

基于综合参数的无加力混排涡扇 发动机飞行推力确定方法

高 翔

(中国飞行试验研究院 发动机所, 西安 710089)

摘 要: 针对无加力燃烧室的混排涡扇发动机在飞行推力确定过程中理想推力及理想流量难以明确定义的问题, 构建了综合参数模型, 模型中换算空气流量及推力分别与发动机及喷管的综合压比具有较强相关性。根据无加力混排涡扇发动机的地面台及高空台试验数据, 建立了基于综合参数模型的飞行推力确定方法, 并选择不同高度、速度点计算结果与高空台实测推力及流量进行了对比验证。结果表明: 发动机进口空气流量误差在 3.0% 以内, 标准净推力误差在 5.0% 以内。此方法对无加力混排涡扇发动机具有较好的适用性, 具有工程应用价值。

关键词: 航空发动机; 飞行推力确定; 综合参数; 地面台; 高空台; 标准净推力

中图分类号: V231.3 文献标识码: A 文章编号: 1672-2620 (2021) 01-0052-06

Study on the in-flight thrust determination method for mixed flow turbofan engine without afterburner based on integrated parameters

GAO Xiang

(Chinese Flight Test Establishment, Aero-engine Research Institute, Xi'an 710089, China)

Abstract: In order to solve the definition difficulties for ideal thrust and air flow in the in-flight thrust determination for mixed flow turbofan engine without afterburner, integrated parameters model was established. Corrected airflow and thrust in the model are strongly relevant to engine pressure ratio and nozzle pressure ratio, separately. Based on the test data from ground and altitude test, in-flight thrust determination method based on integrated parameters was set up. And the calculation results for thrust and airflow at different altitude and speed were compared with altitude test data. The results suggest that the calculation error is within 3.0% and 5.0% for airflow and standard net thrust, separately. This method is applicable for mixed flow turbofan engine without afterburner and has engineering application value.

Key words: aero-engine; in-flight thrust determination; integrated parameters; ground test; altitude test; standard net thrust

符号表:

A_5	混合器进口内涵面积	F_{n_normal}	无量纲标准净推力
A_{15}	混合器进口外涵面积	$F_{外涵, id}$	外涵喷管理想推力
C_d	流量系数	$F_{内涵, id}$	内涵喷管理想推力
C_f	推力系数	H_p	气压高度
F_{act}	实际推力	$IEPR$	发动机综合压比
F_g	喷管出口总推力	$INPR$	喷管综合压比
$F_{g, no r}$	换算总推力	Ma	马赫数
		$\bar{N}_{Hcor}$	高压转子换算转速
		$\bar{N}_{Lcor}$	低压转子换算转速

p_0	室内试车台试验环境压力
p_{t2}	发动机进口总压
p_5	混合器进口内涵总压
p_{t6mix}	混合器进口面积平均总压
p_{t13}	风扇后总压
p_{t15}	混合器进口外涵总压
p_{amb}	环境压力
T_0	室内试车台试验环境温度
T_2	发动机进口总温
T_5	混合器进口内涵总温
T_{15}	混合器进口外涵总温
W_2	发动机进口空气流量
$W_{2_norminal}$	无量纲发动机进口空气流量
W_{act}	实际流量
W_{nor}	换算空气流量
$W_{内涵, id}$	内涵喷管理想流量
$W_{外涵, id}$	外涵喷管理想流量

1 引言

航空发动机飞行推力确定是动力装置飞行试验鉴定中的一个重要科目。美国等航空强国自上世纪七十年代起,就针对发动机飞行推力确定开展了大量研究工作,并形成了相应的确定方法及规范^[1-3]。北约的航空研究与发展小组^[4]针对涡喷、涡扇类发动机,开展了一系列的飞行推力确定研究工作,涵盖了飞行推力确定基本方法、推力/阻力划分方法、试验校准设备与方法及不确定度控制等方面的内容。Dyckman等^[5]以配装C-5A飞机的TF39分排涡扇发动机为研究对象,建立了发动机飞行推力及飞行中推力减阻力的完整计算方法与流程。Frank等^[6]针对普惠公司的TF30-P-1小涵道比加力涡扇发动机进行了飞行推力确定的相关研究,结果表明采用燃气发生器法计算的推力偏差可以控制在5%以内。Conners等^[7]以F404发动机为研究对象,研究了不同类型燃气发生器法对飞行推力确定的影响,给出了飞行推力确定方法选择的相关依据。

近年来,国内研究人员在借鉴国外方法及经验的基础上,也开展了飞行推力确定的研究工作。齐海帆等^[8]针对某型分排涡扇发动机,开展了分排发动机喷管特性曲线确定工作,并通过地面台架试验对飞行推力确定方法进行了验证,结果表明全工况范围内推力计算偏差不超过±0.5%。李密等^[9]利用

CFD与地面全机校准试验相结合的方法,获取了某型分排涡扇发动机的尾喷管特性,利用该特性计算的发动机飞行推力与高空台试验结果相比,其最大相对误差不超过5%。康冠群等^[10]利用数值模拟方法,对比计算了分开式与混合式排气喷管的气动特性,并对比了其推力特性,结果表明V型齿分排喷管的气动损失较小。朱彦伟等^[11]利用CFD方法计算了某型大涵道比涡扇发动机的喷管流量系数及推力系数,给出了喷管流量系数及推力系数随喷管落压比的变化规律。

然而,目前国内关于飞行推力确定的研究工作,主要集中于大涵道比分开排气涡扇发动机及带加力的小涵道比混排涡扇发动机,针对不带加力燃烧室的中等涵道比混排涡扇发动机的研究较少。为此,本文以某中等涵道比混排涡扇发动机为研究对象,通过地面台及高空台试验数据,获取换算空气流量及推力随发动机综合压比及喷管综合总压比的变化曲线,进而在飞行试验中用于发动机飞行推力确定,为解决该类发动机飞行推力确定问题奠定技术基础。

2 综合参数模型建立及验证

2.1 模型建立

对于分开排气涡扇发动机,推力系数及流量系数特性曲线的定义较为明确,分别如式(1)、式(2)所示。其中,理想推力、理想流量分别为内/外涵推力、流量之和,即内、外涵理想参数可以分别利用一维等熵膨胀公式计算,进而确定喷管推力系数及流量系数曲线。然而,针对不带加力燃烧室的混排涡扇发动机来说,由于内、外涵气流在喷管内的掺混作用,其理想流量及理想推力无法直接利用一维等熵膨胀公式计算,对喷管推力系数及流量系数曲线的确定带来一定困难。

$$C_f = \frac{F_{act}}{F_{外涵, id} + F_{内涵, id}}$$

(1)

$$C_d = \frac{W_{act}}{W_{外涵, id} + W_{内涵, id}}$$

(2)

为解决该问题,文献[12]中针对图1所示的混排涡扇发动机定义了假想的无掺混界面,将分排喷管转化为两个单一喷管,再利用试验设计中的响应面模型,将喷管流量系数与推力系数整理为混合器进口总温总压、飞行马赫数、飞行高度等参数的函数关系式,进而在飞行试验中根据测得的相关参数直接

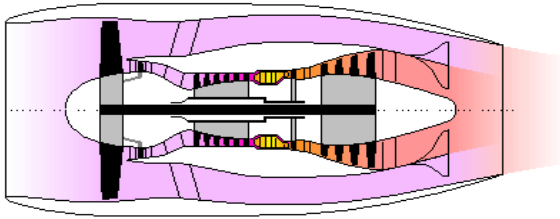


图1 带波瓣混合器的混排涡扇发动机示意图

Fig.1 Sketch map of mixed flow turbfan engine with lobed mixer

使用函数关系式计算喷管性能特性。

然而,对于混排涡扇发动机,其推力的大小与混合器内外涵气流的掺混程度直接相关,文献[12]中的方法并没有体现出包含混合器在内的发动机各个部件实际工作时的物理原理及匹配关系,仅仅是基于数学模型的纯粹拟合方法,这在实际使用时会对推力计算的精度带来一定影响。为此,本文利用发动机可测得的物理参数,通过定义发动机综合压比和喷管综合压比两个参数,建立了发动机混合器进口参数与空气流量和推力的关联关系,提出了一种精度较高的空气流量及飞行推力计算模型。对于发动机进口空气流量,可以通过如图2所示的风扇特性曲线确定。图中,纵坐标即为换算空气流量,横坐标为发动机综合压比。通过地面台或高空台试验,可以获取对任意发动机状态都适用的基准曲线,进而在飞行试验中应用。

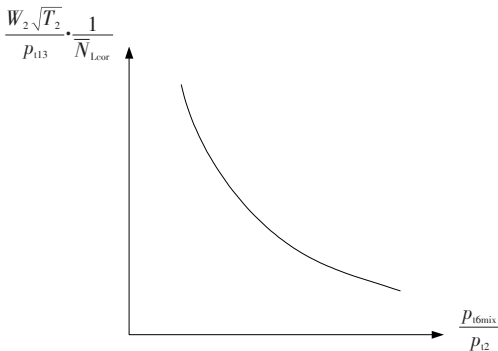


图2 换算空气流量随发动机综合压比的变化曲线

Fig.2 Corrected air flow varies with engine integrated pressure ratio

在图2的发动机综合压比定义中, p_{16mix} 为混合器进口内外涵总压的面积平均值,即

$$p_{16mix} = \frac{p_5 A_5 + p_{15} A_{15}}{A_5 + A_{15}} \quad (3)$$

发动机喷管出口总推力与喷管压比直接相关,因此定义喷管综合压比为:

$$INPR = \frac{p_{16mix}}{p_{amb}} \quad (4)$$

同理,提前通过地面台或高空台试验,确定如图3所示的无量纲推力随喷管综合压比的变化关系,进而可以在飞行试验中应用。

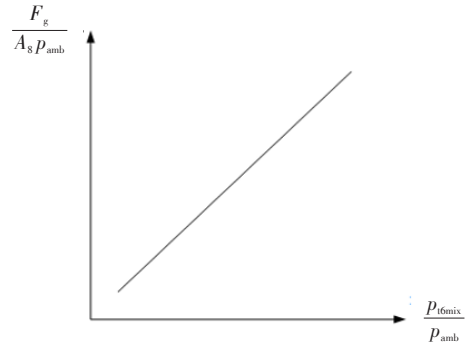


图3 无量纲推力随喷管综合压比的变化曲线

Fig.3 Non-dimensional thrust varies with nozzle integrated pressure ratio

2.2 Gasturb 模拟验证

根据前述分析,对于混排发动机,飞行推力确定的难点在于混合器出口无法获取完全均匀的流场,其在有限长度喷管内的掺混程度直接影响喷管出口总推力的大小。因此,为验证综合压比定义的有效性与可行性,以某型发动机相关设计参数为基准,进行了 $H_p=6.0$ km, $Ma=0.55$, $\bar{N}_{Lcor}=100\%$ 时,三组不同波瓣混合器掺混效率(0.5、0.7和0.9)下的Gasturb算例验证,其结果见图4。可以看出,对于带有波瓣混合器的短混合室混排涡扇发动机,其换算空气流量和无量纲推力随发动机综合压比和喷管综合压比的变化与混合室效率无关。在不同发动机状态下,内、外涵掺混效率不同时,以上定义的无量纲参数仍具有较强的相关性,可以通过地面台及高空台试验结果获取该曲线,进而在飞行试验中用于飞行推力计算。

3 地面台及高空台试验

3.1 地面台试验

在Gasturb模拟结果的基础上,利用发动机地面台试验数据对构造的换算空气流量及无量纲推力进行验证。由于该型发动机在地面台试验时,其地面台架不具有空气流量测量能力,因此本文仅先对发动机无量纲推力随喷管综合压比的变化进行验证,其结果见图5。可以看出,无量纲推力随喷管综合压比的变化曲线与试验大气条件无关,且其线性度

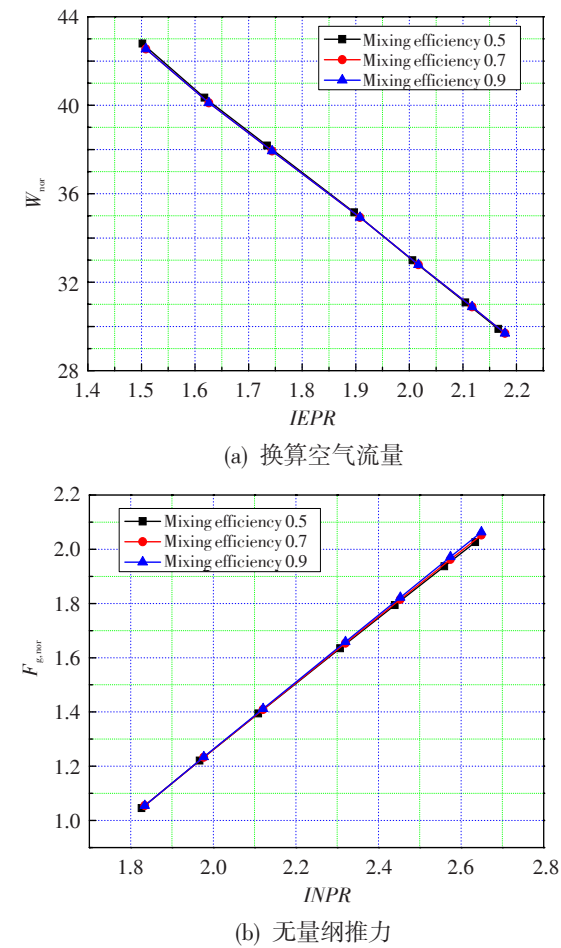


图4 不同掺混效率下的Gasturb模拟结果
Fig.4 Simulation results of different mixing efficiency
by Gasturb

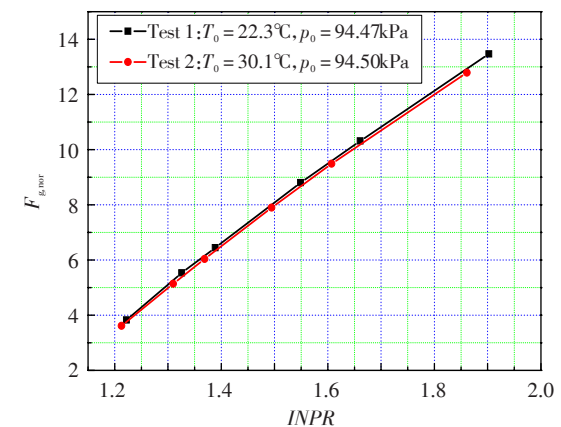


图5 地面台试验结果
Fig.5 Ground bench test results

较好,表明无量纲推力随喷管综合压比的变化曲线可以在飞行试验中直接使用。但从图中也可以看出,在地面台试验时,喷管综合压比的变化范围十分有限,其最大值仅达到1.9。而飞行试验时,高空状

态下喷管综合压比会明显增加,若仍使用地面台试验构造的曲线进行飞行推力计算,需要进行外插获取发动机无量纲推力值,这会对飞行推力计算精度带来一定影响。因此,必须进一步借助高空台试验,构造出足够宽泛的喷管综合压比范围,进而在飞行推力计算时内插使用,保证飞行推力计算精度。

3.2 高空台试验

根据高空台试验结果,图6给出了高度4.5~11.0 km、马赫数0.35~0.80范围内,换算空气流量随发动机综合压比变化的试验数据点分布。从图中可以看出,发动机在不同工作状态下,换算空气流量和无量纲推力分别随发动机综合压比及喷管综合压比呈现规律性变化。

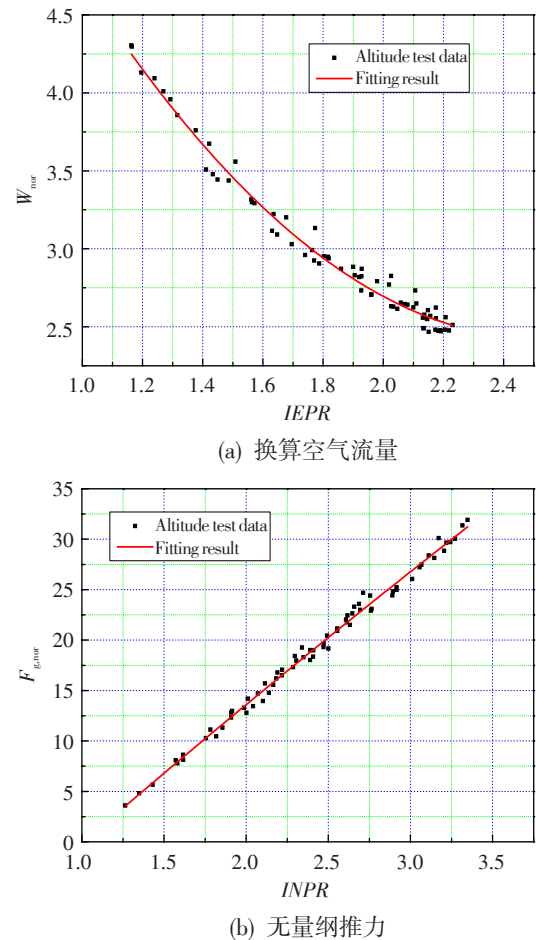


图6 高空台试验结果及拟合曲线
Fig.6 Altitude test results and fitting curve

通过二次曲线拟合,可得到换算空气流量随发动机综合压比的函数关系,如式(5)所示。该拟合关系整体 R^2 校验值为0.982 65,满足 $R^2>0.8$ 的工程应用要求。同理,通过二次曲线拟合,可得到无量纲推力随喷管综合压比的函数关系,如式(6)所示。此拟合

关系整体 R^2 校验值为0.992 85,也满足 $R^2>0.8$ 的工程应用要求。从无量纲推力随喷管综合压比的变化曲线中可以看出,高空台试验数据的喷管综合压比范围最大达到了3.3,满足飞行试验中内插的需求。

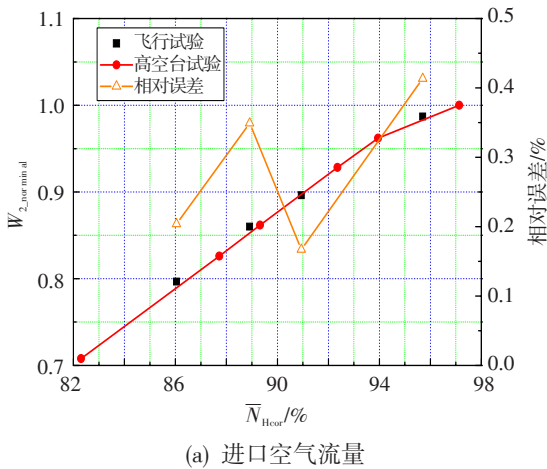
$$W_{\text{nor}} = 8.694 - 4.965 \times IEPR + 0.983 \times IEPR^2 \quad (5)$$

$$F_{g,\text{nor}} = -14.422 + 14.567 \times INPR - 0.279 \times INPR^2 \quad (6)$$

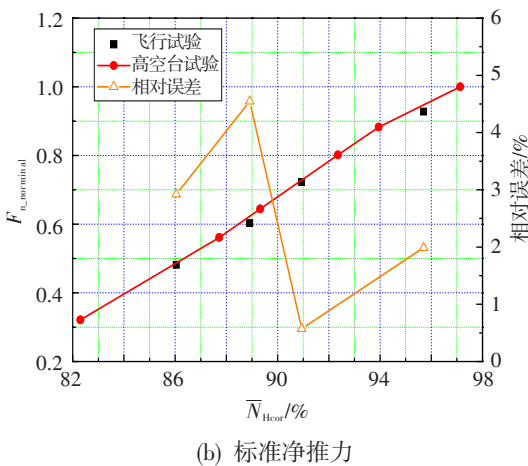
4 飞行推力计算及验证

利用高空台数据构造的换算空气流量及无量纲推力模型,根据飞行试验中发动机进口总温、风扇后总压,波瓣混合器进口外涵总温、总压,内涵总温、总压以及环境静压,获得不同条件下的综合换算参数,即可计算得到飞行中发动机的高度-速度特性。

图7、图8分别给出了 $H_p=6.0$ km, $Ma=0.55$ 和 $H_p=8.0$ km, $Ma=0.55$ 条件下计算的空气流量及标准净推力



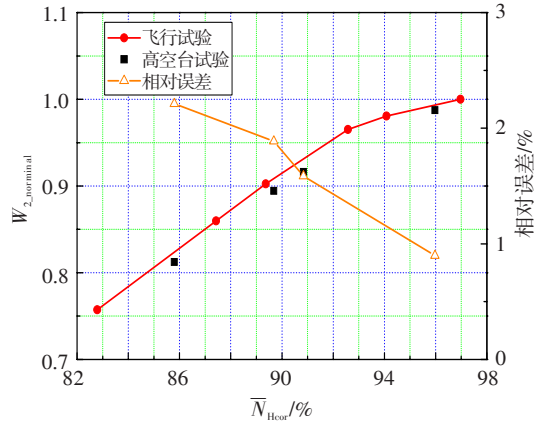
(a) 进口空气流量



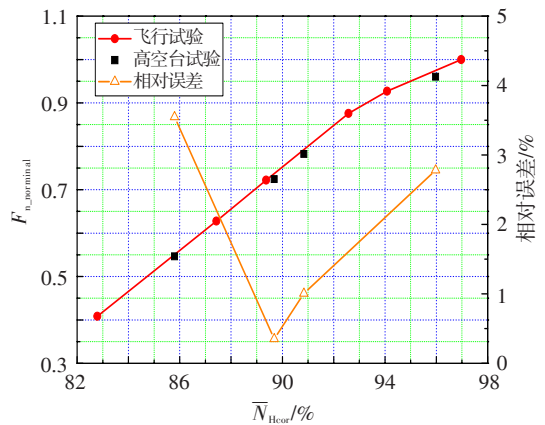
(b) 标准净推力

图7 $H_p=6.0$ km, $Ma=0.55$ 条件下飞行推力计算结果与高空台实测结果的对比

Fig.7 Comparison between in-flight thrust calculation results and altitude test results at $H_p=6.0$ km, $Ma=0.55$



(a) 进口空气流量



(b) 标准净推力

图8 $H_p=8.0$ km, $Ma=0.55$ 条件下飞行推力计算结果与高空台实测结果的对比

Fig.8 Comparison between in-flight thrust calculation results and altitude test results at $H_p=8.0$ km, $Ma=0.55$

力与高空台实测结果的对比。图中,空气流量及推力均使用高空台起飞状态试验结果进行了归一化处理;相对误差计算时,对高空台数据拟合后按飞行试验中高压转子转速取值,计算对应换算空气流量与标准净推力后,与飞行试验计算结果求取相对误差。从图中可看出, $H_p=6.0$ km, $Ma=0.55$ 条件下,发动机较大状态以上($\bar{N}_{Hcor}=85\%$ 以上)时,进口空气流量计算结果与高空台试验结果的相对误差均在0.5%以内,标准净推力计算结果与高空台试验结果的最大相对误差约4.5%。 $H_p=8.0$ km, $Ma=0.55$ 条件下,发动机较大状态以上($\bar{N}_{Hcor}=85\%$ 以上)时,进口空气流量计算结果与高空台试验结果的相对误差均在2.5%以内,标准净推力计算结果与高空台试验结果的最大相对误差约3.5%。

5 结论

(1) 对于无加力燃烧室的中等涵道比混排涡扇发动机,定义的换算空气流量、无量纲推力、综合压比等参数具有较强的相关性,且通过Gasturb模拟,所定义参数之间的相关性与掺混效率大小无关。

(2) 根据地面台和高空台试验数据计算的无量纲参数数据离散程度较低,可以通过拟合方式获得用于飞行推力确定的关系曲线。

(3) 根据综合参数计算的飞行推力与高空台试验实测结果相比,进口空气流量误差在3.0%以内,标准净推力误差在5.0%以内,满足工程使用需求。

参考文献:

- [1] AGARD conference proceedings No.150 on airframe/propulsion interference[R]. AGARD-CP-150, 1974.
- [2] Abernethy R B, Adams R J, Ascough J C, et al. In-flight thrust determination[R]. SAE AIR-1703, 1985.
- [3] Abernethy R B, Adams R J, Steurer J W, et al. Uncertainty of in-flight thrust determination[R]. SAE AIR-1678, 1985.

- [4] MIDAP Study Group. Guide to in-flight thrust measurement of turbojets and fan engines[R]. AGARD-AG-237, 1979.
- [5] Dyckman T, Christian S. Turbofan thrust determination for the C-5A[R]. AIAA 70-0611, 1970.
- [6] Frank W, Burcham J. Use of the gas generator method to calculate the thrust of an afterburning turbofan engine[R]. AIAA 71-680, 1971.
- [7] Connors T. Measurement effects on the calculation of in-flight thrust for the F404 turbofan engine[R]. AIAA 89-0364, 1989.
- [8] 齐海帆,高 扬,郝晓乐,等.某型涡扇发动机尾喷管流动特性研究[J].航空发动机,2015,41(1):48—52.
- [9] 李 密,汪 涛,张 曼.某型发动机尾喷管特性确定方法[J].现代机械,2017,200(4):105—109.
- [10] 康冠群,王 强.分开式与混合式排气喷管气动特性对比研究[J].航空发动机,2013,39(6):24—30.
- [11] 朱彦伟,袁长波.大涵道比发动机喷管流量系数特性数值计算与分析[J].计算机仿真,2013,39(6):24—30.
- [12] 高 翔,高 扬,李 密.基于响应面法的混合排气涡扇发动机喷管特性研究[J].航空科学技术,2016,27(11):23—28.

(上接第46页)

水平有重要意义,对其他发动机的寿命研究工作有一定的参考价值。

参考文献:

- [1] 甘晓华,李 伟.现役航空发动机使用寿命确定和控制方法[J].航空工程进展,2010,1(2):103—106.
- [2] 王通北,陈美英.军用航空发动机的可靠性和寿命[J].航空发动机,1994,(1):36—47.
- [3] 徐可君.基于单元体的军用航空发动机寿命控制和管理[J].海军航空工程学院学报,2007,22(5):541—547.
- [4] 徐可君,江龙平.军用航空发动机可靠性和寿命管理[J].中国工程科学,2003,5(1):82—88.

- [5] 李建国,叶新农,徐可君.涡扇发动机寿命管理研究[J].海军航空工程学院学报,2005,20(4):468—472.
- [6] 苏清友.航空涡喷、涡扇发动机主要零部件定寿指南[M].北京:航空工业出版社,2004.
- [7] 孔瑞莲.航空发动机可靠性工程[M].北京:航空工业出版社,1996.
- [8] Def Stan 00-970 11部-2006,飞机用设计和适航性要求,11部—发动机[S].
- [9] CS-E-2007,发动机合格证规范[S].
- [10] GJB 241A-2010,航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范[S].
- [11] 黄耀祖.浅谈军用航空发动机寿命给定、调整、终结的工作思路和工作程序[R].南京:空军航空修理所,2003.