

关于 PA-34 飞机空中最小操纵速度的试验研究

Experimental Evaluation of Minimum Control Airspeed for PA-34

王 魁 / Wang Kui

(中国商飞民用飞机试飞中心, 上海 200232)

(COMAC Flight Test center, Shanghai 200232, China)

摘 要:

主要介绍空中最小操纵速度,并以 PA-34 飞机的一次飞行试验为例,对空中最小操纵速度试飞的试验目标、试验方法和条件以及试验结果进行了论述。从飞机实际操作影响、FAA 适航条款(14CFR23 部)^[1]等方面对该飞机的空中最小操纵速度试验结果进行了分析和讨论。试验表明,PA-34 飞机的空中最小操纵速度满足 FAA 适航条款要求,飞机向好发动机方向适度倾斜会减小最小操纵速度。

关键词:空中最小操纵速度;试飞方法;试验数据;适航条款

中图分类号:V217+.33

文献标识码:A

[Abstract] This paper mainly focuses on minimum control airspeed, and one experimental evaluation of minimum control airspeed (V_{mca}) of PA-34 aircraft is introduced. Flight test technique, test method and conditions, test data and results are presented. Based on FAA 14 CFR 23, experimental results for the minimum control airspeed are discussed and analyzed. The V_{mca} of PA-34 can meet the demand of requirements of airworthiness rules of FAA, and banking into good engine can reduce the V_{mca} .

[Key words] minimum control airspeed; flight test techniques; test data; certification requirements

0 引言

在双发或多发飞机中,单发失效对于飞机的性能和操作稳定性会产生很大影响,如降低爬升性能、减少推力、增加阻力以及因发动机失效造成的不对称推力而产生的操作困难等。最小操纵速度是其中一项很重要的参数,直接影响飞机在出现发动机失效时的操作稳定和飞行安全。最小操纵速度(V_{mc})是校正空速,在该速度,当临界发动机突然停车时,能在该发动机继续停车情况下保持对飞机的操纵,在相同的速度下维持坡度不大于 5° 的直线飞行。用于模拟临界发动机失效的方法,必须体现在服役中预期的对操纵性最临界的动力装置失效模式^[2]。它可以分为空中最小操纵速度(V_{mca})和地面最小操纵速度(V_{mreg})。本文主要讨论前者,并结合 PA-34 飞机 V_{mca} 的飞行试验来对双发飞机单发

失效情况下的操作特性进行探讨和研究。

1 最小操纵速度飞行试验

1.1 试验目的

根据 FAA 适航法规 14 CFR 23.149 (a) 和 (b) 对 PA-34 飞机的空中最小操纵速度进行评估,确定飞机在起飞构型下的空中最小操纵速度,并研究倾斜角对最小操纵速度的影响。

1.2 试验飞机介绍

本文试验中所用飞机为 PA-34 (Sennca II),该飞机为四-六座、下单翼、全金属机身、双发螺旋桨(对转)、涡轮增压式发动机,该发动机在 12 000ft 的高度将达到最佳功率 215 马力,在海平面的推力为 200 马力^[3]。带有可收放的前三点式起落架,飞行控制系统为传统的线缆控制,方向舵安装有反伺服配平片以增强效率,副翼为弗利兹(Frise)型,可以

使两边副翼活动面不同步偏转从而减小操纵反向的不利影响,飞机外观如图 1 所示。



图 1 PA-34 外观示意图

1.3 数据记录仪器

本试验飞机加装了机载测试与数据记录系统 (Pi 系统, 具有 36 个数据采集通道, 频率为 100Hz, 实时记录所有的数据并可在飞行之后进行下载), 用于记录方向舵偏转角 (δr)、操纵力 (Fr)、副翼偏转角 (δa) 以及操纵力 (Fa)。

1.4 试验方法

V_{mca} 试验方法分为静态测试和动态测试, 本文仅讨论静态试验。

1.4.1 静态 V_{mca} 测试 (倾斜角 0°)

按照试验点要求的高度和构型, 初始测试速度选定为预估 $V_{mca} + 20$ 节, 配平飞机保持稳定平飞, 然后将关键发动机停车, 另一发调节至起飞功率, 保持机翼水平, 通过控制方向舵来保持航向不变, 记录方向舵偏转角 (δr)、操纵力 (Fr) 以及副翼偏转角 (δa)、操纵力 (Fa)。按照 5 英里/小时/次递减试验速度, 重复以上步骤, 直到飞机无法保持航向或相关操纵面, 操纵力超限 ($Fr < 150\text{lb}$, $Fa < 25\text{lb}$, $\delta a < +/ - 35^\circ$, $\delta r < +/ - 30^\circ$)。

1.4.2 静态 V_{mca} 测试 (倾斜角 5°)

试验过程中, 保持飞机倾斜角为 5° (向正常发倾斜), 其余试验步骤同 1.4.1。

1.5 试验条件

受时间和配重等条件的限制, 本次试验飞机未能达到最大起飞重量 (4 573lb) 和极限后重心 (距参考点 94.3in 处), 试验起飞重量为 4 172lb, 重心为距参考点 92in 处 (23.2% MAC)。试验过程中重量和重心示意如图 2 所示。

由于 V_{mca} 随高度变化而变化, 因此本次试验选取两个试验高度。发动机螺旋桨为向内侧对转, 任意一发可视为临界发动机, 本实验选定左发为关键发, 出于对发动机维护成本的考虑, 用发动机开慢车、整流罩通风片关闭来模拟停车状态。为简洁起

见, 另一发以下将称为好发。试验矩阵如表 1 所示。

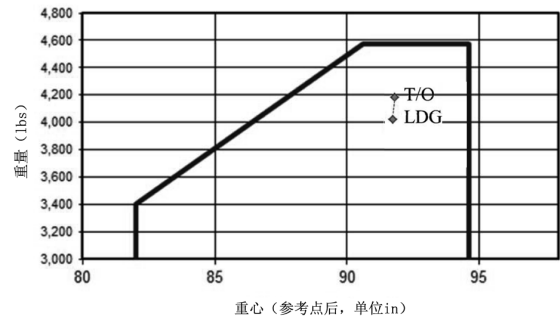


图 2 试验条件: 重量和重心

表 1 试验矩阵

试验高度	试验构型	试验起始速度	发动机功率	倾斜角
8 000ft	襟翼 0° 起落架收起	100 mile/h	左发:慢车 右发:起飞功率	0°
				5°
5 000ft	襟翼 0° 起落架收起	100 mile/h	左发:慢车 右发:起飞功率	0°
				5°

1.6 试验数据及分析

试验过程中, 所有条件下 V_{mca} 的确定均为方向舵偏转角达到最大限制, 没有出现失速警告。试验测得值为指示速度, 再通过指示误差、位置误差修正, 得到 V_{mca} 结果如表 2 所示。

表 2 各试验条件下 V_{mca} 结果

试验高度 / ft	倾斜角/ $^\circ$	V_{mca} / mile/h
8 000	$\theta = 0$	86
	$\theta = 5$	83
5 000	$\theta = 0$	86
	$\theta = 5$	82

1.6.1 V_{mca} 确定

由表 2 数据不难看出, 倾斜角为 5° 时, V_{mca} 随高度增加而增加, 这是因为 PA-34 飞机为涡轮增压发动机, 如前面 1.2 节所述, 不同于一般的螺旋桨发动机, 随着高度增加, 涡轮增压发动机的效率会有所提高, 因此对于该飞机的 V_{mca} , 需要对两个高度的 V_{mca} 值进行线性外推, 得到 12 000ft (发动机最大推力对应的高度, 即失效后影响最大) 时的结果, 如图 3 所示。

由图 3 可得, 在 12 000ft 时, PA-34 飞机的 V_{mca} 为 84.3 mile/h。

1.6.2 倾斜角对于 V_{mca} 的影响

由表 2 可知, 随着飞机向好发方向滚转, V_{mca} 也

随之减小,方向舵偏转角(δr)、操纵力(Fr)以及副翼偏转角(δa)、操纵力(Fa)与指示速度的关系如图4~图7所示。

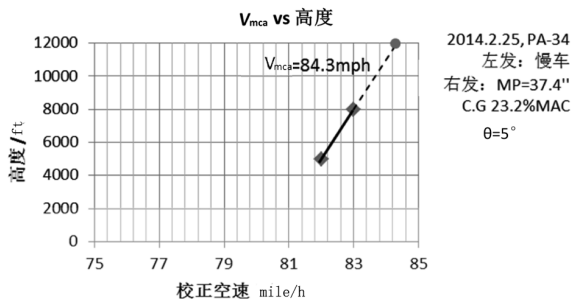


图3 V_{mca} 与高度的关系

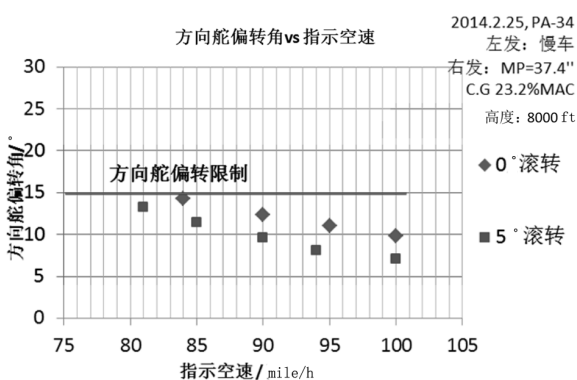


图4 不同倾斜角下方向舵偏转角与指示空速

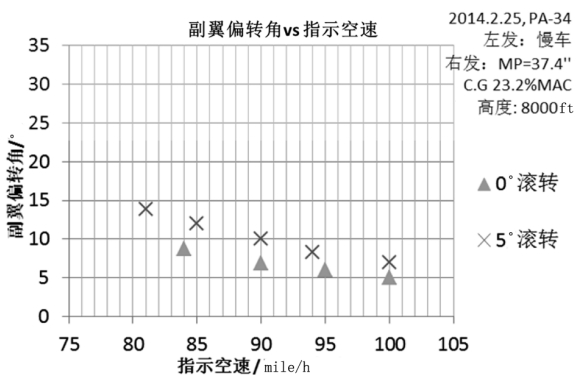


图5 不同倾斜角下副翼偏转角与指示空速

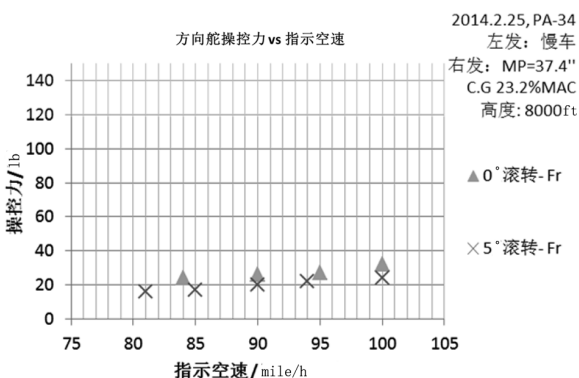


图6 不同倾斜角下方向舵操纵力与指示空速

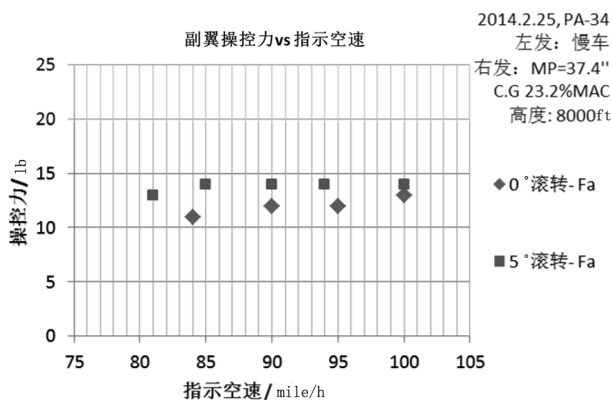


图7 不同倾斜角下副翼操纵力与指示空速

由图4、图6可以看出,随着飞机倾斜角的增加,方向舵偏转角与控制力均有所减少,这是因为飞机倾斜后,重力沿飞机的展向分量可以抵消一部分侧滑力,从而减小了方向舵偏转的需求,相应的,也使得 V_{mca} 有所减小。因此在单发失效的情况下,向好发倾斜有助于增强飞机横向的控制能力。对于PA-34来说,其受到方向舵偏转的限制,适当地向好发倾斜可减小 V_{mca} ,提高对飞机的操控。

由图5和图7不难看出,飞机向好发倾斜会导致副翼的偏转角增加,即减少滚转的控制权限,因此对于易受副翼操纵限制的飞机来说,单发失效情况下应谨慎倾斜飞机,以免造成副翼达到限制,引起操控危险。

1.7 适航条款符合性

14 CFR 23.149 指出,起飞 V_{mca} 不得超过 $1.2V_{SI}$ (92mile/h, V_{SI} 由查阅飞行手册得到)。基于试验结果外推得到飞机在 5° 倾斜角下, $V_{mca} = 84.3\text{mile/h}$,在此试验条件下,PA-34 的空中最小操纵速度符合适航条款的要求。

2 结论

本文通过对PA-34进行空中最小操纵试验,对试验数据进行分析 and 讨论,得到如下结论。

(1) 通常情况下,螺旋桨飞机的 V_{mca} 需要通过试验高度所得结果外推到海平面高度而得到,PA-34飞机由于其发动机涡轮增压的特性,本文将其 V_{mca} 定义为12000ft高度上,并得到它的空中最小操纵速度为84.3mile/h,在有限试验条件下,可满足适航条款的要求。但如果进行严格的适航验证,需将试验飞机条件设定在最大起飞重量和极限后重心,方可得到最为准确的结果。

(2) 飞机在单发失效情况下,适当向好发倾斜

对于飞机横向操控有所帮助, V_{mca} 值相应减小, FAA 条款验证要求最大倾斜角度不得超过 5° , 飞机倾斜会削弱对副翼的滚转控制, 故对于易受到滚转控制限制的飞机需要谨慎倾斜。对于 PA-34 来说, 飞机的方向舵操控限制早于副翼, 故通过向好发倾斜得到了较小的 V_{mca} 。

(上接第 48 页)

4 工程应用示例

某飞机主起落架刹车机构示意图如图 1 所示。图 1 中 F_x 为机轮所承受的地面摩擦力, P 为下部刹车拉杆对后摇臂的载荷, L 为轮轴中心到地面的距离。下部刹车拉杆所受的轴力 $P_{拉} = -P$ 。由刹车力矩 M 可以求出地面摩擦力 $F_x = -\frac{M}{L}$ 。后机轮所受的摩擦力 $0.5F_x$ 对后轮轴的力矩为 $0.5F_xL$ 。为防止后轮轴转动, 由下部刹车拉杆对后摇臂的载荷 P 对后轮轴的力矩平衡后机轮地面摩擦力对后轮轴的力矩, 可得 $0.5F_xL = P \times 166$, 即 $P = \frac{0.5F_xL}{166} = -\frac{0.5M}{166} = -\frac{M}{332}$ 。下部刹车拉杆所受的轴力 $P_{拉} = -P = \frac{M}{332}$ 。

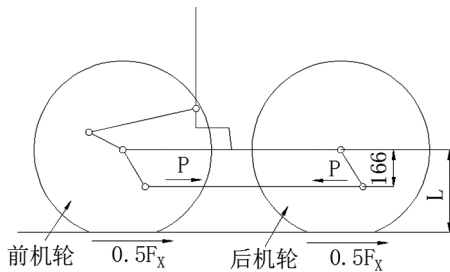


图 1 右主起落架刹车机构示意图

下部刹车拉杆材料牌号为 30CrMnSiNi2A, 截面为圆环, 剖面几何尺寸为外径 $D=52\text{mm}$, 内径 $d=44\text{mm}$ 。

由于主起落架由囊式刹车机轮更改为盘式刹车机轮, 且由于着陆重量的增大, 导致刹车力矩增大。采用囊式刹车机轮时刹车力矩为 $65\,360\text{kN} \cdot \text{mm}$, 采用盘式刹车机轮时刹车力矩为 $112\,000\text{kN} \cdot \text{mm}$ 。根据 GJB 67.1A-2008 的要求, 使用最大刹车压力的急刹车, 在每次全停着陆中应出现 2~2.5 次, 使用最大刹车力一半的中等刹车, 在每次全停着陆中应出现 5~10 次。经计算下部刹车拉杆承受的载荷和作用次数见表 2。

采用囊式刹车机轮时, 下部刹车拉杆的 σ_{a1} 为

参考文献:

- [1] FAA23. Federal Aviation Regulations, Airworthiness Standard: Part 23[S].
- [2] 中国民用航空局. CCAR 25-R3 中国民用航空规章第 25 部: 运输类飞机适航标准[S]. 北京: 中国民用航空局, 2001.
- [3] PA-34 飞行手册[S].

表 2 载荷及作用次数

构型	应力幅值 / MPa	应力比	作用次数	
囊式刹车结构	急刹车	164	0	2.5
	中等刹车	82	0	10
盘式刹车结构	急刹车	280	0	2.5
	中等刹车	140	0	10

164MPa , R_{01} 为 0, λ_1 为 0.79; 采用盘式刹车机轮时, 下部刹车拉杆的 σ_{a2} 为 280MPa , R_{02} 为 0, λ_2 为 0.79。

采用囊式刹车机轮时, 主起落架共完成 2 件疲劳试验, 下部刹车拉杆的疲劳寿命分别为 24 870 次起落和 48 000 次起落。根据式 (11) 计算得 $N_{95/95} = 9\,849$ 次起落。根据式 (13) 计算的 $\text{LDFR}_1 = 346\text{Mpa}$ 。

由于 λ_1 和 λ_2 相同, R_{01} 和 R_{02} 相同, 因此不需要对 LGDFR 进行修正, 故疲劳裕度 $\eta = \frac{\text{LDFR}_1}{\sigma_{a2}} - 1 = \frac{346}{280} - 1 = 0.24$, 因此采用盘式刹车机轮时, 下部刹车拉杆能够满足疲劳强度要求。

5 结论

(1) 由于疲劳额定强度许用值 LGDFR 是根据试验数据确定的, 因此 LGDFR 法是一种简便可靠的工程方法;

(2) 改型飞机由于重量重心发生变化, 导致起落架载荷发生变化, 结合原型飞机起落架疲劳试验的数据, 利用 LGDFR 法可以简便地判断疲劳裕度;

(3) 以疲劳裕度作为疲劳强度判据类同于静强度校核, 易被设计人员接受和掌握。

参考文献:

- [1] 郑晓玲, 李令芳. 民机结构耐久性与损伤容限设计手册-疲劳设计与分析[M]. 北京: 航空工业出版社, 2003.
- [2] 闫楚良, 苏开鑫. 飞机起落架安全寿命与损伤容限设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2011: 194-195.
- [3] 吴富民. 结构疲劳强度[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1985.