

大涵道比涡扇发动机稳态调节规律分析

李瑞军, 李泳凡, 刘建军, 王 强
(沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)



李瑞军(1979),男,工程师,从事大涵道比发动机总体性能设计。

收稿日期:2010-04-21

1 引言

大涵道比涡扇发动机主要用于运输机或者民用客机,对发动机的可靠性和经济性要求较高。在发动机设计中,除了考虑性能要求外,还应考虑为发动机的气动、机械和热负荷留有足够的裕度,以及较低的耗油率。当发动机循环参数选定后,发动机调节规律决定了发动机在各种工况下各主要性能参数的变化规律。

本文归纳总结了大涵道比涡扇发动机稳态调节规律的设计特点,计算分析了采用不同调节规

摘要: 归纳总结了大涵道比涡扇发动机稳态调节规律的设计特点,计算分析采用不同调节规律对分开排气的大涵道比涡扇发动机性能影响。计算结果表明,不同调节规律对发动机性能影响有一定差异,需要根据发动机的用途选择合适的调节规律,结合计算分析给出了发动机稳态调节规律的实现方式。

关键词: 大涵道比涡扇发动机;调节规律;性能

High Bypass Ratio Turbofan Engine Steady State Control Laws Analysis

LI Rui-jun, LI Yong-fan, LIU Jian-jun, WANG Qiang
(Shenyang Aeroengine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: the design characteristics of the steady state control laws for the high bypass ratio turbofan engine were summarized. The influences of different control laws on the separate flow high bypass ratio engine performance were calculated and analyzed. The results indicate that different control laws have different effects on the engine performance. It is necessary to select appropriate control laws according to the engine usage. The realization of the engine state control laws is defined with the calculation and the analysis.

Key words: high bypass turbofan engine; control law; performance

律对分开排气的大涵道比涡扇发动机性能的影响。

2 大涵道比涡扇发动机稳态调节规律设计特点

2.1 调节规律的设计原则

(1)在各种工作状态及飞行条件下,充分发挥发动机的潜能,使之性能达到最佳,从而满足飞机的使用要求。

(2)发动机的调节规律应在任何时候都保持发动机工作处在喘振边界、熄火边界、机械应力极限和寿命极限条件所要求的限制范围之内,以保证发动机的安全性和可靠性。

(3)保证发动机具有较强的抗畸变能力,足够的喘振裕度,以保证发动机的可靠性。

(4)在满足飞机推力要求的

前提下,发动机经济性最佳。

(5)控制方法上简单,工程上易于实现。

2.2 等推力调节要求

大涵道比涡扇发动机的功率调节与军用小涵道比涡扇发动机的有较大区别,在起飞、爬升和空中巡航状态下,要求发动机在一定环境温度下保持等推力,在起飞状态下要求最低达到在ISA(国际标准大气)+15 K温度范围内等推力调节,在爬升和空中巡航状态下要求最低达到在ISA+10 K温度范围内等推力调节。

2.3 发动机基本工作状态变化的调节要求

大涵道比涡扇发动机基本工作状态包括地面起飞状态、爬升状态、最大连续状态、最大巡航状态、地面慢车状态和空中慢车状态。在不同高度和工作状态下,对发动机的推力要求不同。主要通过改变供油量调整发动机转速、压比或涡轮进口温度等来实现对推力的控制。至于在不同高度和不同工作状态下转速、压比或涡轮进口温度的高低,主要根据飞机对发动机在对应状态下的推力要求来确定,同时需兼顾考虑发动机的气动、机械和热负荷的承受能力以及留有足够的裕度等。

2.4 等喷口面积下的调节要求

发动机调节规律的选择与发动机结构形式有很大关系。例如是单轴的还是双轴的,是涡扇还是涡喷,涡扇的涵道比大还是小,喷口是否可调等,决定着调节规律的选择。大涵道比涡扇发动机

具有以下结构特点:风扇直径大,外涵空气流量大,推力大部分由外涵产生,且喷口基本不可调。因此大涵道比涡扇发动机稳态调节规律大都采用调节低压转速或压比的方式来控制发动机推力,但是随着发动机进口温度的升高,发动机涡轮进口温度也随之升高,为了保证发动机安全和具有足够的裕度,当该温度上升到一定值时,需限制其升高,从而使发动机的调节规律从调节低压转速或压比转换到调节发动机涡轮进口温度,由于涡轮进口温度过高,不易测量,因此目前限制涡轮进口温度主要通过调节发动机排气温度(低压涡轮2导处或低压涡轮出口温度)来调节发动机状态。

3 大涵道比涡扇发动机稳态调节参数的选择

3.1 慢车状态调节参数的选择

大涵道比涡扇发动机慢车状态包括地面慢车和空中慢车状态,主要用于地面检查、停机线等飞、着陆及空中降低高度下滑等飞行状态。

大涵道比涡扇发动机慢车状态选取的调节参数与军用小涵道比发动机的相同,一般均选取高压转子转速 n_2 为调节参数。主要原因是慢车状态下的稳定工作受到燃烧室稳定燃烧边界的约束,即最低燃油/空气比,而该比值受到高压压气机出口气流的影响,因此慢车状态一般选择高压转子转速 n_2 为调节参数。

3.2 典型工作状态调节参数的选择

现役大涵道比涡扇发动机喷

口面积基本不可调,且要求在一定环境温度范围内保持等推力。从国外现役大涵道比发动机所选取的调节参数来看,能够实现这种调节要求的可供选择的调节参数主要有3个,即低压转子换算转速 n_{1c} 、发动机压比 $E_{PR}(P_{15}/P_{12})$ 和风扇外涵压比 $F_{PR}(P_{113}/P_{12})$,而调节因子是惟一的,即燃烧室燃油流量。从原理上来说,这几个调节参数适合任何结构的涡轮风扇发动机,至于选择哪个调节参数作为发动机稳态调节的主调节参数,不同的发动机公司都有自己的传统,如GE公司一般采用 n_{1c} 作为稳态主调参数,如CFM56、GE90等发动机;PW公司一般采用EPR作为主调节参数,如JT9D-7R4E、PW4000、V2500等发动机;RR公司的3转子大涵道比发动机RB211-524H也采用EPR作为主调节参数。而采用FPR作为主调节参数的发动机较少,目前了解到的只有RB211-535E4发动机采用。因此,大涵道比发动机可选取3个调节参数中任何1个作为主调节参数。

4 大涵道比发动机稳态调节规律的制定

4.1 慢车状态调节规律的制定

考虑到发动机在慢车状态下工作的特点,慢车转速的确定和在慢车状态下调节规律的制定应满足以下基本要求:

(1)提供必需的推力(地面慢车推力一般约为最大推力的3%~5%);

(2)发动机在慢车状态工作时应具有良好的加速性;

(3)燃烧室有合适的油气比,防止熄火;

(4)压气机有足够的稳定裕度;

(5)发动机的排气温度不得超过规定值。

在满足上述要求的情况下,在慢车状态下调节规律一般有以下4种:

(1) $W_f \sim n_2 = \text{常数}$;

(2) $W_f \sim n_2 = f(T_2) = \text{常数}$;

(3) $W_f \sim n_2 = f(T_0, P_0)$;

(4) $W_f = \text{常数}$ 。

目前较为常用的是第2种。其中在地面慢车状态和空中慢车状态下的调节规律基本一致,而在空中慢车状态下,因复飞时要求迅速提供推力,故空中慢车转速高于地面慢车转速。

4.2 典型工作状态调节规律的制定

目前大涵道比涡扇发动机典型状态工作点采用的稳态主调节规律如图1所示。

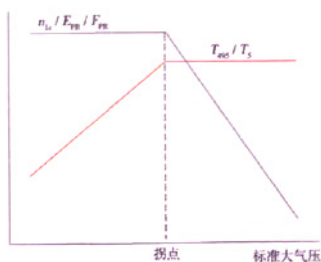


图1 大涵道比发动机采用的稳态主调节规律

如图1所示的调节规律适用于大涵道比涡扇发动机几个典型状态,即最大起飞状态、最大爬升状态、最大连续状态和最大巡航状态,且在拐点(CORNER POINT)后均采用限定排气温度的调节规律,因此本文主要分析在拐点前

采用不同调节参数对发动机性能的影响。而对于不同的典型状态,不同的调节参数对发动机性能的影响基本类似,本文选择最大起飞状态为主要研究对象。

另外,飞机在不同高度和速度下对发动机的性能要求往往并不完全与发动机自身固有的高度、速度特性完全一致。因此,为了满足飞机的性能要求,发动机在制定调节规律时需对发动机调节参数从高度和速度2个方面进行修正。一般的修正曲线如图2、3所示(对于采用不同调节参数或不同发动机,其修正系数不完全一致)。

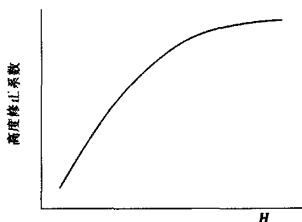


图2 高度修正系数

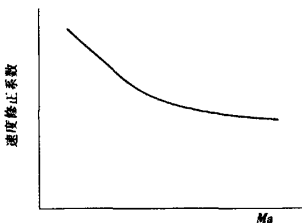


图3 速度修正系数

5 不同调节参数对发动机性能影响的计算与分析

5.1 不同调节参数对发动机温度特性的影响

分别采用 $n_{IC} = \text{const}$ 、 $E_{PR} = \text{const}$ 、 $F_{PR} = \text{const}$ 调节规律的分开排气大涵道比涡扇发动机性能随环境温度变化曲线如图4所示。

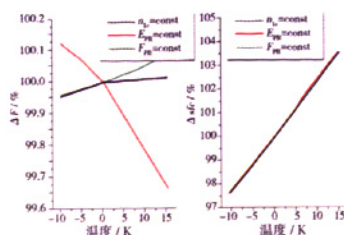


图4 不同调节规律对发动机温度特性的影响

根据发动机的特点,在规定环境温度范围内,要求发动机实现等推力。从图4中可见,无论采用哪种调节规律,等推力均是近似的。采用 $n_{IC} = \text{const}$ 和 $F_{PR} = \text{const}$ 调节规律,随着环境温度的升高发动机推力略有增加,原因是随着大气温度的升高,气体绝热指数略有增大,因此发动机推力小幅增大;而采用 $E_{PR} = \text{const}$ 调节规律,随着大气温度的升高,发动机进口换算流量略有减小,导致发动机推力小幅减小;采用3种调节规律,随着大气温度的升高,发动机耗油率均增加,且增加幅度基本相当。

5.2 不同调节参数对发动机速度特性的影响

分别采用 $n_{IC} = \text{const}$ 、 $E_{PR} = \text{const}$ 、 $F_{PR} = \text{const}$ 调节规律的分开排气大涵道比涡扇发动机性能随飞行马赫数变化曲线如图5所示。

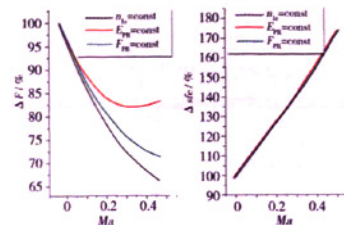


图5 不同调节规律对发动机速度特性的影响

从图5中可见,采用 $n_{IC} = \text{const}$ 和 $F_{PR} = \text{const}$ 调节规律,随着飞机飞行速度的增大,发动机推力大幅减小,耗油率大幅增加;而采用 $E_{PR} = \text{const}$ 调节规律,随着飞行速度的增大,发动机推力先大幅减小,然后变化比较平缓,最后略有增大。耗油率变化与其它2种调节规律的相同。

5.3 不同调节参数对发动机高度特性的影响

分别采用 $n_{IC} = \text{const}$ 、 $E_{PR} = \text{const}$ 、 $F_{PR} = \text{const}$ 调节规律的分开排气大涵道比涡扇发动机性能随飞行高度变化曲线如图6所示。

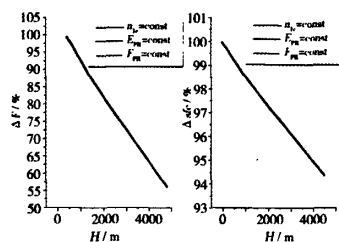


图6 不同调节规律对发动机高度特性的影响

从图6中可见,采用不同调节规律,随着高度的增加,发动机推力、耗油率变化幅度和趋势基本相当。

5.4 不同调节参数优缺点分析

(1)从3个调节参数对比来看,采用 $n_{IC} = \text{const}$ 和 $F_{PR} = \text{const}$ 调节规律,对分开排气的大涵道比涡扇发动机保持等推力更为有利;

(2)分别采用 $E_{PR} = \text{const}$ 、 $F_{PR} = \text{const}$ 、 $n_{IC} = \text{const}$ 调节规律,速度特性由好变差;

(3)从参数测量和工程实现的角度来说,3个调节参数均需2个测量值计算获得,其中 n_{IC} 需测

量低压转子转速和发动机进口温度, E_{PR} 需测量发动机进口压力 P_2 和涡轮出口压力 P_5 , F_{PR} 需测量发动机进口压力 P_2 和风扇外涵出口压力 P_5 ,因此3个调节参数出错概率均等,即可靠性基本一致。但是从目前测量技术发展来看,转速测量更准确、更可靠,因此目前大涵道比发动机普遍选用 n_{IC} 作为调节参数来控制和管理发动机推力。

6 稳态调节规律的实现

发动机调节规律确定后,就需要相应的控制系统实现。目前国际上大涵道比涡扇发动机普遍采用的控制系统分为监控型控制和全功能数字电子控制2大类。监控型控制是指发动机主要控制功能由液压机械式控制器完成,如转速控制及起动、加速、减速控制等。发动机电子控制器(EEC)的作用主要是监控和限制,保证精确的推力控制,同时不要超出发动机的工作限制。而在全功能数字电子控制系统(FADEC)中,液压机械装置只保留执行机构(在有的机构上它还作为电子控制失效后的备份控制),所有控制均由EEC完成。从目前的技术发展趋势来看,航空发动机控制系统将普遍采用FADEC。

在全功能数字电子控制系统中,发动机稳态主控制主要由EEC实现,具体的控制方案如图7所示。几个典型状态点调节参数(n_{IC} 、 E_{PR} 、 F_{PR})基准值由设定的推力杆角度 TLA 决定,并由进口温

度 T_2 、高度和马赫数修正(此外可能还会考虑飞机引气和功率提取的修正)。依据 TLA 计算的 $n_{IC}/E_{PR}/F_{PR}$ 同实际测量的 $n_{IC}/E_{PR}/F_{PR}$ 的差值调节燃油流量直到差值消除,即可实现对大涵道比发动机典型状态点稳态性能的闭环控制,从而实现对发动机稳态推力的管理。

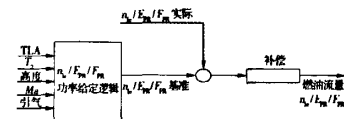


图7 大涵道比发动机稳态控制方案

7 结论

(1)选择哪个参数作为主调节参数,与各公司的习惯和技术发展方向有关,需选择适合本公司的调节参数作为主调节规律控制参数,从目前的技术发展趋势来看,选取 n_{IC} 将为主要发展方向。

(2)3种调节规律均能满足大涵道比涡扇发动机要求的等推力,但是每种调节规律均是近似的,且趋势不尽相同。

(3)3种调节规律对发动机速度特性的影响趋势大致相同,但是每种响应的程度不尽相同。

(4)3种调节规律对发动机的高度特性影响趋势基本一致。

参考文献

- [1]许春生,马乾坤.航空发动机电子控制[M].北京:中国民航出版社,1998.
- [2]史秀宇.民用航空发动机性能故障诊断途径[J].航空发动机,2008,(3), 49-51.