

六分力台架设计与矢量推力定位

张有¹, 张斌山², 吴锋¹, 王俊刚³, 袁占斌³

- (1. 中国航空发动机集团有限公司 四川燃气涡轮研究院
高空模拟技术重点实验室, 四川 江油 621700;
2. 西安石油大学 电子工程学院, 西安 710065;
3. 西北工业大学 理学院, 西安 710072)

摘 要: 从螺旋理论出发, 给出六分力台架上测力单元的基本设计准则, 并证明由逆静力映射矩阵乘以传感器所受反力来计算矢量推力在数学上是不适宜的, 只能获得矢量推力的3个分力和3个力矩, 无法求得该矢量推力的作用点。为了克服上述缺点, 提出了确定矢量推力作用点的环向偏转法, 并用数值算例验证了该方法的可行性。算例结果表明: 发动机和动架的重力会对矢量推力的作用点确定产生严重干扰, 因此使用环向偏转法确定力心时必须事先消除重力的影响。

关 键 词: 六分力台架; 矢量推力; 动架; 测力传感器; 校准

中图分类号: V216

文献标志码: A

Six-component stand design and vector thrust positioning

ZHANG You¹, ZHANG Binshan², WU Feng¹,
WANG Jungang³, YUAN Zhanbin³

- (1. Science and Technology on Altitude Simulation Laboratory,
Sichuan Gas Turbine Establishment,
Aero Engine Corporation of China, Jiangyou Sichuan 621700, China;
2. School of Electronic Engineering, Xi'an Shiyou University, Xi'an 710065, China;
3. School of Science, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Based on the screw theory, some basic design principles of six-component thrust stand were described to ensure its effectiveness. This proved that it was improper mathematically to predict the vector thrust by multiplying the inverse static mapping matrix with the reading of sensors, and only three forces and three moments of the vector thrust can be obtained, but the action point cannot be accurately positioned. In order to find the action point, an experimental method denoted as circular deflection method was proposed, at least three tests about thrusts of same axial angle and different direction angles were needed. Finally, the validity of the proposed method was verified by examples. The numerical result showed that the weights of the engine and the floating frame seriously affected the positioning of action point, so the gravity influence must be eliminated before using this method.

收稿日期: 2019-05-15

基金项目: 国家自然科学基金(11601432); 重点实验室基金(N2018KE0080)

作者简介: 张有(1985—), 男, 高级工程师, 硕士, 研究领域为航空发动机高空模拟试验测试技术。

通信作者: 袁占斌(1981—), 男, 副教授, 博士, 研究领域为科学与工程计算。E-mail: yzzzb@nwpu.edu.cn

引用格式: 张有, 张斌山, 吴锋, 等. 六分力台架设计与矢量推力定位[J]. 航空动力学报, 2019, 34(11): 2324-2330. ZHANG You, ZHANG Binshan, WU Feng, et al. Six-component stand design and vector thrust positioning[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(11): 2324-2330.

Key words: six-component stand; vector thrust; floating frame; load sensor; calibration

为了在更严酷的飞行条件下完成更复杂的机动飞行任务,各强国争相发展矢量推力技术^[1-3]。该技术通过调整喷管方向和面积改变气流方向,将发动机的轴向推力转化为一种矢量推力,进而更有效地控制飞行器飞行^[4-5]。为准确捕获矢量发动机产生的矢量推力,需要研制能用于测定矢量发动机力学性能的测力台架(天平)。该测力台架的最终目标是确定发动机对飞机产生的轴向推力、侧向推力、垂直推力、滚转力矩、偏航力矩和俯仰力矩。由于需要测定前述 3 个力和 3 个力矩,故该类测力台架至少应该是一种六分力系统。

用于矢量推力测量的系统较多,如天平、多维力传感器和六分力台架等。相比之下,航空发动机矢量推力测量系统技术难度较大,主要体现在:发动机体积和质量均较大,工艺进气道和发动机总长可达 10 m;安装结构复杂,有两个主支点和多个辅助支点;发动机推力可达 100 kN,偏航/俯仰力矩约 50 kNm。

如图 1 所示,一个六分力台架通常由动架和定架两部分组成^[6],它们之间安装了 6 个及以上的测力单元,6 个测力单元和动架组成一种并联结构^[7-8],能直接感应和测量发动机作用在动架上的 3 个力和 3 个力矩。

小和作用线,但无法确定该矢量推力的作用点,因此需要考虑其他的测力方法,后面将对该问题进行详细论述。

1 理想台架力学模型

矢量推力表示气体流过发动机时对发动机的各个组件和内外壳体产生的作用力的合力^[10],是一种等效力 $\mathbf{F}_w(F_x, F_y, F_z, x, y, z)$ 。对于普通发动机,主要研究在轴向产生的推力 F_x 。对于矢量发动机,随着喷管的转动和面积变化, $\mathbf{F}_w$ 也随之不断变化,包括推力方向、大小和作用点都会发生变化。

六分力台架的动架可近似为一种长方体刚体框架,用来刚性连接发动机并传递它的矢量推力 $\mathbf{F}_w$ 。如果已知 $\mathbf{F}_w$ 的作用点 $P(x, y, z)$,则以 P 点为坐标原点 O ,安装交汇于 O 点,且互相正交的 3 个测力单元就能测出 $\mathbf{F}_w$ 的 3 个分力 F_x, F_y, F_z 。但在实际中,作用点 P 位置未知且随时间变化,因此需要再布置 3 个测力单元来平衡和感知点 P 和 O 不重合产生的 3 个力矩。

根据螺旋理论^[11],动架和 6 个测力单元组成的并联结构满足静力学平衡方程

$$\sum_{i=1}^6 f_i \mathbf{X}_i = \mathbf{F} + \mathbf{M} \quad (1)$$

写成矩阵形式 $\mathbf{G}\mathbf{f} = \mathbf{F}_w$ 为

$$\begin{bmatrix} \mathbf{S}_1 & \mathbf{S}_2 & \mathbf{S}_3 & \mathbf{S}_4 & \mathbf{S}_5 & \mathbf{S}_6 \\ \mathbf{S}_{01} & \mathbf{S}_{02} & \mathbf{S}_{03} & \mathbf{S}_{04} & \mathbf{S}_{05} & \mathbf{S}_{06} \end{bmatrix} \mathbf{f} = \begin{bmatrix} \mathbf{F} \\ \mathbf{M} \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中 $\mathbf{F}, \mathbf{M}$ 表示作用在动架上的矢量推力 $\mathbf{F}_w$ 的 3 个分力和 3 个力矩, $\mathbf{f}^T = [f_1 \ f_2 \ \cdots \ f_6]$ 为 6 个测力单元上的反力组成的矢量; $\mathbf{X}_i = (\mathbf{S}_i, \mathbf{S}_{0i})$ 表示第 i 个测力单元的 Plücker 坐标^[11],其中 $\mathbf{S}_i = (l_i, m_i, n_i)$ 为测力单元方向, $\mathbf{S}_{0i} = \mathbf{r}_0 \times \mathbf{S}_i$ 表示传力端所在位置向量与测力单元方向的叉积。矩阵 $\mathbf{G}$ 被称为静力映射矩阵(1 阶静力影响系数矩阵),上述方程组前三行表示力的平衡,后三行表示力矩的平衡。矩阵 $\mathbf{G}$ 是整个测力系统的数学化表示,台架的各种性能由其决定。

根据上述方程,动架的有效性由矩阵 $\mathbf{G}$ 的可逆性来保证,即 6 个测力单元必须线性无关。为了保证有效性,这 6 个测力单元在动架的 6 个表面上布置时需要遵守下述准则:

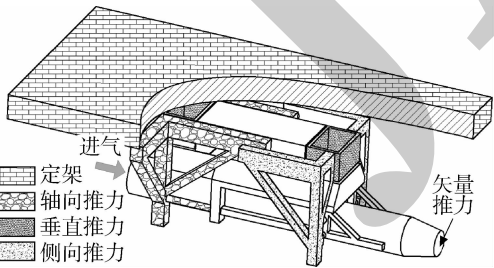


图 1 六分力台架结构示意图

Fig. 1 Structure diagram of six-component stand

每个测力单元通常由传力端万向挠性件(叉簧)、测力传感器、承力端万向挠性件串联而成。在测力传感器上粘贴有电阻应变片并组成惠斯登电桥,它能感应特定载荷作用下产生的应变,根据各电桥电信号输出就可以计算出每个测力单元上的反力^[9]。根据测力单元的布局,包括传力端坐标和测力单元方向,再结合这 6 个反力就能推算出矢量推力的 3 个分力和 3 个力矩。

由于通过力和力矩只能计算出矢量推力的

- 1) 在某直线与两个相对面的交点上,布置平行于该直线的测力单元是等效的。
- 2) 在一个面上最多只能布置 3 个测力单元,且它们不能共线。
- 3) 在相邻面上不能布置测量相同力矩的两组传感器。

上述准则 1) 是根据力在刚体上的可传性原理得到的。如图 2 所示,平行于 x 轴的直线与左右两个面分别相交于点 (L_1, y, z) 和 (L_2, y, z) ,在这两个交点上分别布置方向为 $-e_1$ 和 e_1 的测力单元,则它们相应 Plücker 坐标为 $\mathbf{X}_1^T = (-1, 0, 0, 0, z, -y)$, $\mathbf{X}_2^T = (1, 0, 0, 0, -z, y)$ 。可见 $\mathbf{X}_1 = -\mathbf{X}_2$, 此式表明两个传感器上受到的力方向相反,大小相同。由于测力传感器既能测拉力也能测压力,后面将不再区分这两个测力单元。图中 L_1, L_2 表示长方体上法向平行于 x 轴的两个表面到原点 O 的距离, W_1, W_2 和 H_1, H_2 分别表示法向平行于 y 轴和 z 轴的两个平面到原点 O 的距离。

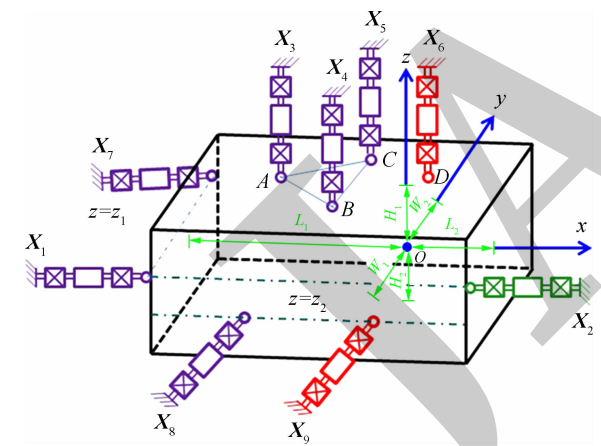


图 2 测力单元分布准则

Fig. 2 Load cell distribution criterions

准则 2) 的证明:假设在上面 $z=H_1$ 布置 4 个测力单元 $(x_i, y_i, H_1)_{i=3}^6$, 它们的 Plücker 坐标分别为 $\mathbf{X}_i^T = (0, 0, 1, y_i, -x_i, 0)$ 。

不共线三点 $A(x_3, y_3), B(x_4, y_4), C(x_5, y_5)$ 构成一个 $\triangle ABC$, 无论 $D(x_6, y_6)$ 位于三角形内部还是外部, 根据三角形面积坐标公式^[12], 都有

$$\begin{cases} x_6 = L_1 x_3 + L_2 x_4 + L_3 x_5 \\ y_6 = L_1 y_3 + L_2 y_4 + L_3 y_5 \end{cases} \quad (3)$$

式中 $L_1 = \frac{S_{\triangle BCD}}{S_{\triangle ABC}}$; $L_2 = \frac{S_{\triangle ADC}}{S_{\triangle ABC}}$; $L_3 = \frac{S_{\triangle ABD}}{S_{\triangle ABC}}$, 且满足

$$\sum_{i=1}^3 L_i = 1, \text{ 据此可验证 } \mathbf{X}_6 = L_1 \mathbf{X}_3 + L_2 \mathbf{X}_4 +$$

$L_3 \mathbf{X}_5$, 即 4 个测力单元线性相关。

准则 3) 说明:如果在面 $x=L_1$ 布置两个方向为 $-e_1$ 坐标为 (L_1, y_1, z_1) 和 (L_1, y_7, z_1) 的测力单元 $\mathbf{X}_1, \mathbf{X}_7$, 用它们来测量 F_x 和力矩 M_y, M_z , 在面 $y=W_1$ 布置一组方向为 $-e_2$, 坐标为 (x_8, W_1, z_2) 和 (x_9, W_1, z_2) 的测力单元 $\mathbf{X}_8, \mathbf{X}_9$ 去测 F_y 和 M_x, M_z , 可知 M_z 为共同可测力矩, 这就意味着两组测力单元的功能重复, 将可能会线性相关。

具体地, 4 个测力单元 Plücker 坐标分别为 $\mathbf{X}_1^T = (-1, 0, 0, 0, z_1, -y_1)$; $\mathbf{X}_7^T = (-1, 0, 0, 0, z_1, -y_7)$; $\mathbf{X}_8^T = (0, -1, 0, 0, z_2, -x_8)$; $\mathbf{X}_9^T = (0, -1, 0, 0, z_2, -x_9)$ 。容易验证 $(x_9 - x_8)(\mathbf{X}_1 - \mathbf{X}_7) = (y_7 - y_1)(\mathbf{X}_8 - \mathbf{X}_9)$, 即 4 个测力单元线性相关。这个例子说明:已经将 $\mathbf{X}_1, \mathbf{X}_7$ 放置在平面 $z=z_1$ 上, 不能再将 $\mathbf{X}_8, \mathbf{X}_9$ 放置在与 $z=z_1$ 平行的平面 $z=z_2$ 上。

为了尽可能实现测力单元相互解耦, 通常在动架每个面上都将它们沿着表面的法向进行放置。如果在 3 组表面上各放置 1 个测力单元测量 3 个分力, 再分别放置力矩相互解耦的 1 个测力单元, 这种构型为 2 : 2 : 2 型。根据前面的准则 2, 可在一组表面放置 3 个不共线测力单元, 它们可以测量一个分力和两个力矩。为了测得 3 个分力, 其他两组表面至少需要各放置 1 个测力单元。为了测第 3 个力矩, 还需要在两组表面某个面放置 1 个和前面两个力矩解耦的测力单元。这种构型为 3 : 2 : 1 型。由此可知上静定的六分力台架所有可能的构型为 2 : 2 : 2 型和 3 : 2 : 1 型两大类。如果再在某个面上增设测力单元, 将会导致整个结构成为超静定结构, 所有测力单元对动架产生过约束, 本文只考虑静定情形。实际布置测力单元时还需要考虑高空舱内部实际情形, 例如测力单元不能布置在发动机的进气口前方和喷管后方, 尽量避开高温区域以免传感器测量受到高温影响等。

2 矢量推力的校准和测定

如果按照前面的原则布置 6 个线性无关测力单元, 则它们将约束动架使其成为一种静定结构, 即 $\mathbf{G}$ 可逆, 记 $\mathbf{C} = \mathbf{G}^{-1}$, 则得到

$$\mathbf{f} = \mathbf{G}^{-1} \mathbf{F}_w = \mathbf{C} \mathbf{F}_w \quad (4)$$

如果不考虑装配误差及传感器自身误差, 在已知施加推力 $\mathbf{F}_w$ 时, 可以计算出 6 个测力单元承受的拉力或压力 $\mathbf{f}$ 。由于各类误差不可避免, 导致在实际实验中传感器上显示力为 $\mathbf{f}^*$ 。可以

通过计算 $\|f - f^*\|$ 来评估整个系统的准度以及查找可能出现误差的原因,这个过程被称为校准,校准过程中常用加载设备施加标准的校准力 F_c 来代替外力 F_w 。

校准过程中,首先需要确定测力系统的坐标原点 O ,理论上取任意点为原点都是等效的,不会影响计算出的 f 的一致性,但为了计算简便,一般选用互相正交的测力单元的交汇点作为坐标原点。然后计算校准力 $F_c(F_x, F_y, F_z, x, y, z)$ 对原点的力矩 $M_o(F_c)$,计算公式为

$$M_o(F_c) = \begin{bmatrix} i & j & k \\ x & y & z \\ F_x & F_y & F_z \end{bmatrix} \quad (5)$$

写成矩阵形式为

$$\begin{bmatrix} 0 & F_z & -F_y \\ -F_z & 0 & F_x \\ F_y & -F_x & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} \quad (6)$$

这样校准力被转化成 $F_c(F_x, F_y, F_z, M_x, M_y, M_z)$,再代入式(4)计算出 6 个测力单元的反力 f 。

预测的过程刚好相反,已知某时刻测力单元上的力 f ,需要计算此时发动机的矢量推力 F_w 。基于理想构型,通过式(2)就可以计算出 $F_w(F_x, F_y, F_z, M_x, M_y, M_z)$,但是无法进一步通过求解式(6)来获得矢量推力的作用点,因为式(6)中系数矩阵是奇异的。这从数学上说明:校准过程是适定的,但是预测过程是不适定的。

式(6)有无穷多个解,可以先求出一个特解,如给定某个分量 $\bar{x}$,然后求解出另外两个分量得到特解 $(\bar{x}, \bar{y}, \bar{z})^T$ 。

由于齐次方程组(式(7))的非零解为 $(x, y, z)^T = k(F_x, F_y, F_z)^T$,这里 $k \neq 0$ 是任意常数。将它和特解相加得式(6)的通解 $(\bar{x} + kF_x, \bar{y} + kF_y, \bar{z} + kF_z)^T$ 。其力学意义为经过点 $(\bar{x}, \bar{y}, \bar{z})^T$,方向沿着 (F_x, F_y, F_z) 的直线上任意点处的力 (F_x, F_y, F_z) 的力矩都为 $(M_x, M_y, M_z)^{[13]}$ 。

$$\begin{bmatrix} 0 & F_z & -F_y \\ -F_z & 0 & F_x \\ F_y & -F_x & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (7)$$

上述推导过程表明,根据测力单元反力,最终只能预测发动机的矢量推力大小和力矩,没有办法确定该矢量推力的作用点。考虑到作用点对评估发动机的性能意义重大,需要研究其他能用来测定矢量推力作用点的方法。

3 环向偏转法测定矢量推力作用点

由于数学上的不适定性,导致在测量矢量推力 F_w 时候,无论如何调整动架或者改变算法都无法获得 F_w 的作用点,因此很多矢量推力测量中不考虑推力作用点,而是直接计算方程组(式(6))确定的直线在法兰面处相对发动机对称轴产生的偏移量和偏斜角^[14],其实质是对方程组(式(6))附加一个几何约束来求得一个特解,直接将该特解作为作用点。这也等价于增加了一个线性无关的方程到原来的方程组(式(6))进而获得唯一解,但这种几何近似方法依然有很多不确定性,本文尝试从力学角度去寻找更好的作用点。

轴对称矢量(AVEN)发动机是通过改变喷管的方向来产生不同的矢量推力^[15],喷口方向改变包括轴向偏转和环向偏转,轴向角 α 的调节范围一般可达到 $\pm 20^\circ$ ^[16],而环向角(方位角) β 的旋转范围为 $[0^\circ, 360^\circ]$ 。如果考虑喷管的轴对称性且忽略重力的影响,则 α 相同 β 不同的所有矢量推力具有轴对称性。因此,可以把所有这些力归结为一类力 F_a 。可通过多次测量 $F_{a,\beta_1}, F_{a,\beta_2}, F_{a,\beta_3}, \dots$ 来确定 F_a 的作用点,这里方位角 β_i 均匀分布在圆周上。

该测量方法基本原理与悬挂法测定物体重心类似,通过测量 $F_{a,\beta_i} (i=1, 2, 3, \dots)$ 得到 3 条以上的矢量推力所在直线,然后通过它们在空间的位置来确定 F_a 的作用点。

具体地,在相同的供油压力和进口气流控制下,将发动机的喷口偏转到 (α, β_i) ,当发动机达到稳定状态后,测量该状态下一段时间 ΔT 内 6 个测力单元上的读数 $f_i(t)$,并计算这段时间内的平均值

$$\bar{f}_i = \left[\sum_{j=1}^N f_i(t_j) \right] / N \quad (8)$$

式中 N 为 ΔT 内总采样个数。将 $\bar{f}_i$ 代入方程组(式(2))计算出 F_{a,β_i} 的 3 个分力和 3 个力矩。实际计算中,静力映射矩阵 G 用校准得到的 1 阶静力影响系数矩阵 $\bar{G}$ 代替。 $\bar{G}$ 中系数是经过多次单元校和多元校校准实验确定的,包含了整个台架的各种系统误差和随机误差,因此用 $\bar{G}$ 乘以 $\bar{f}$ 加一个常向量得到结果更真实准确^[16-17]。

将 $F_{a,\beta_i}(F_{ix}, F_{iy}, F_{iz}, M_{ix}, M_{iy}, M_{iz})$ 的代入方程组(式(6)),求得通解为 $(\bar{x}_i + kF_{ix}, \bar{y}_i + kF_{iy}, \bar{z}_i + kF_{iz})^T$ 。将方向角调节后重复上述实验过程

3 次,则由 3 个通解得到 3 条空间直线 l_1, l_2, l_3 , 如果这 3 条空间直线刚好交汇于一点,则该点即为矢量推力 $\boldsymbol{F}_a$ 的作用点。实际中,由于重力及其他各种因素的影响,导致这 3 条空间直线往往是异面直线。

3 条异面直线与平面 $x=x_0$ 相交得到 3 个点 $P_i(x_0, \bar{y}_i + k_i F_{iy}, \bar{z}_i + k_i F_{iz}), k_i = (x_0 - \bar{x}_i)/F_{ix}$, 用这些坐标计算出三角形 $P_1P_2P_3$ 的面积。当三角形的面积在 $x=x_{\min}$ 达到最小时,可以将该三角形的外心 O_a 作为矢量推力 $\boldsymbol{F}_a$ 的聚集点,半径 r_a 为推力偏移量。

在不考虑重力的影响时,如果遍历所有的方向角,则矢量推力 $\boldsymbol{F}_a$ 在 $x=x_{\min}$ 处的所有作用点将形成一个以 O_a 为圆心,以 r_a 为半径的圆。计算表明,任意选择 3 个 $\boldsymbol{F}_{a,\beta_i} (i=1,2,3)$,最终确定的圆都是唯一的。

实际测量时,重力的影响不可忽略,更重要的是在台架上测得的力实际上是发动机矢量推力和重力的合力,相对与 O_a 和 r_a ,按环向偏转法确定的该合力的聚集点和半径都将发生变化,甚至可能和 $\boldsymbol{F}_{a,\beta_i} (i=1,2,3)$ 选择有关。因此,为了客观反映出发动机的矢量推力随轴向角的变化规律,需要在分析时消除重力的影响。这将在以后的工作中进行研究。

通过不断改变轴向角 α_j ,重复上述整个实验过程来计算每个 $\boldsymbol{F}_{a_j}$ 的聚集点和偏离半径。据此就可以得到特定发动机的矢量推力对轴向角的变化规律,再采用外推的方法,可进一步预测出轴向角 $\alpha=0^\circ$ 时矢量推力的作用点位置。

如果采用真实的实验数据来推算矢量推力的作用点,必须事先要进行六分力台架的校准,并且需要重新设计加载表,实验周期长,采集数据工作量较大。因此后面算例基于理想六分力台架模型来确定矢量力 $\boldsymbol{F}_a$ 的大小和作用点,对前面介绍的理论和算法进行验证。

4 理想台架上矢量推力定位

以一种 2:2:2 型台架为例,该台架与美国阿诺德工程发展综合体(AEDC)的 C2 台架结构类似^[6],介绍理想台架上的矢量推力定位过程。表 1 列出了该台架上 6 个测力单元的位置与相应功能。预测时,以测力单元 $\boldsymbol{X}_3, \boldsymbol{X}_5$ 与发动机对称轴的交汇点作为整体坐标系原点 O ,所有的矢量推力往原点进行力矩转换和力的合成。本节中各个量的单位都是国际标准单位制单位(如:力的单

位为 N,力矩单位为 $\text{N} \cdot \text{m}$,位移或坐标单位为 m,面积单位为 m^2),为表达简洁起见,以下描述过程中均省略单位,数据用四舍五入到小数点后 4 位近似。

该台架的静力映射矩阵 $\boldsymbol{G}$ 为

G = [1 1 0 0 0 0 ; 0 0 -1 -1 0 0 ; 0 0 0 0 1 1 ; 0 0 0 1 0 0 ; 0 0 0 0 0 -3 ; -1 1 0 0 0 0]

表 1 一种六分力台架结构
Table 1 Structure of a six-component stand

测力单元 编号	测力单元 方向向量	测力单元 坐标	测力单元 可测量量
$\boldsymbol{X}_1$	(1,0,0)	(3,1,0)	F_x, M_z
$\boldsymbol{X}_2$	(1,0,0)	(3,-1,0)	F_x, M_z
$\boldsymbol{X}_3$	(0,-1,0)	(0,-1,0)	F_y, M_x
$\boldsymbol{X}_4$	(0,-1,0)	(0,-1,1)	F_y, M_x
$\boldsymbol{X}_5$	(0,0,1)	(0,0,1)	F_z, M_y
$\boldsymbol{X}_6$	(0,0,1)	(3,0,1)	F_z, M_y

取 $\boldsymbol{F}_{w1}(F \cos \alpha, F \sin \alpha \cos \beta_1, F \sin \alpha \sin \beta_1, x_1, y_1, z_1)$,其中作用点 $(x_1, y_1, z_1) = (0.1, 0.05, 0.05)$,矢量推力参数 $F = -2\,000; \alpha = 10^\circ; \beta_1 = 60^\circ$ 。

校准过程:首先计算 $\boldsymbol{F}_{w1}$ 的力矩,再利用式(4)计算出 6 个测力单元上的反力

f1 = (-1025.3657, -944.2498, 180.0041, -6.3560, -323.5688, 22.8013)

预测过程:将读数 f_1 代入式(2)得到 $\boldsymbol{F}_{w1}$ 的 3 个分力和 3 个力矩

Fw1 = (-1969.6155, -173.6482, -300.7675, -6.3560, -68.4040, 81.1160)

施加几何约束 $z=0$,并结合式(6)得到 $\boldsymbol{F}_{w1}$ 所在直线 l_1 为

x + 0.2274 / -0.9848 = y - 0.0211 / -0.0868 = z / -0.1504 = k1

可以验证当 $k_1 = 0.3325$ 时,点 (x_1, y_1, z_1) 就在这条直线上。

将 $\boldsymbol{F}_{w1}$ 绕 x 轴旋转 $120^\circ, 240^\circ$ 得到两个矢量推力 $\boldsymbol{F}_{w2}(F \cos \alpha, F \sin \alpha \cos \beta_2, F \sin \alpha \sin \beta_2, x_2, y_2, z_2), \boldsymbol{F}_{w3}(F \cos \alpha, F \sin \alpha \cos \beta_3, F \sin \alpha \sin \beta_3, x_3, y_3, z_3)$,其中 $\beta_2 = \beta_1 + 120^\circ, \beta_3 = \beta_1 + 240^\circ$,作用点

$$\begin{bmatrix} x_i \\ y_i \\ z_i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\beta_i & -\sin\beta_i \\ 0 & \sin\beta_i & \cos\beta_i \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{bmatrix}$$

同上得到 $\boldsymbol{F}_{w2}, \boldsymbol{F}_{w3}$ 所在直线 l_2, l_3 分别为

$$\frac{x-0.1}{-0.9848} = \frac{y+0.0683}{-0.1736} = \frac{z-0.0183}{0} = k_2$$
$$\frac{x+0.3473}{-0.9848} = \frac{y+0.0211}{-0.0868} = \frac{z}{0.1504} = k_3$$

如图 3 所示,3 条异面直线(蓝色实线)在 $x=-0.287$ 处的三个点围成的三角形面积最小,最小值为 4.351×10^{-4} ,该三角形外心 O_a 坐标为 $(-0.287, 0, 0), r_a=0.0183$ 。

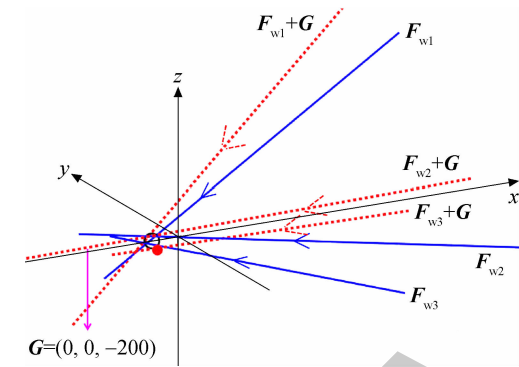


图 3 环向偏转法测定作用点
Fig. 3 Action points by circular deflection method

假设发动机的推质比为 10,在重心 $(-0.5, 0, 0)$ 处施加重力 $\boldsymbol{G}=(0, 0, -200)$,考虑 $\boldsymbol{F}_{w1}, \boldsymbol{F}_{w2}, \boldsymbol{F}_{w3}$ 和 $\boldsymbol{G}$ 的综合作用,重复前面的计算过程,得到 3 条新的异面直线(红色虚线),它们在 $x=-0.294$ 处围成的三角形面积达到最小值 (1.391×10^{-3}) ,该三角形外心(图中红点)坐标为 $(-0.2940, -0.0350, -0.0214)$ 。

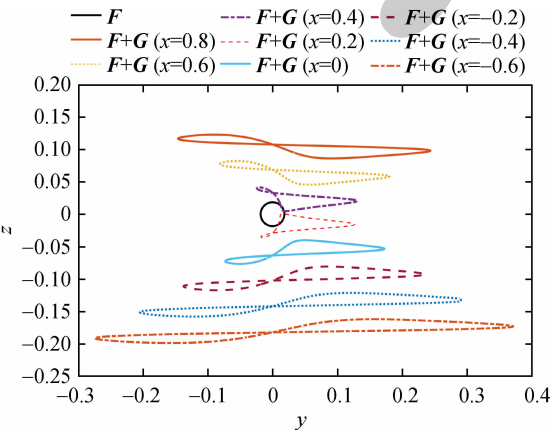


图 4 矢量推力或合力在纵向平面上的作用点轨迹
Fig. 4 Trails of action points for thrust and resultant forces

设定重力 $\boldsymbol{G}=(0, 0, -400)$,将重心位置不断沿对称轴从 0.8 向 -0.6 以步长 $h=0.2$ 平移,图 4 绘制出了在 $x=-0.287$ 这个纵向平面上,矢量推力 $\boldsymbol{F}_a$ 和各种 $\boldsymbol{F}_a+\boldsymbol{G}$ 的作用点轨迹。由此可见发动机和动架自重导致的附加力矩^[18]对矢量推力 $\boldsymbol{F}_a$ 的测定影响很大。

5 结 论

- 1) 基于螺旋理论,建立了理想六分力台架的力学模型,台架的有效性等价于应力映射矩阵列向量的线性无关性,并给出了保证 6 个测力单元线性无关的 3 个布置准则。
- 2) 从数学上说明,六分力台架校准过程是稳定的,但是测量过程是不稳定的。测量中通过 6 个传感器的读数只能确定分力和力矩,无法确定矢量推力作用点。
- 3) 提出了一种固定轴向角,变化方向角多次测量的方法来确定一类矢量推力 $\boldsymbol{F}_a$ 的作用点方法。数值实验表明这类力分布在圆心在对称轴上,有确定半径的圆周上。
- 4) 实际测量中,六分力台架测得的是矢量推力和发动机重力及动架自重测量系统坐标原点的等效合力,该合力和 $\boldsymbol{F}_a$ 相比,其大小和作用点都发生了变化,因此在单独分析矢量推力 $\boldsymbol{F}_a$ 时,需要消除发动机重力和动架自重对矢量推力的影响。

参考文献:

[1] 梁春华,张仁,沈迪刚. 国外航空发动机推力矢量喷管技术的发展研究[J]. 航空发动机,1998,24(1):49-55.
LIANG Chunhua, ZHANG Ren, SHEN Digang. The development of foreign aeroengine vectoring exhaust nozzle [J]. Aeroengine,1998,24(1):49-55. (in Chinese)

[2] CAPONE F, SMERECZNAK P, SPETNAGEL D, et al. Comparative investigation of multi-plane thrust vectoring nozzles[R]. AIAA 92-3263, 1992.

[3] 赵景芸,金捷. 推力矢量技术的研究与发展[J]. 燃气涡轮试验与研究,1999,12(1):51-54.
ZHAO Jingyun, JIN Jie. Development and investigation of thrust-vectoring technology[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 1999,12(1):51-54. (in Chinese)

[4] ASHLEY S. Thrust vectoring: a new angle to air superiority[J]. Mechanical Engineering, 1995,117(1):58-64.

[5] 汤伟,黄勇,傅瀚. 推力矢量对飞机大迎角动态气动特性的影响[J]. 航空学报,2018,39(4):121648. 1-121648. 7.
TANG Wei, HUANG Yong, FU Hao. Effect of thrust vector on dynamic aerodynamic characteristics of air craft at high angle of attack[J]. Acta Aeronautica et Astronautica

Sinica,2018,39(4);2018,39(4):121648. 1-121648. 7. (in Chinese)

[6] RUNYAN R B,RYND J P,SEELY J F. Thrust stand design principles[R]. Nashville, TN: AIAA 17th Aerospace Ground Testing Conference,1992.

[7] 赵永生,姚建涛,候雨雷,等. 并联结构六维传感器[M]. 北京:国防工业出版社,2014.

[8] 于常安,王罗,何显中,等. 航空矢量喷管测试平台用六分量盒式天平结构设计[J]. 航空动力学报,2016,31(1):23-30.

YU Changan,WANG Luo,HE Xianzhong,et al. Design on structure of six-component box balance for the aero-engine vector nozzle measuring platform[J]. Journal of Aerospace Power,2016,31(1):23-30. (in Chinese)

[9] 湛华海. 航空发动机矢量喷管六分量测力系统研制[D]. 重庆大学,2008.

ZHAN Huahai. Development of six-component balance system for measuring plane engine vector nozzle [D]. Chongqing,Chongqing University,2008. (in Chinese)

[10] 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.

[11] 黄真. 高等空间机构学[M]. 北京:高等教育出版社,2006.

[12] 王勛成. 有限单元法[M]. 北京:清华大学出版社,2003.

[13] 李慧剑,杜国君,胡宇达,等. 理论力学[M]. 北京:科学出版社,2015.

[14] 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 aero-engine[J]. Aeroengine 2016,42(4):76-80. (in Chinese)

[15] 赵志刚,李建鹏,刘洋,等. 三环驱动轴对称推力矢量喷管逆运动学分析[J]. 航空动力学报,2018,33(1):24-29.

ZHAO Zhigang,LI Jianpeng,LIU Yang,et al. Design on structure of six-component box balance for the aero-engine vector nozzle measuring platform[J]. Journal of Aerospace Power,2018,33(1):24-29. (in Chinese)

[16] 屈裕安,谢寿生,宋志平. 矢量喷管控制对发动机性能的影响[J]. 航空动力学报,2004,19(3):300-304.

QU Yuan,XIE Shousheng,SONG Zhiping. The effect of thrust vector control on the performance of turbofan engine[J]. Journal of Aerospace Power,2004,19(3):300-304. (in Chinese)

[17] 罗华云,赖传兴,王月贵,等. 喷管模型试验器六分量天平校准技术[J]. 航空动力学报,2013,28(1):67-76.

LUO Huayun,LAI Chuanxin,WANG Yuegui,et al. Six component balance calibration technology for nozzle model testing facility[J]. Journal of Aerospace Power,2013,28(1):67-76. (in Chinese)

[18] 付尧明,王强,额日其太,等. 矢量喷管六分量测力试验台的研制[J]. 实验流体力学,2002,16(1):87-93.

FU Yaoming,WANG Qiang,Eriqitai,et al. Development of the six-component force-measuring balance for thrust vectoring nozzle testing[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics,2002,16(1):87-93. (in Chinese)

(编辑:王碧琨)