

## 变循环发动机组合变几何调节方案

骆广琦, 李 游, 刘 琨, 吴 涛, 胡神鑫  
(空军工程大学 航空航天工程学院, 西安 710038)

**摘 要:** 基于面向对象的设计思想, 设计出了一个双涵道变循环发动机(VCE)的性能计算模型, 并选取了双涵道 VCE 具有代表性的典型工作点, 进行了双涵道 VCE 的组合变几何调节的相关研究. 结果表明: 在双涵道 VCE 的亚声速巡航和超声速巡航工作点, 合理调节风扇导流叶片角度可以更大程度发挥双涵道 VCE 性能优势; 在亚声速巡航工作点时选取的方案 4 和超声速巡航工作点时选取的方案 4 均比双涵道 VCE 设计点的变几何调节方案性能更优.

**关键词:** 变循环发动机; 变几何; 组合调节; 超声速巡航; 亚声速巡航  
**中图分类号:** V231 **文献标志码:** A

### Combined variable geometry regulation schemes for variable cycle engine

LUO Guang-qi, LI You, LIU Kun, WU Tao, HU Shen-dao  
(Aeronautics and Astronautics Engineering College,  
Airforce Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

**Abstract:** Based on object-oriented design thought, a calculation model of double bypass variable cycle engine (VCE) was built, and the typical engine work points were selected to study optimized method of combined variable geometry regulation. The results show that suitable adjustment of fan guide vane angle can adequately develop double bypass VCE performance advantage at subsonic cruise and supersonic cruise points of double bypass VCE. The scheme 4 at the subsonic and supersonic cruise points are all better than adjustment schemes at the design point.

**Key words:** variable cycle engine; variable geometry; combined regulation;  
supersonic cruise; subsonic cruise

传统涡扇发动机在亚声速飞行时有较高的推进效率和较低的耗油率,但在超声速飞行时,大涵道比涡扇发动机的耗油率却高于同等推力级别的小涵道比涡扇发动机,限制了军用涡扇发动机涵道比的增加.因此在 20 世纪 60 年代,变几何和变循环的发动机的设计思想应运而生<sup>[1]</sup>.变循环发动机(VCE)依靠其独特的结构和变几何调节手段,能够在更广泛的范围内实现改变发动机的涵道比,兼顾亚声速低耗油率与超声速高单位推力的任务需求,是新一代战机理想的动力装置<sup>[2]</sup>.

国外从 20 世纪 70 开始就展开了 VCE 的设

计研究,其中 GE 公司的第 3 代 VCE YF120 已经过飞行验证.国外正展开第 4 代 VCE 的研究,并计划投入使用<sup>[3]</sup>.

国外虽然起步较早,但是相关研究试验数据以及细节资料尚无法详细了解,因此国内对 VCE 的研究还处于理论阶段,主要集中在 VCE 性能仿真模型的建立和总体结构设计方面.北京航空航天的朱之丽教授曾带头对国外 VCE 的典型方案进行了分析和研究<sup>[4-5]</sup>.在 VCE 的性能仿真方面,北京航空航天的王洪东开发了双涵道 VCE 的稳态计算程序,对双涵道 VCE 的稳态

收稿日期:2013-07-22

基金项目:中航工业发动机支持项目(1402-05)

作者简介:骆广琦(1971-),男,陕西咸阳人,教授,博士,主要从事航空发动机总体设计、性能评定与数值仿真等研究.

性能进行了初步的计算<sup>[6]</sup>.西北工业大学的刘增文、王元等分析了VCE单、双涵道的性能差异,并研究了双涵道VCE的模式转换过程<sup>[7-9]</sup>.目前,国内在双涵道VCE的建模技术、总体性能仿真研究方面已经积累了一定成果.

双涵道VCE结构复杂,可调变量繁多,建立其仿真模型只是研究的初步.对于不同任务需求下双涵道VCE的变几何调节方案,需要开展更深入的探索,这是目前国内双涵道VCE的研究中亟待解决的问题.本文基于这些国内研究的不足和需求,对双涵道VCE典型的亚声速巡航和超声速巡航工作点进行了组合调节方案研究.针对VCE单双涵道模式下的组合调节对VCE性能的影响进行了计算,优化了双涵道VCE超声速巡航和亚声速巡航的几何调节方案.

## 1 仿真模型的建立

### 1.1 基本结构和工作原理

本文的研究对象是双涵道VCE(下文简称VCE),结构如图1所示<sup>[10]</sup>.与常规双轴涡扇发动机相比,VCE的风扇分为前后两段,后段风扇由高压涡轮驱动,称为核心驱动风扇级(CDFS).每段风扇均有自己的涵道,且导叶角度可调,以在不同的模式下更好地调节空气流量,获得更佳的内涵道空气流量分配.其他可调部件还包括位于副外涵道进口的选择活门、可调面积的涵道引射器(VABI)、可调面积的低压涡轮导向器等.

VCE有两种典型的工作模式:当VCE处于亚声速巡航的低功率状态,VCE以双涵道模式工作.此时选择活门和后VABI打开,将风扇导叶角度调大,使前段风扇通过最大空气流量.关小

CDFS和高压压气机导叶角度,减小核心机流量,使更多气流经过副外涵道和核心涵道进入主外涵道,以增大亚声速巡航时VCE的涵道比,同时保证风扇有大的喘振裕度;当VCE处于超声速巡航的高功率状态,VCE以单涵道模式工作.此时关闭选择活门,关小后VABI,调大CDFS导叶角度使空气几乎全部通过核心机,仅有少部分气流经过核心涵道进入外涵道,以冷却喷管,该模式下VCE会产生高单位推力以维持超声速巡航.

### 1.2 建模方法

在研究VCE各部件建模方法的基础上,基于文献[11-12]的VCE数值仿真平台,确立了试给参数与平衡方程,构建了VCE整机的计算模型,计算流程如图2所示.

本文的计算采用如下平衡方程<sup>[13]</sup>:

- 1) 风扇与低压涡轮功率平衡;
- 2) 高压涡轮与CDFS和高压压气机功率平衡;
- 3) 后混合器内冷热流静压平衡;
- 4) 风扇与副外涵道、CDFS流量平衡;
- 5) 高压涡轮进口流量平衡;
- 6) 低压涡轮进口流量平衡;
- 7) 尾喷管面积平衡.

在仿真程序中确定了7个变几何调节量,分别是选择活门面积、风扇导叶角度、CDFS导叶角度、高压压气机导叶角度、后VABI面积、低压涡轮导向器面积、尾喷管面积.由于缺乏详细变几何部件特性,本文的风扇、CDFS、高压压气机和低压涡轮导向器变几何计算采用文献[14]的计算方法.

### 1.3 设计点计算

本文的设计点取标准大气条件下的双涵道模

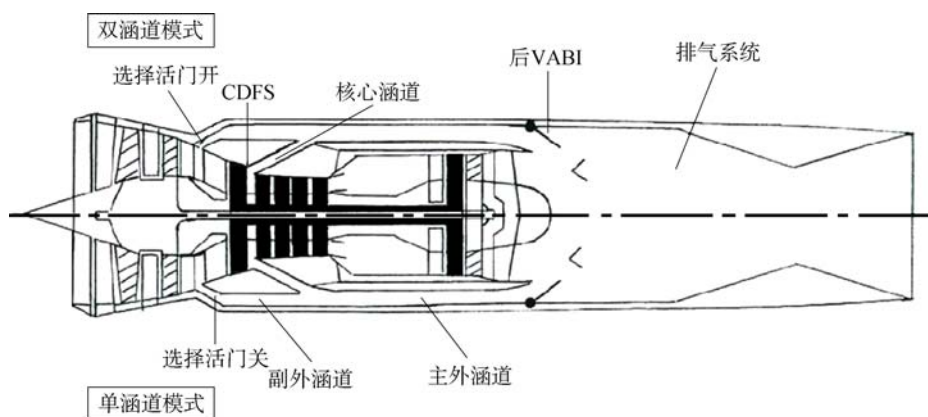


图1 双涵道VCE结构示意图

Fig. 1 Configuration of double bypass VCE

式(飞行高度  $H=0\text{ km}$ ,  $Ma=0$ ),设计点参数参考文献[15-16]给出.保持高压转子状态不变,将变几何参数进行调整,就获得了单涵道模式的设计点参数.详细参数见表 1.

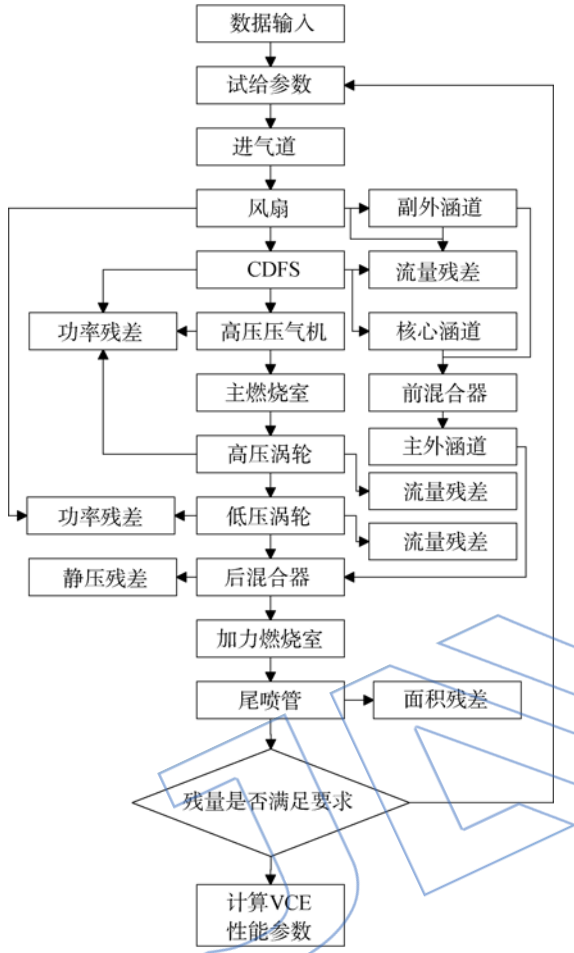


图 2 VCE 数值模拟流程图

Fig. 2 Flowchart of numerical simulation for VCE

表 1 VCE 设计点参数 ( $H=0\text{ km}$ ,  $Ma=0$ )  
Table 1 Design point parameters of VCE  
( $H=0\text{ km}$ ,  $Ma=0$ )

设计点参数	双涵道	单涵道
高压转子相对转速 $n_h/\%$	100.0	100.0
低压转子相对转速 $n_l/\%$	100.0	99.8
风扇增压比	5.00	6.06
CDFFS 增压比	1.37	1.39
高压压气机增压比	4.00	3.86
涵道比 $B_{pr}$	0.4	0.2067
前涵道比	0.15	0
涡轮前温度/K	1850	1784.4
空气流量 $\dot{m}_a/(\text{kg/s})$	125	128.13

续表

设计点参数	双涵道	单涵道
推力 $F_n/\text{N}$	106 624.3	115 140.2
单位推力 $F_s/(\text{N}/(\text{kg/s}))$	853	886
耗油率 $S_c/(\text{kg}/(\text{N}\cdot\text{h}))$	0.0821	0.08307
选择活门面积/ $\text{m}^2$	0.02451	0
风扇导叶角度 $\beta_{fan}/(^{\circ})$	0	5
CDFFS 导叶角度 $\beta_{cdfs}/(^{\circ})$	0	5
高压压气机导叶角度 $\beta_{hpc}/(^{\circ})$	0	5
低压涡轮导叶角度 $\beta_{lpt}/(^{\circ})$	0	4
后 VABI 面积/ $\text{m}^2$	0.04684	0.01639
尾喷管喉道面积 $A_8/\text{m}^2$	0.2160	0.2052

## 2 亚声速巡航组合变几何调节

VCE 在亚声速巡航时,采用双涵道模式.本文针对选择  $H=11\text{ km}$ ,  $Ma=0.8$  这一典型的亚声速巡航工作点进行组合变几何调节研究,计算时采用低压转子为常数的调节规律.在 VCE 的双涵道模式下,选择活门和后 VABI 完全打开,因此选择风扇导叶角度  $\beta_{fan}$ 、CDFFS 导叶角度  $\beta_{cdfs}$ 、高压压气机导叶角度  $\beta_{hpc}$ 、低压涡轮导叶角度  $\beta_{lpt}$  和相对尾喷管喉道面积  $A'_8$ ,共 5 个变量进行组合调节.

依据文献[17]的研究方法,对此飞行状况下的单变量进行了研究,从而设定 5 种调节方案,见表 2.其中方案 1 为双涵道模式设计点的几何调节方案,在该方案中所有变量均未进行调节;在剩下的 4 种方案中,均将尾喷管喉道面积调整至设计点面积的 110%,以利于 VCE 向涵道比增大、耗油率减小的方向发展.文献[18]的计算结果表明,调大低压涡轮导向器面积可以使低压转子共同工作线远离喘振边界,且对推力和耗油率影响

表 2 亚声速巡航组合变几何调节方案

Table 2 Combined variable geometry regulation schemes during subsonic cruise

方案	$\beta_{fan}/(^{\circ})$	$\beta_{cdfs}/(^{\circ})$	$\beta_{hpc}/(^{\circ})$	$\beta_{lpt}/(^{\circ})$	$A'_8/\%$
1	0	0	0	0	100
2	-3	0	-3	2	110
3	3	-1	-4	2	110
4	2	-1	-3	2	110
5	2	-2	-5	2	110

不大. 为进一步增大风扇喘振裕度, 在方案 1 至方案 4 中均对低压涡轮导叶角度正向调节为  $2^\circ$ .

设定如下的约束, 以从计算结果中选择耗油率最低的变几何调节方案:

$$F_n \geq 22000 \text{ N};$$

$$S_{m, fan} \geq 20\%, S_{m, cdfs} \geq 20\%, S_{m, hpc} \geq 30\%;$$

$$T_4^* \leq 1500 \text{ K}.$$

各方案的计算结果见表 3 所示.

表 3 各方案下 VCE 亚声速巡航性能

Table 3 VCE performances during subsonic cruise in different regulation schemes

方案	$F_n/\text{N}$	$S_{ic}/(\text{kg}/(\text{N} \cdot \text{h}))$	$B_{pr}$	$\eta/\%$	$\eta_h/\%$	$S_{m, fan}$	$S_{m, cdfs}$	$S_{m, hpc}$	$T_4^*/\text{K}$	$\dot{m}_a/(\text{kg}/\text{s})$
1	24409.7	0.09296	0.4259	85	89.42	0.2542	0.2237	0.2688	1503.4	43.44
2	20744.6	0.09082	0.4930	85	88.97	0.2815	0.2170	0.3232	1403.7	42.49
3	23508.5	0.09108	0.4780	85	91.36	0.2713	0.2117	0.3163	1461.8	44.95
4	23006.3	0.09091	0.4789	85	90.73	0.2725	0.2330	0.3133	1448.7	44.57
5	22175.3	0.09119	0.4877	85	91.24	0.2733	0.2217	0.3261	1440.3	43.69

从表 3 中可以看出方案 2 到方案 5 均调大了尾喷管喉道面积和低压涡轮导叶角度, 使 VCE 耗油率和涡轮前温度较方案 1 有所降低, 风扇和高压压气机的喘振裕度也均高于方案 1, 可以看出这两种变几何部件的组合调节起到了良好的效果.

方案 2 对风扇导叶角度负向调节. 由于在 VCE 亚声速巡航状态, 高、低压涡轮导向器处于临界或超临界工作状态, 涡轮落压比基本保持不变, 调小风扇导叶角度, 风扇流量 ( $\dot{m}_a$ ) 和增压比都减小, 风扇功率降低. 由低压转子功率平衡可知, 燃烧室供油量会减小以降低涡轮前温度, 最终使 VCE 推力降低. 同时, 该方案中调小了高压压气机导叶角度, 降低了高压压气机的转速, 提高了高压压气机的喘振裕度. 对比其他方案, 方案 2 是 4 种方案中涵道比最大、耗油率最低的方案, 但推力较方案 1 降低较大, 因此该方案不能满足要求.

方案 3~方案 5 均调大了风扇导叶角度, 调小了 CDFS 和高压压气机导叶角度, 目的是在增大 VCE 总流量的同时, 减小内涵道的空气流量, 以增大涵道比. 表 3 为各方案下 VCE 亚声速巡航性能的计算结果显示, 表中  $S_{m, fan}$ ,  $S_{m, cdfs}$ ,  $S_{m, hpc}$  分别为风扇、CDFS、高压压气机的喘振裕度;  $T_4^*$  为涡轮前温度. 方案 3 到方案 5 中 VCE 空气流量、推力和涡轮前温度均大于方案 2. 其中方案 3 对风扇导叶角度调节量最大, 推力、空气流量和涡轮前温度也最高, 可以看出调节风扇导叶角度对 VCE 的推力、空气流量和涡轮前温度起主导作用. 这 3 种调节方案中, 高压压气机和 CDFS 调节量不同, 方案 3 和方案 5 对高压压气机导叶角度

调节量较大, CDFS 喘振裕度明显低于方案 4, 而耗油率却比方案 4 要高. 综合考虑, 方案 4 是最符合亚声速巡航要求的方案.

### 3 超声速巡航组合变几何调节

本文选择  $H=11 \text{ km}$ ,  $Ma=1.5$  飞行状态下 VCE 的典型超声速巡航工作点, 采用  $T_4^*=1850 \text{ K}$  的调节规律, 进行组合变几何研究. 在单涵道模式下, 选择活门完全关闭, 因此进行组合调节的变几何参数为风扇导叶角度、CDFS 导叶角度、高压压气机导叶角度、低压涡轮导叶角度、后 VABI 面积  $A_{rvabi}$  和相对尾喷管喉道面积 6 个变量.

依据文献[17]的研究方法, 对此飞行状况下的单变量进行了研究, 从而设定 5 种调节方案, 见表 4. 其中方案 1 为单涵道设计点的变几何调节方案. 为在方案 1 的基础上进一步增大 VCE 的推力和单位推力, 在方案 2 至方案 5 中, 将后 VABI 和尾喷管喉道面积进一步缩小, 并通过调节其他 3 个变量来控制 VCE 转速和喘振裕度.

表 4 超声速巡航组合变几何调节方案

Table 4 Combined variable geometry regulation schemes during supersonic cruise

方案	$\beta_{fan}/(^{\circ})$	$\beta_{cdfs}/(^{\circ})$	$\beta_{hpc}/(^{\circ})$	$\beta_{pt}/(^{\circ})$	$A_{rvabi}/\%$	$A'_8/\%$
1	5	5	5	4	35	95
2	6	8	6	4	30	90
3	1	5	5	8	30	90
4	1	5	10	5	30	90
5	0	5	8	4	30	90

设定如下的约束,以从计算结果中选择单位推力最大的变几何调节方案:

$$F_n \geq 52000 \text{ N}$$

$$S_{fc} \leq 0.133 \text{ kg}/(\text{N} \cdot \text{h})$$

$$S_{m, fan} \geq 10\%, S_{m, cdfs} \geq 10\%, S_{m, hpc} \geq 20\%$$

$$n_i \leq 101\%, n_h \leq 101\%$$

各方案的计算结果见表 5.

表 5 各方案下 VCE 超声速巡航性能

Table 5 VCE performances during supersonic cruise in different regulation schemes

方案	$F_n/\text{N}$	$F_s/(\text{N}/(\text{kg}/\text{s}))$	$S_{fc}/(\text{kg}/(\text{N} \cdot \text{h}))$	$B_{pr}$	$n_i/\%$	$n_h/\%$	$S_{m, fan}$	$S_{m, cdfs}$	$S_{m, hpc}$	$\dot{m}_a/(\text{kg}/\text{s})$
1	52946.2	581.2	0.13095	0.2098	98.67	102.12	0.1165	0.1892	0.3101	91.09
2	47938.7	585.7	0.13409	0.1817	93.72	99.97	0.0758	0.0810	0.2959	81.85
3	53724.5	598.3	0.13161	0.1695	98.73	103.56	0.1544	0.1350	0.3090	89.80
4	52206.5	595.2	0.13221	0.1706	99.01	100.15	0.1099	0.1981	0.2791	87.72
5	52388.1	594.5	0.13198	0.1759	99.98	100.28	0.1096	0.1624	0.2894	88.13

在 5 种方案的计算结果中,方案 1 是单涵道设计点的变几何调节方案,注意到该方案在超声速巡航点的高压转子转速为 102.12%,已经超过设定的转速限制,不能满足要求.因此,针对不同的飞行状况设定变几何调节方案是非常有必要的.

在超声速巡航状态,高、低压涡轮处于临界、超临界状态,涡轮落压比保持不变,由于保持涡轮前温度不变,涡轮功率不变.当调大风扇导叶角度时,风扇增压比上升,必然会使风扇转速下降,流量减小,使风扇喘振裕度减小,VCE 推力降低;同样地,调大 CDFS 和高压压气机导叶角度,也会使高压转子转速降低;调大低压涡轮导叶角度,会改变高、低压涡轮功分配,使低压转子转速下降,高压转子转速上升,低压转子共同工作线下移,风扇喘振裕度增大.方案 2 中,对风扇、CDFS 和高压压气机导叶角度全部进行了正向调节,因此高、低压转子转速较其他方案较低,没有出现超转,但风扇和 CDFS 喘振裕度都比较低.由于 VCE 空气流量较低,VCE 的推力较其他方案最低.

方案 3~方案 5 调节方式类似,均调小了风扇导叶角度,因此这 3 种方案中 VCE 流量和推力明显高于方案 2.其中,方案 3 对低压涡轮调节量较大,弥补了调小风扇导叶角度带来风扇喘振裕度的下降,但却导致高压转子超转;方案 4 在调大低压涡轮导叶角度的同时,调大了高压压气机导叶角度,使 VCE 在满足高压压气机稳定工作的同时未发生超转.由于方案 4 对高压压气机导叶调节量较大,使更多空气进入核心机,VCE 涵道比较低,使 VCE 单位推力较高;与方案 4 相比,方

案 5 对风扇导叶调节量更大,使空气流量高于方案 4,但高压压气机导叶调节量较小,使得涵道比方案 4 略大,推力也略大,但单位推力和耗油率略小.对比这两种方案,方案 4 的单位推力更大,CDFS 也有较高的喘振裕度,因此选择方案 4.但不难看出方案 4 仍有调节余量,并不能代表最优方案.

### 4 结论

通过 VCE 亚声速巡航和超声速巡航点的组合变几何调节研究,制定了两个典型工作点之间随 VCE 进口参数变化进行模式转换的调节方案,结果表明:

- 1) 在 VCE 的亚声速巡航和超声速巡航工作点,调节风扇导叶角度对性能影响非常显著,合理调节风扇导叶角度可以更大程度发挥 VCE 性能优势.
- 2) 在不同飞行状况下,VCE 进口条件发生变化,需要对 VCE 的变几何方案重新进行调节和优化.只使用固定的变几何调节方案不能发挥 VCE 性能潜力.
- 3) 基于不同调节规律下变几何调节的机理,本文选择了亚声速巡航和超声速巡航工作点 VCE 合理的组合变几何调节方案,选择出的方案均比设计点 VCE 的变几何调节方案性能更优.

下一步的工作是基于现有的 VCE 模型运用智能优化算法,在飞行包线内不同区域对 VCE 进行优化,充分发挥 VCE 的性能.

### 参考文献:

[1] Willis E A, Welliver A D. Variable-cycle-engines for supersonic

- cruising aircraft [R]. California: AIAA/SAE 12th Joint Propulsion Conference, 1981.
- [2] 方昌德. 变循环发动机[J]. 燃气涡轮实验与研究, 2004, 17(3): 1-5.  
FANG Changde. Variable cycle engines[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2004, 17(3): 1-5. (in Chinese)
- [3] Johnson J E. Variable cycle engine developments at General Electric 1955-1995[R]. AIAA-97-15033, 1997.
- [4] 朱之丽. 国外变循环发动机的发展及典型设计方案分析研究[R]. 北京: 中国国防科学技术报告, 1998.
- [5] 朱之丽. 高推重比发动机、变循环发动机循环参数及热力性能分析[R]. 北京: 中国国防科学技术报告, 2000.
- [6] 王洪东. 双外涵变循环发动机性能模型研究及性能分析[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2007.  
WANG Hongdong. Investigation of performance model and performance analysis for double-bypass variable cycle engine[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)
- [7] 刘增文, 王占学, 黄红超, 等. 变循环发动机性能数值模拟[J]. 航空动力学报, 2010, 25(6): 1310-1315.  
LIU Zengwen, WANG Zhanxue, HUANG Hongchao, et al. Numerical simulation on performance of variable cycle engines[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(6): 1310-1315. (in Chinese)
- [8] 王元, 李秋红, 黄向华. 变循环发动机建模技术研究[J]. 航空动力学报, 2013, 28(4): 954-960.  
WANG Yuan, LI QiuHong, HUANG Xianghua. Research of variable cycle engine modeling techniques[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(4): 954-960. (in Chinese)
- [9] 刘增文, 王占学, 蔡元虎. 变循环发动机模态转换数值模拟[J]. 航空动力学报, 2011, 26(9): 2128-2132.  
LIU Zengwen, WANG Zhanxue, CAI Yuanhu. Numerical simulation on bypass transition of variable cycle engines[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(9): 2128-2132. (in Chinese)
- [10] Johnson J E. Turbofan engine with a core driven supercharged bypass duct and fixed geometry nozzle; US, 5806303[P]. 1998-09-15.
- [11] 骆广琦, 刘琨, 李游, 等. 面向对象的航空发动机性能仿真系统框架设计[J]. 空军工程大学学报: 自然科学版, 2013, 4(8): 3-8.  
LUO Guangqi, LIU Kun, LI You, et al. A study for object-oriented approach for aeroengine performances simulation framework[J]. Journal of Airforce Engineering University: Natural Science Edition, 2013, 4(8): 3-8. (in Chinese)
- [12] 唐海龙, 张津. 面向对象的航空发动机性能仿真程序设计方法研究[J]. 航空动力学报, 1999, 14(4): 421-425.  
TANG Hailong, ZHANG Jin. A study of object-oriented approach for aeroengine performance simulation[J]. Journal of Aerospace Power, 1999, 14(4): 421-425. (in Chinese)
- [13] 苟学中, 周文祥, 黄金泉, 等. 变循环发动机部件级建模技术[J]. 航空动力学报, 2013, 28(1): 104-111.  
GOU Xuezhong, ZHOU Wenxiang, HUANG Jinquan, et al. Component-level modeling technology for variable cycle engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(1): 104-111. (in Chinese)
- [14] Kurzke J. Gasturb 10 technical reference [M]. Dachau, Germany: Gasturb Company, 2004.
- [15] Goyvaerts J. Modelling and simulation of the revolutionary turbine accelerator [D]. Ostend, Belgium: Katholieke Hogeschool Brugge-Ostende, 2009.
- [16] Grönstedt T. Development of methods for analysis and optimization of complex jet engine systems [D]. Goteborg: Chalmers University of Technology, 2000.
- [17] 李志刚, 陶增元, 李剑. 变几何部件对发动机性能的影响分析[J]. 航空发动机, 2005, 31(2): 6-7.  
LI Zhigang, TAO Zengyuan, LI Jian. Effect of variable geometry components on engine performance [J]. Aero-engine, 2005, 31(2): 6-7. (in Chinese)
- [18] 朱之丽, 李东. 变几何涡扇发动机几何调节对性能的影响[J]. 航空动力学报, 1999, 14(1): 35-38.  
ZHU Zhili, LI Dong. Influence of geometric variation on performance of VGE [J]. Journal of Aerospace Power, 1999, 14(1): 35-38. (in Chinese)