

文章编号: 1000-8055(2009)11-2584-05

涡扇发动机起动机辅助空中起动方案 设计和试验

张绍基, 邴连喜

(中国航空工业集团公司 沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 研究和设计了涡扇发动机起动机辅助空中起动方案, 进行了起动机辅助空中起动的地面试验、高空台试验和飞行验证试验。试验结果表明: 起动机辅助空中起动能扩大涡扇发动机的空中起动包线, 能提高飞机空中停车后进行空中起动的可靠性, 保证飞机的安全飞行。

关 键 词: 涡扇发动机; 空中起动; 起动机辅助起动; 发动机试验

中图分类号: V231

文献标识码: A

Design and tests of jet fuel starter-assisted airstarts for turbofan engines

ZHANG Shao-ji, BING Lian-xi

(Shenyang Aeroengine Design and Research Institute,
Aviation Industry Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: The design and tests of a jet fuel starter-assisted airstart scheme were conducted for a turbofan engine. The methods of ground-rig tests, air-equipment tests and flight tests were performed, showing that the jet fuel starter-assisted airstart could enlarge the airstart envelop of a turbofan engine. The scheme using jet fuel starter-assisted airstart has improved the reliability of airstarts during engine flame out in the flight, thus guaranteeing the flight safety.

Key words: turbofan engine; airstart; jet fuel starter-assisted airstarts; engine test

符号表

H 飞行高度
 n_g 燃气涡轮起动机核心机转速
 $\bar{n}_h$ 发动机高压相对物理转速
 N 起动机功率
 p_1 进气总压
 T_1 进气总温
 T_6 发动机排气温度
 T_9 起动机排气温度
 V_b 飞行表速
 W_f 燃油供油量
 τ_{mc} 发动机起动到慢车的时间

众所周知, 航空发动机的空中起动对保证飞机的安全飞行是至关重要的, 尤其是单发飞机, 一旦飞机在空中停车, 如果不能可靠的进行空中起动, 飞行员就要被迫跳伞, 甚至造成机毁人亡的后果。因此, 世界各国航空发动机工程师都致力于提高发动机的空中再起动力。由于航空发动机的设计追求设计点的高性能, 特别是涡轮风扇发动机的风车转速不会很高, 在中低空亚声速区的高压风车转速一般为 10%~20%, 发动机空中起动能力变差; 在较低飞行表速下发动机高压风车转

收稿日期: 2008-11-10; **修订日期:** 2009-01-18

作者简介: 张绍基(1942-), 男, 山东黄县人, 研究员, 主要从事航空发动机控制系统、发动机状态监视系统和发动机防喘/消喘系统的设计研究工作。E-mail: zhangshaoji@hotmail.com

速甚至低于 10 %,主泵调节器不能正常工作,会造成空中起动失败,危及飞行安全.

经验表明:为了提高发动机停车后起动的稳定工作转速,除了飞机俯冲用高度换取较高飞行表速进而达到较高的发动机起动稳定工作转速外,最有效的办法就是采用辅助动力装置,或燃气涡轮起动机辅助发动机空中起动的方法,提高飞机空停后发动机空中起动的可靠性.本文着重论述涡扇发动机的起动机辅助空中起动的方案设计和各种试验研究方法.

1 涡扇发动机起动机辅助空中起动的方案研究

上世纪 80 年代美国对起动机辅助主发动机进行空中起动作了大量分析和试验研究工作^[1-2].资料只给出:空中使用起动机的高度约 6 100 m (20 000 ft),给出的试验点在 3 050~6 100 m (10 000~20 000 ft) 之间,起动时间 35~60 s;表速对起动时间的作用显著,而高度对起动时间的影响很小^[3].

为了深入研究起动机辅助空中起动对涡扇发动机风车起动的改善效果,表 1 列出典型的涡扇发动机风车起动边界,稳定风车转速 $\dot{n}_h$ 与飞行表速 V_b 的关系.

表 1 风车起动边界、稳定风车转速与飞行表速的关系
Table 1 Windmilling start limit, windmilling speed vs flight velocity

H/ km	风车起动边界		稳定风车转速	
	$\dot{n}_h$ / %	表速 V_b / (km/ h)	$\dot{n}_h$ / %	表速 V_b / (km/ h)
5	15. 0	570	15. 0	> 700
8	17. 0	630	17. 0	> 640
10	19. 0	690	19. 0	> 690

由于在 5 km 低空 15. 0 % $\dot{n}_h$ 的稳定风车转速需要的表速很大(> 700 km/ h,见表 1),这就意味着需要飞机进行大角度俯冲,降低高度,当处于地形复杂条件下(如高原或山地条件),风险极大.当有起动机辅助空中风车起动(尤其是单发飞机的风车起动),可大大降低风车起动时的飞行表速要求,增加滑行时间和距离,给飞行员寻找着陆地点或达到安全区域提供更多的时间和更好的机会.因此,起动机辅助空中起动是改善涡扇发动机低空风车起动的一项有效、可行的措施.

本文提出的起动机辅助空中起动方案如下:保留涡扇发动机原有的惯性自动起动、油门杆起动(风车起动或降转起动)、“空中起动”开关起动(空中再点火)方式不变(逻辑及硬件状态);增加低空起动机辅助空中起动方式.起动机辅助空中起动可以分为手动控制和自动控制两种方式实施.

1. 1 手动控制方式

起动限制条件:

- 1) 高度 $H \leq 6$ km;
- 2) 表速 $300 \text{ km/ h} \leq V_b \leq 600 \text{ km/ h}$;
- 3) 高压转速 $\dot{n}_h \leq 30 \%$,允许接通燃气涡轮起动机.

起动机辅助空中起动的控制逻辑:

- 1) 起落架信号处于“放下”状态;
- 2) 按下起动按钮;
- 3) 油门杆推到“慢车”位置.

该起动程序按地面起动程序实现起动机的起动、发动机点火、供油、起动机切断.

起动机辅助空中起动的操作程序:

- 1) 发动机空中停车后,将油门杆置于停车位置;
- 2) 断开轮载信号(起落架信号开关置于“放下”状态);
- 3) 接通“空中起动”开关;
- 4) 按压起动按钮;
- 5) 当 n_2 转速大于 15 %时,推油门杆至慢车位置;
- 6) 当发动机起动成功后,断开“空中起动”开关.

1. 2 自动控制方式

起动限制条件:

- 1) 高度 $H \leq 6$ km;
- 2) 表速 $300 \text{ km/ h} \leq V_b \leq 600 \text{ km/ h}$;
- 3) 高压转速 $\dot{n}_h \leq 30 \%$,允许接通燃气涡轮起动机.

起动机辅助空中起动的自动控制逻辑:

- 1) 高度不高于 6 km; $300 \text{ km/ h} \leq V_b \leq 600 \text{ km/ h}$;高压转速低于 30 %;起落架处于“收起”状态;允许起动机空中起动;
- 2) 油门杆拉停车后重新置于慢车位置时,执行自动起动机辅助空中起动程序.

起动机辅助空中起动的操作程序:

- 1) 发动机空中停车(或惯性自动起动失败)

后,将油门杆置于停车位置;

2) 将油门杆置于慢车位置(与油门杆起动相同)。

采用起动机辅助空中起动后,可以大大扩大涡扇发动机低空(6 km 以下)风车起动左边界(见图 1.)。

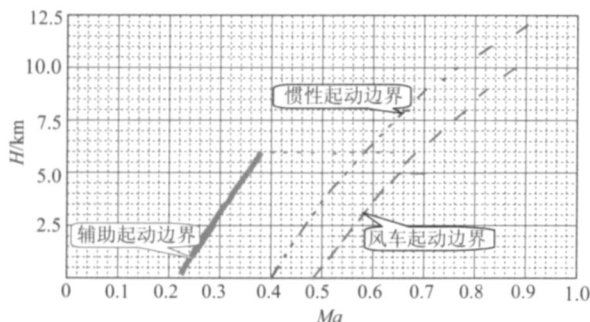


图 1 涡扇发动机起动包线的扩展
Fig. 1 Enlarged airstart envelope of the turbofan engine

2 涡扇发动机起动机辅助空中起动的地面台架试验

为了给采用起动机辅助发动机空中起动提供

依据,首先应在地面台架试车中用燃气涡轮起动机进行起动机辅助起动试验.本项试验在发动机正常运转时,将油门杆拉到停车域,在拉停发动机降转过程中进行模拟空中起动机辅助起动试验.

通过模拟空中起动机辅助起动试验得到以下结论:

1) 从发动机整机参数(主要从转子转速变化率)分析可得起动机辅助起动冲击力矩相对不大(冲击力矩不超过正常地面起动);

2) 试验后发动机转子行程容易性、滑油光谱分析结果正常,起动机返厂分解检查也未见异常,表明起动机离合器、发动机传动齿轮工作正常;

3) 降转过程中的起动机辅助起动过程中,起动机和发动机的控制逻辑正常,发动机及起动机工作正常.

虽然起动机辅助起动时间较零转速起动的时间显著缩短,但发动机排气温度突升值 $T_{6sudden}$ 明显偏高(见表 2),在实际使用中有可能产生超温和失速情况(在停车后很短的时间内实行再次起动时).在实际使用中可以通过起动机带转(或风车运转)降低起动前主发动机的排气温度,会有效降低空中起动过程的排气温度突升值并减少起动失速的可能性.

表 2 降转过程中的起动机辅助起动试验

Table 2 Starter-assisted engine start tests during the speed down

起始转速 $\dot{n}_h / \%$	发动机排气温度突升值 $T_{6sudden} / K$	起动时间 τ_{mc} / s	起动机排气温度突升值 $T_{9sudden} / K$
15.0	1000.2	36.0	987.2
18.0	1005.4	36.2	986.7
20.0	1003.7	33.1	981.6
22.0	998.2	32.3	976.9

3 涡扇发动机起动机辅助空中起动的高空台试验

在高空模拟试验台上进行发动机高原起动试验,可以验证起动机辅助发动机起动的能力^[4].

通过高空台起动试验,可以得出如下结论:

1) 高原起动试验证明在高原(3.8 km)条件下起动机可以正常工作;

2) 高原冷运转转速能够达到较高的转速(进气温度不同时,高压转子转速一般可达 22.5%~23.9%),这证明此时起动机的功率仍比较大;若起动机用于辅助主发空中起动将会大大缩短起动时间、提高起动成功率;

3) 高原起动过程中起动机的起动时间相对

地面延长;当以“从按下起动按钮到高压转子开始转动”计算时,时间延长约 2~4 s.

起动机除了应进行各种地面试验外^[4],还应开展高空模拟试验研究,给定不同的起动机进气压力和进气温度,模拟不同高度、表速、冷天和热天等情况,调整起动机的供油规律、点火能量、电机功率和带转时间来进行起动机和发动机的起动试验,确定起动机和发动机的可靠起动工作包线.

4 燃气涡轮起动机的高空性能分析与试验室试验

4.1 空中使用起动机的分析和试验

在起动机辅助空中起动中,燃气涡轮起动机

面临的最大问题是自身的起动问题,可能导致起动失败的主要原因有以下三点:

1) 燃气涡轮起动机的燃油调节器一般是简单机械液压调节器,其起始(点火)供油量不随起动高度变化,而空中起动时(以高度 6 000 m 为例),空气密度只有地面的 47 % 左右,这就意味着空中点火时的油气比增加近一倍,在该条件下可能因富油导致起动机点火失败;

2) 相对于地面条件,在空中由于空气密度减小,大气含氧量降低,可靠点火需要点火系统提供更大的火花能量和补氧量;

3) 起动机点火成功,但容易出现超温保护现象.相对于地面条件,空中起动的油气比增加,同时低的燃油温度和进气空气温度会导致点火滞后,进而导致燃烧室内的积油较多,点着火后易引起超温保护停车.

针对上述情况,从三个方面进行了试验.

1) 燃烧室点火试验

在试验室按常温常压和高空低温条件下进行(模拟高空)点火试验,调整不同的起始(点火)供油量和供油规律,空气流量按 6 000 m 高空条件供给.

试验分两部分内容进行,首先进行了不补氧的点火试验,试验在不同点火转速、进气流量、进气压力、起始供油量 24~29 kg/h 条件下进行.试验结果表明,在规定的转速范围内 10 000~20 000 r/min,燃烧室都能点火成功.其次进行了补氧条件下的点火试验,试验结果表明补氧对缩短点火滞后时间有利,同时拓宽了贫油熄火边界和富油熄火边界,在转速为 3 500 r/min 的条件下也能点火成功.

2) 燃滑油泵调节器试验

为避免空中起动超温,最有效的手段是尽量保持空中起动时的油气比和地面条件下一致,因此需要减少起动机的起始供油量.

虽然燃气涡轮起动机的起始(点火)供油量不随起动高度的变化而变化,但经过分析和部件试

验验证,可以通过燃滑油泵调节器上相应调整钉的匹配获得空中起动用的合适流量.使该流量即满足起动机地面起动要求,又能满足空中起动时的油气比要求,避免起动超温.

3) 整机试验

在起动机地面试验器上进行整机起动试验,试验数据见表 3(大气温度为 291~293 K):

表 3 整机试验起动点火供油量数据				
Table 3 Igniting fuel flow during the start tests				
序号	1	2	3	4
起始供油量/(kg/h)	24.0	20.3	18.8	13.7

在上述试验中,燃气涡轮起动机都能起动成功并能正常工作,表明地面起始供油量有较宽的裕度.

4.2 起动机离合器的冲击载荷与使用寿命分析及验证

起动机不工作时,起动机与主发动机联接的超越离合器是处于脱开位置,离合器内套不转,外套随主发动机一同在风车条件下旋转.起动机点火后,离合器内套转速迅速上升,在达到外套转速时两者啮合,此时会有一冲击载荷,可能对起动机或主发动机的传力系统造成损坏.对此,起动机装在主发上进行了模拟空中起动(主发动机在不同的风车转速下由起动机来起动),试验中起动机工作正常,能在不同风车转速下啮合并带转主发动机,试验后的分解检查结果正常.

4.3 燃气涡轮起动机的空中性能及高度特性

分析了起动机空中性能,其高度特性^[5]计算的结果见表 4.表 4 表明在国际标准大气(ISA)条件下、高度 6 000 m 燃气涡轮起动机仍有相当的功率,但此时的功率已经降低到地面值的 70 %.

表 4 典型燃气涡轮起动机的高度特性
Table 4 Altitude performance of typical turbojet starter

高度/m	大气条件	$n_g/(r/min)$	N/kW	$W_f/(kg/h)$	T_9/K
0	ISA	61 000	86.0	66.8	948
1 000	ISA	63 000	90.8	66.0	962
2 000	ISA	63 000	83.8	59.7	955
3 000	ISA	63 000	77.0	53.9	948
4 000	ISA	63 000	70.8	48.6	940
5 000	ISA	63 000	64.8	43.7	934
6 000	ISA	63 000	59.0	39.1	925

5 涡扇发动机起动机辅助空中起动的飞行试验验证

在完成试验室和发动机地面台架试验的基础上,应进行起动机辅助空中起动的飞行试验,在飞

行台上进行试验验证是行之有效和安全可靠的方法.在不同高度下进行起动机辅助空中起动和起动机带转检查试验,验证起动机辅助主发动机的起动能力,表 5 是典型的燃气涡轮起动机辅助空中起动及冷运转数据.

表 5 典型的起动机辅助空中起动及冷运转情况
Table 5 Typical starter-assisted engine start and start running

高度 H/km	表速 $V_b/(\text{km/h})$	最低转速 $\dot{n}_{\text{hmin}}/\%$	排气温度 $T_{6\text{max}}/\text{K}$	脱开转速 $\dot{n}_{\text{ht}}/\%$	脱开时间 τ_i/s	起动时间 $\tau_{\text{mc}}/\text{s}$
3	400	10.0		26.24	60	起动机带转
5	400	8.5		25.80	60	起动机带转
3	400	10.0	856	51.7	38.5	56.4
4	400	8.6	888	50.8	42.1	56.4
5	300	6.1	944	51.8	51.6	75.4
5	500	11.7	834	50.7	35.3	52.7

由表 5 可知,在 3~5 km 风车状态起动机带转转速可达 26 %左右,为低空、低转速风车起动提供良好的基础条件;较低风车转速(甚至低至 6.1 %)的情况下,使用起动机辅助主发动机仍可以顺利起动,起动时间在 52~75 s 之间,发动机排气最高值均低于 944 K,远远低于风车起动的排气温度限制值 1073 K.

6 结 论

综上所述,涡扇发动机的起动机辅助空中起动是扩大发动机风车起动左边界的行之有效的方法,根据工程使用要求,可以采用手动控制方式或自动控制方式的控制方案.

起动机辅助空中起动能改善涡扇发动机的空中起动性能,提高飞行安全性;试验室试验、地面台架试车、高空台试验和飞行试验是验证方案的有效研制途径.

致谢:
作者十分感谢课题组、中国航空动力机械研究所、中国试飞研究院的同事们在试验过程中的努力工作,是他们的支持和帮助才使本文得以完成.

参考文献:

[1] Burcham F W Jr, Myers L P, Walsh K R. Flight evaluation results for a digital electronic engine control in an F-15 airplane[R]. AIAA-83-2703, 1983.

[2] Licata S J, Burcham F W Jr. Airstart performance of a digital electronic engine control system in an F-15 airplane [R]. NASA-TM-84908, 1983.

[3] Morita M, Sasaki M. Restart characteristic of turbofan engines[R]. Athens, Greece: ISABE 89-7127, 1989.

[4] 航空发动机设计手册总编委会. 航空发动机设计手册:第 14 册 辅助动力装置及起动机[M]. 北京: 航空工业出版社, 2000.

[5] 唐狄毅, 廉小纯. 航空燃气轮机原理[J]. 北京: 国防工业出版社, 1990.