

某型涡轴发动机吞鸟试验及验证

张永飞, 贾宗芸, 陈 玮, 程文强
(中国航发湖南动力机械研究所, 湖南株洲 412002)

摘要:为研究吞鸟对涡轴发动机的影响,进行了 3 次吞鸟试验。在试验中,由气体炮将鸟射入发动机进气道,采用高速摄影仪记录鸟的运行轨迹和撞击部位及试验件形变过程。试验数据表明:在吞鸟过程中发动机各参数均大幅波动,持续时间约为 3~4 s,波动过后,功率恢复时间约为 5~9 s,各参数达到最终状态时间约为 90~95 s;试验后发动机性能有衰减现象,清洗后有所恢复。经孔探和分解检查可知:鸟的残骸主要部分未进入发动机主流道,第 1 级压气机叶片卷曲变形。

关键词: 吞鸟试验; 涡轴发动机; 气体炮; 高速摄影; 性能; 卷曲变形

中图分类号: V233

文献标识码: A

doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2017.05.011

Bird Ingestion Test and Verification of a Turboshaft Engine

ZHANG Yong-fei, JIA Zong-yun, CHEN Wei, CHENG Wen-qiang

(AECC Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou Hunan 412002, China)

Abstract: To study the influence of bird ingestion on turboshaft engine, 3 bird ingestion tests were carried out. During the bird ingestion test, the birds were shot into air inlet duct by air cannons. Meanwhile, the highspeed photography equipment recorded the running path, the strike position of birds and the engine deformation process. The test data shows that engine parameters fluctuated by a large margin, the fluctuation continues about 3~4 second during the bird ingestion. And power recovering steady state needs about 5~9 seconds, but engine parameters reaching ultimately state needs about 90~95 seconds. After the test, there is decay of engine performance. However, engine performance get some recovery by washing. Through borescope inspection and disassembly inspection, there isn't bird's remains in main channel. A blade of the primary compressor crimps and deforma.

Key words: bird ingestion test; turboshaft engine; air cannons; high-speed photography; performance; crimp deformation

0 引言

随着飞机数量和飞机低空高速飞行的增加,由鸟撞引发的航空事故越来越多,据统计,鸟撞击在发动机上的事故占 44%,机翼 30%,挡风玻璃 13%,飞机前端 8%,机身 4%^[1]。因此,航空发动机鸟撞问题备受重视,开展吞鸟试验研究非常有意义。

国外于 20 世纪 50 年代开始进行航空发动机吞鸟试验研究,于 70 年代初在发动机验收规范中提出明确要求,现吞鸟试验技术已非常成熟。如法国的阿赫冶 IC 涡轴发动机于 1986 年完成吞鸟试验^[2],英国遑达 700 和 XWB 等发动机均完成吞鸟试验。

国内从 20 世纪 80 年代开始进行航空发动机吞

鸟试验研究。吴大观于 90 年代初对发动机吞鸟试验进行了详细描述^[3];葛治美于 1998 年详细论述了军用航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机吞鸟试验参数的选择和试验要求^[4]。中国于 1999 年对航空发动机吞鸟试验提出明确要求,并将其列入发动机设计定型必须开展的试验项目中^[5]。陈玮于 2013 年对某涡轴发动机吞鸟试验方法进行了详细研究^[6],并于 2014 年初进行了发动机部件鸟撞试验,于同年 6 月在某涡扇发动机上进行了首次吞鸟试验。继续深入开展航空发动机整机吞鸟试验尤为重要。

本文结合某涡轴发动机的研制需求,参考国内外现有资料^[3-10]及发动机吞鸟试验规定和经验^[11-17],进行了某涡轴发动机整机吞鸟试验及验证。

收稿日期:2017-03-01

作者简介:张永飞(1985),女,硕士,工程师,从事航空发动机整机试验研究工作;E-mail:zhyfei608@163.com。

引用格式: 张永飞,贾宗芸,陈玮,等.某型涡轴发动机吞鸟试验及验证[J].航空发动机,2017,43(5):62-68. ZHANG Yongfei, JIA Zongyun, CHEN Wei, et al. Bird ingestion test and verification of a turboshaft engine[J]. Aeroengine, 2017, 43(5): 62-68.

1 试验发动机和试验设备

1.1 试验发动机

试验发动机是轴向进气、自由涡轮式涡轴发动机,动力涡轮轴同心前输出轴功率。由粒子分离器、组合压气机、燃烧室、燃气涡轮、动力涡轮和附件传动等组成。

1.2 试车台

试车台为地面试车台,主要由工作平台、台架系统、压缩空气系统、循环水系统、排气系统、燃油系统、电气系统、测试系统、操纵系统和工业电视系统等组成。

1.3 吞鸟试验设备

吞鸟试验专用投鸟设备为气体炮,能按规定向发动机进口投射试验用鸟。同时利用高速摄影装置记录鸟的运行轨迹和撞击部位、试验件变形和碎裂过程,并对鸟的速度进行测量。

1.3.1 气体炮

气体炮主要由激发释放机构、储气罐、气室、装弹机构、炮筒、弹丸壳(可装载被投射物)及测控系统等组成。

根据吞鸟试验要求对气体炮进行安装,使气体炮投射部位在发动机进气道内、外安装边之间。试验时,采用 2 个气体炮在 1 s 内以规定速度分别向发动机进口 3 点和 9 点方向 2 支板之间的部位分别投射 1 只 60 ~ 110 g 的鸟^[7],鸟的投射位置如图 1 所示。

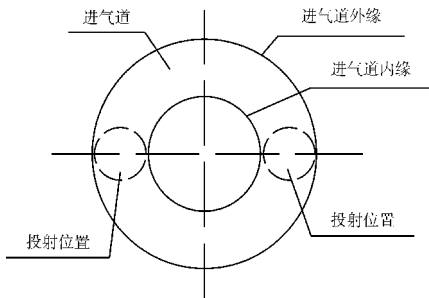


图 1 鸟投射位置

1.3.2 高速摄影装置

高速摄影装置由高速摄影相机、图像采集处理软件、运动分析软件、LED 灯组、工作站等组成。试验前对相机视场和被投射物做好标定,试验时远程触发该装置,对弹丸进行高速摄影以记录其运行轨迹,然后对其运行轨迹进行处理,测出其标定点的位移 W 及帧数,最后计算出弹丸运行速度和运行时间,其工作

原理如图 2 所示。

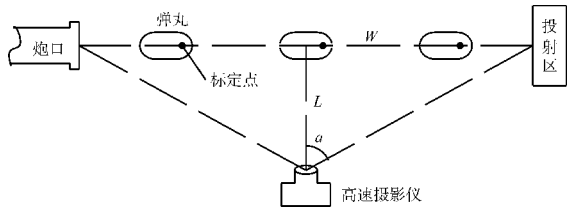


图 2 高速摄影仪工作原理

1.3.3 测功器

发动机为动力涡轮轴同心前输出,测功器必须安装在发动机进气前端,普通测功器体积太大,严重妨碍鸟的投射,根据试验需求选用悬挂式、小体积测功器。该测功器的吸功曲线与发动机工作范围相匹配,且其外廓尺寸与安装形式能保证鸟的入射轨迹不受干涉。

1.4 测量设备及数据处理

1.4.1 测量设备

试验主要测量设备及精度见表 1。

表 1 主要测试设备

设备名称	系统精度
水力测功器	$\pm 0.25\%$
转速测量仪	$\pm 0.1\%$
压力模块	总压: $\pm 0.2\%$, 静压: $\pm 0.35\%$
振动测量仪	$\pm 5\%$
动态数据记录仪	$\pm 2\%$
燃油流量计	$\pm 0.2\%$
温度测量仪	$<400^{\circ}\text{C}$: $\pm 3^{\circ}\text{C}$; $<950^{\circ}\text{C}$: $\pm 4^{\circ}\text{C}$

1.4.2 数据处理

对稳态参数,由数据采集系统进行数据采集,采集速率不低于 4 Sa/s/ch,性能参数取 3 ~ 5 s 内的滑动算术平均值,对多支传感器或多点测量的温度、压力参数均应求出平均值。

对过渡态性能参数,由动态测试系统进行高速采集,采样频率不低于 1 kHz,并用 Bessel 滤波法进行滤波。

发动机稳态性能参数均换算到海平面、静止、标准大气条件下进行对比分析。

1.5 试验设备布局

试验前将测功器、气体炮、高速摄影装置与发动机合理安装。整体布局形式如图 3 所示。

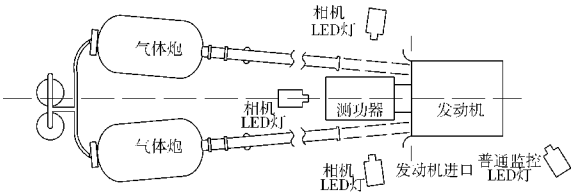


图 3 试验设备布局

在试验过程中利用 2 台高速摄影相机记录鸟的运行轨迹，相机摄影方向分别垂直于 2 个炮筒轴线，另 1 台记录鸟撞击部位和试验件碎裂过程的可移动式高速摄影相机摆放于发动机进气口前。

2 试验内容及程序

2.1 试验前准备

2.1.1 设备调试

试验前对气体炮和高速摄影装置进行联合调试表明,二者可同时远程触发,工作稳定可靠,满足要求。

2.1.2 弹丸的制作

根据试验要求和该发动机进口截面计算得:吞鸟 2 只,每只质量为 60~110 g^[7]。

试验前,将活的自然鸟现场宰杀,通过修剪翅膀和腿等方式对试验用鸟进行处理^[7],利用高精电子秤进行称重,记录试验用鸟的质量和死亡时间,最后将符合要求的鸟 / 组合鸟装入事先准备的弹丸壳。试验用鸟的概况见表 2。

表 2 试验用鸟的概况

试验序号	鸟编号	鸟质量 / g	死亡时间 / min	气体炮	投射部位
第 1 次	1 号	63.46	28	1 号	3 点
	2 号	94.67	25	2 号	9 点
第 2 次	1 号	110.41	16	1 号	3 点
	2 号	76.74	14	2 号	9 点
第 3 次	1 号	60.10	10	1 号	3 点
	2 号	62.78	9	2 号	9 点

试验序号	设定速度 V_0 / (km/h)	实测速度 V_1 / (km/h)	速度偏差 / %	备注
第 1 次	160	159.98	-0.01	单鸟
	160	161.64	+1.02	组合鸟
第 2 次	160	160.12	+0.07	单鸟 / 黑色
	160	160.44	+0.27	单鸟 / 红色
第 3 次	160	158.01	-1.24	单鸟 / 红色
	160	160.38	0.24	单鸟 / 黑色

2.2 试验内容及程序

为充分研究吞鸟对发动机的影响,本文进行了 3 次试验,吞鸟试验前后分别进行了发动机校准和重新校准试验,试验程序如下。

2.2.1 发动机校准试验

(1)稳态性能录取。按要求对发动机进行空慢到最大状态之间各状态点的稳态性能录取,各状态点停留 3 min。

(2)功率变换试验。在 1 s 内,完成从空慢到中间状态和从中间状态到空慢的功率变换,记录完成 95%功率变换所需要的时间和达到稳定工作所需要的时间。

发动机重新校准程序同上。

2.2.2 发动机吞鸟试验

(1)将 2 个气体炮投射间隔设置为 0.5 s;

(2)起动发动机,上推至中间状态,稳定运行 3 min,按投射开关投射鸟;

(3)记录发动机状态恢复的时间,再稳定运行 5 min,下拉发动机状态,停车。

3 试验数据与分析

3.1 第 1 次吞鸟试验

第 1 次试验用鸟为“一大一小”(表 2)。

试验中,鸟撞击发动机的位置满足要求。在撞击过程中,发动机进口支板未变形或碎裂,各参数均发生波动,如图 4~6 所示。

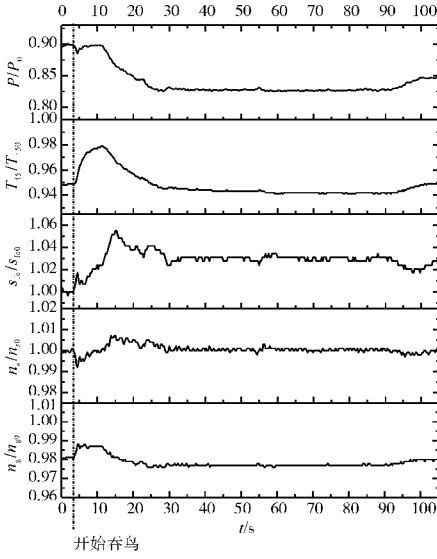


图 4 第 1 次吞鸟试验性能参数曲线

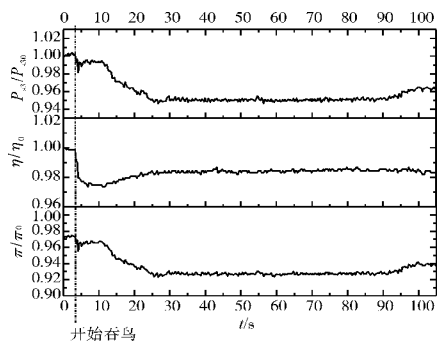


图 5 第 1 次吞鸟试验压气机参数曲线

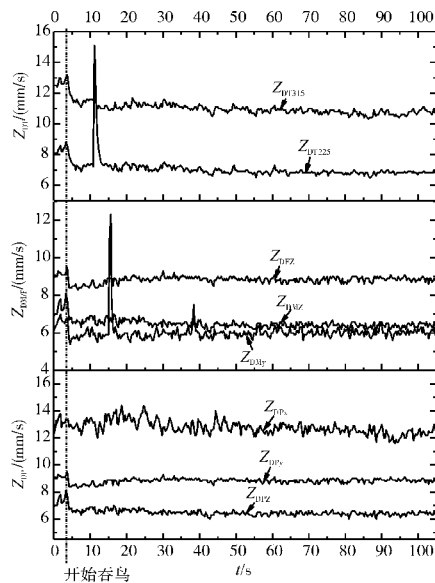


图 6 第 1 次吞鸟试验发动机振动曲线

图中参数均为无量纲化参数，具体含义如下： n_g/n_{g0} 为燃气发生器转速； n_s/n_{s0} 为发动机输出轴转速； s_{fc}/s_{fc0} 为燃油耗油率； T_{45}/T_{450} 为排气温度； P/P_0 为发动机输出功率； π/π_0 为压比； η/η_0 为压气机效率； P_{S3}/P_{S30} 为离心压气机出口压力； Z_{DP} 为压气机振动； $Z_{DM/F}$ 为中/附件机匣振动； Z_{DT} 为涡轮振动。

从图 4~6 中可见，吞鸟时发动机各参数剧烈波动时间持续约 3.5 s。波动过后，功率恢复时间约为 6 s（稳定约 7 s，后逐步降低），各参数达到最终状态时间约为 92 s。

从图 4 中可见， n_g/n_{g0} 、 s_{fc}/s_{fc0} 、 T_{45}/T_{450} 先增大再减小，最后小幅增大基本达到吞鸟前状态，并稳定运行； n_s/n_{s0} 、 P/P_0 先减小再增大然后再减小，最后小幅增大基本达到吞鸟试验前状态。从图 5 中可见，各参数均先减小再增大，最后小幅增大基本达到吞鸟试验前状态。各参数具体变化见表 3。

表 3 第 1 次试验发动机参数变化

参数	吞鸟前数值	最大波幅 / %	最终状态值	吞鸟前后差值 / %
n_g/n_{g0}	0.980	+0.71	0.980	0
n_s/n_{s0}	1.000	-0.80	1.000	0
s_{fc}/s_{fc0}	1.000	+5.50	1.027	+2.7
T_{45}/T_{450}	0.948	+3.27	0.950	+0.2
P/P_0	0.899	-1.55	0.846	-5.3
π/π_0	0.974	-1.33	0.938	-3.6
η/η_0	1.000	-2.60	0.993	-0.7
P_{S3}/P_{S30}	1.000	-4.80	0.963	-3.7

从表中可见，在发动机吞鸟过程中，耗油率波幅最大，为 +5.5%，压气机出口压力波幅为 -4.8%，排气温度的波幅为 +3.27%；吞鸟后，各参数达到最终状态值与吞鸟前的数值相比，功率损失最大为 -5.3%，压气机出口压力损失为 -3.7%，压比损失为 -3.6%。经分析可知，在吞鸟过程中，因鸟经进气道进入压气机，造成发动机进气流量减少，导致压气机出口压力降低，排气温度升高，耗油率增大。吞鸟过后，鸟的部分残骸滞留在发动机内部（详见第 4 节），造成发动机性能恶化、压气机效率降低等。

从图 6 中可见，在发动机吞鸟过程中，振动值均减小，吞鸟后基本恢复至吞鸟前状态，其中 Z_{DT225} 和 Z_{DMY} 有突越，但均在限制值内。

3.2 第 2 次吞鸟试验

第 2 次试验用鸟仍为“一大一小”（表 2）。

在试验中，鸟撞击发动机的位置满足要求。在撞击过程中，发动机进口支板未变形或碎裂，各参数均发生波动，如图 7~9 所示。

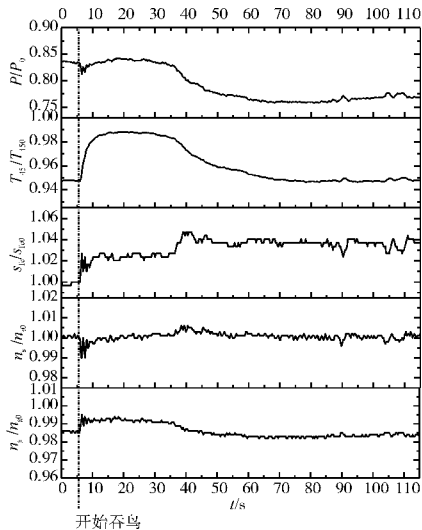


图 7 第 2 次吞鸟试验性能参数曲线

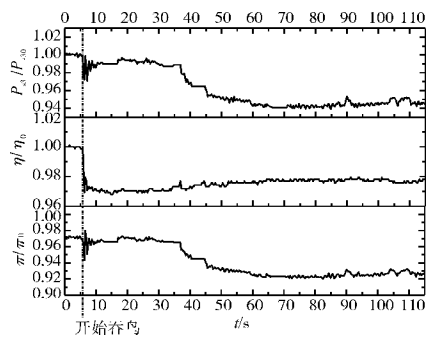


图 8 第 2 次吞鸟试验压气机参数曲线

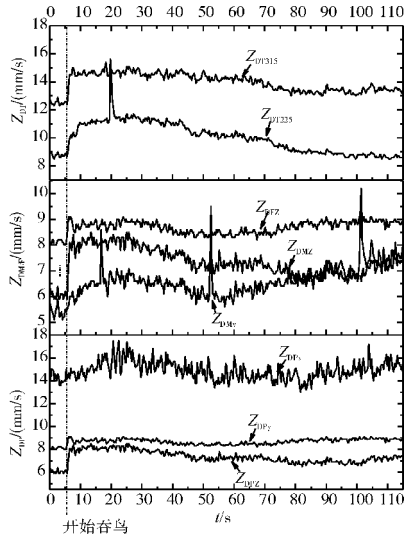


图 9 第 2 次吞鸟试验发动机振动曲线

从图 7~9 中可见,吞鸟时各参数剧烈波动时间持续约 3.8 s,波动过后,功率恢复时间约 7 s(稳定约 18 s,后逐步降低),各参数达到最终状态时间约 93 s。

图 7、8 中参数变化趋势同图 4、5。各参数具体变化见表 4。

表 4 第 2 次吞鸟试验发动机参数变化值

参数	吞鸟前数值	最大波幅 / %	最终状态值	吞鸟前后差值 / %
η/η_0	0.986	+0.91	0.986	0
π/π_0	1.000	-1.00	1.000	0
S_{10}/S_{100}	1.000	+2.70	1.033	3.3
T_{45}/T_{450}	0.948	+4.22	0.949	0.11
P/P_0	0.836	-2.87	0.778	-6.93
π/π_0	0.972	-2.98	0.931	-4.22
η/η_0	1.000	-3.10	0.977	-2.30
P_{30}/P_{300}	1.000	-2.90	0.951	-4.90

从表中可见,在发动机吞鸟过程中,排气温度波幅最大,为 +4.22%,压气机效率波幅为 -3.1%;吞鸟后,各参数达到最终状态值与吞鸟前的数值相比,功率损失最大为 -6.93%,压气机出口压力损失为 -4.9%,

压比损失为 -4.22%。其原因同第 3.1 节。

从图 9 中可见,在发动机吞鸟过程中,振动值均增大,其中, Z_{DMZ} 增大 2.5mm/s,吞鸟后振动值相对稳定, Z_{DT225} 和 Z_{DMY} 有突越,但均在限制值内。

3.3 第 3 次吞鸟试验

第 3 次试验用鸟为“两小”(表 2)。

在试验中,鸟撞击发动机的位置满足要求。在撞击过程中,发动机进口支板未变形或碎裂,各参数均发生波动,性能参数、压气机参数、振动曲线分别如图 10~12 所示。

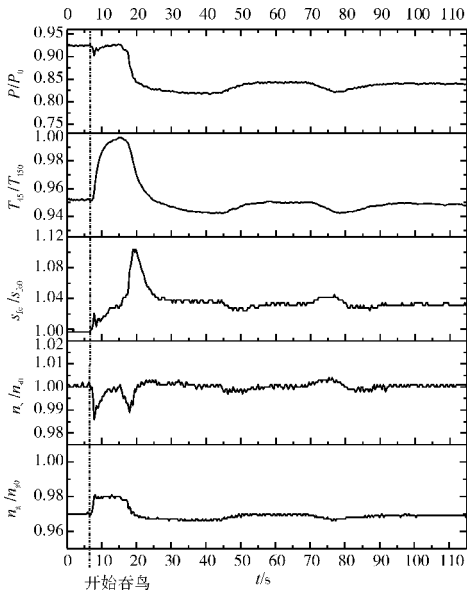


图 10 第 3 次吞鸟试验性能参数曲线

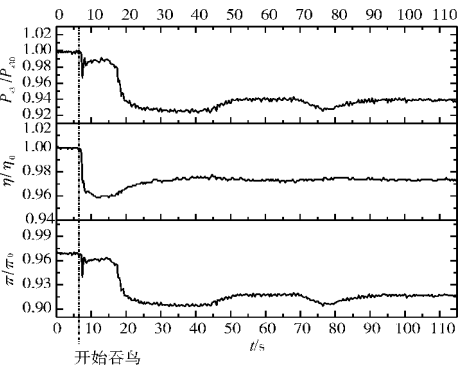


图 11 第 3 次吞鸟试验压气机参数曲线

从图 10~12 中可见,吞鸟时各参数剧烈波动时间持续约 3.6 s。波动后,功率恢复时间约 7.1 s(稳定约 5 s,后逐步降低),各参数达到最终状态时间约 94 s。

图 10、11 中参数变化趋势同图 4、5。发动机参数具体变化见表 5。

从表中可见,在发动机吞鸟过程中,排气温度波

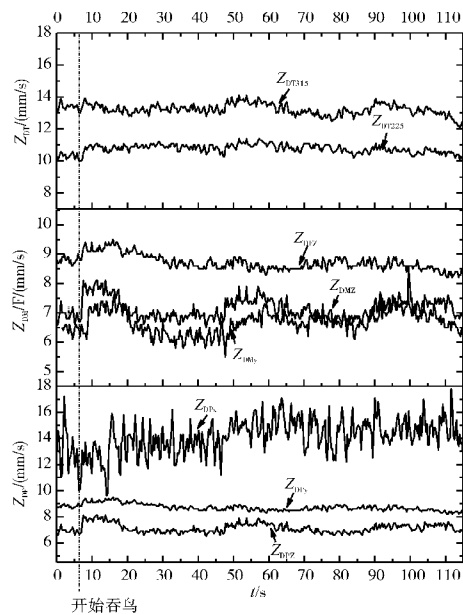


图 12 第 3 次吞鸟试验发动机振动曲线

表 5 第 3 次试验发动机参数变化值

参数	吞鸟前数值	最大波幅 / %	最终状态值	吞鸟前后差值 / %
n_g/n_{g0}	0.970	+1.13	0.970	0
n_s/n_{s0}	1.000	-1.40	1.000	0
s_{10}/s_{100}	1.000	+2.00	1.031	+3.10
T_{45}/T_{450}	0.952	+4.73	0.949	+0.32
P/P_0	0.923	-2.17	0.845	-8.45
π/π_0	0.969	-3.10	0.917	-5.37
η/η_0	1.000	-4.10	0.974	-2.60
P_{53}/P_{530}	1.000	-3.40	0.940	-6.00

幅最大,为 +4.73%,压气机性能波幅为 -4.1%;吞鸟后,各参数达到最终状态值与吞鸟前的数值相比,功率损失最大为 -8.45%,压气机出口压力损失为 -6.0%,压比损失为 -5.37%。其原因同第 3.1 节。

由上分析得,在该吞鸟试验中,“2 只小鸟”对发动机性能造成的影响大于“一大一小”的鸟。

从图 12 中可见,在发动机吞鸟过程中,振动值均有波动,吞鸟后振动值相对稳定,且均在限制值内。

3.4 发动机吞鸟试验前后校准对比

3.4.1 性能

发动机每进行 1 次吞鸟试验,先做重新校准,后清洗,再做重新校准。第 1、2 次吞鸟试验后性能有衰减,清洗后性能均恢复至吞鸟前的状态,第 3 次吞鸟试验后,发动机完成清洗,再进行性能录取,仍然存在性能衰减现象。清洗前,在最大巡航、中间、最大状态,

在相同温度下功率衰减分别为 3.84%、3.54%、3.19%;清洗后衰减分别为 0.81%、0.85%、0.94%,详见表 6。

表 6 第 3 次吞鸟试验前后性能对比

状态	吞鸟前数值	吞鸟后未清洗		吞鸟后清洗	
		数值	差值 / %	数值	差值 / %
巡航	0.804	0.773	-3.84	0.798	-0.81
中间	0.895	0.863	-3.54	0.887	-0.85
最大	0.949	0.919	-3.19	0.941	-0.94

3.4.2 功率变换

在发动机吞鸟试验前和第 1、3 次吞鸟试验后进行功率变换试验,数据见表 7。

表 7 功率变换试验数据

状态	试验前	第 1 次吞鸟清洗后	第 3 次吞鸟清洗后
95%功率变换时间			
空慢→中间	x_1	$1.115x_1$	$1.423x_1$
中间→空慢	y_1	$0.864y_1$	$0.682y_1$
达到稳定工作时间			
空慢→中间	x_2	$1.026x_2$	$1.592x_2$
中间→空慢	y_2	$1.031y_2$	$1.082y_2$

从表中可见,在吞鸟试验后,发动机加速过程的加速和恢复稳定的时间均变长;减速过程的减速时间变短,恢复稳定的时间变长。

4 发动机孔探和分解检查

4.1 第 1 次吞鸟试验后孔探检查

试验后经孔探检查发现:1 号鸟残骸卡在中机匣 2 点钟反旋叶片进口处和主机匣涡形叶片处,未对主气流通道造成影响,2 号鸟残骸卡在中机匣 7 点钟反旋叶片进口处,堵塞约 1.5 个通道;在压气机叶片上均未见鸟的肉渣;在鼓风机内和其后面正对固壁面上有很多细小的残渣。经分析认为该肉渣是经粒子分离器分离出的部分鸟被鼓风机叶轮绞碎排出所致。

4.2 第 2 次吞鸟试验后孔探检查

试验后经孔探检查发现:1 号鸟残骸卡在中机匣 2 点钟反旋叶片进口处,堵塞约 2 个通道;未见 2 号鸟大块残骸卡在中机匣;在鼓风机内和其后面正对的固壁面上有很多细小的肉渣和羽毛;在压气机叶片及涡轮叶片上均未见鸟的残骸。

4.3 第 3 次吞鸟试验后孔探检查

试验后经孔探检查发现:第 1 级压气机叶片有 1 片叶尖部位卷曲变形,其相邻的 1 片叶尖中部微微变

形,其它压气机叶片正常;1号鸟残骸卡在主机匣约2点方向涡形叶片前缘;2号鸟有1支翅膀卡在主机匣约8点方向涡形叶片前缘;在0级导叶处有少量羽毛;在鼓风机内和其后正对固壁面上有少量羽毛和细小的残渣。

4.4 发动机分解检查

因第1、2次吞鸟试验和孔探检查正常,未对发动机进行分解检查。

第3次试验后,发动机分解检查结果如下:在鼓风机进口处卡着2只鸟,经分析得知,这2只鸟是第1次试验的2号鸟和第3次试验的2号鸟;第1级压气机1片叶片卷曲变形(如图13所示),另一相邻叶片也被击伤变形,变形量约0.2 mm;第2级叶片盘叶尖有刮磨痕迹,对应的压气机涂层有轻微刮磨;压气机0级导叶前缘、第2级静子前缘处仍有羽毛黏结,其他正常。



图13 第1级压气机叶片损伤情况

5 结论

综合上述研究和分析得出以下结论:

(1)试验方法合理可行,试验专用设备满足试验要求;

(2)在吞鸟过程中,发动机各参数均有明显波动,波动持续时间约为3~4 s,波动过后,功率恢复时间约为5~9 s,各参数达到最终状态时间约为90~95 s;

(3)吞鸟后,发动机性能有衰减现象,其中功率损失最大,清洗有助于性能恢复;

(4)吞鸟试验后,发动机的加速性和恢复稳态的能力降低;

(5)在吞鸟试验中,与大鸟相比,小鸟更容易进入流道,对发动机性能产生更大影响,对发动机结构造成更大损伤;

(6)带粒子分离器的发动机,鸟的残渣会经粒子分离器被鼓风机排出,鸟残骸的主要部分一般不会进入主流道。

本文研究成果可为同类或其它发动机的吞鸟试验提供参考。

参考文献:

- [1] Ilias Maragakis. Bird population trends and their impact on aviation safety 1999-2008[R]. E.T004-00, Cologne, EASA, 2009.
- [2] Turbomeca. 阿赫耶1C涡轴发动机合格鉴定试验和分析报告集[R].

长沙:湘江机器厂设计所,1983.

Turbomeca. Qualification test and analysis report set of arriel1C turboshaft engine [R]. Changsha: Xiangjiang Machinery Works Design Institute, 1983.(in Chinese)

- [3] 吴大观. 发动机吞鸟试验[J]. 航空标准化与质量, 1984 (5):29-31.
WU Daguang. Bird ingestion test of engine [J]. Aeronautic Standardization & Quality, 1984 (5):29-31.(in Chinese)
- [4] 葛治美, 姜锡明. 军用航空涡喷和涡扇发动机吞鸟试验[J]. 航空发动机, 1998 (1):32-38.
GE Zhimei, JIANG Ximing. Bird ingestion test of military aviation turbojet engine and turbofan engine [J]. Aeroengine, 1998 (1):32-38. (in Chinese)
- [5] 钱世光, 葛治美, 姜锡明, 等. GJB 3727-99. 航空发动机吞鸟试验要求[S]. 北京: 301所, 1999: 1-7.
QIAN Shiguang, GE Zhimei, JIANG Ximing, et al. GJB 3727-99 Test of bird ingestion, aircraft engine, requirements for[S]. Beijing: 301 Institute, 1999: 1-7.(in Chinese)
- [6] 陈玮, 刘知理. 某涡轮轴发动机吞鸟试验方法研究[J]. 南华动力, 2013 (2):26-29.
CHEN Wei, LIU Zhili. Study of the method on bird ingestion test of a turboshaft engine[J]. Nanhua Powerplant, 2013 (2):26-29. (in Chinese)
- [7] 吴大观, 蔡旺水, 金兆丰, 等. GJB 242-87 航空涡轮螺桨和涡轮轴发动机通用规范[S]. 北京: 301所, 1988: 69.
WU Daguang, CAI Wangshui, JIN Zhaocong, et al. GJB 3727-99 Test of bird ingestion, aircraft engine, requirements for [S]. Beijing: 301 Institute. 1988: 69. (in Chinese)
- [8] 沈顺高, 崔中余, 陈丹湖, 等. GB 50454-2008 航空发动机试车台设计规范[S]. 北京: 中国计划出版社, 2009:6-9.
SHEN Shungao, CUI Zhongyu, CHEN Danhu, et al. GB 50454-2008 Code for design of aeroengine test cell[S]. Beijing: China Planning Press, 2009:6-9.(in Chinese)
- [9] 王长喜, 李明亮, 刘选民. 英、美航空发动机部分特种地面试验简介[J]. 航空发动机, 1998 (3):54-61.
WANG Changxi, LI Mingliang, LIU Xuanmin. Brief introduction of some special ground tests for British and American aircraft engines[J]. Aeroengine, 1998 (3):54-61. (in Chinese)
- [10] Demers C G. Large air transport jet engine design considerations for large and for flocking bird encounters [R]. East Hartford, Pratt & Whitney, 2009.
- [12] Goyal V, Huertas C, Borrero J, et al. Robust bird-strike modeling based on ALE formulation using LS-DYNA [R]. AIAA-2006-1759.
- [11] Howard W D. Turbonfan engine bird ingestion testing [R]. AIAA-91-2380.
- [13] Meguid S A, Mao R H, Ng T Y. FE analysis of geometry effects of an artificial bird striking an aeroengine fan blade[J]. International Journal of Impact Engineering, 2008, 35(6):487-498.
- [14] Kermanidis T h, Labeas G, Sunaric M, et al. Bird strike simulation on a novel composite leading edge design [J]. International Journal of Crashworthiness, 2006, 11(3):189-202.
- [15] Demers C G. Large air transport jet engine design considerations for large and for flocking bird encounters [C]// Bird Strike North America Conference, 2009.
- [16] Shorr B, Melnikova G, Tishchenko N, et al. Numerical and experimental analysis of a large bird Impact on fan blades for the certification purpose[C]// International Bird Strike Committee. IBSC27/WP VI-1-3. Athens, 2005.

(编辑:李华文)