微型涡轮喷气发动机风车起动特性研究

万照云 (中国航发控制系统研究所,江苏无锡 214063)

摘要:为研究微小型涡轮喷气发动机风车起动的特性,以某微型涡轮喷气发动机为原型,通过数值模拟和试验研究相结合的 方法,研究了其风车起动过程的各种特性。通过试验研究了丙烷气点火时间和丙烷气压对微型涡喷发动机转速以及燃烧室温度的 影响规律,以在最短时间内使得微型涡喷发动机转速和燃烧室温度满足可供油燃烧的条件,并确定所需要的丙烷气最小气量。结果 表明:在本试验条件下发动机从起动到慢车状态过程中,以先快后慢的供油规律起动加速时间最短约为 82 s;发动机从慢车到 80% 全转速状态过程中,实现相对最短加速时间的供油规律可分为 2 段,前段供油斜率较大为 0.79,后段供油斜率较小为 0.14。对其它 结构形式和起动过程类似的微小型涡轮喷气发动机有一定借鉴作用。

关键词:微型发动机;风车起动;低速特性;点火特性;航空发动机

中图分类号: V235.11 **文献标识码:**A **doi:**10.13477/j.cnki.aeroengine.2016.06.005

Study on Micro Turboengine Windmill Starting Characteristics

WAN Zhao-yun

(AECC Aero Engine Control System Institute, Wuxi Jiangsu 214063)

Abstract: Based on a micro turbojet engine prototype and by the method of numerical simulation and experiment, the starting characteristics of micro turbojet engine windmilling were studied in this paper. Based on experiment, the influences of propane ignition time and propane pressure upon engine rotation speed and combustion chamber temperature were studied to meet the demand of combustion in the shortest possible time, as well as confirmed the minimum required propane. Further experiments show that in the experimental conditions of the engine from the start state to the idle state, the process to slow down after the oil law shortest start acceleration time can be about 82 s. Eighty percent of the engine from idle to full speed during the state to achieve the shortest relative acceleration time for oil law can be divided into two sections, the front slope of the larger oil supply is 0.79, while the final part slope of the smaller oil supply is 0.14. It can be well referenced by other micro turbojet engines which have similar structure and starting process

Key words: micro engine; windmill starting; low speed characteristic; ignition characteristic; aeroengine

0 引言

微型涡轮发动机(Micro Turbine Engine, MTE)具 有质量轻、功率大、能量密度高等优点,可作为微小型 导弹、无人机、单兵飞行器等空中武器平台的推进动 力装置,国内外对 MTE 进行了广泛研究^[1-5]。针对该 类飞行器通常采用空中投放或助推器发射的特点, MTE 的起动过程通常采用空中起动方式,因此,研 究 MTE 的空中起动过程对于 MTE 的工程实用化有 着重要意义。 微型涡轮发动机起动过程相对于大中型涡轮发 动机存在着明显不同,尤其是风车起动过程有较大差 异。常规大中型涡轮发动机风车起动仅应用于空中熄 火后的再起动过程,而其正常起动过程采用起动机辅 助起动方式;微型燃气涡轮发动机由于其所需起动功 率较小,可采用风车起动方式进行正常起动。国内外 对于发动机风车起动过程有着广泛研究⁶⁻⁸¹,研究方法 主要分为特性计算¹⁹⁻¹³和风洞试验^{114]}。其中特性计算方 法多由于其计算精度有限、算法复杂,难以推广应用 于微小型涡轮发动机;而试验研究方法可以获得准确

收稿日期:2016-03-01 **基金项目**:国家重大基础研究项目资助 作者简介:万照云(1987),男,硕士,工程师,主要从事发动机控制方面工作;E-mail:xgdwanzhaoyun@163.com。

引用格式:万照云. 微型涡轮喷气发动机风车起动特性研究[J]. 航空发动机,2016,42(6):30-35. WAN Zhaoyun. Study on micro turboengine windmill starting characteristics[J]. Aeroengine, 2016,42(6):30-35.

31

且与实际工作相符的发动机特性[15-17]。

本文主要通过地面试车和3维流场仿真的方法 对 MTE-A 型微型发动机风车、低转速、丙烷点火、供 油点火等特性进行研究,并顺利完成发动机风车起动 整机试验,为研究微型涡轮发动机的风车起动过程奠 定了基础。

1 微型发动机风车起动试验台

发动机的风车状态是指在一定的飞行速度下,发 动机获得一定风车转速的状态。本文只模拟地面常温 条件,对不同来流速度下的微型发动机风车起动过程 进行试验研究。

试验装置结构示意图如图 1 所示,主要由流量 管、发动机、真空泵、调节系统、控制系统和数据采集 系统等组成。在试验过程中,通过真空泵抽气提供气 源,而通过调节阀门和通气旁路,可形成不同的发动 机背压,从而模拟发动机不同的来流条件,实现不同 的风车状态。



图 1 模拟风车起动试验装置

在试验中,对发动机各截面参数进行实时监测和 采集,以获取发动机在不同状态下的起动特性。其中 对发动机前方未扰动截面(0-0)的静压进行测量;对 压气机出口截面(2-2)、扩压器出口截面(3-3)和涡 轮出口截面(5-5)的总压进行测量;对扩压器出口截 面(3-3)、燃烧室出口截面(4-4)、涡轮出口截面 (5-5)、喷管出口截面(9-9)和后方未扰动截面 (11-11)的总温进行测量。

2 供油点火起动特性

2.1 微型涡喷发动机丙烷点火特性

针对4个风车转速,即4种不同来流速度条件进 行丙烷点火试验。对于同1种来流条件,均针对8种 丙烷气量进行丙烷点火试验研究,不同丙烷气量通过 调节供气压力获得。丙烷供气压力与丙烷流量的对应

名女山王 1

一一个人们是自己的问题。 化乙二乙二乙二乙二乙二乙二乙二乙二乙二乙二乙二乙二乙二乙二乙二乙二乙二乙二乙二	表 1	丙烷气瓶压力与对应的丙烷流量
--	-----	----------------

P/MPa	<i>v/</i> (L/h)	<i>m</i> /(g/s)
0.10	72.5	0.036
0.15	136.7	0.068
0.20	195	0.097
0.25	252.5	0.125
0.30	316	0.157
0.35	366	0.181
0.40	410	0.203
0.45	460	0.228

试验结果表明,在某一来流速度条件下,丙烷浓 度过小或过大均会导致无法可靠点火;随着来流速度 的增大,能够可靠点火的丙烷浓度范围变窄;当流速 增大到某一值时,丙烷无法成功点火。通过对4种来 流条件下丙烷点火特性试验结果的统计,获得了风车 条件下丙烷能够可靠点火的包线,如图2所示。从图 中可见,对于 MTE-A 微型发动机,在风车条件下,能 够可靠进行丙烷点火的来流速度范围为5~10.33 m/s,丙烷浓度范围为0.5%~1.34%。只有当来流速度 和丙烷浓度值位于丙烷可靠点火包线内,发动机才能 可靠地进行丙烷点火。



图 2 同时表明,随着来流速度增大,能够可靠丙 烷点火需要的最小丙烷浓度会先增大后减小。这是因 为随着来流速度的增大,气流在燃烧室的驻留时间减 少,因而要求燃烧室中具有更高的丙烷浓度才能可靠 点火,所以最小丙烷浓度会增大,同时点火越来越困 难,可靠点火范围变窄;但随着来流速度进一步增大, 发动机流量会急剧增加,其流量增大的速度远大过了

第42卷

丙烷可靠点火所需丙烷流量,因而丙烷点火需要的最 小丙烷浓度又会减小。

2.2 微型涡轮发动机供油点火特性

当微型涡轮发动机丙烷点火成功并将燃烧室加 热到一定的预热温度,发动机转速进一步提高、空气 流量进一步增大后,发动机可进行供油点火。供油点 火起动过程是发动机风车起动过程的关键,供油起动 过程的影响因素是研究供油点火起动过程的关键。

影响供油点火起动过程的关键因素有燃烧室入 流速度、燃烧室油气比、燃烧室入流总温总压等。燃烧 室入流速度主要由发动机几何结构和风车来流条件 决定,对于特定的微型涡轮发动机,当来流总温和总 压一定时,其燃烧室入流速度与来流速度一一对应。 供油点火阶段燃烧室油气比为供入燃烧室燃油量和 流经燃烧室空气量的比值,由于发动机空气流量主要 由发动机转速决定,因而发动机供油点火受到初始供 油量和点火转速的影响。在来流总温总压一定的情况 下,发动机点火转速也决定了流入燃烧室的总温和总 压。故发动机供油点火起动过程受到来流条件、初始 供油量、点火转速的影响。

微型涡轮发动机的起动方式与常规发动机起动 过程有所不同,即在供油点火起动之前,发动机需要 先进行丙烷点火起动,预热燃烧室,将燃油蒸发雾化, 当燃烧室预热到一定温度、发动机空气流量达到一定 水平时,燃气会在丙烷燃烧的火焰区直接燃烧,从而 实现供油点火起动,无需再使用点火器进行点火。当 燃烧室预热温度过低,燃油无法完全蒸发雾化时,发 动机无法顺利点火,故微型涡轮发动机供油点火起动 过程还受到丙烷点火起动后燃烧室预热效果的影响。 为了研究来流条件和初始供油量对发动机供油点火 的影响,在4种不同的来流条件下,每种来流条件下 给定9种不同的供气和供油量,分别进行供油点火试 验,对试验中各工况下的丙烷供气量、供油量,各气动 截面的温度压力数据、发动机实时监控数据进行采 集,对点火成功性进行记录。试验条件参数见表2。

试验结果表明,对于某一来流速度条件,燃烧室 油气比过小或过大均会导致无法可靠点火;随着来流 速度的增大,能够可靠点火的油气比范围变窄;当流 速增大到某一值时,燃油无法成功点火。通过对4种 来流条件下供油点火特性试验结果的统计,获得了微 型涡轮发动机在风车条件下燃油能够可靠点火的包

	表 2 供油点火工优及参数	
Speed/(r/min)	PWM	<i>f</i> /(g/s)
	1035	0.555556
1500	1055	0.666667
	1075	0.777778
	1035	0.555556
3300	1055	0.666667
	1075	0.777778
4080	1035	0.555556
	1055	0.666667
	1075	0.777778
	1055	0.666667
5000	1075	0.777778
	1090	0.888889

线,如图 3 所示。从图中可见,对于 MTE-A 微型发动机,在风车条件下,能够可靠进行丙烷点火的来流速 度范围为 3.6~10.33 m/s,油气比范围为 2.38%~7.78%。 只有当来流速度和油气比值位于丙烷可靠点火包线 内,发动机才能可靠地进行供油点火。



3 风车起动过程优化

在分别研究获得发动机风车阶段、丙烷起动阶段 和供油起动阶段相关特性和各阶段点火起动参数范 围的基础上,还对发动机从0转速到80%全转速过 程的各阶段进行优化。通过风车至供油点火过程中的 起动参数的优化,可优选出各阶段最优的点火起动参 数;通过对供油点火成功后发动机的加速过程进行优 化,可获取在本试验条件下该加速过程的最优供油规 律;通过对整个风车起动过程的加速时间进行优化, 能大大缩短发动机起动加速时间。

3.1 风车阶段和丙烷起动阶段优化

分别在发动机进口速度为 4.52、6.51 和 8.29 m/s

下进行风车试验,分别获得了动机从0转速到风车平 衡转速的发动机转速变化规律,如图4所示。由图中 可见,发动机进口速度越大,发动机达到风车平衡转 速的时间越短。在发动机进口速度为4.52、6.51和 8.29 m/s下,发动机达到风车平衡转速的时间分别为 15、18和26s,在不同发动机进口速度条件下,风车 阶段加速时间最多可缩短42%。在发动机进口速度 为4.52 m/s下,发动机不能进行丙烷点火,考虑风车 阶段加速时间的最短,选取在本试验条件下发动机进 口速度最优值为6.51 m/s。



图 4 不同来流速度下发动机转速随时间变化关系

不同发动机进口速度对丙烷点火起动的影响如 图 5 所示。从图中可见,在发动机进口速度分别为 7.6、11.3 和 12.5 m/s 时,发动机进行丙烷点火起动后 可实现的平衡转速分别达到 7740、8220 和 9300 r/min。不同发动机进口速度对发动机丙烷起动阶段 加速时间也有影响,在本试验条件下,当发动机进口 速度为 11.3 m/s 时,其丙烷起动加速时间相对较短, 约为 13 s,较发动机进口速度为 7.6 m/s 时加速时间 可缩短 53%。



图 5 不同发动机进口速度对丙烷点火起动的影响

由供油点火特点可知,在丙烷点火成功并起动至 供油点火转速后,发动机初始供油量对发动机供油点 火成功性基本没有影响,即在不同的初始供油量条件 下,发动机都能完成供油点火。考虑当初始供油量较 大,其燃烧室富油情况更为严重,燃烧室点火初始温 度和排气初始温度均会较高,不利于发动机正常运 转。因而对发动机初始供油量进行优选,获得在本试 验条件下发动机最优初始供油量为 0.56 g/s。

综合以上分析,在本文试验条件下对发动机风车 阶段、丙烷起动阶段和供油起动阶段进行优化,优选 获得了1套发动机风车到供油点火过程中的最优点 火起动参数,同时在本试验条件下优化得到了最优的 风车起动过程。当丙烷点火来流为6.51 m/s,丙烷点 火转速为3360 r/min,丙烷供气量为0.125 g/s,供油点 火发动机进口速度为11.3 m/s,初始供油量为0.56 g/s下进行风车起动,发动机可达到最优的点火起动 状态。在本试验条件下的风车阶段和丙烷起动阶段, 发动机起动加速时间可分别相对缩短42%和53%。

3.2 风车起动供油规律研究

在发动机进口速度条件、丙烷压力、丙烷流量和 点火转速等条件相同时,对发动机进行点火起动试 验,起动后分别以均匀加速、先慢后快、先快后慢的加 速特点供油,以获取不同供油规律对发动机供油起动 过程的影响。试验参数见表 3。

表 3 不同供油规律试验参数

供油规	N/	$P_{\rm p}$ /	$W_{ m p}$ /		$W_{\rm f}$ /	V_0 /
律特征	(r/min)	MPa	(g/s)	PWM	(g/s)	(m/s)
均匀加速 A	3480	0.25	0.13	4.19	0.56	7.25
先快后慢 B	3180	0.25	0.13	4.19	0.56	7.24
先慢后快 C	3600	0.25	0.13	4.19	0.56	7.62

在不同供油规律下发动机转速随时间变化关系 如图 6 所示。在 3 种供油规律下发动机起动过程相 同,但加速时间各异,其中均匀加速时加速最慢,加速 斜率最小,从供油点火成功到慢车状态加速时间为 130 s,平均加速度为 350 rad/s;在先慢后快的供油规 律下,发动机加速更快一点,从供油点火到慢车状态 加速时间为 90 s,平均加速度为 300 rad/s;而在先快 后慢的供油规律下,发动机加速最快,从供油点火到 慢车状态加速时间为 80 s,平均加速度为 320 rad/s。

在发动机从起动到慢车阶段过程中,B种供油规





律条件下加速时间相对最短,即该阶段最优控制规律 为供油斜率先大后小、供油先快后慢。因而在本试验 条件下发动机相对最短加速时间约为 82 s,相比于 A 种供油规律下加速时间可缩短约 36%。

3.3 慢车以上阶段优化

在发动机进入慢车状态后,对发动机以不同的供 油规律进行自动供油,完成发动机从慢车到 80%全 转速的试验。在4种不同供油规律下,发动机加速过 程的转速随时间变化如图 7 所示。在4种不同供油规 律下,发动机由慢车到 80%全转速过程中其转速随 时间的变化基本为线性增加,但增加的斜率各不相 同,发动机加速时间分别为 10、17、75 和 150 s。同时 也进一步说明发动机在加速过程中,最大可实现 6500 rad/s 的加速度。





通过对比4种不同供油规律下发动机从慢车加 速到80%全转速状态的试验结果可知,发动机在10s 供油规律下加速时间相对最短,即相对最优的供油规 律分为2段加速,前段供油斜率较大为0.79,后段供 油斜率较小为 0.14。在此供油规律下发动机加速时间 相比于 150 s 加速状态下加速时间可缩短 93%。

4 结论

本文对 MTE-A 型微型发动机风车起动过程中 风车特性、丙烷点火特性、供油点火特性进行研究,获 得如下结论:

(1)以发动机风车特性为基础,在不同来流条件 下对发动机进行丙烷点火特性研究,获得丙烷点火包 线和熄火边界。在风车条件下,能够可靠进行丙烷点 火的来流速度范围为 5~10.33 m/s,丙烷浓度范围为 0.502%~1.343%;发动机丙烷不熄火的来流速度范围 为 5~25 m/s,最低浓度边界为 0.12%,最大丙烷浓度 边界为 14.4%。

(2)通过对发动机风车阶段、丙烷点火阶段、供油 点火阶段的特性进行研究,获得发动机风车起动过程 各影响参数的边界范围,从而选取1套合理的风车起 动参数,并以此成功进行风车起动试验,将发动机运行 至慢车状态,同时验证了各影响参数选取的合理性。

(3)通过对发动机风车起动加速过程中的供油规 律进行优化,获得了在试验条件下的最优供油规律。 在发动机从起动到慢车阶段过程中,发动机以供油斜 率先大后小、供油先快后慢的供油规律加速,获得相 对最短的加速时间,即相对最优的供油规律为先快后 慢。在发动机从慢车到 80%全转速状态过程中,发动 机在 10 s 供油规律下加速时间相对最短,即相对最 优的供油规律分为 2 段加速,前段供油斜率较大为 0.79,后段供油斜率较小为 0.14。

(4)在研究过程中,描述 MTE-A 的相关起动规 律的参数为无量纲参数,与发动机几何尺寸无关,根 据相似原则,研究中获得的相关结论对其它结构形式 和起动过程类似的微小型涡轮喷气发动机有一定借 鉴作用。

参考文献:

- Gerendas M. Development of a very small aero-engine [R]. ASME 2000-GT-0536.
- [2] Rodgers C. Microturbine cycle options [R]. ASME Paper 2000–GT–0552.
- [3] 黄国平,温泉,李博,等. 微型涡喷发动机顶层设计研究[J]. 航空动 力学报,2003,18(6):832-838.

HUANG Guoping, WEN Quan, LI Bo, et al. Turbojet engine micro-level design study [J]. Aerospace, 2003, 18 (6):832-838. (in Chinese)

- [4] Harris M M, Jones A C, Alexander E J. Miniature turbojet development at Hamilton sundstrand: the TJ-50, TJ-120 and TJ-30 turbojets[R].A-IAA 2003-6568.
- [5] Chiang H W D, Hsu C N, Huang Y M. Dynamic performance of a small turbojet engine [J].International Journal of Turbo and Jet Engines, 2003,20(3):195–207.
- [6] Zhao Qi Shou. Calculation of windmilling characteristics of turbojet engines[J]. ASME Journal of Engineering for Power, 1981, 103: 1–12.
- [7] Mitsuo M, Makoto S. Restart characteristics of turbofan engines[R].IS-ABE 89-7127.
- [8] 陈建明.高空台发动机风车起动及停车方法试验研究[J].燃气涡轮试验与研究,1995(2):48-50.

CHEN Jianming. High altitude engine windmilling startup and stop method Study [J]. Gas Turbine Testing and Research: 1995(2):48–50. (in Chinese)

- [9] Choi M S, Lim J S, Hong Y.S. A practical method for predicting the windmilling characteristics of simple turbo jet engines[C]//ASME Turbo Asia Conference, Indonesia, Jakarta, 1996:5–7.
- [10] Yoo L S. Windmill characteristics of centrifugal jet engine[D].Master Degree Thesis, Inha University, 2000.
- [11] Choi M S, Kang I S, Lim J S, et al. Analysis of windmilling characteristics for a twin-spool turbofan engine [J].International Journal of Mass Spectrometry, 1997, 369(6):71–80.
- [12] Lim S K, Roh T S, Hong Y S, et al. Study of windmilling characteris-

tics of twin-spool turbo-fan engines[C].AIAA-2002-0376.

[13]何时慧,吴国钏,华清,等. 涡扇发动机风车特性计算[J]. 航空发动机,1997,23(3):1-9.

HE Shihui, WU Guochuan, HUA qing, et al. Turbofan engine windmill characteristic calculation [J]. Aeroengine, 1997, 23 (3):1-9.(in Chinese)

- [14] Curtis L, Walker David B, Fenn. Investigation of power extraction characteristics and braking requirements of a wind-milling turbojet engine. [R].NASA/RM-1952-E52D30.
- [15] 张绍基. 涡扇发动机空中风车起动特性分析 [J]. 航空发动机, 2004,30(4):1-3.

ZHANG Shaoji.Analysis of windmilling start characteristics for a typical turbofan engine[J]. Aeroengine, 2004, 30(4): 1–3.(in Chinese)

[16] 田金虎,马前容,刘志军,等. 某型发动机起动试验点火特性分析[J]. 燃气涡轮试验与研究,2005,18(4):34-36.

TIAN Jinhu, MA Qianrong, LIU zhijun, et al.Start ignition characteristics analysis of a turbofan engine test[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2005, 18(4): 34–36. (in Chinese)

[17]张绍基,邴连喜.涡扇发动机起动机辅助空中起动方案设计和试验[J].航空动力学报,2009,24(11):2584-2588.
ZHANG shaoji,BING lianxi. Turbofan engine starter auxiliary air start design and test [J]. Journal of Aerospace Power,2009,24 (11): 2584-2588.(in Chinese)

(编辑:栗枢)