

## 核心机驱动风扇级气动设计方案

赖安卿<sup>1,2</sup>, 胡 骏<sup>1</sup>, 屠宝锋<sup>1</sup>

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016;

2. 中国民用航空飞行学院 航空工程学院, 四川 广汉 618307)

**摘 要:** 以某核心机驱动风扇级(CDFS)设计指标为牵引,采用 CFD 数值模拟方法分析了不同结构形式进口导向器(IGV)对 CDFS 性能的影响. 结果表明:进口导向器可调、静子不可调的气动设计方案能够满足 CDFS 设计指标;进口导向器的调节方式对 CDFS 性能影响很大,对于可变弯度进口导向器,需要选择合适的可变弯度位置和关闭角度;模式转换中,在单外涵模式静子选择偏负攻角设计有利;CDFS 单外涵模式与双外涵模式产生损失的原因不同,前者主要是转子通道激波,后者主要是进口导向器吸力面附面层气流分离.

**关 键 词:** 变循环发动机; 核心机驱动风扇级; 进口导向器; 模式转换; 气动设计

**中图分类号:** V231.3

**文献标志码:** A

## Scheme on aerodynamic design of core driven fan stage

LAI An-qing<sup>1,2</sup>, HU Jun<sup>1</sup>, TU Bao-feng<sup>1</sup>

(1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,  
College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Aviation Engineering Institute,

Civil Aviation Flight University of China, Guanghan Sichuan 618307, China)

**Abstract:** To achieve the core driven fan stage (CDFS) design indexes, the effect of different types of inlet guide vanes (IGV) on performance of CDFS was analyzed with CFD numerical simulation. The results show that the configuration using variable IGV and fixed stator can meet the CDFS design indexes; different types of IGV conversions have remarkable effects on performance of CDFS; the proper variable camber location and the closed angle in variable camber IGV are important to achieve the design goal; stator oriented in negative attack angle is favorable in single bypass mode in mode conversion; the CDFS loss is mainly influenced by rotor passage shock in single bypass mode and by the separation flow in IGV suction surface in double bypass mode.

**Key words:** variable cycle engine; core driven fan stage; inlet guide vane; mode conversion; aerodynamic design

未来飞机需要在宽广的工作范围和多工作状态具有良好的工作性能,这就要求飞机的发动机在起飞或亚声速巡航状态具有低油耗和低噪声的特点,在加速、爬升或超声速巡航状态,发动机能够提供足够的推力. 变循环发动机(variable cycle

engine, VCE)能够通过几何调节某些部件,改变发动机热力循环参数,从而适应不同的飞行状态需求<sup>[1]</sup>.

变循环发动机依据其变几何部件的不同,存在多种变循环方案<sup>[2]</sup>,其中核心机驱动风扇级变

循环发动机被认为是实现变循环的首选<sup>[3-4]</sup>.

美国、欧洲各国和日本都相继开展过变循环发动机的研究工作<sup>[5-8]</sup>,其中美国 General Electric (GE)公司在 VCE 研究领域处于领先地位<sup>[9]</sup>.从 1976 年开始,GE 公司在 YJ101 验证机上开展变循环相关的技术验证,试验验证了 CDFS 的可行性<sup>[10-11]</sup>.此后,GE 公司先后发展了 GE21(第 2 代 VCE)和 GE33(第 3 代 VCE)<sup>[12]</sup>.1990 年 9 月 29 日,带有 CDFS 的双涵道变循环发动机 F120(GE 公司代号 GE33)在 YF22A 飞机上成功完成了飞行验证.在 F120 技术基础上,GE 公司和艾利逊公司合作发展了第 4 代 VCE——可控压比发动机(COPE).目前,国外正在开展带有第 3 个涵道的第 5 代 VCE(自适应变循环发动机,adaptive variable cycle engine)的研究.

国内对变循环发动机的研究刚刚起步,主要集中于依据变循环发动机特点进行数学建模,对稳态和过渡态性能进行数值仿真<sup>[13-17]</sup>.在气动设计方面,张鑫、刘宝杰开展了 CDFS 的研究工作,总结了 CDFS 气动设计上的特点和难点<sup>[18]</sup>,并研究了 CDFS 与高压压气机融合的气动布局<sup>[19]</sup>,其采用的 CDFS 设计方案需要进口导向器(以下简称导向器)和静子均可调才能达到设计指标,这无疑增加了发动机调节机构和控制系统的复杂性.

本文采用导向器可调、静子不可调的设计思想,通过讨论 CDFS 模式转换的实现方式,探究导向器影响 CDFS 性能的机理,为 CDFS 模式转换提供解决方案,并分析导向器可调、静子不可调的 CDFS 气动参数特点.

## 1 CDFS 工作特点及设计指标

变循环发动机与常规涡扇发动机不同,如图 1 所示,其风扇分为前后两段,每段都有自己的外涵道.后段风扇由高压涡轮驱动,被称为核心机驱动风扇级.

CDFS 主要有两种典型的工作模式:单外涵

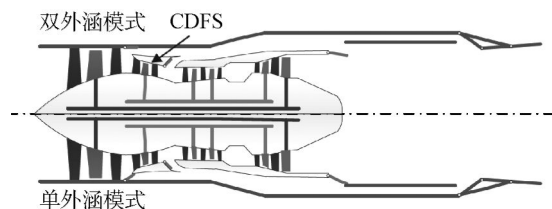


图 1 变循环发动机示意图

Fig. 1 Sketch of variable cycle engine

模式和双外涵模式,详细描述见文献<sup>[18]</sup>.

依据 CDFS 工作特点,表 1 中给出了本文 CDFS 的设计指标,单外涵模式向双外涵模式转换,相对换算转速下降 5%,换算流量(以下简称流量)和总压比分别下降 21% 和 16%,但是绝热效率仅仅降低了 0.005.这要求 CDFS 转速变化不大的情况实现大流量调节,并且保持较高的绝热效率,增加了气动设计的难度.

表 1 CDFS 设计指标

Table 1 Design indexes of CDFS

| 设计指标      | 工作模式  |       |
|-----------|-------|-------|
|           | 单外涵   | 双外涵   |
| 相对换算转速/%  | 100   | 95    |
| 流量/(kg/s) | 28    | 22.1  |
| 总压比       | 1.67  | 1.4   |
| 绝热效率      | 0.868 | 0.863 |

## 2 CDFS 气动设计

CDFS 气动设计要兼顾两种工作模式的设计指标,本文以单外涵模式设计指标为牵引,进行气动设计,构建导向器可调、静子不可调的气动方案布局,设计流程如图 2 所示.在单外涵模式设计过程中,需要兼顾模式转换后气动参数特点.本文在一维、二维设计的基础上,重点分析 CDFS 不同结构形式导向器的方案布局(IGV 设计)以及满足

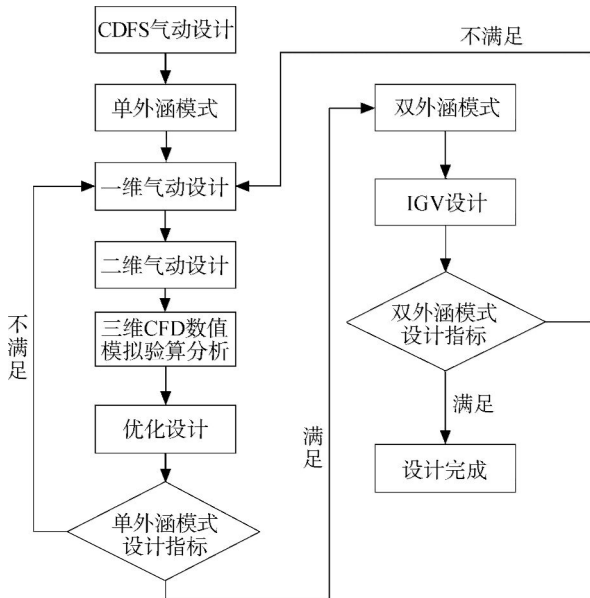


图 2 设计流程图

Fig. 2 Design process chart

设计指标的 CDFS 气动参数特点。

本文三维 CFD 数值模拟采用商用软件 NUMECA. 流场计算采用 EURANUS 求解器, 其控制方程为三维雷诺平均的 N-S 方程(RANS), 方程离散采用了 2 阶精度的中心差分格式, 湍流模型选用  $\kappa\text{-}\epsilon$  (extended wall function) 两方程模型, 工质选用理想气体, 轴向进气, 进口边界给定总温、总压沿径向均匀分布, 出口边界给定背压(沿径向向平衡静压), 壁面为绝热无滑移, 网格类型为 O4H, 网格总量约为 107 万。

## 2.1 单外涵模式设计方案分析

CDFS 流道的选取需要考虑与上游风扇和下游高压压气机的匹配, 本文设计方案采用了近似等外径的子午流道, 如图 3 所示。

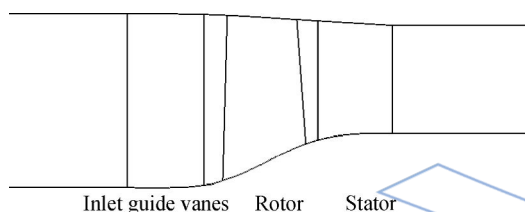


图 3 CDFS 流道示意图

Fig. 3 Sketch of CDFS flow path

图 4 是本文 CDFS 的单外涵模式特性, 可以看出, 单外涵模式流量、总压比和绝热效率均很好的达到了设计指标, 稳定裕度达到 23%。

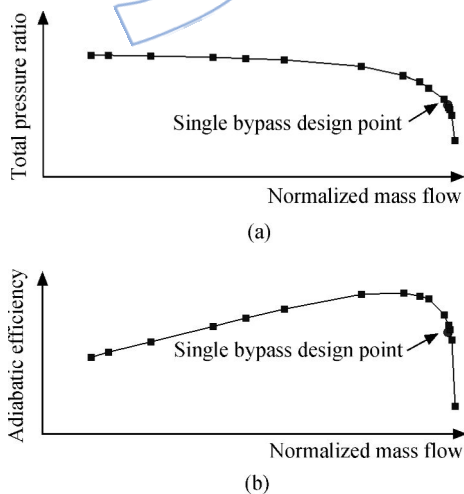


图 4 CDFS 单外涵模式特性

Fig. 4 CDFS performance in single bypass mode

## 2.2 双外涵模式设计方案分析

从设计指标可以看出, 单外涵模式向双外涵

模式转换, 若不采用可调导向器, 无法实现流量下降 21% 的调节。

可调导向器通常有两种结构形式(图 5): 一种是常规可调导向器, 通过安装角的调节改变导向器的几何入口角和出口角; 另一种为可变弯度导向器, 这种导向器沿流向分为两个部分, 前半部分固定, 后半部分可以调节, 在附面层尽量不出现气流分离的情况下实现叶片弯角的增大。下文将讨论不同结构形式导向器的 CDFS 布局。考虑到 CFD 数值模拟的方便, 计算时对两种导向器做了如下简化:

- 1) 导向器安装角调节后, 忽略叶片两端与机匣和轮毂之间的间隙。
- 2) 忽略可变弯度导向器固定部分和可调部分连接处的细节。

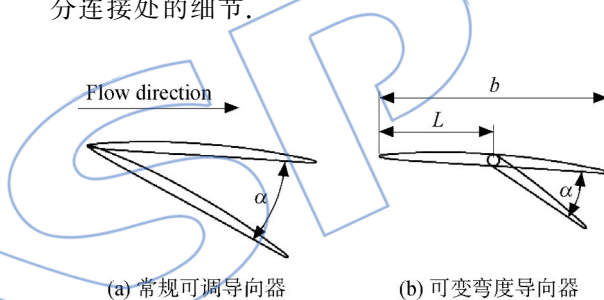


图 5 可调导向器结构形式

Fig. 5 Types of variable IGV structure

### 2.2.1 常规可调导向器

常规可调导向器能够绕前缘旋转, 通过调节安装角, 改变导向器出气角, 从而改变转子的预旋。

图 6 为改变导向器安装角的工作特性, case 1, case 2 和 case 3 分别为安装角增加  $0^\circ$ ,  $25^\circ$  和  $30^\circ$ 。如图 6 所示, 若导向器不可调(case 1), 虽然能保持 CDFS 较高的绝热效率, 但是无法实现单外涵模式向双外涵模式转换所需的流量调节。增大导向器安装角(case 2 和 case 3), 流量随之减小, 但是绝热效率降低。导向器安装角增加  $25^\circ$  时, 流量、总压比满足设计指标, 但是绝热效率明显偏低。导向器安装角增大, 导向器和静子的总压恢复系数均不同程度减小(图 7)。Case 2 的导向器叶尖的总压恢复系数仅为 0.97, 而 case 3 只有 0.96。从图 8 导向器出口截面马赫数和 95% 叶高的流线分布可以看出, case 2 和 case 3 从导向器前缘开始就出现了气流分离, 95% 叶高时 case 2 中出现两个回流区, case 3 存在覆盖整个吸力面的分离区。在单外涵模式设计时, 导向器为了给转子提供合适的预旋, 叶型几何出口角从叶根到叶

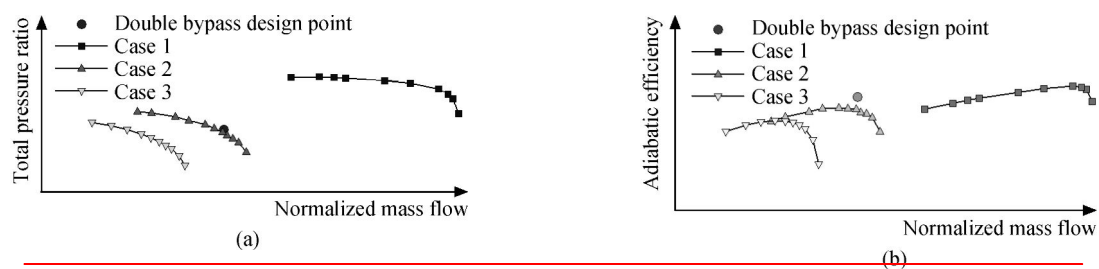


图 6 常规可调导向器 CDFS 双外涵模式特性

Fig. 6 CDFS performance in double bypass mode for conventional variable IGV

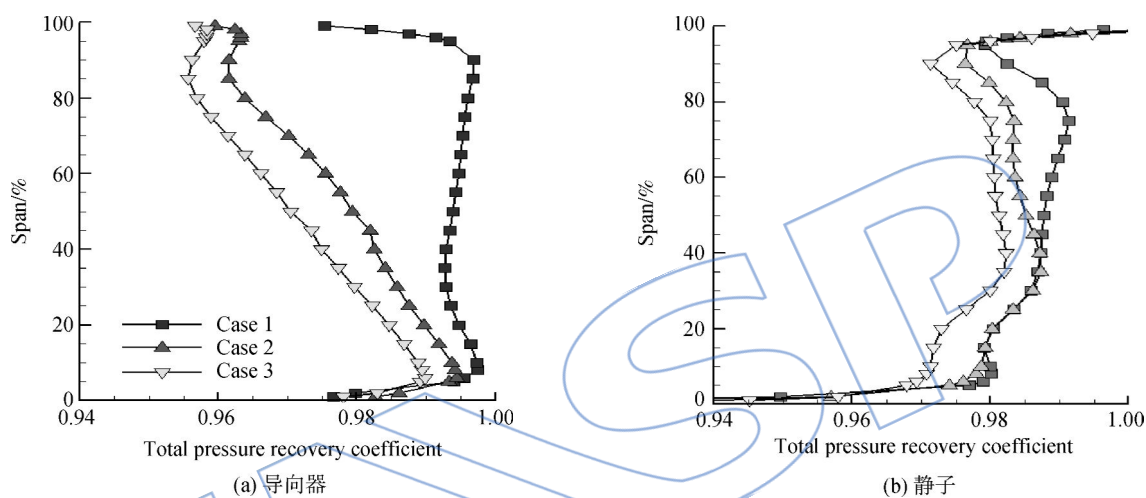
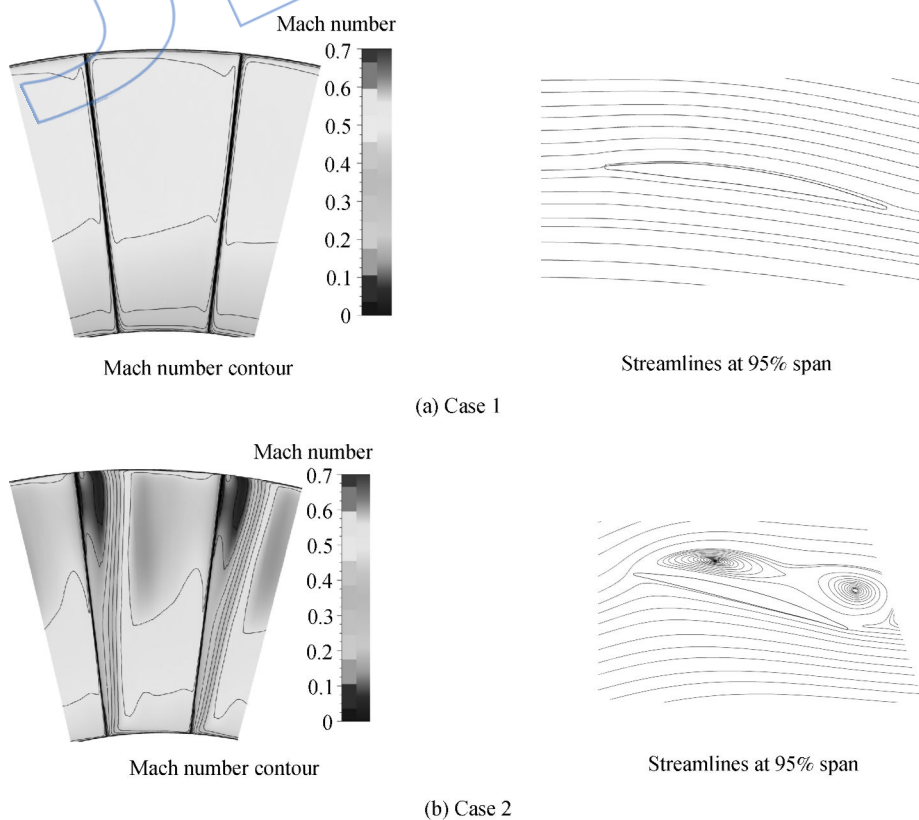


图 7 双外涵模式最高绝热效率点导向器和静子总压恢复系数

Fig. 7 IGV and stator total pressure recovery coefficient in double bypass mode at peak adiabatic efficiency point



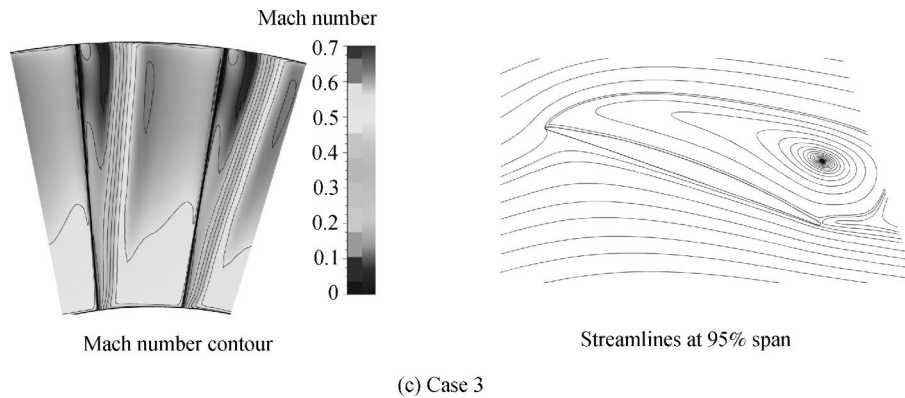


图 8 双外涵模式最高绝热效率点导向器出口马赫数云图和 95% 叶高流线分布  
Fig. 8 Mach number contour at IGV outlet and streamlines distribution at 95% span in double bypass mode at peak adiabatic efficiency point

尖逐渐增大,安装角增大后,增大了导向器几何入口角,越靠近叶尖,转子攻角越大,且稠度越低,故越靠近叶尖,气流分离越严重.大面积的气流分离是导向器损失的主要来源.综上所述,CDFS 单外涵模式向双外涵模式转换后(导向器安装角增大),绝热效率降低的根本原因在于导向器和静子的损失明显增大,而导向器在损失中所占比例较大.因此,如何减小或者消除导向器吸力面气流分离的强度和分离区的大小,是提高 CDFS 双外涵模式绝热效率的关键.

## 2.2.2 可变弯度导向器

常规可调导向器虽然能够实现流量的调节,但是无法避免导向器吸力面大范围的气流分离,从而无法满足 CDFS 双外涵模式较高绝热效率的要求.下文将采用可变弯度导向器,试图减小导向器吸力面气流分离的强度和分离区的大小,旨在满足双外涵模式流量调节的同时保持较高的绝热效率.

可变弯度导向器的主要设计指标为可变弯度位置  $L$  (可变弯度旋转中心与导向器前缘的距离) 和关闭角度  $\alpha$ . 表 2 所示为不同可变弯度导向器方案,分别为在不同弦长位置调节相同关闭角度和在 40%  $b$  处调节不同关闭角度,其中  $b$  为弦长.

表 2 可变弯度导向器方案  
Table 2 Scheme of variable camber IGV

| 方案     | $L$     | $\alpha/(^\circ)$ |
|--------|---------|-------------------|
| Case 4 | 30% $b$ | 30                |
| Case 5 | 40% $b$ | 30                |
| Case 6 | 50% $b$ | 30                |
| Case 7 | 40% $b$ | 34                |
| Case 8 | 40% $b$ | 37                |

图 9 为不同可变弯度导向器方案布局的 CDFS 双外涵模式特性. 由图可知,可变弯度位置在 30%  $b \sim 50\% b$  位置处 (case 4, case 5 和 case 6),可调部分关闭角度为  $30^\circ$ ,最高绝热效率均超过设计指标,与常规可调导向器相比,绝热效率得到很大提升.可变弯度导向器由于导向器固定部分保持单外涵模式的安装角不变,导向器几何入口角没有发生变化,气流在导向器固定部分没有发生分离(如图 10 所示),从而导向器总压恢复系数得到提高. Case 5, case 7 和 case 8 为在相同可变弯度位置 (40%  $b$ ),调节不同关闭角度的方案,可知,随着可调部分关闭角度的增大,在相同流量点,总压比不断减小,绝热效率逐渐降低.虽然 case 7 基本满足流量、总压比的要求,但是绝热效

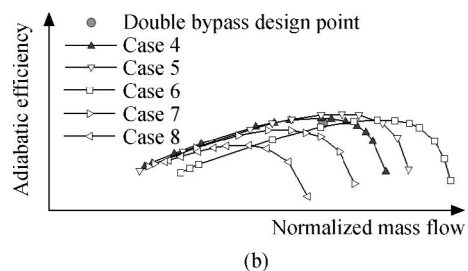
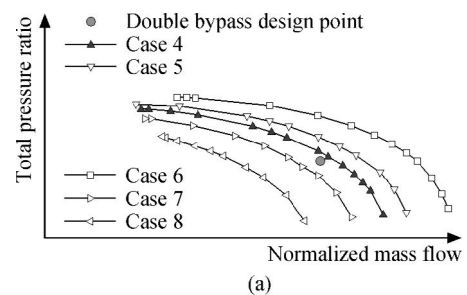


图 9 可变弯度导向器 CDFS 双外涵模式特性  
Fig. 9 CDFS performance in double bypass mode for variable camber IGV

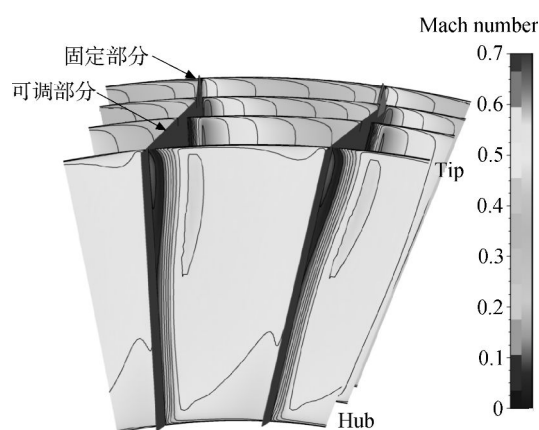
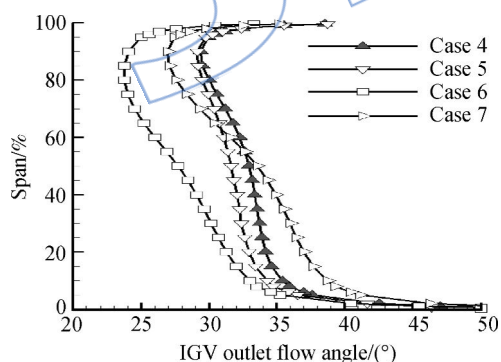


图 10 Case 4 导向器不同轴向截面马赫数云图

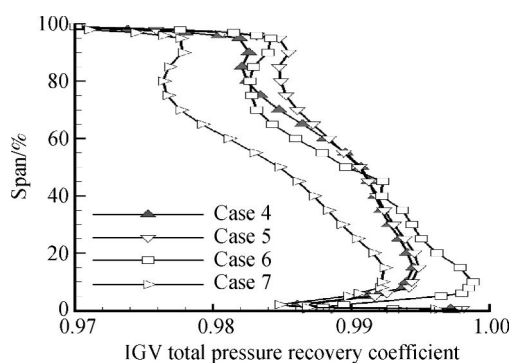
Fig. 10 Mach number contour at different axial sections of case 4 IGV

率明显偏低. Case 8 流量调节幅度过大, 其堵塞点流量已经略小于设计点流量且绝热效率很低, 无法满足设计要求.

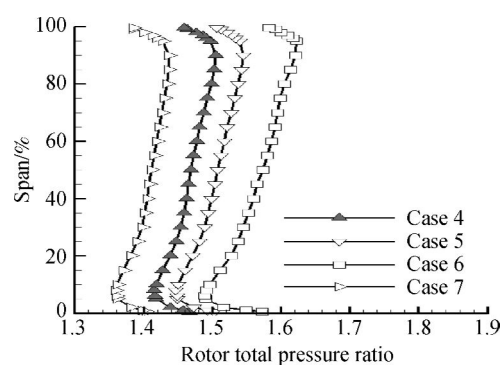
在双外涵模式设计点, case 4~case 7 各叶排气气动参数分布如图 11 所示. 从图 11 中可以看出, 不同可变弯度位置调节相同关闭角度以及相同可变弯度位置调节不同关闭角度都将影响导向器出气角的径向分布, 从而影响整个 CDFS 性能. 可变弯度位置不同, 将导致气流绕导向器固定部分偏转角度不同, 加上可调部分关闭角度较大, 叶型弯曲程度突变, 引导向器可调部分吸力面的气流



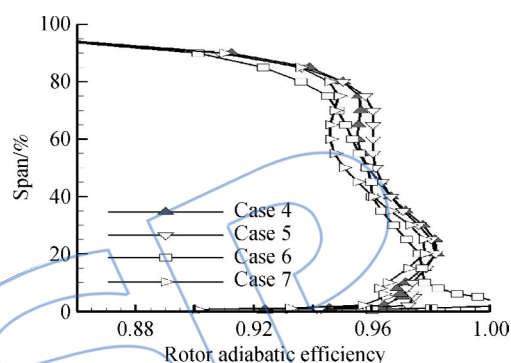
(a)



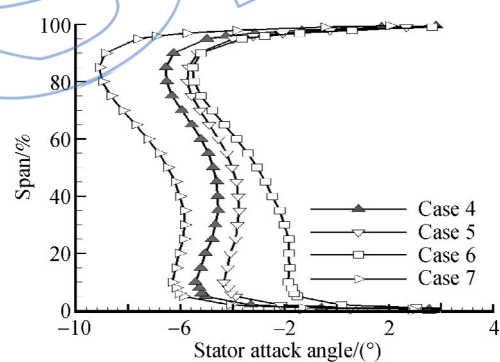
(b)



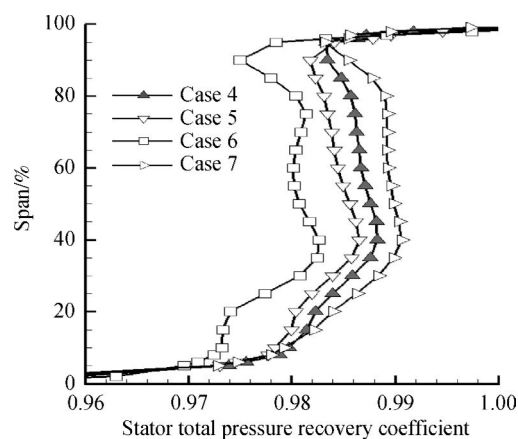
(c)



(d)



(e)



(f)

图 11 CDFS 不同方案设计点气动参数

Fig. 11 CDFS aerodynamic parameters in different cases at design point

分离,从而不同可变弯度位置,导向器出气角不同.可变弯度位置靠后,气流折转能力下降.在导向器相同弦长位置处( $40\%b$ )调节不同关闭角度(case 5 和 case 7),关闭角度越大,叶尖区域导向器出气角越小,叶根区域导向器出气角越大,这是因为气流在叶尖区域分离大,叶根区域分离小(图 10),随着关闭角度的进一步增大,分离区变大.

导向器出气角的变化,对下游叶排的性能产生很大影响.从图 11(c)和图 11(d)中可以看出,case 4 和 case 7 的总压比径向分布在 1.4 附近,其余方案总压比均明显偏大.导向器出气角改变了转子预旋,导致总压比、绝热效率的不同.

导向器出气角的变化导致静子攻角变化明显(图 11(e)).导向器出气角减小,静子攻角随之增大,静子的损失也增大,这也导致静子的总压恢复系数降低(图 11(f)).

综上所述,case 5 和 case 6 在设计点流量下,均存在总压比明显偏大的不足,而 case 7 虽然基本满足流量、总压比特性,但是绝热效率偏低;case 8 流量调节幅度过大,无法满足设计要求;case 4 与设计指标最为接近,分析得知,case 4 设计点流量、总压比和绝热效率均基本满足设计指标,且稳定裕度达到 20.5%.

### 3 不同模式设计点对比分析

基于上述分析,本文 CDFS 采用可变弯度导向器,旋转轴位于  $30\%b$  位置处, $0\%b \sim 30\%b$  固定, $30\%b \sim 100\%b$  可调,双外涵模式时可调部分关闭角度为  $30^\circ$ (如图 12 所示),性能参数基本满足设计指标要求.可见,导向器可调、静子不可调的 CDFS 设计方案能够满足本文的设计指标.下文将以该 CDFS 设计方案为基础,进一步分析 CDFS 设计点气动参数特点.

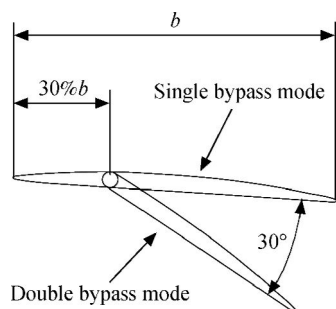


图 12 CDFS 模式转换示意图

Fig. 12 Sketch of CDFS modes switching

### 3.1 导向器

从图 13 中可以看出,单外涵模式导向器出气角从叶根到叶尖均匀增加,这是为了给转子提供合适的预旋.单外涵模式转换为双外涵模式,导向器出气角沿径向变化并不均匀,机匣附近增加了  $21^\circ$ ,轮毂附近却增加了  $30^\circ$ .因为越靠近机匣,导向器叶型弯角越大,气流沿弯曲通道作曲线运动的离心惯性力作用以及惯性导致分离越严重,落后角越大.这也导致导向器总压恢复系数从叶根到叶尖逐渐减小.

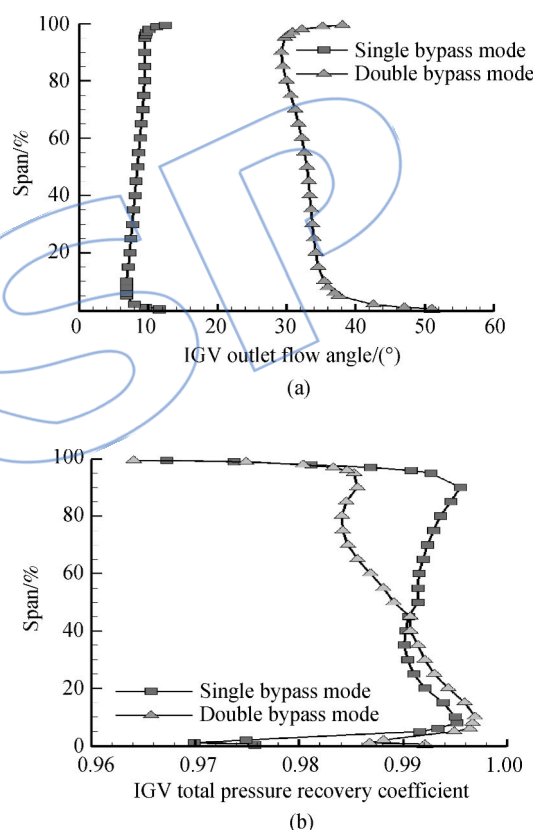


图 13 导向器不同模式气动参数

Fig. 13 IGV aerodynamic parameters in different modes

### 3.2 转子

导向器出口气流的变化造成转子攻角的变化,如图 14(a)所示,单外涵模式转子攻角沿径向大致均匀分布( $3^\circ$ 左右),双外涵模式时, $35\%$ 叶高以上转子攻角略有增大, $35\%$ 叶高以下,转子攻角逐渐减小,叶根处减小了大约  $3.5^\circ$ .从图 14(b)中可以看出,转子进口相对马赫数减小幅度较大,叶尖从 1.4 下降到 1.12,叶根从 0.92 下降到 0.64.转子总压比和绝热效率沿径向分布如图 14(c)和图 14(d)所示,转子采用等环量设计,双外涵模式与单外涵模式相比,总压比减小且减小幅度基本

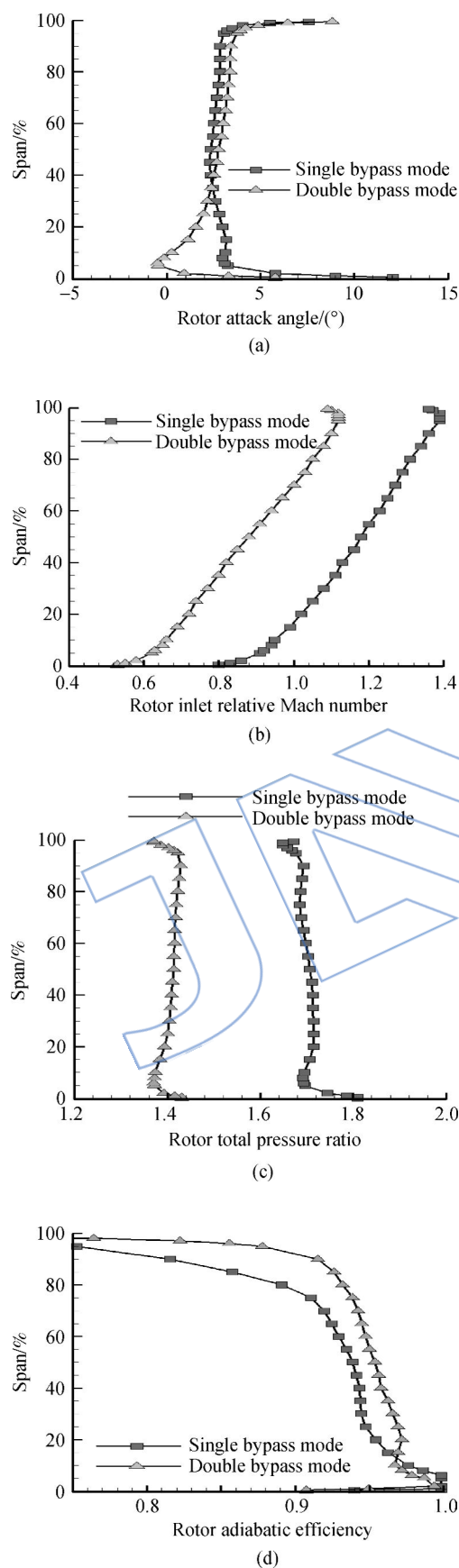
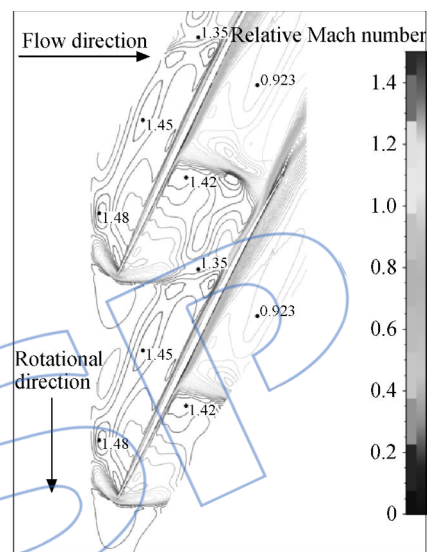


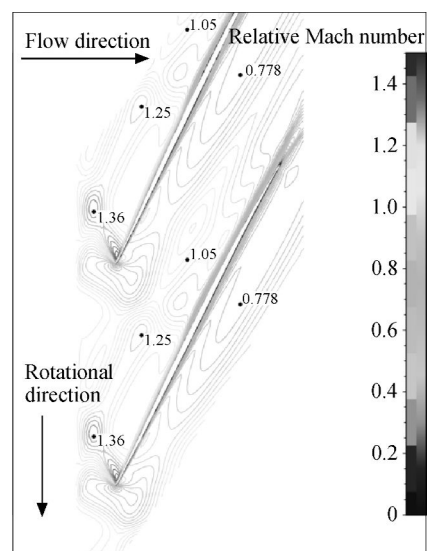
图 14 转子不同模式气动参数

Fig. 14 Rotor aerodynamic parameters in different modes

一致. 单外涵模式转子叶尖区域绝热效率明显低于双外涵模式, 从图 15 中可以看出, 这是因为转子叶尖存在贯穿通道的激波, 波前马赫数到达 1.48, 激波附着在转子吸力面, 激波后附面层气流分离, 而双外涵模式时, 通道内激波消失. 因此, 通道激波是造成单外涵模式转子损失比双外涵模式大的主要因素.



(a) 单外涵模式



(b) 双外涵模式

图 15 转子 90% 叶高相对马赫数

Fig. 15 Rotor relative Mach number at 90% span

### 3.3 静子

单外涵模式时, 静子给定较大的负攻角, 如图 16(a) 所示, 80% 叶高以下约为  $-13^\circ$ , 80% 叶高以上逐渐增大. 双外涵模式静子攻角明显增大, 80% 叶高以下增幅约为  $4.5^\circ$ . 无论是单外涵模式还是

双外涵模式,导向器出气角均接近轴向(见图 16(b)).

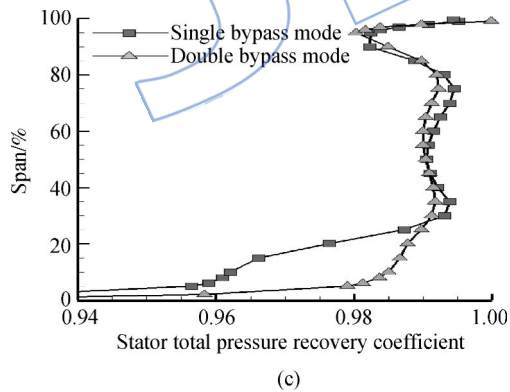
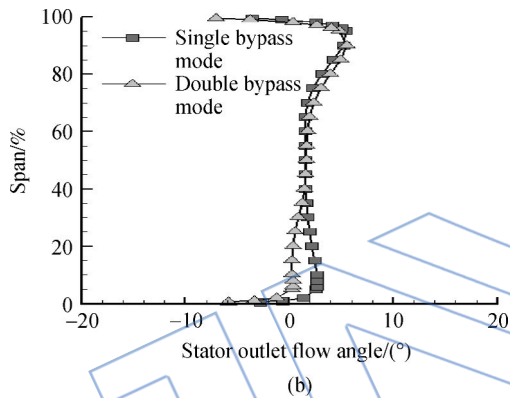
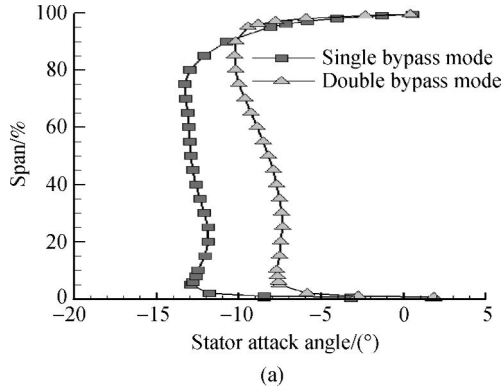


图 16 静子不同模式气动参数

Fig. 16 Stator aerodynamic parameters in different modes

从图 16(c)中发现,双外涵模式静子在大部分叶高均能保持较高的绝热效率,而单外涵模式在 25%叶高以下绝热效率明显偏低,从静子吸力面极限流线可以看出(图 17),单外涵模式静子叶根存在很明显的角区气流分离,而双外涵模式角区气流分离明显减弱。

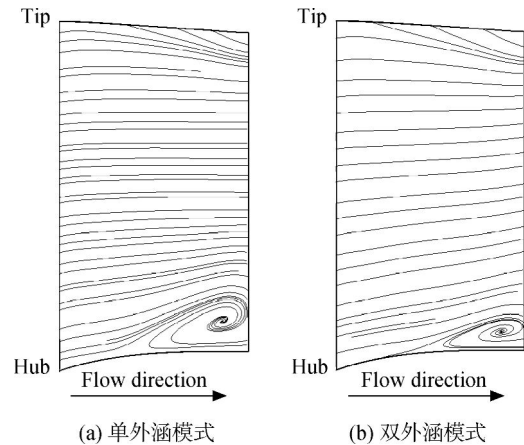


图 17 静子吸力面极限流线分布

Fig. 17 Limiting streamline distribution of stator suction side surface

## 4 结 论

本文采用三维 CFD 数值模拟技术,研究了 CDFS 模式转换实现方式,并分析了 CDFS 单/双外涵模式下设计点性能参数特点,得到以下主要结论:

1) 本文设计的带可变弯度导向器的 CDFS 实现了静子不可调的单/双外涵模式转换,性能参数满足设计指标。

2) 导向器的调节方式对 CDFS 性能影响很大,采用可变弯度导向器,需要选择合适的可变弯度位置和关闭角度。对于本文设计的 CDFS,可变弯度导向器旋转中心位于导向器 30%弦长位置处,单/双外涵模式转换关闭角度为 30°,导向器出气角径向分布特点为单外涵模式叶尖大、叶根小,双外涵模式叶尖小、叶根大。

3) 模式转换后,CDFS 静子攻角增大明显,气动负荷增加,为保证双外涵模式静子不发生严重气流分离,单外涵模式静子偏负攻角设计有利。

4) CDFS 单外涵模式和双外涵模式损失的原因不同,前者主要是转子通道激波和激波附面层引起的附面层气流分离以及静子叶根角区气流分离,其中,通道激波影响较大;后者主要是导向器吸力面附面层气流分离。

致谢:

感谢中国燃气涡轮研究院对本项目研究的资助。

## 参考文献:

- [1] Brown R. Integration of a variable cycle engine concept in a supersonic cruise aircraft[R]. AIAA 79-1049, 1979.

- [2] 林雪平. 变几何发动机稳态性能计算研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2004.
- [3] French M W, Allen G L. NASA VCE test bed engine aerodynamic performance characteristics and test results[R]. AIAA 81-1594, 1981.
- [4] Rallabhandi S K, Mavris D N. Simultaneous airframe and propulsion cycle optimization for supersonic aircraft design[R]. AIAA-2008-143, 2008.
- [5] Richard W H. Variable stream control engine for supersonic propulsion[J]. Journal of Aircraft, 1978, 15(6): 321-325.
- [6] Gronstedt U T J, Pilidis P. Control optimization of the transient performance of the selective bleed variable cycle engine during mode transition[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2002, 124(1): 75-81.
- [7] Reshotko E, Garbinski G, Fellenstein J, et al. Tesseract supersonic business transport[R]. NASA-CR-192072, 1992.
- [8] Miyagi H, Kimura H, Kishi K. Combined cycle engine research in Japanese HYPR program[R]. AIAA 88-3278, 1988.
- [9] Johnson J E. Variable cycle engine developments at General Electric: 1955-1995[R]. AIAA 97-15033, 1997.
- [10] Vdoviak J W, Ebacher J A. VCE test bed engine for supersonic cruise research[R]. Hampton, US: NASA Langley Research Center, 1979.
- [11] Allan R D. General Electric Company variable cycle engine technology demonstrator programs[R]. AIAA. 79-1311, 1979.
- [12] 方昌德. 变循环发动机[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2004, 17(3): 1-5.  
FANG Changde. Variable cycle engines[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2004, 17(3): 1-5. (in Chinese)
- [13] 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)
- [14] 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)
- [15] 苟学中, 周文祥, 黄金泉. 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. Component-level modeling technology for variable cycle engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(1): 104-111. (in Chinese)
- [16] 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)
- [17] 张荣, 叶志锋, 薛益春. 变循环发动机模式转换调节计划仿真研究[J]. 测控技术, 2011, 30(2): 47-50.  
ZHANG Rong, YE Zhifeng, XUE Yichun. Simulation research on adjustment plan to mode transition of variable cycle engine[J]. Measurement and Control Technology, 2011, 30(2): 47-50. (in Chinese)
- [18] 张鑫, 刘宝杰. 核心机驱动风扇级的气动设计特点分析[J]. 航空动力学报, 2010, 25(2): 434-442.  
ZHANG Xin, LIU Baojie. Analysis of aerodynamic design characteristics of core driven fan stage[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(2): 434-442. (in Chinese)
- [19] 张鑫, 刘宝杰. 紧凑布局核心机驱动风扇级设计参数影响分析[J]. 推进技术, 2011, 32(1): 47-58.  
ZHANG Xin, LIU Baojie. Analysis of aerodynamic design characteristics of core driven fan stage[J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(1): 47-58. (in Chinese)