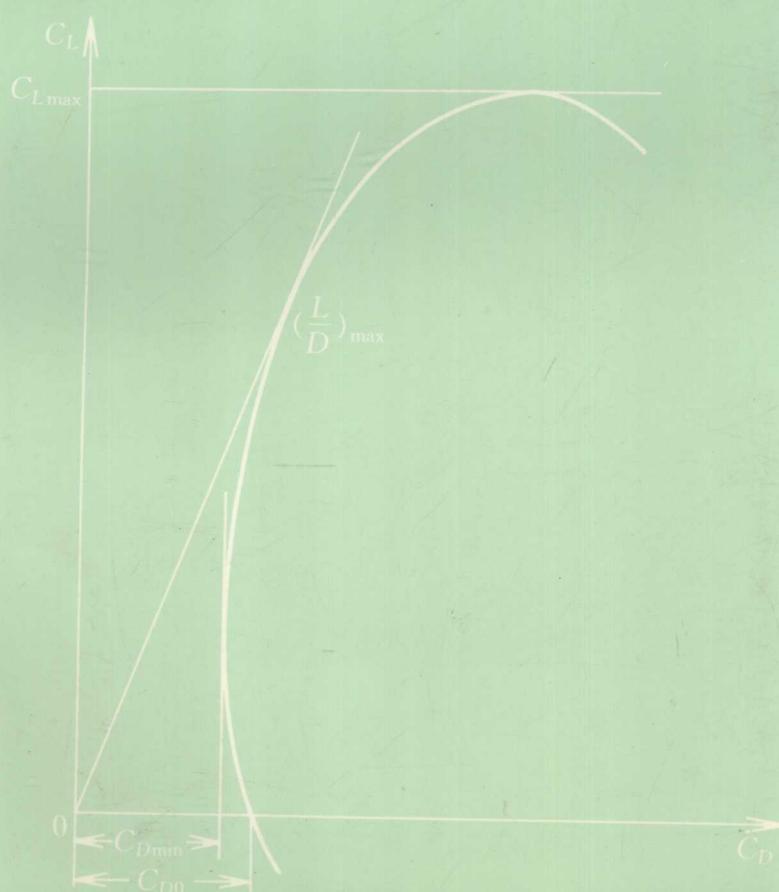


性能理论和 飞行试验技术

D. E. 马多纳 等著



飞行力学杂志社

V21

V217
1010-1

性能理论和飞行试验技术

D. E. 马多纳 等著

陈启顺 李志强 侯玉燕 等译

李景薰 统校



30896545

飞行力学杂志社

内 容 简 介

本书系按美国空军飞行试验中心报告(AFFTC-TIH-77-1)翻译而成,定名为《性能理论和飞行试验技术》,其主要内容包括:性能试飞引论、亚音速空气动力学、皮托—静压飞行试验、爬升和下滑性能、超音速空气动力学、起飞和着陆、巡航性能、盘旋性能、动力装置共九章。

本书是由美国空军试飞员学校的教官们编写的,作为试飞员学校学员的一门理论教材,其内容紧密结合当前飞机飞行试验技术的发展,能解决在飞行性能的飞行试验中许多问题。本书可作为空军部队、航校、试飞大队和试飞员学校的广大飞行人员的一门教材,对从事飞行试验、飞行力学研究的广大科技人员以及高等航空院校的师生也有所裨益。

性能理论和飞行试验技术

D. E. 马多纳 等著

陈启顺 李志强 侯玉燕 等译

李景薰 统校

责任编辑 李志强

编辑出版: 飞行力学杂志社

印 刷: 陕西富平印刷厂

陕西省新闻出版局书刊登记号: 076

• 内部交流 •

PERFORMANCE THEORY AND FLIGHT TEST TECHNIQUES

DONALD E. MADONNA

USAF TEST PILOT SCHOOL
EDWARDS AIR FORCE BASE, CALIFORNIA

量
值

准真速

径

4

出版说明

《性能理论和飞行试验技术》一书，系按美国空军飞行试验中心的报告(AFFTC—TIH—77—1)翻译而成。本书是由美国空军爱德华空军基地试飞员学校的教官们编写的，作为试飞员学校学员的一门理论教材，其内容紧密结合试飞实际，能解决在飞行性能的飞行试验中许多问题，因此该书不仅对广大飞行人员是一本很好的教材，而且对从事飞行力学研究的广大科技人员和高等航空院校的师生也是一本十分有价值的参考书。

本书的译校工作是由中国飞行试验研究院从事飞机飞行性能的飞行试验研究人员完成的。其中参加翻译的人员有：第1章陈启顺、申燕平、孙淑荣、齐连普、霍培峰、邓观峰，第2章李志强、李景薰、李炬，第3章余俊雅，第4章王启，第5章李炬，第6章卢希荣，第7章侯玉燕，第8章吴容。参加校对的人员有：王启、余俊雅、李胜超等。全书由李景薰统校，最后由李志强负责校订和编辑工作，由王善义负责出版事务工作。严京林、鲍亚平在编辑出版过程中给予大力的支持，在此一并致谢。

由于水平有限，错误在所难免，敬请读者指正。

飞行力学杂志社

1990年1月

前 言

本书介绍了测定飞机飞行性能的经典方法。由于飞行试验中飞机种类的不断变化,本书有关材料,尽可能地包括比较宽的飞机飞行性能范围。性能试飞中所要解决的许多问题已经达到了当今的先进技术水平。

本书是由美国空军试飞员学校的教官们为讲授性能课程而编写的。书中介绍了测定飞机飞行性能的各种试飞理论和用于性能飞行试验的试飞技术。愿人们通过本书能够了解和应用性能试飞。本书主要是作为试飞员学校的理论教材使用,但愿对从事性能试飞的有关人员也有所裨益。

美国空军试飞员学校校长,
美国空军上校:

D. E. 马多纳

目 次

定义、缩略语和符号表	(1)
引言	(4)
第 1 章 性能试飞引论	(7)
1.1 基本性能试飞技术	(7)
1.2 仪表应用介绍	(11)
1.3 数据分析	(100)
1.4 数据处理并修正到标准大气条件	(153)
第 2 章 亚音速空气动力学	(170)
2.1 空气动力学基础	(170)
2.2 空气动力升力	(194)
2.3 空气动力阻力	(208)
2.4 空气动力力矩	(235)
第 3 章 皮托—静压飞行试验	(239)
3.1 皮托—静压理论和系统	(243)
3.2 皮托—静压校准试验	(266)
第 4 章 爬升和下降性能	(278)
4.1 估算飞机性能的能量法——能量概念	(278)
4.2 爬升和下降试验	(310)
第 5 章 超音速空气动力学	(325)
第 6 章 起飞和着陆	(370)
6.1 起飞和着陆理论	(370)
6.2 飞行试验技术	(377)
第 7 章 巡航性能	(381)
7.1 巡航性能理论	(381)
7.2 巡航性能试验	(407)

第 8 章 盘旋性能 (421)

8.1 盘旋性能理论 (421)

8.2 盘旋性能试验 (426)

第 9 章 动力装置(略, 参见原文)

附录 (以下附录内容均略去, 参见原文)

附录 A 1959 年 ARDC(空军研究与发展司令部)标准大气

附录 B 皮托—静压位置误差关系

附录 C M 数与校准空速 V_c 的关系

(压力高度 H_c = 常数, 标准大气条件下真速 V_{ts} = 常数)

附录 D 大气表

附录 E 分布表

附录 F 与 USAF 试飞员学校有关的图表

定义、缩略语和符号表

概述

本表包括了本手册中使用的绝大多数符号。但不包括在本正文中所用的特殊的或不常使用的符号。遇到这种情况,各符号的意义在正文中已有清楚的说明,本符号表中将不再列出。当然,某些符号具有多种含义,应予以明确的说明。

符号和含义

符号	表示的含义	符号	表示的含义
a	升力曲线斜率,曲率半径或音速	L	升力
A	面积	L/D	升阻比
ac	空气动力中心	m	直线的斜率
AR	展弦比	m	质量
b	机翼展长	M	俯仰力矩
B	冲击系数	M	马赫数
BHP	制动马力	MAC	平均气动力弦长
c	弦长	MAX	最大功率或推力
C_P	定压比热	MIL	战斗功率或推力
C_V	定容比热	MP	进气压力
c_g	重心	n	翼剖面上任一点
c_p	压力中心	n	过载(载荷系数)
CAT	汽化器空气温度	n	克分子数
d	直径	N	垂直于气动力弦线的力
e	奥斯威尔德(Oswald)效率因子	N	分子数
e	单位能量	N	发动机转速
E	能量	p	概率函数
f	自由度数目	p	压力
F	力	P	功率
F_n	推力	P_N	普朗特数
FAT	自由流温度	PIW	无因次功率参数
g	重力加速度	q	动压
g_0	地球表面的重力加速度常数	q	加于热力学系统的热量
H, h	高度	r	固态基础半径
h	焓	R	气体常数
h	锥体高度	R	几何形状的半径
HP	马力	R	航程
k	弹簧常数	R/C	爬升率
k	温度恢复系数	Re	雷诺数
l	长度	RF	航程因子
l	从重心到压力中心的距离	s	距离
		s	熵

符号	表示的含义
s	拉普拉斯算子
S	起飞滑跑距离
S	机翼投影面积
S	参考面积
t	翼剖面厚度
t	时间
T	温度
THP	推力马力
u	内能
v	比容
V	空速(带下标)
V	真速(无下标)
V	气体容积
VIW	无因次速度参数
w	机翼气动中心处的下洗速度
w_1	远处下洗速度
W	重量
W	热力学系统所做的功
w	重量流量率
w_a	空气流量率
w_f	燃油流量率
z	压缩性因子

希腊字母

α	迎角
α	分离度
β	侧滑角
β	大气温度递减常数
Δ	增量
δ	附面层厚度
δ	操纵面偏转角
δ	斜激波转角
δ	压力比 p/p_0
ζ	阻尼比
η	效率
θ	锥体半锥角
θ	温度比 T/T_0
θ	斜激波激波角
γ	比热

符号	表示的含义
λ	升力矢量与空气动力合力之间的夹角
λ	方向余弦
μ	粘性系数
μ	方向余弦
μ	马赫波角
ν	方向余弦
ν	超音速流膨胀角
ν	运动粘性系数
ρ	密度
σ	波尔兹曼常数
σ	密度比 ρ/ρ_0
τ	剪切应力
ϕ	倾斜角
ω	转弯速率
ω_n	自然频率

下标和上标

a	副翼
a	起飞滑跑中空中段距离
a	环境条件
c	校准的
c	可压缩的
cg	重心
cr	临界的
e	升降舵
e	等效的
eff	有效的
ex	剩余的
f	燃油
g	地面的
h	水平的
h	水平分量
i	指示的
i	诱导的
ic	仪表误差差修正后的
L	层流
L	升力
M	波阻系数
max	最大值
min	最小值
mp	最大概率

符号	表示的含义
n	任意点
n	净的
$\bar{n}$	法向单位矢量
0	初始条件
0	参考当地相对风
0	标准大气海平面条件
$0L$	零升力条件
p	平板特性
p	寄生的 ^①
pc	位置误差修正量
prop	螺旋桨
r	需要的
r	方向舵
re	再进入条件(400 000 ft 高度)
s	特定的
s	标准大气条件
s	静态条件
SL	海平面
T	滞止条件
T	正切分量
T	紊流

符号	表示的含义
$T0$	起飞条件
t	试验大气条件
tc	超音速流动转弯能力
tot	总的
w	风分量
x	相对于 x 轴
y	相对于 y 轴
z	相对于 z 轴
η	基于正投影面积的阻力参数
∞	远离飞机的自由流条件
*	表示 $M=1$ 时流体特性的角标

空气动力系数

C_D	阻力系数
C_F	空气动力系数
C_L	升力系数
C_M	俯仰力矩系数
C_N	法向力系数
C_P	压力系数
C_R	合压力系数

其它标记符号

在该符号上打横杠表示矢量参量。例如, $\bar{V}$ = 速度矢量。

在该符号上打一点表示时间变化率。例如, $\dot{m}$ = 质量随时间的变化率。

在该符号下面划一横杠表示算术平均值。例如, $\underline{V}$ = 平均速度。

① 即无用的, 废(阻)的——校注。

引 言

术语

一般来说,飞机飞行性能就是一架飞机所能预期达到的最好的飞行成绩。性能试验就是确定飞机飞行性能特性的过程。最先知道的综述飞机飞行试验方法的美国军方出版物仅仅提出“……标准的性能试验,即爬升和不同高度上的速度,而不考虑稳定性、操纵性或散热器和发动机性能”。

也许飞行性能试验最通用的定义是评价一架飞机获得或损失能量的能力。这个定义在本质上仍有点过于一般。较为特殊的是飞行性能试验是试图回答这样一些问题:即一架飞机的起飞着陆速度和距离是多少;能飞多快;巡航距离多远;留空时间多长;最大的转弯角速度和加速度变化率是多少?完整的性能试验应在所有可能达到的 M 数,高度和过载范围内确定飞机的整个飞行包线。因此,飞行性能试验是讨论飞机重心的运动轨迹;而飞行品质试验则是研究飞机绕重心运动的问题。

飞机设计

一架设计成功的飞机,至少必须满足以下四点要求:

1. 它的性能必须满足用户提出的完成全部预定任务的要求。
2. 在飞机为完成所有任务而进行稳定飞行或机动飞行过程中,影响飞机安全飞行的稳定性和操纵性,即它的飞行品质必须满足要求。
3. 在用户预想的使用寿命周期里,其结构必须满足完成整个任务的需要。
4. 安装在飞机上的各个系统必须能为飞行员(机组人员)提供使飞机顺利完成所规定任务的能力。

以上四点要求是完成整个设计任务的关键。评定一架飞机有多成功或多“好”的办法,是确定该飞机在“满意”地完成其规定任务时的安全性、经济性和效率。术语“经济性”包括在整个寿命周期的维护特性。这些要求,如果其中有一条不能很好地满足,不管它对其余几个方面满足得有多好,都不能认为是一架令人满意的飞机。假如一架飞行品质属于世界上最好的轰炸机,若其航程达不到预期的目的,那它也是没有价值的。

设计一架完全满足以上所列四项要求的完美飞机是很难的。如果一架飞机尽可能多地具有某些优良特性而其余特性适当,则设计师和用户都应感到满意。当必须对设计方案作出折衷办法而对所列要求确定优先系数时,这几条要求(准确地说是四条)中,哪一条是“最”关键的这是一个有争议的重大问题。但是,有一件事很明确:要靠性能来销售飞机。

性能试飞原理

对于性能试飞,飞机被认为是穿过空气沿某一轨迹运动的刚体,其轨迹取决于惯量特性、地球引力场的引力、动力装置产生的推进力以及穿过空气运动时空气给它的反作用形成的空气动力和力矩。作用于飞机上的力和力矩是飞机的飞行速度(平方)、空气的密度、

飞机的几何形状以及飞机相对于来流的角度函数。

飞机穿过空气飞行的运动轨迹受其空气动力特性、推进系统和机体结构强度所限。当已和上述因素时,这些限制就构成了飞机的最高性能和机动性包线。如果飞机在其空气动力或结构强度限制范围内沿着任意飞行轨迹稳定飞行,又假如轨迹是直线时,则作用在它上面的力必须处于静态平衡状态;如果飞行轨迹是曲线或沿任意轨迹加速,则它必须处于动态平衡状态。

进行性能试飞要考虑到以下几个基本目的:

1. 确定飞机的真实性能特性,即确定飞机真实的飞行包线,且与估算的或预测的特性进行对比。

2. 确定飞机是否满足性能硬性指标要求的专用合同性能保证,例如在必要使用能力(ROC)所规定的内容。

3. 为制订飞机空勤人员使用的飞机飞行指南提供数据。

4. 制定供空勤人员使用的、为达到预定的飞机性能的技术和程序。

5. 取得研究资料,以推进航空科学的进步或研究新的试飞方法。最近在美国空军试飞中心(AFFTC)采用参数估算技术进行动态测定性能数据的 DYMOTech 试飞大纲就是一个例子。

概括地谈一下性能试飞中所遇到的主要问题:

1. 在飞行试验中测定真实性能参数值。

2. 确定测得的性能参数在任意一组标准条件时的对应值。

3. 在有限的人力和物力条件下,制定能得到所要求的结果而又花费时间最少,成本最低的试飞大纲。

解决第一问题,要考虑以下几个方面的问题:仪表特性(精度、可靠性、体积、灵敏度等),所测量的性能参数的性质以及飞机或测量设备对测量值干扰的影响(例如飞机压力场对静压孔产生的误差)。

第二个问题,也就是试验数据向标准条件换算的问题,与涉及到制定试飞大纲的第三个问题紧密相关,因为赖以获取试验数据的条件以及这些条件的选择决定着数据换算方法。因此第二个问题和第三个问题是有关联的,一般是同时考虑的。

后两个问题要采用好几种不同方法进行理论分析。当试飞中不可控制的变量数目不多时,倘若分析时考虑了所有重要的变量,基于因次分析的试验方法证明是很有用的。因次分析所用的数学方法将在亚音速空气动力学一章中介绍。

在某些情况下,当两个中两个以上的试验变量间的关系很清楚时,解析法可作为试验方法的基础。此时可用有限差分法,其它方法都是无用的。然而,当使用这些方法时,应在尽量接近标准状态来取得数据,以便使修正量的值减到最小程度。

当换算数据时,一般假定试验变量中有一个或多个是“标准值”,像压力高度、密度高度、飞机重量、速度(真速、校准空速、当量空速)或 M 数,数据换算过程则是围绕这些标准值进行的。这就产生了诸如等压力高度法等,在某些情况下,这些方法的用途并不过多说明所涉及的实际换算过程。通常,所有的性能飞行试验数据都换算到标准条件所规定的美国标准大气条件。

在制定试飞大纲或任务时,必须考飞行员的技术和气候条件的变化因素。显然,大气条件是不能控制的,然而必须考虑诸如紊流、风切变、逆温层等影响试验数据的因素。当要求飞行员同时控制许多参数,如在起飞着陆试验中那样,数据的分散大多数是由于飞行员驾驶技术的变化引起的。

性能要求

性能要求来源于该飞机的用户。在销售飞机时,无论是售给个人、航空公司还是售给军方,性能都是最基本的考虑因素。个人订购飞机要满足他所需要的航程、起飞距离、巡航速度等方面的空运性能。对于航空公司,一架飞机在销售合同中必须具有规定的经济上能作为产生利润的工具的性能,也必须满足联邦航空局审定作为客运或货运飞机的最起码的性能要求。军用方面,空军总司令部对新机规定出性能要求,空军参谋人员以使用性能的形式给出规定的某个要求,以完成指定的某种任务。假如已承担新机研制,合同一般规定飞机必须满足所规定的性能保证。

当承包商打算为美国军方设计一架新机时,一般要按 MIL-5011A 的形式给出性能数据和保证书。这一规范给出了下列性能数据的定义和方法。

通常,作为飞机研制合同的一部分,要求承包商按美国空军飞行手册性能数据图表中所用的形式提供飞机性能完整的估算结果。参考文献[8],即 MIL-M-007700B(USAF)规定出对所有各种飞机的飞行手册数据编写的要求。

美国空军试飞员学校教程入门

这里按顺序列出美国空军试飞员学校性能教程如下:

1. 介绍性能数据分析方法,给出用于数据收集的统计数学方法,并讨论仪器应用的原理。
2. 亚音速和超音速空气动力学章节将提供基本的空气动力学概念,这些概念是本教程其余部分所要用到的。
3. 较详细地介绍主要飞行性能测量系统,即皮托静压系统的理论和飞行校准。
4. 能量概念部分将为平飞加速和爬升这样的非稳态试飞提供其所用的基本理论。
5. 教程的其余部分为起飞着陆、巡航、转弯性能、推进系统的试验研究提出基本理论并给出试验方法。

参 考 文 献

- 1 Gentle, E J, Cnapel, C E. Aviation and Space Dictionary, 4th Ed., Aero Publishers Inc., 1961
- 2 Anon. Full Flight Performance Testing, in the Bulletin of the Airplane Engineering Department, USA, Vol. I, No. 2, July 1918
- 3 Perkins, C D, Hage, R E. Airplane Performance Stability and Control, John Wiley & Sons, Inc., New York, 1949
- 4 Dommasch, D O, Ed. Flight Test Manual, Vol. I, Performance, NATO AGARD, Pergamon Press, New York, 1959

第1章 性能试飞引论

1.1 基本性能试飞技术

引言

本章的目的是介绍完成本手册所述试验将要用到的性能飞行试验技术。本节所讨论的内容也能用于操稳试验。

讨论和理论

在进行性能试验时,飞行员驾驶飞机的基本试验状态有三种。每种试验状态要求特定的飞行技术和利用各种不同的主要飞行仪器供飞行员参考。这些状态是指前侧^①稳定状态、后侧^②稳定状态和动态(非稳定状态)。在试验中沿飞机的任一飞行轴线没有加速度时就得到稳定状态试验条件(美国空军试飞员学校(USAF TPS)也规定高度、速度不变为稳态条件)。前侧稳定状态条件是指飞机受扰动后会恢复到其初始条件的状态。后侧稳定状态试验点是指飞机受扰动后继续发散的点。动态试验(非稳定状态)是指试验中沿某飞行轴线有加速度存在或空速和高度有变化的试验。

姿态飞行

飞行试验中,飞行姿态是绝对重要的。在给定的一组条件下(高度、发动机工作状态、重心位置等)飞机的速度完全取决于姿态。在这种情况下,飞行员准确地驾驶一架飞机进行飞行的能力取决于他观察和理解微小的姿态变化的能力。用座舱外天地线作参考可以很好地做到这一点。在飞机仪表(空速等)显出来变化之前,借助远方的天地线就可看出飞机姿态的变化。因此,常常在空速有变化之前能够将飞行姿态从扰动位置回复到所要求的位置。外部天地线像速率仪表一样非常有用。若要求某个稳定点,则保持俯仰变化率为零,即保持飞机姿态相对于某一特定速度的外部基准固定不变。如像在空速连续增加或减小的这种加速飞行中,飞行员应该力求使飞机姿态的变化率稳定、光滑和极端缓慢地变化。

建议将飞机上某个特定点与某个外部参考点对准,这种方法常常是可用的,但往往花费很多时间。飞行员在目视空速指示器或某些其它座舱仪表的同时,还对周围进行观察来确定飞机的俯仰变化率是否为零,这个普通概念就是需要的全部内容。一旦发现俯仰速率在变化,飞行员可以立即采取措施进行的适当操纵来修正飞机的姿态。飞行员应记住即使

① 指需用功率或需用推力曲线的大速度一侧(右侧)——校注。

② 指需用功率或需用推力曲线的小速度一侧(左侧)——校注。

在读仪表的同时也要时常注视外界景物的状况。

在涉及到转弯飞行的试验中,为了能够保持速度或 M 数稳定,全面观察天地线是极其重要的。如果飞机需要改变姿态,应相对于当时所处的环境来改变,直到飞机姿态的变化率在新的稳定状态下再一次变成零为止。

如果需要从现时的速度稳定在相差只有几 kn(节)的另一速度点,通过使所要求的姿态超调,并像改变飞机姿态到所需上仰或下俯位置时那样采用空速变化率作为一个指标,这样可以节省时间。稍加练习便可使飞行员在最短时间内,以最小的空速超调值使飞机稳定在一个新的速度上。

配平调定

在操稳试验中要求“松杆”,即杆力为零的稳定状态配平条件。当然在性能试验(即巡航性能试验)中也要求稳态条件,并且美国空军试飞员学校(USAFTPS)的飞行员从开始就按指导来练习“松杆配平调定”技术。在零杆力条件下,USAFTPS 的飞行员所选取的高度、速度稳定的飞行点称为“配平调定”点。其它试验机构称这些点为“稳定点”,“即时状态(on condition)”、“配平点”、“平衡点”等。下面四章,用于“松杆”稳定性飞行试验配平调定的配平技术。再次提醒 USAFTPS 的飞行员在性能试飞阶段要练习这些技术。

在每次稳定性试验之前都要求加装测量数据的仪表,并应在接近于试验压力高度上(± 100 ft)进行配平调定。作配平调定应使用远距测量系统操纵器或开关(不是驾驶杆上的按钮开关),以免无意中将操纵力馈送给测量系统中。平衡调定主要是用来对力测量装置读数进行必要的修正。例如,如果杆力测力计在未加力的情况下读数是 $+0.1$,显然对这具体试验来说,所有杆力读数中都必须减去 0.1 。

取得各种力数据的方法将在课堂上详细讲述;然而,应当记住,假如脚放在方向舵脚踏上的位置不正确,得到的方向舵脚踏力的数据可能是错的。应变测量计置于下面的矩形底座上,脚应当放在这个底座的中心。小心地不要把力作用在底座近脚尖处,因为测力装置不能记录作用在这里的力。当用测力驾驶杆来测力时,重要的是不要扭转驾驶杆柄造成附加的力的输入。应当把力直线地前后或左右方向作用在驾驶杆握把的中心来进行力的测量。

不能过分强调稳定性飞行试验中适当配平的重要性。大多数试验都涉及到力的数据,因此,在所要求的速度下适当配平飞机是很重要的,因为人们所感兴趣的是在不同配平状态下飞行所必需的力。

为了在恒定高度上,在特定速度或马赫数时稳定和配平,用正常的目视飞行规则(VFR)/仪表飞行技术来进入“环心(ballpark)”。然后采用前侧或后侧技术精确地达到所需要的速度和高度。一旦确定了适当的姿态和发动机工作状态,在保持所要求的操纵位置以给出所要求的姿态的同时,应将力配平到零。松杆并检查俯仰姿态的变化。如果机头开始抬头或低头,操纵驾驶杆并重新配平,从而将机头调回到配平位置。然后重复这一过程。以适当的方法使用横侧和方向操纵器(副翼和方向舵)保持机翼水平,维持航向不变,保持小球在转弯和倾斜指示器的中央。为完成这一过程应施加必要的力,然后用适当的配平动作将这些力消除。在所有的飞行中,能同时做最多事情的飞行员就能够最准确和快速地

配平飞机。例如,在调整发动机工作状态的同时,能按要求修正飞机姿态的飞行员比严格按顺序操作的飞行员其配平来得快。移动配平装置并让飞机找一个新的“松杆”速度的常用方法是很花费时间,而且也是很精确的。保持飞机姿态固定,然后把操纵力消除这是一个好办法。

前侧状态:

前侧状态试验点是表示压力高度、推力(功率)和飞行轨迹角不变且加速度为零的一种状态。在飞行中,当空速比最小阻力所对应的空速大时(需用推力曲线或需用功率曲线的稳定部分),就可计算得到前侧数据点。取得前侧数据的试验方法首先是调整高度(杆和姿态),其次是发动机功率,然后等待直到飞机稳定到平衡空速为止。强调指出下面两点:(1)高度必须精确地保持在所要求的试验水平面上;(2)一旦确定了推力/功率就不能再调整了。如果按此方法做,就可用空速的时间历程图来测定在什么时候取得平衡数据点。对大多数试验来说,在先前一分钟时间间隔内,空速变化小于 2 kn 时,就认为是已经达到了平衡数据点了。用略大于的空速的逐步接近法可以极迅速地取得前侧试验状态。这种方法能确保收敛,而加速的方法仅仅在消耗了燃油之后才可以收敛。用于获得稳定平衡状态的飞行试验技术在某些飞行试验文献中称为“等高度法”。

当获得前侧数据点时,飞行员参考的主要参数是高度、垂直速度和直线飞行航向。没有可以取代好的目视天地线的其它参考物了。在装有包括姿态、高度和航向保持模态的自动飞行控制系统的飞机上,倘若自动化系统的灵敏度对试验是合适的,通过使用这些模态就能够得到前侧数据点。

后侧状态:

后侧数据点是比较难得到的,但是,如果采用适当的技术,也能很快地获得。对后侧数据点,指示速度保持为常数(用驾驶杆和姿态)。既然指示空速必须保持不变,很明显,良好的试验技术会有助于获取好的后侧数据点。后侧数据点与需用推力或需用功率曲线非稳定部分有关。为了在这些状态下获得数据点,首先确定所要求的试验空速(驾驶杆和姿态),然后油门调整到相对于要求试验高度爬升或下降的位置。在所达到的平衡状态中,垂直速度指示器是很重要的仪器。油门调定后,在保持要求的试验空速的同时,稳住垂直速度。修正油门,便可观察到稳定的新的垂直速度。把有关的数据收集在一起就能够确定水平飞行中近似的发动机需用转速值。例如,在打算获取 135 kn 指示空速下的数据点时,确定 $88\%\text{ RPM}$ (发动机转速每分钟),在所要求的试验高度附近应产生的爬升速度为 800 ft/min ; $80\%\text{ RPM}$ 产生的下降速度为 200 ft/min 。试飞员可以断定, $1\%\text{ RPM}$ 的变化相当于垂直速度有 125 ft/min 的变化。通过将油门调整到 81.6% ,就能得到配平水平飞行状态。飞行员一般在技术上都把合适的 RPM 的变化调定在 1% 或 2% 之内,但应取其平均值方法。记住,用驾驶杆和姿态确定空速,而只有采用固定的外部天地线参考基准才能达到精确的操纵。用来获取后侧数据点的飞行试验技术在某些飞行试验文献中称为“等空速法”。

在获取后侧状态的数据点时,飞行员参考的主要参数是空速和垂直速度。在爬升率可修正到需用推力或功率的试验中,不必达到垂直速度为零的平衡状态。在短时间内(通常为 5 min),高度的微小变化可用来将试验结果修正到水平状态。在另一些试验中,必须要求垂直速度为零。通常,稍作训练就能达到在所要求的试验高度处将垂直速度调整到零的