

文章编号:1000-8055(2011)09-2128-05

变循环发动机模态转换数值模拟

刘增文, 王占学, 蔡元虎

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 对双外涵变循环发动机的模态转换过程进行了研究, 设计了变循环发动机模态转换方案, 确立了模态转换时的多部件调节规律, 采用稳态模型对模态转换进行了数值模拟. 结果表明, 所设计的模态转换方案可行, 能够使变循环发动机的涵道比发生明显改变, 并有效提高了发动机在部分推力时的空气流量, 与设计参数相同的常规涡扇发动机相比, 其安装耗油率明显降低.

关 键 词: 变循环发动机; 模态转换; 数值模拟; 变几何; 安装性能

中图分类号: V231

文献标志码: A

Numerical simulation on bypass transition of variable cycle engines

LIU Zeng-wen, WANG Zhan-xue, CAI Yuan-hu

(College of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Based on a double bypass variable cycle engines, a bypass transition process was given. Using multi-components control method, the performance of variable cycle engine mode transition was numerical simulated by a steady state model. Compared with general turbofan engine, the variable cycle engines could change obviously the bypass ratio, and the SFC (specific fuel consumption) is depressed on subsonic cruise condition.

Key words: variable cycle engines; bypass transition; numerical simulation; variable geometry; installed performance

近年来, 战斗机正朝多用途、宽包线方向发展. 这一发展趋势, 促使研究者提出变循环发动机(variable cycle engine, 简称 VCE) 的概念, 将高、低涵道比发动机的优势合二为一, 使发动机可以同时具备高速时的大推力与低速时的低油耗. 变循环发动机通过改变发动机部件的几何形状、尺寸或者位置来调节其热力循环参数, 如增压比、涡轮前温度、空气流量、转速和涵道比等, 使得发动机在各种工作条件下都具有最佳的热力循环, 从而对飞行速度和高度有良好的适应性. 变循环发动机的内在性能优势, 受到了各航空强国的重视, 是目前航空发动机的重要研究方向.

1 变循环发动机发展背景

变循环发动机的研究从 19 世纪 60 年代开

始, 各国研究了大量的 VCE 概念发动机, 如 Variable pumping compressor (1960), Flex cycle (1960), Turbo augmented cycle engine (1970), Modulating bypass VCE (1973), Flow matching concepts (1974)^[1].

早期的变循环发动机概念方案中, 都存在着这样或那样的缺点, 诸如气动、机械、质量、复杂度问题等. 当 1972 年到 1973 年间安装性能越来越受到重视的时候, 现代意义上的变循环发动机概念才变得成熟起来. 1974 年, 正式确认了近代变循环发动机的典型特征, 这就是能够进行流量匹配的单、双外涵变循环发动机.

变循环发动机典型结构包括: 双或多外涵结构、流量可调的压缩系统、混合排气的静压平衡控制系统、面积可调的涡轮以及可调排气喷管等五

收稿日期: 2010-09-12; 修订日期: 2011-03-29

作者简介: 刘增文(1983—), 男, 山东泰安人, 讲师, 博士, 主要从事航空发动机总体研究.

大部件。

1972年,美国国家航空航天局(NASA)开始实施超声速巡航研究(SCR)计划^[2],计划实施后,通用电器(GE)和普惠(PW)公司分别提出了不同的VCE概念,即双涵道发动机(DBE)^[3]和变流路控制发动机(VSCE)^[4]。1976年NASA制定了单独的超声速推进技术研究计划——VCE计划^[5]。1985年后,由NASA的高速推进研究计划(HSPR),DBE和VSCE两种方案继续发展。以这些计划为基础,在20世纪末美国推出了双外涵带核心机驱动风扇级(CDFS)的F120发动机。进入21世纪以来,美国更是在F120发动机的基础上开始研制新一代变循环发动机。如革命性涡轮加速器(RTA)计划、自适应投影发动机技术(ADVENT)计划等。其中,ADVENT计划特别指出,将重点开展变循环技术的研究和发展,实现飞机灵活机动特性、长航时低油耗特性、超声速巡航特性的完美结合,并计划在2009年中期进行核心机验证试验^[6]。

在同期,英国罗·罗公司提出了串列风扇式变循环发动机概念和可选择放气变循环发动机概念^[7]。法国SNECMA公司提出了中间风扇的MCV99 VCE方案^[8]。上世纪末,日本开始了为期十年的高超声速推进系统研究(HYPR)计划,专门研制了代号为HYPR-T的VCE^[9]。

2 双外涵变循环发动机

未来多用途战斗机的飞行包线如图1所示,在高马赫数区域,需要发动机提供最大推力,在迎风面积不变的情况下,为满足这一需求,应当尽可能

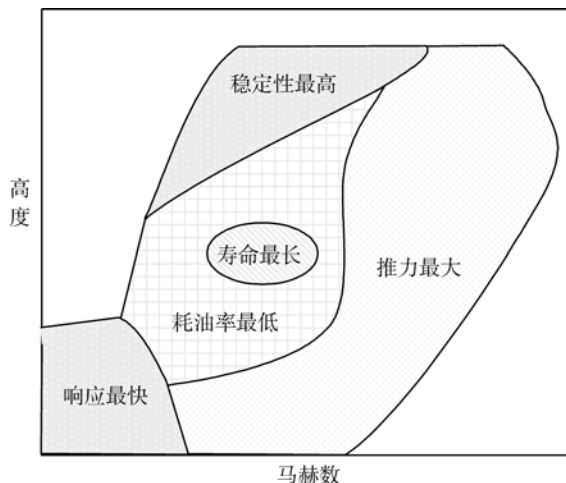


图1 未来战斗机飞行包线

Fig. 1 Flight envelope of future fighter

能的降低发动机涵道比,提高单位推力;在亚声速等区域,飞机主要做巡航飞行,需要部分推力下的低耗油率,则发动机应提高涵道比,以降低排气速度,提高推进效率。

一种双外涵的变循环发动机结构如图2所示。其风扇由低压涡轮驱动,核心机驱动风扇级由高压转子驱动,其导叶、静叶可以调节,流量、压比变化范围宽。风扇后有选择阀门控制气流进入前外涵以调节风扇裕度。发动机以小涵道比工作时,阀门关闭,增加进入核心机的流量;发动机以大涵道比工作时,阀门打开。在CDFS和高压压气机之间有一个涵道(可称为核心涵道),该涵道后有前可变面积涵道引射器(前VABI),用于调节前外涵与核心涵道气流混合。低压涡轮导向器可调,可以调节高、低压涡轮之间的功分配以使发动机在两种模态下工作时都能得到最佳的转速匹配;后VABI可以用于调节发动机总涵道比^[10-11]。

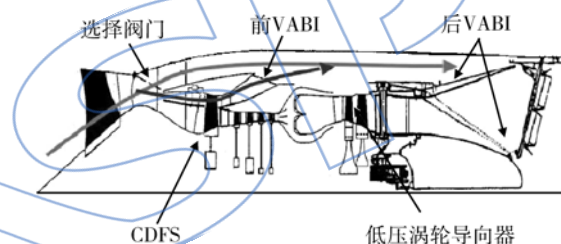


图2 双外涵变循环发动机结构

Fig. 2 Configuration of double bypass VCE

3 变循环发动机模态转换

双外涵VCE的主要优势在于能够根据飞行状态和任务的不同,主动地进行大、小涵道比工作模式的转换,从而实现性能的优化。变循环发动机的模态转换过程如图3所示,不同推力条件下的工作模态见表1,在表中可以看出,变循环发动机

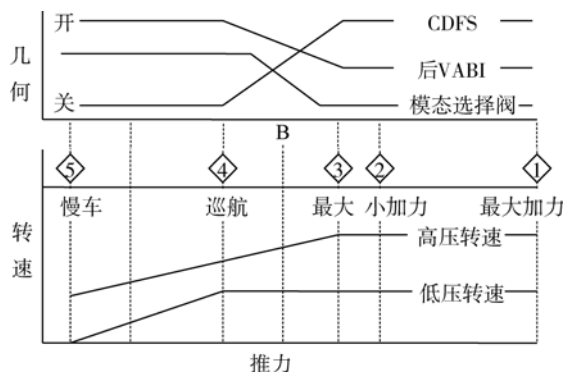


图3 变循环发动机模态转换

Fig. 3 Mode transition of VCE

的模式转换主要在巡航推力至最大推力之间. 在此间, 其低压转速保持不变或略有变化, 主要目的是保证风扇的流量, 而通过部件调节来控制高压转速, 同时, 调节喷管喉部以匹配发动机工作模式的转换.

表1 变循环发动机不同工作状态

Table 1 Modes of double bypass VCE

编号	状态	涵道比	外涵
1	最大加力	小	单
2	小加力	小	单
3	最大	小	单
B	模式转换	中	双
4	巡航	大	双
5	慢车	大	双

变循环发动机模式转换的工作机理为:

在小涵道比工作模式下, 选择阀门关闭, 前风扇出口的所有气体都经过 CDFS, CDFS 后气体绝大部分通过核心机, 小部分气体通过核心涵道绕过核心机. 此时 CDFS 和高压压气机的进口导叶开至最大, 保证核心机足够的流通能力, 同时低压涡轮导向器开到最大, 提高高压涡轮膨胀比以保证其做功能力. 前、后 VABI 和喷管喉道面积被设置为适当的大小来保持所需的涵道比和背压, 以给加速或超声巡航状态提供高的单位推力.

在大涵道比模式下, 发动机选择阀门打开, CDFS 和压气机导叶关小来减小核心机空气流量, 增大总涵道比. 关小低压涡轮导向器来增大低压转子的负荷. 前 VABI 被调节到适当的位置来保证外涵道的静压平衡.

以表2中的双外涵变循环发动机设计参数为例, 按照前述的变循环发动机模式转换方案, 采用稳态计算程序, 模拟了高度为 11 km, 马赫数为 0.8 条件下变循环发动机从巡航(60%最大推力)到最大状态的模式转换性能.

表2 变循环发动机设计参数

Table 2 Design data of double bypass VCE

参数	小涵道比	小涵道比
总压比	23	31
涵道比	0.64	0.25
涡轮前温度/K	1800	1960

整个模式转换共确定了 5 个主动调节变量, CDFS 进口导叶角度(图4), 压气机进口导叶角度(图5), 低压涡轮导向器面积(图6), 后可变涵道

引射器出口面积(图7), 喷管喉部面积(图8), 5 个调节量都按照高压转速进行调节, 模式选择阀门则根据进出口压差选择处于打开或关闭状态. 模式转换的调节范围为高压相对换算转速 0.9~1.0, 以 1.0 为小涵道比状态, 0.9 为大涵道比状态, 部件调节以后者为零点.

经过数值模拟, 从图9可以看出, 按照给定的部件调节规律, 变循环发动机可以实现从小涵道比到大涵道比的模式转换.

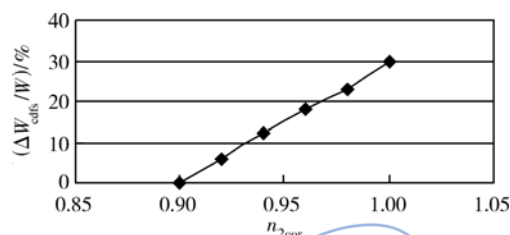


图4 CDFS进口导叶调节

Fig. 4 Control of CDFS inlet guide vanes

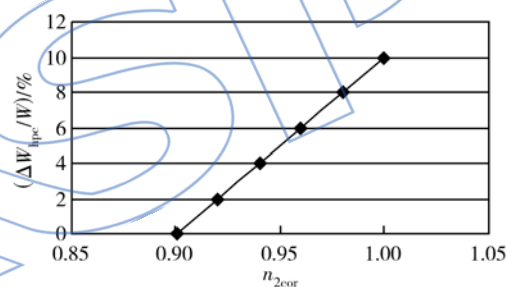


图5 高压压气机调节

Fig. 5 Control of high pressure compressor

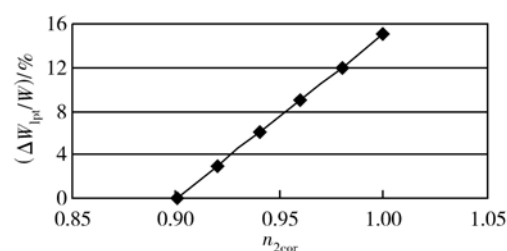


图6 低压涡轮导向器调节

Fig. 6 Control of low pressure turbine area

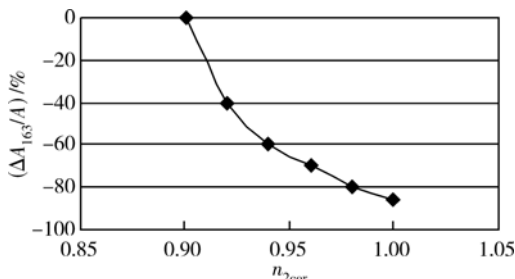


图7 后可变面积涵道比引射器调节

Fig. 7 Control of rear VABI

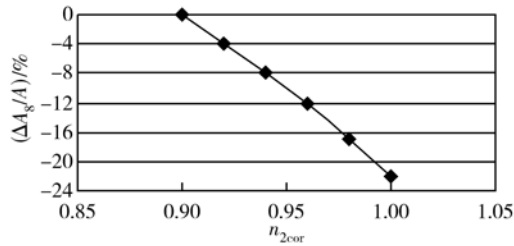


图 8 喷管喉部调节

Fig. 8 Control of nozzle throat

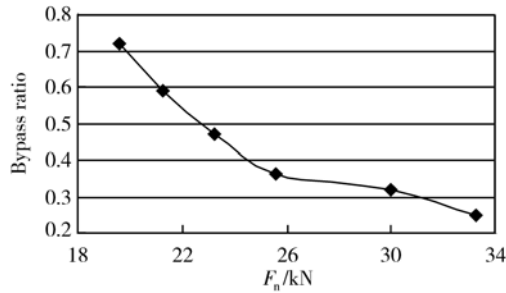


图 9 模态转换中涵道比的调节

Fig. 9 Bypass ratio control in mode transition

与同设计参数的常规涡扇发动机相比,变循环发动机在节流时,基本能够保持发动机流量的稳定,从而有效减小进气道溢流阻力.在本文的安装性能计算中,假定发动机采用单斜板二元进气道设计,如图 10 所示,不设置附面层抽吸和旁路放气,仅考虑溢流阻力 D_a 影响.利用文献[12]中的估算方法,对于亚声速情况,有

进气道斜板表面压强

$$p_r = (p_\infty + p_{lip})/2$$

由此可以得到

$$D_r = A_r \cdot (p_r - p_\infty)$$

则由动量方程可得理论溢流阻力为

$$D_a = A_{lip} \cos \theta [\gamma Ma_{lip}^2 p_{lip} + (p_{lip} - p_\infty)] +$$

$$D_r - \gamma A_\infty Ma_\infty^2 p_\infty$$

式中 A_∞ 与 Ma_{lip} 皆由进气道流量根据公式 $W =$

$K \frac{p^*}{\sqrt{T^*}} q(Ma) A$ 计算得出.计算中,假设气流经 ∞ 截面到 lip 截面的总压、总温不变.由 p_{lip}^* 和 Ma_{lip} 即可计算静压 p_{lip} .

以上公式中, γ 为比热比, Ma 为马赫数, A 为面积, p 为压强, D 为阻力.

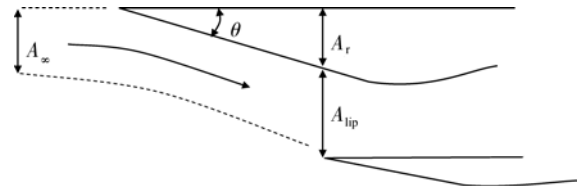


图 10 超声速进气道

Fig. 10 Supersonic inlet

如图 11 所示,通过对本文中常规涡扇和变循环发动机的安装性能分析得出,通过部件调节,在飞行高度为 11 km,马赫数为 0.8 的条件下,变循环发动机巡航安装耗油率可比常规涡扇发动机下降 13%,详细参数见表 3、表 4.

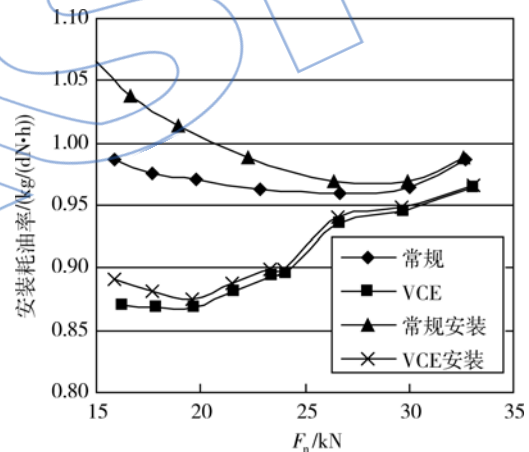


图 11 常规涡扇和变循环发动机性能比较

Fig. 11 Performance comparing between turbofan and VCE

表 3 常规涡扇发动机性能参数

Table 3 Performance of general turbofan engine

n_2 转速	推力/kN	耗油率/(kg/(dN·h))	空气流量/(kg/s)	涵道比	安装耗油率/(kg/(dN·h))
1.00	32.68	0.987	47.95	0.250	0.989
0.95	30.02	0.965	46.31	0.265	0.969
0.90	26.64	0.959	43.26	0.278	0.969
0.85	22.81	0.963	39.46	0.293	0.988
0.81	19.78	0.970	36.40	0.307	1.014
0.78	17.71	0.976	34.32	0.319	1.039
0.75	15.83	0.986	32.42	0.332	1.073

表 4 双外涵变循环发动机性能参数
Table 4 Performance of double bypass VCE

n_b 转速	推力/kN	耗油率/(kg/(dN·h))	空气流量/(kg/s)	涵道比	安装耗油率/(kg/(dN·h))
1.00	33.09	0.965	47.78	0.27	0.966
0.97	29.72	0.946	46.55	0.36	0.948
0.96	26.70	0.936	45.35	0.42	0.940
0.96	24.08	0.896	45.69	0.44	0.900
0.95	23.41	0.894	45.35	0.44	0.898
0.93	21.63	0.881	44.57	0.54	0.887
0.91	19.72	0.868	44.39	0.70	0.875
0.88	17.90	0.868	42.47	0.72	0.881
0.85	16.21	0.870	40.63	0.75	0.892

4 结 论

在变循环发动机的研究中,如何实现大、小涵道比的模态转换是其能够充分发挥性能优势的关键。

本文以双外涵变循环发动机为例,对其模态转换过程进行了研究。选择了 CDFS 导叶角度、高压压气机导叶角度、低压涡轮导向器面积、后可变面积涵道引射器和喷管喉部面积为主动调节变量,设计了变循环发动机模态转换方案,确立了模态转换时的多部件调节规律,并采用稳态模型对模态转换进行了数值模拟。

结果表明,所设计的模态转换方案可行,能够使变循环发动机的涵道比发生明显改变,并有效提高了发动机在部分推力时的空气流量,与设计参数相同的常规涡扇发动机相比,其安装耗油率明显降低。

参考文献:

- [1] Johnson J E. Variable cycle engines-the next step in propulsion evolution[R]. AIAA 1976-758, 1976.
- [2] Sherwood H. Bibliography of supersonic cruise research (SCR) program from 1977 to mid-1980[R]. NASA RP 1063, 1980.
- [3] Allan R D. Advanced supersonic propulsion system technology study[R]. NASA CR-134913, 1975.
- [4] Howlett R A, Sabatella J, Johnson J, et al. Advanced supersonic propulsion study[R]. NASA CR-134904, 1975.
- [5] Allan R D. General electric company variable cycle engine technology demonstrator program[R]. AIAA 1979-1311, 1979.
- [6] Bratley R. Versatile affordable advanced turbine engines (VAATE BAA III)[R]. BAA-07-01-PRK, 2007.
- [7] Nascimento M A. The selective bleed variable cycle engine [D]. Cranfield: Cranfield University, 1992.
- [8] Habrard A. The variable-cycle engine a solution to the economical and environmental challenge of the future supersonic transport[C]// Symposium on Future Supersonic and Hypersonic Transportation System. France: Strasbourg, 1989: 211-218.
- [9] Miyagi H, Kimura H, Kishi K, et al. Combined cycle engine research in Japanese HYPR program[R]. AIAA 1998-3278, 1998.
- [10] James E. Turbofan engine with a core driven supercharged bypass duct and fixed geometry nozzle: US, 5806303[P]. 1998-09-15.
- [11] Giffin R G, Johnson J E, Crall D W, et al. Turbofan engine with a core driven supercharged bypass duct: US, 5809772[P]. 1998-09-22.
- [12] Shelby J M, Jr, Walter P N, Jr, Rodney O B. A simplified analysis of propulsion installation losses for computerized aircraft design[R]. NASA TM X-73136, 1976.