] Muhammad H, Muhandi W K, Sritjahjono B E. In-flight thrust determination by load measurement on the engine mounting system[C]//ICAS 2000 Congress, 2000.
- [7] 曹高峰, 原博, 郭斌. 应变计法测量螺旋桨拉力 [J]. 工程与试验, 2013, 53(2):12-15.
- CAO Gaofeng, YUAN Bo, GUO Bin. Using strain gauge to measure the pull force of propeller [J]. Engineering & Test, 2013, 53 (2):12-15. (in Chinese)
- [8] 宋江勇. 某型运输机螺旋桨有效拉力的应变计法测量技术[J]. 科学技术与工程, 2012, 8(12):5680-5684.
- SONG Jiangyong. Strain method technology in measuring effective propeller thrust of X-type transport airplane [J]. Science Technology and Engineering, 2012, 8(12):5680-5684. (in Chinese)
- [9] 罗安阳, 陈辅群. 航空涡轮螺旋桨发动机发展现状与展望[J]. 航空科学技术, 2013(5):1-5.
- LUO Anyang, CHEN Fuqun. Recent advances and prospective of turboprop engines [J]. Aeronautical Science & Technology, 2013 (5):1-5. (in Chinese)
- [10] 周辉华. 国外涡桨发动机的发展[J]. 航空科学技术, 2013(1):18-22.
- ZHOU Huihua. The development prospect of turbo-propeller [J]. Aeronautical Science & Technology, 2013(1):18-22. (in Chinese)
- [11] 谢传锋. 静力学[M]. 北京: 高等教育出版社, 1999: 22-31.
- XIE Chuanfeng. Statics [M]. Beijing: High Education Press, 1999: 22-31. (in Chinese)
- [12] 曾攀, 雷丽萍. 基于 ANSYS 平台有限元分析手册 - 结构的建模与分析[M]. 北京: 机械工业出版社, 2010: 155-179.
- ZENG Pan, LEI Liping. Finite element analysis guide: modeling and analysis of structure [M]. Beijing: China Machine Press, 2010: 155-179. (in Chinese)

(编辑: 李华文)