

1 种自适应循环发动机亚声速巡航节流性能研究

孟 鑫¹, 朱之丽¹, 陈 敏^{1,2}

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院¹, 先进航空发动机协同创新中心²; 北京 100191)

摘要:推进系统亚声速巡航的燃油经济性是决定战斗机作战半径的主要指标。在巡航过程中会因减少发动机推力带来进气道溢流量增加,使推进系统燃油经济性降低。自适应循环发动机如何利用自身变循环特征减小进气道溢流进而提高推进系统燃油经济性是解决这一问题的关键。研究了1种在亚声速巡航状态带可变风扇系统的自适应循环发动机,利用自身变循环特征,实现等流量降低推力的方法。通过对可变几何机构组合调节的研究,获取了等流量节流方案,并分析了发动机在这一过程中的性能和匹配情况。结果表明:这种带可变风扇系统的自适应循环发动机能够在一定推力范围内实现等流量节流,减少进气道溢流量,提升推进系统在亚声速巡航状态的燃油经济性。

关键词: 节流性能;亚声速巡航;自适应循环发动机;燃油经济性;可变风扇系统;航空发动机

中图分类号: V211.4

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2018.06.001

Study on Subsonic Cruise Throttling Performance of an Adaptive Cycle Engine

MENG Xin¹, ZHU Zhi-li¹, CHEN Min^{1,2}

(1.School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;

2.Collaborative Innovation Center of Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

Abstract: Fuel economy of propulsion system during subsonic cruise is the main index to determine combat radius of fighter. During cruise, the overflow of the inlet will be increased when reducing the thrust of the engine, which will reduce the fuel efficiency of the propulsion system. The key to solve this problem is how when reduce the inlet overflow and improve the fuel efficiency of the propulsion system by using the variable cycle characteristics of the adaptive cycle engine. An adaptive cycle engine with convertible fan system at subsonic cruising state was studied. By using its own variable cycle characteristics, the method of reducing thrust with equal flow rate was studied. Through the study on the combination regulation of variable geometry mechanism, the equal flow throttling scheme was obtained, and the performance and matching of engine in this process were analyzed. The results show that the adaptive cycle engine with convertible fan system can realize constant flow throttling within a certain thrust range, reduce inlet overflow flow, and improve fuel efficiency of propulsion system at subsonic cruise state.

Key words: throttle performance; subsonic cruise; adaptive cycle engine; fuel efficiency; convertible fan system; aeroengine

0 引言

对于军用战斗机来说,亚声速巡航状态是飞机的一个重要工作状态,在该状态下的燃油经济性对飞机作战半径有较大影响。在发动机耗油率水平一定的情况下,减少发动机安装性能的损失可以有效提高推进系统的燃油经济性^[1]。常规循环发动机在巡航过程中,需要降低转速来保持推力与阻力的平衡,这时,进气

道溢流量增加,推进系统的溢流损失增加,给巡航过程的燃油经济性带来不利影响^[2]。

自适应循环发动机(Adaptive Cycle Engine, ACE)^[3]作为变循环发动机(Variable Cycle Engine, VCE)^[4-6],可以通过复杂可变几何机构的组合调节,改变发动机工作状态,实现进入发动机的气流在各流道灵活分配^[7-8]。在变循环发动机概念提出时,美国GE公司就利用这种发动机的变循环特征,在一定推力范围内,实现了发

收稿日期:2018-01-11

作者简介:孟鑫(1987),男,在读博士研究生,研究方向为变循环发动机和自适应循环发动机稳态性能;E-mail:13810120500@163.com。

引用格式:孟鑫,朱之丽,陈敏. 1种自适应循环发动机亚声速巡航节流性能研究[J]. 航空发动机, 2018, 44(6): 1-5. MENG Xin, ZHU Zhili, CHEN Min. Study on subsonic cruise throttling performance of an adaptive cycle engine [J]. Aeroengine, 2018, 44(6): 1-5.

动机在保持进口流量的情况下减小推力的目的^[9-10]。自适应循环发动机作为变循环发动机研制的后续方案,应同样具备有效降低发动机节流过程中溢流量的能力。

本文通过对自适应循环发动机亚声速巡航节流性能的研究,探讨这一过程中可变几何机构的调节规律和发动机匹配工作点的变化。

1 自适应循环发动机

本文研究的自适应循环发动机是 Johnson、Powell 等^[11-13]在相关专利中提出的构型,其基本结构如图 1 所示。与常规循环的涡轮风扇发动机相比,这种发动机具备相同结构的核心机设计,不同之处在于由 3 个压缩部件组成的结构复杂的可变风扇系统,当发动机以 3 外涵模式工作时,进入发动机的气流经过进口的第 1 个分流环分流,一股气流进入第 3 外涵道,经过 FLADE 风扇级增压,由外涵道尾喷管排出;另一股气流经过前风扇级(Front Fan Stage,FFS)增压,再经过第 2 个分流环分流:其中一股气流经过模式选择阀门(Mode Select Valve,MSV)进入第 2 外涵道,而另一股气流进入后风扇级(Aft Fan Stage,AFS)继续增压;从后风扇级流出的气体再次由第 3 个分流环分流,一股气流经过第 1 外涵道进入前可变面积涵道引射器(Front Variable Area Bypass Injector,FVABI)与第 2 外涵道的气流掺混后,流向后可变面积涵道引射器(Rear Variable Area Bypass Injector,RVABI),而另一股气流则进入核心机,并在低压涡轮出口和 RVABI 流出的气流进行掺混,进入加力燃烧室,再经过内涵道尾喷管(也称主尾喷管)排出。

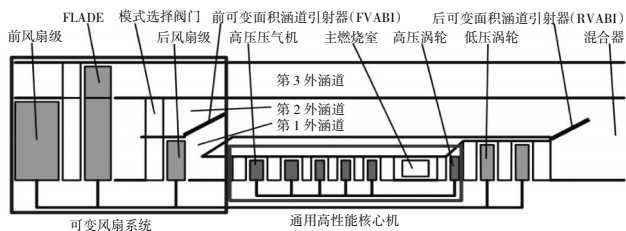


图 1 带可变风扇系统的自适应循环发动机基本结构

这种发动机气路比较复杂,通过多个可变几何机构的调节,可以实现较大范围的流量分配调节,使得发动机涵道比变化更加灵活。为了便于发动机总体性能数值仿真和研究,根据 FLADE 风扇级进口可调静子叶片和 MSV 的不同开闭状态,将发动机划分为 4

种工作模式:(1)M1 模式:FLADE 风扇级进口可调静子叶片和 MSV 均关闭,发动机以最小涵道比状态工作;(2)M2 模式:FLADE 风扇级进口可调静子叶片关闭,MSV 打开,发动机以双外涵变循环发动机状态工作;(3)M13 模式:FLADE 风扇级进口可调静子叶片打开,MSV 关闭,发动机以类似分排涡扇发动机状态工作;(4)M3 模式:FLADE 风扇级进口可调静子叶片和 MSV 均打开,发动机以最大涵道比状态工作。

在此基础上,参考文献[14]的方法,采用部件级模型对发动机稳态性能进行建模仿真。

2 亚声速巡航与等流量节流

2.1 亚声速巡航状态与推力需求

在本文的研究中,认为飞机在亚声速巡航状态进行的是等马赫数水平巡航。参考现代战斗机典型飞行任务剖面,将飞机亚声速巡航状态设定在高度为 11 km, $Ma=0.9$ 的飞行状态。

在战斗机实际使用过程中,在亚声速巡航状态的推力需求并不是保持不变的,燃油不断消耗,飞机总质量不断减小,飞行阻力随之减小,巡航需用推力也会相应地减小。

常规循环发动机在巡航过程中,通常采用降低发动机工作转速来保持推力与飞行阻力的平衡,发动机进口空气流量将随工作转速的降低而减少,与进气道的捕获空气流量出现不匹配的情况,进气道溢流量将增加,造成推进系统的溢流损失,使推进系统节流性能的燃油经济性下降。

变循环发动机因其特有的变循环特征可使发动机在节流过程中保持进口流量不变^[9,14-15]。因此,本文对这种自适应循环发动机在亚声速巡航状态可变几何机构的调节进行研究,探讨实现等流量节流的可行方案,以提高推进系统的亚声速巡航燃油经济性。

2.2 可变几何机构调节

在这种自适应循环发动机构型中,可以进行主动调节的可变几何机构包括:FLADE 风扇级进口可调静子叶片、后风扇级进口可调静子叶片、高压压气机可调静子叶片、低压涡轮进口导向器喉道面积、后可变面积涵道引射器和主尾喷管喉道面积。在 M3 模式下可保证发动机具有尽可能高的通流能力和涵道比,因此在亚声速巡航时选定发动机以 M3 模式工作,只考虑对后风扇级进口可调静子叶片、高压压气机可调

静子叶片、后可变面积涵道引射器和主尾喷管喉道面积这 4 个可变几何机构进行组合调节,实现发动机的等流量节流。这 4 个可变几何机构调节的机械限位见表 1。

表 1 可变几何机构调节量调节限位

调节量	变化范围
后风扇级进口可调静子叶片角度 $/(^{\circ})$	$[-45,0]$
高压压气机可调静子叶片角度 $/(^{\circ})$	$[-20,0]$
后可变面积涵道引射器面积系数	$[0.1,2.0]$
主尾喷管喉道面积系数	$[0.7,1.3]$

2.3 等流量节流性能

本文研究的自适应循环发动机在亚声速巡航过程中,为了保证前风扇级和后风扇级都不在过高的换算转速下工作,主燃油控制规律确定为控制低压轴换算转速 $n_{Low}=1$ 。而为了保证发动机在具有较好燃油经济性的模式下工作,发动机在亚声速巡航时的工作模式选择为可以使发动机达到最大涵道比的 M3 模式。

在本文研究中,等流量节流的调节起点选取在 M3 模式的基准状态(即可变几何机构调节位置与设计点调节位置一致的状态)。在确定 M3 模式等流量节流的调节起点后,需要对起点可变几何机构调节进行敏感性分析,以确定实现推力减小的各可变几何机构的调节方向。在调节方向确定后,根据可变几何机构调节机械限位的约束,以及各部件机械、气动和热力方面的限制条件,采用响应曲面法与遗传算法相结合的优化方法,确定等流量节流的调节终点。

在确定了 M3 模式等流量节流的调节起点和终点后,采用如图 2 所示的方法获取 2 点间各可变几何机构具体的变化规律。其中,线性替代法是指将 2 点间某一可变几何机构的变化用线性变化代替的方法;非线性调节约束则是指 2 点间某一可变几何机构的变化必须单调;而压缩部件工作点约束则是指各压缩

部件喘振裕度的变化不能过大,且风扇的工作点变化必须单调。

通过上述方法,最终得到 M3 模式等流量节流的调节方案,再结合降转速节流部分,得到这种自适应循环发动机在亚声速巡航状态的节流性能。

3 结果与分析

3.1 敏感性分析

在 M3 模式基准状态工作点可变几何机构调节量对推力的敏感性分析如图 3 所示。从图中可见 4 个可变几何机构分别独立开大 2% 发动机推力的变化情况。不难看出,后风扇级、高压压气机和后可变面积涵道引射器在开大时,都会使发动机推力增大;而主尾喷管喉道开大时,则会使发动机推力减小。

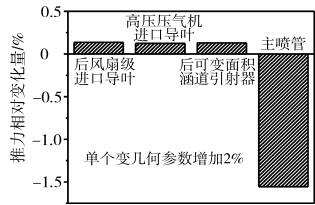


图 3 可变几何机构调节量对推力的敏感性分析

3.2 等流量节流性能

根据敏感性分析结果和各可变几何机构的机械限位,确定 M3 模式等流量节流方案中各可变几何机构调节量的变化范围,见表 2。

表 2 可变几何机构调节量变化范围

调节量	变化范围
后风扇级进口可调静子叶片角度 $/(^{\circ})$	$[-45,-30]$
高压压气机可调静子叶片角度 $/(^{\circ})$	$[-20,-20]$
后可变面积涵道引射器面积系数	$[0.1,1.0]$
主尾喷管喉道面积系数	$[1.0,1.3]$

根据各可变几何结构调节范围和转速、温度与喘振裕度的约束调节,优化得到 M3 模式等流量节流终点,见表 3。从表中可见,从起点到终点,发动机进口

表 3 等流量节流起点和终点的发动机情况

参数	起点	终点
推力 /kN	31.57	23.83
耗油率 $/(kg/(N \cdot h))$	0.08516	0.08327
发动机进口空气流量 $/(kg/s)$	82.98	82.99
后风扇级进口可调静子叶片角度 $/(^{\circ})$	-30	-45
高压压气机进口可调静子叶片角度 $/(^{\circ})$	-20	-20
后可变面积涵道引射器面积系数	1.00	0.45
主尾喷管喉道面积系数	1.00	1.30

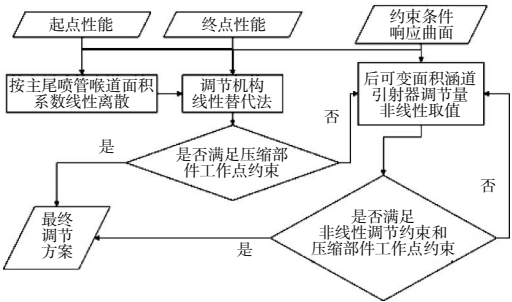


图 2 获取可变几何机构调节方案的方法

流量几乎保持不变,推力减小 24.50%,耗油率降低 2.23%;如果和模式转换前的发动机性能相比,发动机推力减小 47.55%,耗油率降低 15.61%。

根据 M3 模式等流量节流起点和终点的发动机状态,通过获取等流量节流可变几何机构调节规律的方法,得到 M3 等流量节流过程的可变几何机构调节方案。再结合发动机模式转换过程和 M3 模式等流量节流终点后的降转速节流过程,最终得到发动机在整个亚声速巡航状态的可变几何机构调节量变化情况,如图 4 所示。其中,推力在 31.57~23.83 kN 范围内,可以通过可变几何机构的组合调节,在保证发动机进口流量不变的情况下,减小发动机的推力;而推力在 23.83 kN 以下时,已经不能通过可变几何机构的调节同时保证发动机进口流量不变,而且发动机部件满足机械、气动和热力的限制,只能通过降低发动机转速来使得发动机推力进一步减小。

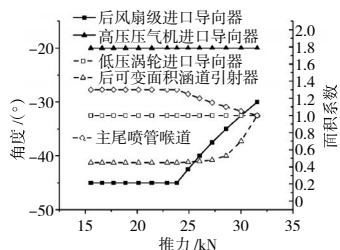


图4 可变几何机构调节规律

结合飞机飞行任务需求进行分析,发现在 31.57~23.83 kN 的推力范围,能够覆盖飞机去程的亚声速巡航推力需求。但是在回程时,由于飞机总质量较低,飞机亚声速巡航的需用推力变小,只能依靠降低发动机转速来满足推力需求。

3.3 发动机不同节流控制规律节流性能比较

为了比较等流量节流和普通降转速节流之间的差异,定义 2 种不同的节流方案:方案 1 是从 M3 模式基准状态开始先进行等流量节流,当发动机实在无法进行等流量节流时再进行降转速节流;方案 2 是从 M3 模式基准状态开始直接进行降转速节流。

发动机分别采用节流方案 1、2 进行节流时,发动机进口空气流量、耗油率、总涵道比和涡轮前温度随推力变化曲线分别如图 5~8 所示。

从发动机进口空气流量来看,到 M3 模式等流量节流终点,节流方案 1 的溢流量比节流方案 2 的减少 8.70 kg/s,占 M3 模式基准状态发动机进口流量的 10.48%,这对于减少进气道溢流损失有较为明显的收益。从发动机非安装耗油率来看,在从 31.57~约 16.5 kN 的推力变化范围内,节流方案 1 的非安装耗油率都要低于节流方案 2 的。也就是说,在只考虑非

安装性能的情况下,在从节流起点开始向下的约 47%的推力范围内,节流方案 1 比节流方案 2 有更好的燃油经济性。如果考虑减少溢流损失方面的优势,节流方案 1 将在更大的推力范围内有降低安装耗油率、提升发动机燃油经济性方面的优势。从总涵道比来看,节流方案 1 通过对可变几何机构的组合调节,进一步增大了第 1、2 外涵道的流量,使得发动机获得低耗油率上的优势。从涡轮前温度来看,虽然节流方案 1 为了保持低压轴转速不变,涡轮前温度要高于节流方案 2,但是由于可变几何机构的调节,涡轮前温度提高的程度有限。

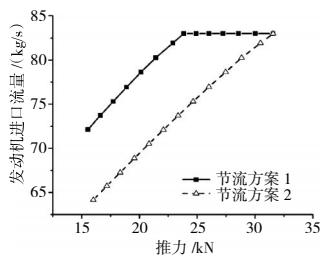


图5 发动机进口流量随推力变化曲线

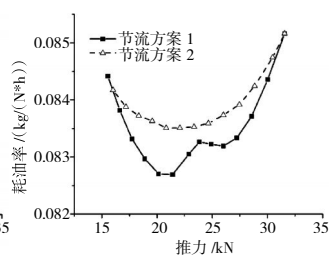


图6 耗油率随推力变化曲线

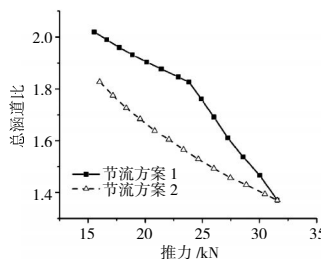


图7 总涵道比随推力变化曲线

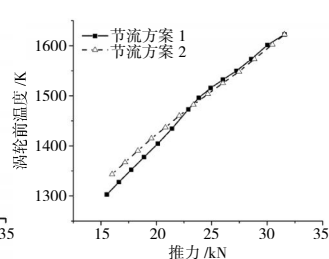


图8 涡轮前温度随推力变化曲线

而在这过程中,前风扇级、后风扇级和高压压气机的工作点变化曲线分别如图 9~11 所示。从各压缩部件整体情况来看,工作点变化单调,说明获取可变几何机构调节规律的方法能够获得符合约束条件的方案。

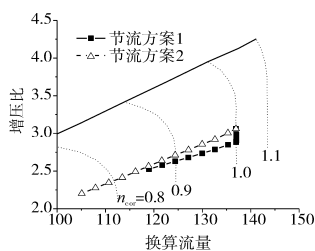


图9 前风扇级工作点变化曲线

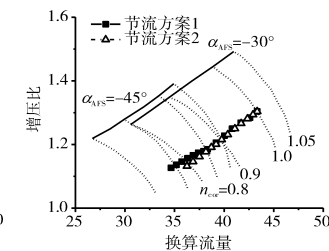


图10 后风扇级工作点变化曲线

从前风扇级的工作点变化情况来看,随着模式转换和等流量节流,模式转换活门打开,主尾喷管喉道开大,前风扇级增压能力下降,工作点沿着 $n_{cor}=1$ 的等换算转速线下

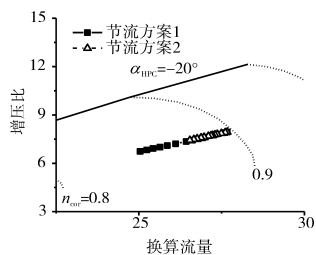


图 11 高压压气机工作点变化曲线

移。这种变化趋势也与文献[7-9]中介绍的变化趋势一致。而通过后风扇级进口可调静子叶片和后可变面积涵道引射器的组合调节,使得前风扇级增压能力在等流量节流过程中下降较为缓慢,工作点尽可能地保持在较高的效率区。相比于节流方案2,节流方案1在相同的推力水平下,前风扇级的工作点保持在更高的换算转速,这也能够保证前风扇级在较好的效率水平工作。而从后风扇级工作点的变化情况来看,2种方案惟一差别在于节流方案1调小了后风扇级进口可调静子叶片,工作点的喘振裕度和效率相差不大。从高压压气机工作点的变化情况来看,节流方案1由于前风扇级增压能力保持较好,所以高压压气机换算转速下降也更加明显,工作点更容易移向低效率区。因此,在调节过程中,要兼顾高压压气机的工作点位置变化,尽可能降低高压轴物理转速下降的趋势,防止高压压气机工作点快速下降到低效率区。

4 结论

本文主要研究了1种带复杂可变风扇系统的自适应循环发动机在亚声速巡航状态的节流性能。该自适应循环发动机可以通过少数几个可变几何机构组合调节,实现等流量节流,从而减少发动机节流过程中的溢流损失,提高推进系统的亚声速巡航经济性。在本文给定的发动机参数和可变几何机构调节限位的条件下,得出主要结论如下:

(1)在M3模式和控制低压转速的主燃油控制规律下,增加主尾喷管喉道面积可以在保持发动机进口流量近似不变的情况下,减小发动机推力;关小后风扇级进口可调静子叶片角度、高压压气机进口可调静子叶片角度和减小后可变面积涵道引射器进口面积,也可以减小发动机推力,同时改善因主尾喷管喉道开大带来的前风扇级增压比和效率下降过快的问題。

(2)在M3模式可以通过可变几何机构组合调节,保持发动机在进口空气流量不变的情况下,实现推力

减小24.50%。

(3)本文研究的自适应循环发动机方案,在等流量节流推力范围内,最大可以减少10.48%的溢流空气量;在M3模式约47%的推力范围内有非安装耗油率方面的优势。

参考文献:

- [1] 陈大光, 张津. 飞机-发动机性能匹配与优化[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1990:50-92.
CHEN Daguang, ZHANG Jin. Aircraft - engine performance matching and optimization [M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 1990:50-92.(in Chinese)
- [2] 朱之丽, 陈敏, 唐海龙, 等. 航空燃气涡轮发动机工作原理及性能[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2014:171-212.
ZHU Zhili, CHEN Min, TANG Hailong, et al. Working principle and performance of aviation gas turbine engine [M]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University Press, 2014:171-212. (in Chinese)
- [3] LI Bin, ZHU Daming. Analysis of adaptive cycle engine noise for civil aviation[J]. Procedia Engineering, 2011(17):645-653.
- [4] Westmoreland J S, Howlett R A, Lohmann R P. Progress on variable cycle engine[R]. AIAA-79-1312.
- [5] Brazier M E, Paulson R E. Variable cycle engine concept[R]. ISABE-93-7065.
- [6] Johnson J E. Variable cycle engine developments at General Electric 1955-1995 [C]//Murthy S N B, Curran E T. Developments In High-Speed Vehicle Propulsion Systems. Washington DC: AIAA, 1996:105-158.
- [7] Tagashira T, Sugiyama N. A performance optimization control of variable cycle engines[R]. AIAA-2003-4984.
- [8] Denney R K, Tai J C, Kestner B K, et al. Variable cycle optimization for supersonic commercial applications[R]. SAE-2005-01-3400.
- [9] Johnson J E. Variable cycle engines — the next step in propulsion evolution[R]. AIAA-1976-758-122.
- [10] Brown R. Integration of a variable cycle engine concept in a supersonic cruise aircraft[R]. AIAA-1976-1049.
- [11] Johnson J E, Powell B F. Adaptive engine: US,20110167792[P]. 2011-07-14.
- [12] Johnson J E, Powell B F. Convertible fan engine: US, WO/2011/038213[P]. 2011-07-14.
- [13] Johnson J E, Powell B F. Convertible fan system: US, US20110171007[P]. 2011-07-14.
- [14] 李斌, 陈敏, 朱之丽, 等. 自适应循环发动机不同工作模式稳态特性研究[J]. 推进技术, 2013, 34(08):1009-1015.
LI Bin, CHEN Min, ZHU Zhili, et al. Steady performance investigation on various modes of an adaptive cycle aero-engine [J]. Journal of Propulsion and Technology, 2013, 34(08):1009-1015.(in Chinese)
- [15] LV Ya, TANG Hailong, CHEN Min. Study on combined variable geometries regulation of adaptive cycle engine during throttling [J]. Applied Sciences-Basel, 2016,6(12):1-11.

(编辑:刘亮)