航空发动机高空模拟试验正交设计研究

范泽兵[1]，张向前[2]，王书福[1]，王奉明[3]
(1. 中国航发四川燃气涡轮研究院，四川 江油 621703；2. 江西洪都航空工业集团有限公司，
江西 洪都 330000；3. 空军装备研究院 装备总体论证研究所，北京 100076)

摘　要：通过分析现有试验设计方法存在的不足和正交试验设计方法的优势，提出采用正交试验设计方法进行航空发动机高空模拟试验设计的思路。对高空模拟试验的项目、指标、因素和水平进行分析，根据不同的试验项目和指标确定试验设计的因素及水平；再选择适合的正交表并进行表头设计，将试验因素和水平按照一定的原则填入正交表后获得正交试验方案；最后以航空发动机高空稳态性能试验为对象进行正交试验设计，获得的试验方案在高空台效率提升等方面具有一定的指导意义。

关键词：航空发动机；正交试验设计；高空模拟试验；试验因素；试验水平；交互作用
中图分类号：V263.4；TP391.7　　**文献标识码：**A　　**文章编号：**1672-2620 (2018) 04-0037-05

Orthogonal design of aero-engine altitude simulation test

FAN Ze-bing[1], ZHANG Xiang-qian[2], WANG Shu-fu[1], WANG Feng-ming[3]
(1. AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Jiangyou 621703, China; 2. AVIC
Jiangxi Hongdu Aviation Industry Group Ltd, Hongdu 330000, China;
3. Equipment Academy of Air Force, Beijing 100076, China)

Abstract: By analyzing the shortcomings of the current test design method and the advantages of the orthogonal test design method, the idea of performing an aero-engine altitude simulation test design by the orthogonal test design method was proposed. The test items, indicators, factors and levels of the altitude simulation test were analyzed to determine the factors and levels of the test design according to different test items and indicators, then the appropriate orthogonal tables were selected to design the header, and the test factors and levels according to certain principles were filled in the orthogonal table. Orthogonal test program was obtained. Finally, the orthogonal test design of the altitude steady-state performance test for a certain type of engine was performed. The obtained test scheme has certain guiding significance in efficiency improvement of the altitude test facility.

Key words: aero-engine; orthogonal test design; altitude simulation test; test factors; test levels; interaction

1 引言

试验设计是一种以概率论与数理统计为基础的科学设计方法，其可高效、经济地获取所需要的数据与信息[1-2]。工程上常用的试验设计方法有全面搭配法、简单比较法和正交试验法等[3]。全面搭配法能够全面地显示和反映各因素对试验指标的影响显著性及规律，试验结果精度高；但是当因素水平数增加时，试验的工作量将呈几何级数增加。简单比较法试验次数比全面搭配法相对减少，但因各因素的地位不同等，导致试验结果缺乏代表性。正交试验法是利用规格化的正交表恰当地设计出试验方案和有效地分析试验结果，提出最优因素和水平搭配；其特点是“均匀分散、整齐可比”[4]，运用较少的试验次数就可获得代表性强的试验结果。因此，正交试验法引入我国后便在制药、化工、桥梁、道路、无机非金属材料以及新材料、新工艺等多个领域广泛应用并获得良好效果[5]。近年来，研究人员利用正交试验法对

收稿日期：2017-06-12；**修回日期：**2018-06-19
作者简介：范泽兵(1985-)，男，四川南充人，工程师，主要从事高空模拟试验技术研究。

神经网络、遗传算法、蚁群算法等[6-9]进行改进，均取得了良好的效果。

目前正交试验法在航空发动机高空模拟试验领域鲜有采用。现阶段航空发动机高空模拟试验设计一般根据客户使用要求，综合考虑设计指标、使用要求和经济性等，采用全面搭配和简单比较相结合的方法进行。但由于航空发动机高空模拟试验具有设备多、周期长、费用昂贵、影响因素多和水平层次多等特点[10]，这种设计方式虽然可在满足使用条件下降低发动机高空模拟试验的周期和费用等，但也存在试验次数偏多、试验方案代表性不强等不足。为此，本文通过对正交表数学特性以及航空发动机高空模拟试验项目、指标、因素和水平的分析，提出了航空发动机高空模拟试验正交设计方法，并以某型发动机高空稳态性能试验为对象进行正交试验设计，以期获得较优的试验方案，提高试验可信度和试验效率。

2 正交试验项目设计

航空发动机高空模拟试验正交试验设计基本流程如图1所示。

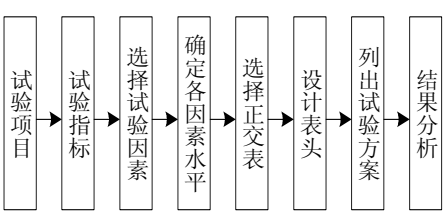

图1 正交试验设计流程

Fig.1 Orthogonal design flow

2.1 试验项目与指标

2.1.1 试验项目

发动机的研制一般可分为基础研究、突破关键技术、先进部件、核心机、验证机、型号研制、使用发展等几个阶段。各阶段的研究重点不一样，其试验的科目、性质与评价指标也不一致，因此需要对各个阶段进行单独分析。航空发动机高空模拟试验的项目主要有[11]：性能试验、功能试验、空中起动和再起动试验、高空推力瞬变试验、进气畸变试验、空中风车旋转试验、高低温起动试验、高原起动试验等。

2.1.2 试验指标

试验需要得到的结果称为试验指标。可直接用数量表示的指标为定量指标，不能用数量表示的指标为定性指标。定性指标可按评定结果打分或评出等级。发动机不同试验科目的试验指标不同，如稳态性能试验的指标为转速、空气流量、涡轮出口温度、推力、耗油率等参数；空中起动试验的指标为发动机起动时间等参数。

2.2 试验因素与试验水平

试验因素指试验中需考虑的对试验指标可能有影响的变量。试验水平是每个试验因素可能出现的状态。正交试验中，试验因素可以是定量的，也可以是定性的；定量试验因素各水平间的间距可以相等，也可以不相等。试验因素和试验水平的选择是根据专业知识、研究结论和试验经验，从影响试验指标的诸多因素中通过因果分析筛选出。确定试验因素时，一般应优先采用对试验指标影响大的因素、尚未考察过的因素和尚未完全掌握的因素。正交表是设计安排多因素试验的得力工具，有时因素的增加并不会增加试验次数。因此，因素选择时可将对试验结果影响较大的因素都选入。此外，为提高试验精度，必要时要考虑几组因素。

试验因素选定后，根据掌握的信息资料和高空模拟试验相关知识，确定每个因素的水平，一般以2～4个水平为宜。对于主要考察的试验因素，可选择较多的水平，但试验水平过多可能导致试验次数激增。质量试验因素的试验水平一般容易确定，数量试验因素的试验水平选取的灵活性则较大。如果数量试验因素的试验水平间距选取过窄可能得不到任何有用的信息，选取过宽又可能导致试验出现危险或不能进行。因此，数量试验因素的试验水平间距的选取一般应结合专业知识或通过试验进行预测，对其变动范围有一个初步的了解，然后随着试验的反复进行和技术的不断积累不断调整间距，最终获得较为理想的水平取值。航空发动机高空模拟试验的试验因素主要包含：进口总压、进气温度、油门杆位置、引气、功率分出、雷诺数、总压恢复系数、进气畸变和矢量状态。

2.2.1 进口总压

对于直连式高空模拟试验，环境压力一定时进口总压可反映发动机的飞行速度和飞行高度。因此，高空模拟试验中，通过控制发动机进口总压确定发动机的工作状态。根据美军标[12]要求，高空模拟考核试验时应选择10～20个状态点进行试验。试验验算发现，飞行高度13.0 km以上，适合采用的总压步长约为2.0 kPa；飞行高度10.0～13.0 km时，总

压步长约为4.5 kPa；飞行高度6.0～10.0 km时，总压步长约为6.0 kPa；飞行高度0～6.0 km时，应选择更大的步长，以保证试验点发动机工作高度和速度状态分布较合理。

2.2.2 进气温度

进气温度是发动机性能试验和高低温起动试验的一项重要参数，进气温度一般可以分为标准大气温度、极限高温(一定风险率高温)和极限低温(一定风险率低温)三个水平。

2.2.3 油门杆位置

国军标[13]中规定，高空稳态性能试验和再起动试验时，油门杆位置为慢车、最大连续、中间和最大推力。按航空发动机用途分类，油门杆位置水平如表1所示。

表1 航空发动机油门杆状态[10]

Table 1 Aero-engine throttle lever status

类型	军用	民用
加力	最大	应急
	最大连续	最大
	最小加力	最小
	—	湿起飞
非加力	最大	—
	中间	—
	最大连续	—
	—	最大爬升
	—	最大巡航
	飞行慢车	飞行慢车
	地面慢车	地面慢车
反推	慢车	慢车
	最大反推	最大

2.2.4 引气

发动机进行高空性能试验、推力瞬变试验、功能试验、进气畸变试验等科目时，需考核发动机引气。发动机引气状态可分为不引气和引气两水平。其中，飞行高度12.0 km以下接通1个引气管，用符号Ⅰ表示；12.0 km以上接通2个引气管，用符号Ⅱ表示。

2.2.5 功率分出

发动机进行高空性能试验、推力瞬变试验、功能试验、进气畸变试验等科目时，需考核发动机功率分出。发动机功率分出一般包括有和无功率分出两个状态，有时会包括三个或更多状态。

2.2.6 雷诺数

在低空区，雷诺数对涡扇发动机性能和稳定性的影响可以忽略不计；但在高空低速区，雷诺数对涡扇发动机的性能和稳定性的影响显著[14]。因此，在性能试验等项目中，雷诺数具有考虑和不考虑雷诺数影响两个水平。

2.2.7 总压恢复系数

为真实模拟发动机装机工作状态，高空模拟试验时需考虑发动机进气道的总压恢复系数。某些型号发动机进气道的总压恢复系数对发动机的工作影响不大，试验时不需要考虑，而某些型号发动机进气道的总压恢复系数对发动机工作影响较大，需要在试验时考虑。因此，总压恢复系数的水平一般有考虑和不考虑总压恢复系数两个。

2.2.8 进气畸变

为考核发动机工作稳定性，需要在高空模拟中选择一个或多个试验点进行发动机进气畸变试验。进气畸变的水平包括压力畸变、温度畸变和综合畸变，目前进行的发动机高空模拟试验以压力畸变试验为主。

2.2.9 工作模式

发动机通常具有不同的工作模式以适应不同的使用要求，如教练机用发动机具有主模式(M)和教学模式(C)两种，常规军用发动机有训练和战斗两种模式。

2.2.10 矢量状态

矢量发动机一般有矢量状态和非矢量状态两个状态，两个状态发动机的性能功能等均会发生变化。

2.3 正交表选择

确定试验因素及水平后，根据试验因素、水平及需考察的交互作用的多少选择合适的正交表。正交表的选择原则是在能够完全安排下试验因素和交互作用的前提下，尽可能选用较小的正交表以减少试验次数。具体为：

(1) 水平数，正交表的列数大于等于因素所占列数、交互作用所占列数和空列列数之和；

(2) 自由度，正交表的总自由度大于等于因素自由度、交互作用自由度和误差自由度之和。

2.4 表头设计

表头设计是把试验因素和需考察的交互作用分别安排到正交表各列中的过程，设计原则如下：

(1) 若不考虑试验因素间的交互作用，则各因素可顺序入列或随机入列。对于试验时未考虑试验

因素间交互作用而选用较大正交表空列较多时，可按有交互作用进行表头设计。

(2) 若考虑试验因素间交互作用，则应先安排有交互作用的因素，按交互作用的规定进行表头设计，然后在剩余列上任意安排不含交互作用的因素。

(3) 表头设计时应尽量避免出现混杂现象，即正交表的一列只放一个因素或交互作用。实际应用过程中混杂现象很难完全避免，但应尽量减少。

2.5 试验方案

完成表头设计后，只需把正交表各列上的数字看成是该列因素在各个试验中的水平数即可，这样正交表的每一行就对应一个试验方案。试验时要将试验因素和水平随机化处理，且严格按照试验方案的规定进行试验。

2.6 结果分析

对试验结果进行分析可获得试验因素对试验结果影响的显著性以及试验因素之间交互作用等信息。表2为试验结果分析数据。若通过试验、计算得到的结果为 $T_2 > T_1 > T_3 > T_4$ ，则表明试验因素B对试验结果的影响最大，其次是试验因素A，试验因素D对试验结果的影响最小。即最大 T 值对应的那一列的试验因素对试验结果的影响最大；反之，T 值越小，其对应的那一列的因素对试验结果(或质量指标)的影响越小。

3 实例分析

以某型发动机高空稳态性能验证试验为应用对象进行正交试验设计。该型发动机的飞行马赫数为0.0～1.6，主要工作区间为0.6～0.8马赫；飞行高度为0.0～17.5 km，试验目的是摸索5.0～17.5 km的性能。

3.1 试验因素和水平

发动机高空模拟性能试验的试验因素，有进口总压、功率分出和引气、工作模式和油门杆位置。根据2.2.1，在不考虑进气道总压恢复系数的情况下，为保证发动机飞行高度和速度状态分布较合理，发动机进口总压的试验点分布如表3所示。

发动机工作模式包括主模式和教学模式。发动机的功率分出和引气分为无功率分出、不引气(用符号N代表)和功率分出、引气(用符号Y代表)两个水平。油门杆位置分为慢车、中间状态和最大状态三个水平。综上，发动机高空模拟试验的试验因素和水平如表4所示。

3.2 正交试验设计

通过分析可以看出，试验有1个11水平因素，2个2水平因素和1个3水平因素。因此，可以将11水平进气总压因素分为3组，形成3水平因素；将2水平功率分出和引气因素、工作模式因素增加一个空水平，形成一个3水平因素。据此，就可用规格化(4因素3水平)的正交表优化试验因素组合。再根据表1，获得的高空模拟试验方案如表5所示。应用同

表2 试验结果分析

Table 2 Analysis of test results

序号	因素				
	A	B	C	D	结果
1	A1	B1	C1	D1	f1
2	A1	B2	C2	D2	f2
3	A1	B3	C3	D3	f3
4	A2	B1	C2	D3	f4
5	A2	B2	C3	D1	f5
6	A2	B3	C1	D2	f6
7	A3	B1	C3	D2	f7
8	A3	B2	C1	D3	f8
9	A3	B3	C2	D1	f9
T_{1j}	T_{11} =(f1+f2+f3)	T_{12} =(f1+f4+f7)	T_{13} =(f1+f6+f8)	T_{14} =(f1+f5+f9)	
T_{2j}	T_{21} =(f4+f5+f6)	T_{22} =(f2+f5+f8)	T_{23} =(f2+f4+f9)	T_{24} =(f2+f6+f7)	
T_{3j}	T_{31} =(f7+f8+f9)	T_{32} =(f3+f6+f9)	T_{33} =(f3+f5+f7)	T_{34} =(f3+f4+f8)	
	T_1 =max{ T_{11} 、T_{21} 、T_{31} }− min{ T_{11} 、T_{21} 、T_{31} }	T_2 =max{ T_{12} 、T_{22} 、T_{32} }− min{ T_{12} 、T_{22} 、T_{32} }	T_3 =max{ T_{13} 、T_{23} 、T_{33} }− min{ T_{13} 、T_{23} 、T_{33} }	T_4 =max{ T_{14} 、T_{24} 、T_{34} }− min{ T_{14} 、T_{24} 、T_{34} }	

表3 不同工作状态发动机进口总压

Table 3 Engine inlet total pressure under different working conditions

序号	高度/km	马赫数	进口总压/kPa
P1	5.0	0.8	82.4
P2	5.0	0.6	68.9
	6.3	0.8	
P3	6.3	0.6	57.8
	7.6	0.8	
P4	7.8	0.6	46.8
	9.0	0.8	
P5	9.3	0.6	37.4
	10.5	0.8	
P6	10.5	0.6	31.5
	11.6	0.8	
P7	11.6	0.6	26.5
	12.7	0.8	
P8	12.7	0.6	22.3
	13.8	0.8	
P9	13.8	0.6	18.5
	15.0	0.8	
P10	15.0	0.6	15.5
	16.1	0.8	
P11	16.3	0.6	12.5
	17.5	0.8	

表4 试验因素和水平

Table 4 Test factors and levels

水平	因素			
	进气总压	工作模式	油门杆位置	功率分出和引气
1	P1-P5	M	慢车	N
2	P6-P9	C	中间	Y
3	P10-P11	--	最大	--

表5 试验方案

Table 5 Test plan

试验次数	进气总压	工作模式	油门杆位置	功率分出和引气
1	P1-P5	M	慢车	N
2	P1-P5	C	中间	Y
3	P1-P5	--	最大	--
4	P6-P9	M	中间	--
5	P6-P9	C	最大	N
6	P6-P9	--	慢车	Y
7	P10-P11	M	最大	Y
8	P10-P11	C	慢车	--
9	P10-P11	--	中间	N

样方法，可对发动机风车特性、空中起动、进气畸变等试验进行正交设计。

4 结束语

本文提出的正交试验设计方法可在较少的试验次数下达到试验目的，并能获得各试验因素对试验指标影响的显著性和规律，以及试验因素之间的交互作用，在降低发动机高空模拟试验成本、提高试验效率方面具有一定的指导意义。针对高空模拟试验的特殊性，该方法的试验验证与应用将是下一步的研究重点。

参考文献：

[1] 《正交试验设计法》编写组. 正交试验设计法[M]. 上海：上海科学技术出版社，1979.

[2] 盛永莉. 正交试验设计及其应用[J]. 济南大学学报，1997，7(3)：69—73.

[3] 田口玄一. 实验设计法(上)[M]. 北京：机械工业出版社，1987.

[4] 中国现场统计研究会三次设计组. 正交法和三次设计[M]. 北京：科学出版社，1987.

[5] 董如何，肖必华，方永水. 正交试验设计的理论分析方法及应用[J]. 安徽建筑工业学院学报(自然科学版)，2004，12(6)：103—106.

[6] 傅立军，包忠诩，陈泽中，等. 正交试验法、神经网络和遗传算法的结合[J]. 南昌大学学报，2003，25(1)：79—82.

[7] 黄　鹋，陈森发，周振国. 基于正交试验法的小生境混合遗传算法[J]. 控制理论与应用，2004，21(6)：1007—1010.

[8] 陈森发，亓　霞，周振国. 基于正交试验法的神经网络优化设计[J]. 系统工程理论方法应用，2004，13(3)：272—275.

[9] 周新宇，吴志健，王明文. 基于正交实验设计的人工蜂群算法[J]. 软件学报，2015，26(9)：2168—2190.

[10] 杜鹤龄. 航空发动机高空模拟[M]. 北京：国防工业出版社，2002.

[11] GJB 4879，航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机高空模拟试验要求[S].

[12] JSSG 2007A，航空涡喷扇轴桨发动机联合使用规范指南[S].

[13] GJB 241A，航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范[S].

[14] 肖　洪，吴　虎，廉筱纯. 雷诺数对涡扇发动机性能及稳定性影响[J]. 航空动力学报，2005，20(3)：394—398.