

文章编号: 1000-8055(2010)06-1310-06

变循环发动机性能数值模拟

刘增文¹, 王占学¹, 黄红超^{1,2}, 蔡元虎¹

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072;

2. 中国航空工业集团公司 中国燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘 要: 在常规双轴涡扇发动机性能模拟程序的基础上, 添加了模式选择阀门、前可调面积涵道引射器、后可调面积涵道引射器、核心涵道等部件模块, 并加入了低压涡轮导向器面积、高压压气机转子叶片角度、风扇转子叶片角度、核心驱动风扇级转子叶片角度等调节变量, 编写了双外涵变循环发动机性能数值模拟程序, 模拟了一种带核心风扇级的双外涵变循环发动机的高度、速度和节流特性。计算表明: 与单外涵模式相比, 双外涵模式的单位推力和耗油率低, 受飞行条件影响的主要为前涵道比。随着低压转子转速的降低, 双外涵模式的总涵道比呈增大的趋势, 发动机的耗油率大幅降低。此外, 变循环发动机在几何调节参数不变的情况下, 对工作条件较敏感, 必须特别注意各调节参数与发动机工作条件的匹配。

关 键 词: 变循环发动机; 双外涵; 核心风扇级; 数值模拟; 性能特性

中图分类号: V231

文献标识码: A

Numerical simulation on performance of variable cycle engines

LIU Zeng-wen¹, WANG Zhan-xue¹, HUANG Hong-chao^{1,2}, CAI Yuan-hu¹

(1. School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. China Gas Turbine Establishment,

Aviation Industry Corporation of China, Chengdu 610500, China)

Abstract: Based on a general gas turbine performance simulation software, a double bypass VCE (variable cycle engine) performance simulation software was developed with introduction of selector valve, forward VABI (variable area bypass injector) and rear VABI and core bypass duct modules. The cycle operating parameters of VCE were given, such as low pressure turbine nozzle area, compressor inlet guide vane angle, fan inlet guide vane angle and core-driven fan stage inlet guide vane angle. A double bypass VCE characteristics were calculated and analyzed with altitude velocity and throttling in this paper. Compared with single bypass mode, the specific thrust and specific fuel consumption (SFC) of double bypass mode were low. The total bypass ratio increased and the SFC decreased with the decline of rotate speed. Under a complicated condition, it is necessary to match the engine with appropriate variable parameters.

Key words: variable cycle engines; double bypass; core-driven fan stage; numerical simulation; performance

近年来, 战斗机正朝多用途、宽包线方向发展, 对于超声速、格斗和机动飞行, 需要高单位推

力的涡喷循环, 对于亚声速巡航、待机和空中巡逻, 需要低耗油率的涡扇循环。这一发展趋势, 促

收稿日期: 2009-05-11; 修订日期: 2009-12-14

作者简介: 刘增文(1983-), 男, 山东泰安人, 博士生, 主要从事航空发动机总体设计方面研究。

使研究者提出变循环发动机(variable cycle engine, 简称 VCE) 的概念, 将两者的优势合二为一。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具有良好的适应性。由于变循环发动机内在的性能优势, 受到了各航空强国的重视, 是目前主流的研究方向。

1 变循环发动机发展背景

从广义上说, 带加力的涡喷发动机也可称为 VCE。这样, VCE 的研究就可以上溯到 1940 年代的 J47 发动机。

狭义的 VCE 是指融合了涡喷、涡扇循环特征的发动机。从 1960 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 Qcle engine (1970), modulating bypass CE (1973), flow matching concepts (1974)^[1]。

1971 年, NASA 开始实施超声速巡航研究 (SCR) 计划, 计划实施后, 通用 (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) 和变流路控制发动机 (VSCE)。1976 年 NASA 制定了单独的超声速推进技术研究计划——VCE 计划。到计划结束时, 相对 1971 年的 GE4 发动机, VCE 的超声速巡航耗油率下降 10%, 亚声速的耗油率下降 24%, 质量降至 GE4 的 75%^[2]。1985 年后, 由美国航空航天局 (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第四代变循环发动机——可控压比发动机 COPE。

在同期, 英国罗·罗 (RR) 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^[3]。法国 SNECMA 公司提出了中间风扇的 MCV99 VCE 方案^[4]。1989 年, 日本开始了为期 10 年的 HYPR (hypersonic transport propulsion system research project) 计划, 专门研制了代号为 HYPR-T 的 VCE 发动机^[5]。

在 GE 公司最新的发动机研制计划 eCore 计划中, 包括了 LEAP-X 计划、ADVENT (ADaptive versatile engine technology) 计划、AATE

(advanced affordable turbine engine) 计划、FATE (future affordable turbine engine) 计划、HEETE (highly efficient embedded turbine engine) 计划、INVENT (integrated vehicle energy technology) 计划、FVAR (future vehicle aircraft research (N + 3 desings) 计划等。其中, ADVENT 计划特别指出, 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]。

2 双外涵变循环发动机设计方案

本文采用的双外涵 VCE 的设计。该方案发动机能同时以单、双涵模式工作^[7-8], 其结构如图 1 所示, 主要部件包括: 2+1 结构的风扇, 前两级风扇静子可调, 由低压涡轮驱动。后一级风扇由高压转子驱动, 称为核心机驱动风扇级 (CDFS), 其静子叶片可以进行大角度调节, 前风扇后有部分气流通过选择阀门进入前外涵。

在 CDFS 和高压压气机之间有一个涵道 (可称为核心涵道), 该涵道后有可变面积涵道引射器 (VABI), 前外涵和核心涵道的气流在此掺混后通过后涵道流向后 VABI。再通过 VABI 与低压涡轮后的核心气流掺混, 进入加力燃烧室。

导向器可调的低压涡轮, 可以调节高、低压涡轮之间的功分配以使发动机在两种模式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和给风扇降负荷。

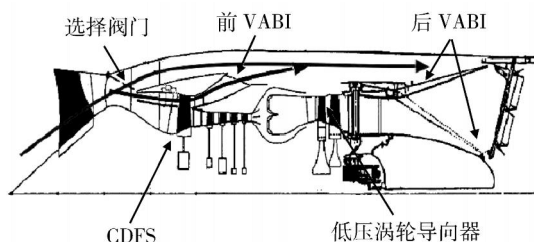


图 1 双外涵变循环发动机结构

Fig.1 Configuration of double bypass VCE

双外涵 VCE 的工作机理为:

在单外涵工作模式下, 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, 流经后 VABI 与核心气流混合。前风扇和高压压气机的进口导流叶片角度根据各自的折合

转速来调节, CDFS 的导向器打开以保证足够的流通能力, CDFS 所需的功增大. 低压涡轮导向器 (VATN) 开到最大, 保证核心机满足 CDFS 增加功的需求. 前 VABI 开大, 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.

双外涵模式: 在这种工作模式下, 选择阀门打开, CDFS 的导向器关小来减小核心机空气流量, 增大总涵道比. 前 VABI 被调节到适当的位置来保证内外涵道的静压平衡. 低压涡轮导向器 (VATN) 关小来减轻核心机的负荷, 增大低压转子的负荷. 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风扇背压, 以给亚声巡航状态提供较小的耗油率.

3 变循环发动机性能模拟方法

在常规双轴涡轮发动机性能模拟程序的基础上^[9], 添加了模式选择阀门、前可调面积涵道引射器、后可调面积涵道引射器、核心涵道等部件模块, 加入了低压涡轮导向器面积、高压压气机转子叶片角度、风扇转子叶片角度、核心驱动风扇级转子叶片角度等工作调节变量, 并修正平衡方程, 确立双外涵变循环发动机的性能模拟方法, 编写了双外涵变循环发动机性能数值模拟程序.

图 2 表示了双外涵变循环发动机性能数值模拟流程. 如图 2 所示, 本文中双外涵变循环发动机模拟程序共需求解 7 个平衡方程:

- 高压涡轮功率 = 压气机 + CDFS 功率;
- 低压涡轮功率 = 风扇功率;
- 低压涡轮与风扇流量平衡;
- 高压涡轮与高压压气机流量平衡;
- 加力燃烧室出口与尾喷管的流量平衡;
- 选择阀门与核心涵道静压平衡;
- 内涵静压与外涵静压平衡.

程序中, 对发动机设有转速限制, 压气机出口压力、温度限制, 涡轮进口温度限制和稳定、堵塞边界限制.

共确定了 7 个工作调节变量, 选择阀门通道面积, 前可变涵道引射器出口面积, 后可变涵道引射器出口面积, 低压涡轮导向器面积, 风扇进口导流叶片角度, 核心驱动风扇级进口导流叶片角度, 压气机进口导流叶片角度.

4 变循环发动机性能数值模拟

双外涵变循环发动机设计点部分参数以及

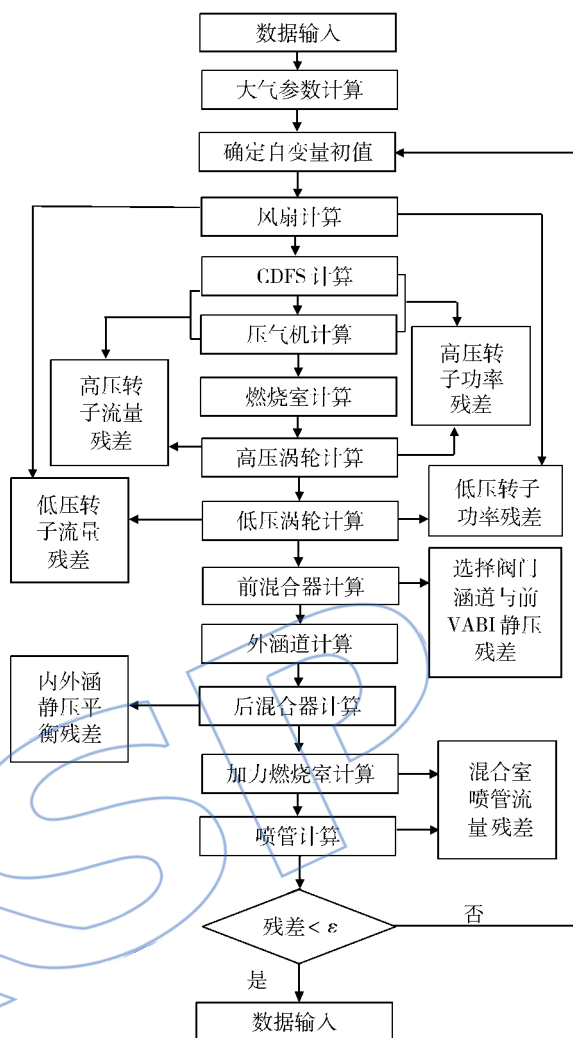


图 2 双外涵变循环发动机性能数值模拟流程图

Fig. 2 Flowchart of numerical simulation for double bypass VCE

CDFS 特性参考文献 [10-12] 给出的数据, 其他参数基于经验给出.

设计点为单外涵模式, 表 1 为双外涵变循环发动机设计点参数, 表 2 为不同工作模式下的工作调节参数. 控制规律为低压转子转速等于常数.

通过数值模拟, 可以得到变循环发动机的高度、速度特性.

双外涵变循环发动机推力、耗油率 (SFC) 随高度、速度的变化如图 3 和图 4 所示.

采用双外涵模式工作时, 变循环发动机的涵道比较单外涵模式时要高, 如图 5 所示, 所以双外涵模式的单位推力和耗油率比单外涵模式都要小, 由于发动机控制低压折合转速为常数, 在相同飞行条件下, 发动机流量将保持不变. 所以, 采用双外涵模式工作, 会降低变循环发动机的总推力. 由此可以看出, 在起飞、加速等需要大推力的时

表 1 双外涵变循环发动机设计点参数

Table 1 Design parameters of double bypass VCE

设计点参数	数值
高度/ m	0
马赫数	0
总增压比	26.668
涵道比	0.22
涡轮前温度/ K	1725
空气流量/ kg	125
设计点推力/ daN	10595.5
设计点耗油率/ (kg/ (daN · h))	0.8039
风扇增压比	3.200
风扇效率	0.830
CDFS 增压比	1.370
CDFS 效率	0.840
高压压气机增压比	6.083
高压压气机效率	0.850
燃烧效率	0.990
高压涡轮效率	0.900
低压涡轮效率	0.890
选择阀门通道面积/ m ²	0
前可变涵道引射器出口面积/ m ²	0.0516
后可变涵道引射器出口面积/ m ²	0.0417
低压涡轮导向器面积比	1.0
风扇进口导流叶片角度/ (°)	0
核心驱动风扇级进口导流叶片角度/ (°)	0
压气机进口导流叶片角度/ (°)	0

表 2 双外涵变循环发动机工作调节参数

Table 2 Control parameters of double bypass VCE

工作调节参数	单外涵	双外涵
选择阀门通道面积/ m ²	0	0.0903
前可变涵道引射器出口面积/ m ²	0.0516	0.0335
后可变涵道引射器出口面积/ m ²	0.0417	0.0613
低压涡轮导向器面积比	1.0	0.925
风扇进口导流叶片角度/ (°)	0	0
核心驱动风扇级进口导流叶片角度/ (°)	0	15.0
压气机进口导流叶片角度/ (°)	0	0

候,变循环发动机应当采用单外涵的工作模式.而在巡航等不需要大推力的情况下,可以选择双外涵工作模式以降低发动机的耗油率.

此外,由变循环发动机的速度特性可以看出,在低马赫数时,受各截面参数的限制,尤其是两个混合器静压参数的限制,双外涵模式的涵道比会向单外涵模式靠拢,对性能的影响尤其显著的反映在耗油率上,也就是说,在低速条件下,采用双外涵模式在耗油率方面并没有太大的效益,其主要发挥作用的范围应在马赫数 0.8 以上.

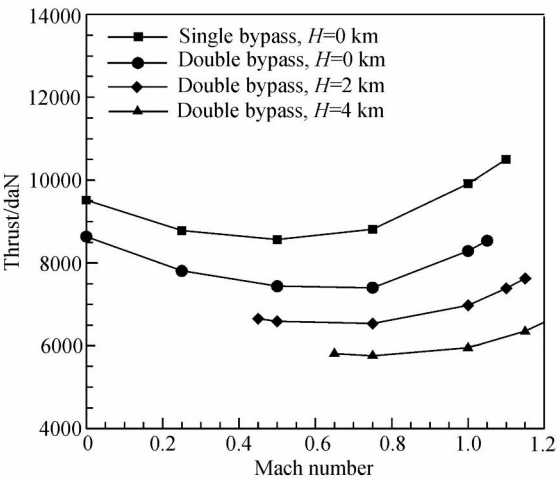


图 3 高度、马赫数对推力的影响

Fig. 3 Affect of thrust by altitude and Mach number

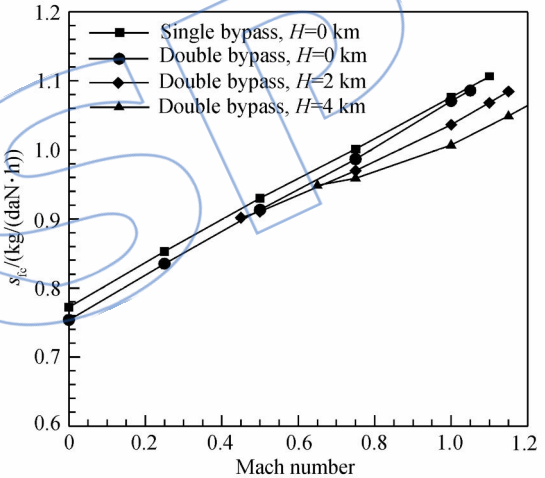


图 4 高度、马赫数对耗油率 s_{fc} 的影响

Fig. 4 Affect of SFC by altitude and Mach number

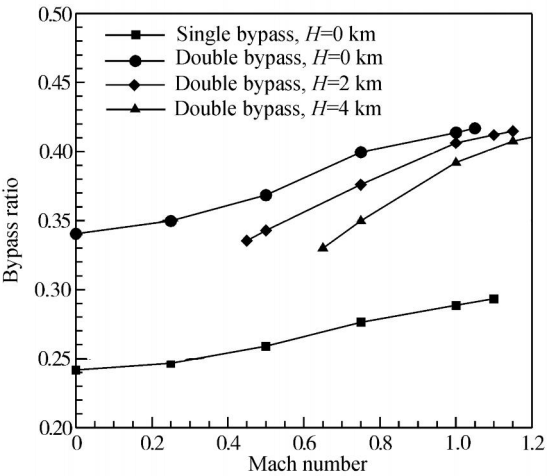


图 5 高度、马赫数对涵道比的影响

Fig. 5 Affect of bypass ratio by altitude and Mach number

由变循环发动机的高度特性可以看出,在各调节参数不变的情况下,变循环发动机受高度的影响很大,随着高度的增加,其工作能力迅速降低.所以,在实际的工作中,必须特别注意各调节参数与发动机工作条件的匹配.

图 6~图 7 为发动机前、后两个涵道比随高度、速度的变化.可以看出,双外涵工作模式下受飞行条件影响的主要为前涵道比,后涵道比基本保持不变,这一点与单外涵工作模式截然不同.

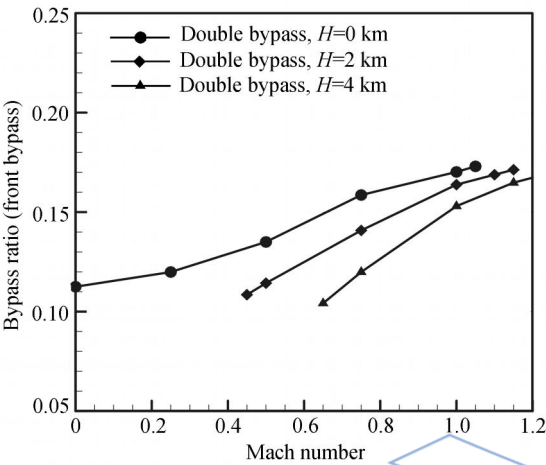


图 6 高度、马赫数对前涵道比的影响

Fig. 6 Affect of front bypass ratio by altitude and Mach number

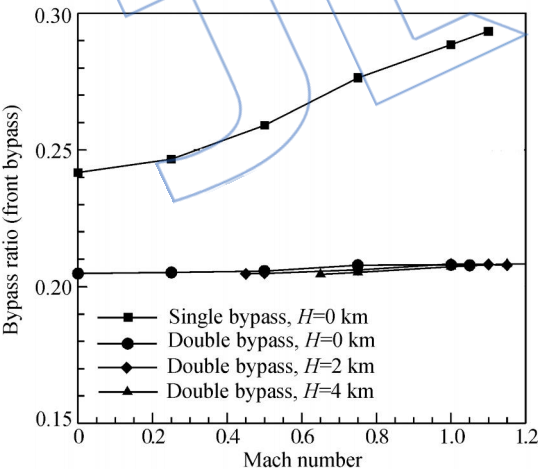


图 7 高度、马赫数对后涵道比的影响

Fig. 7 Affect of after bypass ratio by altitude and Mach number

从图 8~图 10 给出的变循环发动机的节流特性可以看出,在各调节参数不变的情况下,随着低压(LP)转子转速 n_L 的降低,涵道比呈增大的趋势,发动机的耗油率大幅降低.这意味着采用巡航转速会比最大转速更具有优势.随着马赫数的

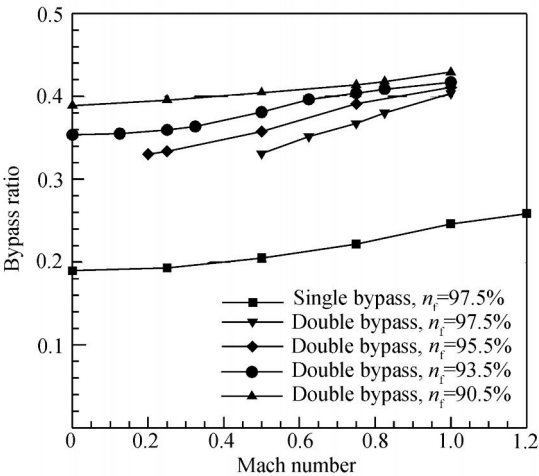


图 8 低压转速对发动机涵道比的影响

Fig. 8 Affect of bypass ratio by LP rotate speed

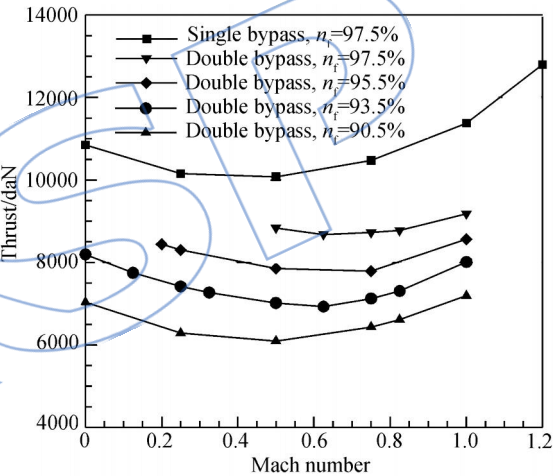


图 9 低压转速对发动机推力的影响

Fig. 9 Affect of thrust by LP rotate speed

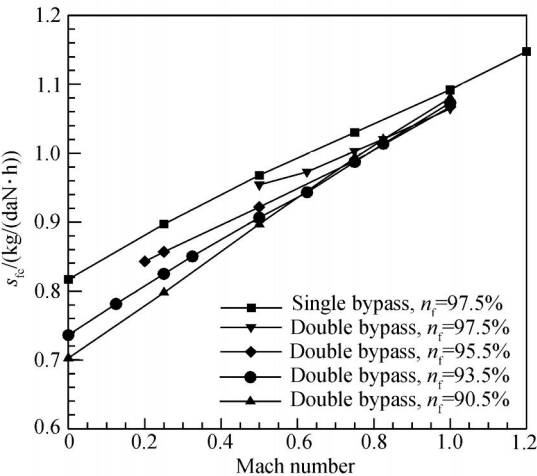


图 10 低压转速对发动机耗油率的影响

Fig. 10 Affect of SFC by LP rotate speed

提高,高转速条件下的工作环境得到改善,涵道比增长迅速.本发动机设计方案中,在其他调节参数不变的情况下,高转速的耗油率会在马赫数 0.9 左右超过低转速.

图 11~图 12 为发动机前、后两个涵道比随低压转子转速的变化.可以看出,双外涵工作模式下受飞行条件影响的主要为前涵道比,后涵道比基本保持不变.

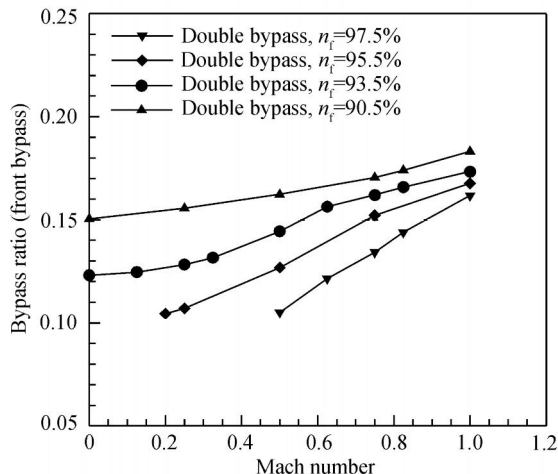


图 11 低压转速对发动机前涵道比的影响

Fig. 11 Affect of front bypass ratio by LP rotate speed

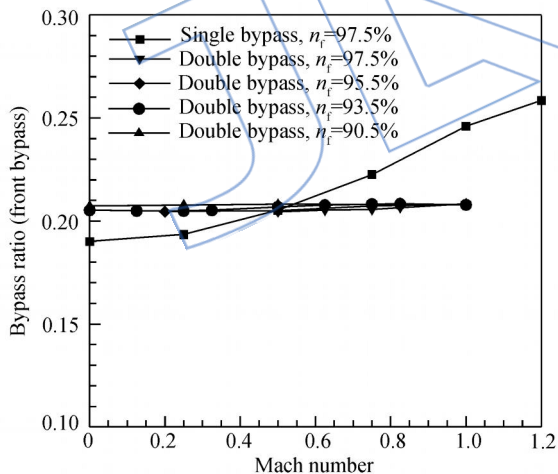


图 12 低压转速对发动机后涵道比的影响

Fig. 12 Affect of after bypass ratio by LP rotate speed

5 结 论

采用求解非线性方程的方法确立的双外涵变循环发动机的数学模型和性能数值模拟程序可以有效模拟该发动机的工作过程.变循环发动机的调节变量多,工作状态复杂,与常规涡喷涡扇发动机区别较大,需着重注意各个部件之间的耦合.

经过分析计算结果可得,比起单外涵模式,双外涵模式的单位推力和耗油率低,其受飞行条件影响的主要为前涵道比.随着低压转子转速的降低,双外涵模式的总涵道比呈增大的趋势,发动机的耗油率大幅降低.这意味着采用巡航转速会比最大转速更具有优势.此外,变循环发动机在几何调节参数不变的情况下,对马赫数、飞行高度等工作条件较敏感,在实际的工作中,必须特别注意各调节参数与发动机工作条件的匹配.

参考文献:

- [1] Johnson J E. Variable cycle engines—the next step in propulsion evolution[J]. AIAA 1976-758, 1976.
- [2] Allan R D. General electric company variable cycle engine technology demonstrator program [J]. AIAA 1979-1311, 1979.
- [3] Nascimento M A R. The selective bleed variable cycle engine[D]. Cranfield: Cranfield University, 1992.
- [4] Habrard A. The variable-cycle engine—a solution to the economical and environmental challenge of the future supersonic transport[C]// European Symposium on the Future of High Speed Air Transport Proceedings. Strasbourg, France: [s. n.], 1990: 211-218.
- [5] Miyagi H, Kimura H, Kishi K, et al. Combined cycle engine research in Japanese HYPR program [R]. AIAA 1998-3278, 1998.
- [6] Bratley R. VAATE BAA III- Adaptive versatile engine technology (ADVENT), broad agency announcement number 07-01-PRK, Call 01 [R]. Wright-Patterson AFB, OH: Air Force Research Laboratory, Propulsion Directorate, 2007.
- [7] Johnson J E. Turbofan engine with a core driven supercharged bypass duct and fixed geometry nozzle: US, 5806303 [P]. 1998-09-15.
- [8] Giffin R G III, Johnson J E, Crall D W, et al. Turbofan engine with a core driven supercharged bypass duct: US, 5809772 [P]. 1998-09-22.
- [9] Sellers J F, Daniele C J. DYNGEN: a program for calculating steady-state and transient performance of turbojet and turbofan engines [R]. NASA TN D-7901, 1975.
- [10] Sullivan T J, Parker D E. Design study and performance analysis of a high-speed multistage variable-geometry fan for a variable cycle engine [R]. NASA CR-159545, 1979.
- [11] Allan R D, Joy W. Advanced supersonic propulsion study: phases III and IV—Final report [R]. NASA CR-135236, 1975.
- [12] 唐海龙. 面向对象的航空发动机性能仿真系统及其应用 [D]. 北京: 北京航空航天大学, 2000.
TANG Hailong. Object-oriented aeroengine performance simulation system and its application [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2000. (in Chinese)