

# 某型教练机非对称推力时的横航向操纵研究

王鹏\*, 熊楠, 杨翠霞

中国飞行试验研究院, 陕西 西安 710089

**摘要:** 进行非对称推力飞行时的受力分析, 建立横航向平衡方程。分析在非对称推力飞行时影响飞机横航向操纵的主要因素。以某型教练机为例, 验证试飞结果是否满足国军标要求, 为其他型号试飞提供经验和参考。

**关键词:** 非对称推力; 横航向操纵; 教练机

中图分类号: V323.12 文献标识码: A 文章编号: 1007-5453 (2016) 10-0046-04

多发飞机的一侧发动机在飞行中突然停车时, 将对飞机的横航向操纵特性产生影响。由于飞机两侧推力不同, 将产生偏航力矩, 偏航又引起飞机滚转, 使飞机的飞行状态发生急剧变化, 紧急情况时会危及飞行安全。为保障科研试飞中, 飞机在单侧发动机故障后仍处于可控状态, 需研究飞机在单发故障后的运动特性和操纵方法。

本文根据非对称推力飞行时的横航向平衡方程, 分析非对称推力飞行时采用的两种横航向操纵方法的结果和影响, 研究飞机从推力损失到稳定状态之间的过渡过程, 评价飞机配平非对称推力的能力, 为其他型号试飞提供经验和参考。

## 1 理论基础

飞机的横航向运动涉及滚转轴和偏航轴运动, 作用在飞机上的空气动力包括侧力、滚转力矩和偏航力矩  $N_T$ 。飞机一侧发动机停车, 由非对称推力产生的滚转力矩较小, 可忽略不计, 非对称推力引起的偏航力矩为:

$$N_T = F_N \times y_p \quad (1)$$

式中:  $F_N$  为工作发动机推力;  $y_p$  为沿翼展方向不对称推力向量到飞机重心的距离。

对偏航力矩进行无量纲化<sup>[1]</sup>, 则有:

$$C_{nr} = \frac{N_T}{qSb} = \frac{F_N y_p}{qSb} \approx \frac{F_N}{W} C_y \frac{y_p}{b} \quad (2)$$

式中:  $S$  为机翼面积;  $b$  为飞机平均气动弦长。

飞机处于受力平衡状态时, 侧力、滚转力矩、偏航力矩的合力和合力矩为零, 考虑到方向舵产生的滚转力矩和副翼偏转产生的偏航力矩较小<sup>[2]</sup>, 其非对称推力状态下的横航向平衡方程如下:

$$\begin{cases} C_z^\beta \beta + C_z^{\delta_r} \delta_r + C_y \phi = 0 \\ C_l^\beta \beta + C_l^{\delta_a} \delta_a = 0 \\ \frac{F_N}{W} C_y \frac{y_p}{b} + C_n^\beta \beta + C_n^{\delta_r} \delta_r = 0 \end{cases} \quad (3)$$

式中:  $\beta$  为侧滑角;  $\phi$  为滚转角;  $\delta_r$  为方向舵偏度;  $\delta_a$  为副翼偏度;  $C_y$  为升力系数;  $C_z^\beta$  为侧力系数对侧滑角的导数;  $C_z^{\delta_r}$  为侧力系数对方向舵偏度的导数;  $C_l^\beta$  为滚转力矩系数对侧滑角的导数;  $C_l^{\delta_a}$  为滚转力矩系数对副翼偏度的导数;  $C_n^\beta$  为偏航力矩系数对侧滑角的导数;  $C_n^{\delta_r}$  为偏航力矩系数对方向舵偏度的导数。

当飞机一侧发动机停车时, 非对称的推力会使飞机产生侧滑和滚转, 飞行员可以操纵方向舵和副翼使飞机恢复直线飞行状态。为简化分析, 假设两种理想的极限状态, 即飞机保持无侧滑的直线飞行和无滚转的直线飞行<sup>[3]</sup>。

(1) 飞机保持无侧滑的直线飞行状态

当侧滑角为 0 时, 由公式 (3) 可得:

收稿日期: 2016-06-17; 退修日期: 2016-08-11; 录用日期: 2016-08-12

\* 通讯作者. Tel.: 15191436380 E-mail: woshiwp119@163.com

引用格式: WANG Peng, XIONG Nan, YANG Cuixia. Study on lateral and direction control of dissymmetric thrust of a trainer aircraft [J]. Aeronautical Science & Technology, 2016, 27 (10): 46-49. 王鹏, 熊楠, 杨翠霞. 某型教练机非对称推力时的横航向操纵研究 [J]. 航空科学技术, 2016, 27 (10): 46-49.

$$\begin{cases} \delta_r = -\frac{C_y}{C_n^{\delta_r}} \frac{F_N}{W} \frac{y_p}{b} \\ \phi = -\frac{C_z^{\delta_r}}{C_y} \delta_r = \frac{C_z^{\delta_r}}{C_n^{\delta_r}} \frac{F_N}{W} \frac{y_p}{b} \end{cases} \quad (4)$$

此时飞行员操纵方向舵来平衡非对称推力引起的偏航力矩,飞机滚转一定角度来平衡偏转方向舵带来的侧力,且方向舵偏度以及飞机滚转角和非对称推力成线性关系。

(2) 飞机保持无滚转的直线飞行状态

当滚转角为 0 时,由公式 (3) 可得:

$$\begin{cases} \delta_r = -\frac{C_y C_z^{\beta}}{C_z^{\beta} C_n^{\delta_r} - C_z^{\delta_r} C_n^{\beta}} \frac{F_N}{W} \frac{y_p}{b} \\ \beta = -\frac{C_z^{\delta_r} \delta_r}{C_z^{\beta}} = \frac{C_y C_z^{\delta_r}}{C_z^{\beta} C_n^{\delta_r} - C_z^{\delta_r} C_n^{\beta}} \frac{F_N}{W} \frac{y_p}{b} \end{cases} \quad (5)$$

此时飞行员操纵方向舵来平衡非对称推力引起的偏航力矩和侧滑引起的侧力,且方向舵偏度以及飞机侧滑角和非对称推力成线性关系。

## 2 试飞方法

### 2.1 条款要求

国军标对非对称推力时的横航向操纵的要求为:

(1) 当任何一台发动机突然停车时,飞机的瞬态运动在驾驶员校正操纵之下,不应进入危险状态(危险的迎角、侧滑角、高度、偏航和滚转角速度等),从发动机突然停车到驾驶员校正动作之间间隔至少要考虑 1s;

(2) 飞机离地后,在可用飞行包线内的任一速度上,任何一台发动机推力突然发生非对称损失时,在不改变飞机构形和工作发动机推力条件下,驾驶员可以用各主操纵面就能恢复对飞机的控制,然后在整个飞行过程中保持倾斜角不超过 5° 的直线飞行,同时不应超过可用滚转操纵效能的 75%,配平装置处于对称推力飞行时的正常位置。

### 2.2 试飞方法

以某型双发教练机为例,进行单发慢车起飞、空中单发横航向操纵检查、单发复飞和单发着陆。试验步骤如下:

(1) 飞机滑行至起飞线刹停,双发最大状态正常起飞滑跑,飞机增速至  $V_C=190\sim 195\text{km/h}$  时,收右发动机至慢车状态,保持航向,飞机增速至  $V_C=250\text{km/h}$  左右拉杆,抬前轮,起飞;

(2) 配平飞机保持稳定平飞,然后右发动机收至慢车状态,左发动机推至最大状态,保持飞机稳定直线飞行;

(3) 配平飞机保持稳定平飞,右发动机在慢车状态收至停车,左发动机推至最大状态,保持飞机稳定直线飞行;

(4) 场高 500m,配平飞机保持稳定平飞,右发动机在慢

车状态收至停车,保持直线下滑至场高 50m 时,左发动机推至最大状态,同时柔和拉杆复飞,复飞后加入起落航线,飞机进行单发着陆。

### 2.3 安全分析

飞行试验中可能引发的风险主要有:飞机单发爬升能力不足,着陆后飞机偏出跑道。为降低风险采取的主要安全措施为:

(1) 进行较高高度的单发慢车复飞和单发停车复飞爬升能力检查;

(2) 试飞员熟悉飞机方向修正的方法,着陆后及时修正方向并采取制动措施;

(3) 对飞机加油量、机场温度、机场风速风向等因素进行限制;

(4) 飞行员熟悉飞机应急处置程序。

## 3 数据分析

单发慢车起飞和单发着陆的时间历程如图 1 和图 2 所示。

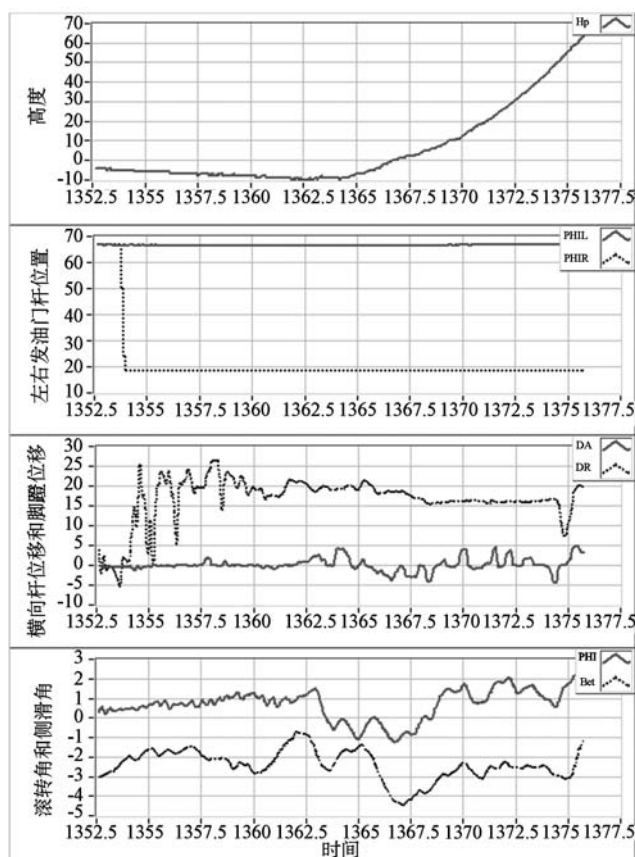


图 1 单发慢车起飞时间历程

Fig.1 The time history of unilateral thrust takeoff

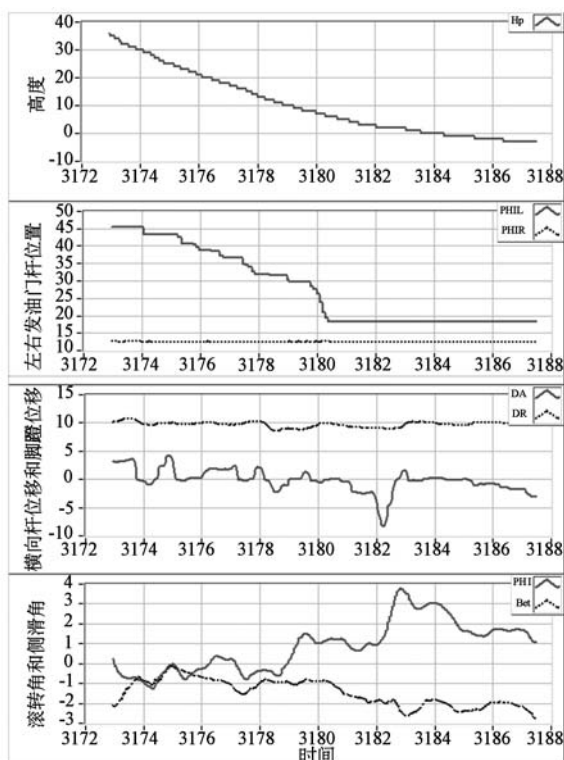


图2 单发着陆时间历程

Fig.2 The time history of unilateral thrust landing

由图1和图2可知,右发慢车、左发最大状态起飞和着陆时,飞机向右偏,飞行员蹬左舵来保持飞行直线运动。在起飞和降落过程中,飞机的滚转角在 $\pm 4^\circ$ 之内变化,脚蹬位移小于30mm,小于极限脚蹬位移50mm的75%。因此,该型飞机单发起飞着陆时的横航向操纵满足国军标要求。

空中单发横航向操纵检查时,本文采用的方法是保持飞机做无滚转(滚转角很小,可忽略)的直线飞行,选取单发慢车试飞时的数据绘制时间历程曲线如图3所示。

由图3可知,右发慢车、左发最大状态时,非对称推力产生的偏航力矩使飞机向右偏转,并伴随左侧滑,此时飞行员操纵方向舵平衡偏航力矩;左侧滑会使飞机有向右滚转的趋势,飞行员操纵副翼使飞机保持无滚转的直线飞行状态;飞机在非对称推力下保持直线飞行状态时的滚转角不超过 $5^\circ$ ,满足国军标要求。

由于发动机推力无法在试飞中直接测量,本文采用左右发的油门杆位置的差值 $\delta\varphi$ 代替非对称推力的差值来分析方向舵偏度 $\delta_r$ 、侧滑角 $\beta$ 和非对称推力之间的关系。

采用均值法处理数据,将 $\delta\varphi$ 值不同时的各个稳定直线平飞阶段的数据分段取均值,绘制 $\delta_r$ 和 $\beta$ 随 $\delta\varphi$ 变化曲线,并拟合出 $\delta_r$ 、 $\beta$ 与 $\delta\varphi$ 的关系曲线如图4所示。

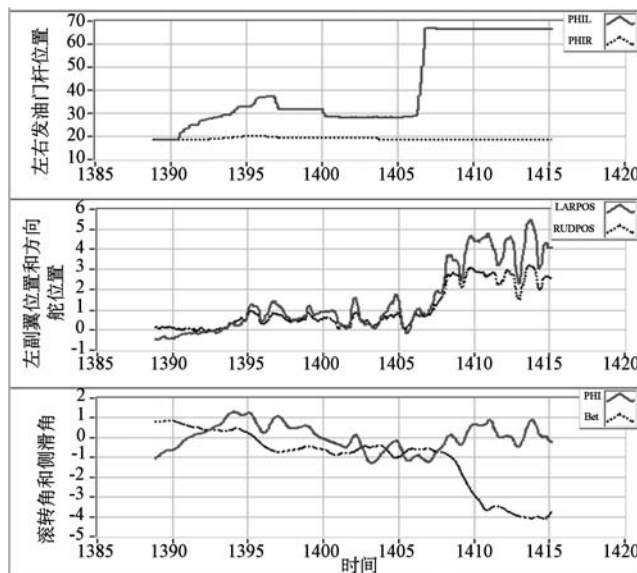


图3 横航向操纵检查时间历程

Fig.3 The time history of lateral and direction control

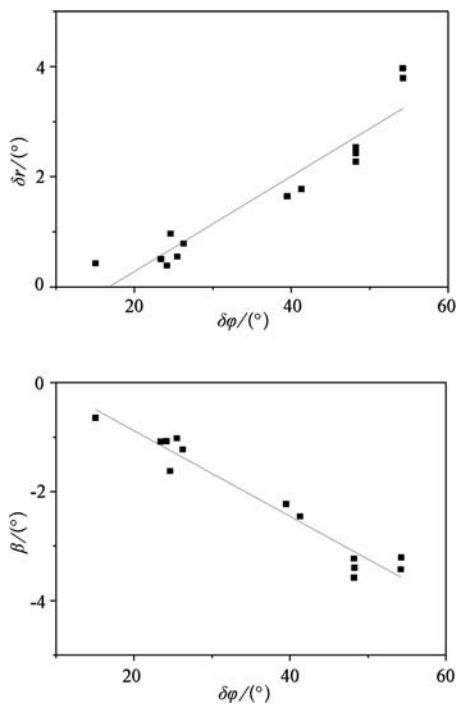


图4 非对称推力时的平衡曲线

Fig.4 Equilibrium curve of dissymmetric thrust

由图4可知,方向舵偏度和侧滑角与非对称推力近似成线性关系,当 $\delta\varphi$ 越大时,飞行员操纵飞机的 $\delta_r$ 越大,飞机的 $\beta$ 越大,符合前面的理论推导。且方向舵和副翼在试飞中的使用量距离极限位置较远,有很大的安全余量,可以满足飞机在单侧发动机故障试飞中的横航向操纵。

## 4 结论

非对称推力试飞是关系飞行安全的重要科目,在试飞中要重点考查的是出现非对称推力到飞机回到稳态的过渡过程是否安全可控,以及飞机配平非对称推力的能力。通过某型教练机的飞行试验和数据分析,可以得到以下结论:

(1) 建立了非对称推力飞行时的横航向平衡方程,通过试飞验证了理论分析的正确性;

(2) 得出了非对称推力飞行时操纵方法,计算分析了飞行中方向舵偏度和侧滑角与非对称推力的近似关系;

(3) 非对称推力试飞中飞行员的操纵符合预期设想,飞机过渡过程安全可控;飞行员修正非对称推力的操纵量较小,远小于飞机的极限操纵效能。

本文分别分析了某型教练机起飞、直线飞行和着陆时发生单发故障,飞行员如何操纵飞机来保持横航向平衡,验证了这些操纵是否满足国军标要求。本文的研究为非对称推力时的横航向操纵试飞提供了一种普遍的试验方法,可以作为其他型号试飞的参考。

AST

## 参考文献

- [1] 杨翠霞,程伟豪,张培田,等. 民机地面最小操纵速度试飞技术研究[J]. 飞行力学, 2007 (03): 75-78.  
YANG Cuixia, CHENG Weihao, ZHANG Peitian, et al. Flight test technology research on ground minimum control speed

of civil airplanes[J]. Flight Dynamics, 2007 (03) : 75-78. (in Chinese)

- [2] 高浩,朱培申,高正红. 高等飞行动力学[M]. 北京: 国防工业出版社, 2004.

GAO Hao, ZHU Peishen, GAO Zhenghong. The advanced flight dynamics[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2004. (in Chinese)

- [3] 程伟豪,焦连跃,张强. 受方向舵偏度限制的空中最小操纵速度试飞研究[J]. 工程与试验, 2011 (03): 29-32.

CHENG Weihao, JIAO Lianye, ZHANG Qiang. Flight test technology research on air minimum control speed limited by rudder deflection[J]. Engineering & Test, 2011 (03) : 29-32. (in Chinese)

## 作者简介

王鹏(1988—) 男,硕士,工程师。主要研究方向: 飞机性能与品质试飞。

Tel: 15191436380

E-mail: woshiwp119@163.com

熊楠(1987—) 男,硕士,工程师。主要研究方向: 飞机性能与品质试飞。

杨翠霞(1980—) 女,硕士,高级工程师。主要研究方向: 飞机性能与品质试飞。

# Study on Lateral and Direction Control of Dissymmetric Thrust of a Trainer Aircraft

WANG Peng\*, XIONG Nan, YANG Cuixia

Aircraft Flight Test Technology Institute, Xi'an 710089, China

**Abstract:** The force analysis of dissymmetric thrust was carried out, and the lateral and direction balance equation was established. An analysis on the main factors influencing the lateral and direction control of dissymmetric thrust was given. Taking a trainer aircraft as an example, flight results whether meets requirements were tested. The results can provide experience and reference for other types of flight test.

**Key Words:** dissymmetric thrust; lateral and direction control; trainer aircraft

Received: 2016-06-17; Revised: 2016-08-11; Accepted: 2016-08-12

\*Corresponding author. Tel.: 15191436380 E-mail: woshiwp119@163.com