

兼顾两种模式核心机驱动风扇级 气动优化设计

曹 晖, 周正贵, 胡 骏, 彭国峰, 屠宝锋
(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 提出兼顾两种模式核心机驱动风扇级气动设计方法。将 S_2 流面通流计算与遗传算法相结合, 寻找最优进口导叶(IGV)出口气流角、关闭角度、单双外涵压比沿叶高分布; 实现在转子气动设计时兼顾两种模式。根据 IGV 基础叶型弯度、安装角对单双外涵流动损失影响研究, 确定可调 IGV 关键参数, 实现在 IGV 气动设计时兼顾两种模式。采用多点优化进行静子叶型优化设计, 实现在静子气动设计时兼顾两种模式。对所设计的核心机驱动风扇级进行三维流场计算, 结果表明: 两种模式在满足总压比和质量流量前提下, 单、双外涵模式等熵效率分别达到 88.05% 和 87.17%, 且稳定裕度分别达到 15.65% 和 16.28%。

关 键 词: 核心机驱动风扇级; 变循环发动机; 优化设计; S_2 流面; 流场数值模拟

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Aerodynamic optimization design of core driven fan stage on balance of two modes

CAO Hui, ZHOU Zhenggui, HU Jun, PENG Guofeng, TU Baofeng

(College of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: An aerodynamic design method was proposed for core driven fan stages on balances of the single and double bypass modes. Combining the S_2 stream surface through-flow calculation with a genetic algorithm, the optimal inlet guide vane (IGV) outlet angle, closed angle and pressure ratio distributions in the two modes along the blade spans were found, achieving the balance on the rotor aerodynamic design. The key geometric parameters of the variable IGV were determined according to the study on the influences of the IGV profile camber and installation angle on flow losses in the two modes, achieving the balance on the IGV design. The stator blade design was conducted by using multi-point optimization method, achieving the balance on the stator aerodynamic design. Three-dimensional flow fields of a designed core driven fan stage were numerically simulated, and the results showed that the isentropy efficiency at the design point reached 88.05% and 87.17% in single and double bypass mode, respectively under the premise of satisfying the total pressure ratio and mass flow rate in two modes, and the stability margins in the two modes reached 15.65% and 16.28%, respectively.

收稿日期: 2016-09-14

作者简介: 曹晖(1992—), 男, 博士生, 主要从事叶轮机气动力学研究。

引用格式: 曹晖, 周正贵, 胡骏, 等. 兼顾两种模式核心机驱动风扇级气动优化设计[J]. 航空动力学报, 2018, 33(3): 717-728. CAO Hui, ZHOU Zhenggui, HU Jun, et al. Aerodynamic optimization design of core driven fan stage on balance of two modes [J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(3): 717-728.

Key words: core driven fan stage; variable cycle engine; optimization design;
S₂ stream surface; numerical simulation of flow field

主要符号说明

f	优化目标函数	γ_2	IGV 双外涵偏转角
$\dot{m}$	质量流量	θ	叶型弯度
β_1	进口相对气流角	下标	
β_2	出口相对气流角	0	设计点参数
α_2	出口绝对气流角	s	单外涵模式参数
η_a	双外涵模式等熵效率	d	双外涵模式参数
η_s	单外涵模式等熵效率	缩略词	
π_s	单外涵模式总压比	VCE	变循环发动机
$\bar{\omega}$	总压损失系数	CDFS	核心驱动风扇级
π_s	单外涵模式静压比	IGV	进口导叶
$\Delta\alpha$	气流转折角	Ori	初始叶型
π	静子静压比	Opt	优化叶型
i	攻角	SB	单外涵模式
γ_1	IGV 单外涵偏转角	DB	双外涵模式

变循环发动机(VCE)在起飞、亚声速和超声速飞行时可改变涵道比,可实现达到所需推力前提下,超声速和亚声速巡航都具有良好的燃油经济性^[1-2]。自 19 世纪 60 年代起,美国、欧洲及日本等国家相继开展 VCE 理论及试验研究^[3-7]。其中美国通用电气公司在 VCE 领域一直处于领先地位且优势突出,其提出的带有核心机驱动风扇级(CDFS)的双涵道 VCE 是 VCE 的首选方案^[8]。

带有 CDFS 的 VCE 将风扇分成两部分:前面部分风扇由低压涡轮驱动;后面部分即 CDFS,与高压压气机一同由高压涡轮驱动^[9]。对于带有 CDFS 的双外涵道 VCE,以 CDFS 为核心,通过调节模式选择阀门、可调导向叶片、可变面积涵道引射器等部件实现涵道比的变化^[10]。

CDFS 有单外涵(SB)和双外涵(DB)两种工作模式,单外涵模式时 CDFS 处于高负荷状态,适用于飞机的加速、爬升以及超声速巡航状态;双外涵模式时 CDFS 处于低负荷状态,适用于飞机的起飞和亚声速巡航状态。CDFS 在两种模式下的工作原理具体描述见文献[11-12]。文献[11-13]等进行了 CDFS 气动设计方法研究,总结了 CDFS 气动设计的匹配特点,论证了气动设计方案的可行性。CFDS 在单双外涵两种工作模式下,总压比和质量流量(下文简称为流量)差异较大;但由于其由核心机驱动、转速变化较小,因此无法通过改变转速适应两种工作模式性能需求。

在上述研究中,CDFS 气动设计,都是以单外涵模式气动性能为牵引,进行转静子叶片气动设计;再通过调节 IGV 出口气流角达到双外涵模式的气动指标。

本文尝试采用优化设计方法,以两种工作模式的气动性能作为优化目标,实现兼顾两种工作模式的 CDFS 气动设计;并应用 NUMECA 软件进行流场计算,检验设计结果。

1 S₂ 流面通流设计

表 1 为 CDFS 在两种工作模式下的气动性能参数^[12]。首先进行转子气动设计,然后再进行匹配静子和 IGV 气动设计。为了实现在转子气动设计时兼顾两种工作模式,在转子 S₂ 流面通流设计时,将数值最优化与 S₂ 流面通流计算结合,通过优化寻找兼顾两种工作模式气动参数分布规律。

S₂ 流面流场计算方法采用流线曲率法;数值最优化采用遗传算法,该方法具有全局寻优能力,

表 1 CDFS 气动性能参数
Table 1 Aerodynamic parameters of CDFS

主要参数	单外涵模式	双外涵模式
无量纲流量	1.000	0.751
等熵效率	0.870	0.865
总压比	1.654	1.369
相对转速	1.000	0.954

理论上只要每一代群体足够大,则一定可以寻找到全局最优解^[14]。对于本文的优化问题,由于 S_2 流面通流计算耗时少,因而可将群体设置得足够大而不会造成优化时间过长。

在 S_2 通流优化时,将 IGV 的出口气流角沿叶高分布、双外涵模式时 IGV 的关闭角度、两种不同工作模式压比沿叶高分布作为设计变量。总压比相对值(相对于目标总压比)修改量沿叶高分布;单外涵 IGV 的出口气流角沿叶高分布采用贝塞尔曲线描述,沿叶高均布 5 个点,以这些点数值作为设计参数。各参数变化范围为:IGV 的出口气流角变化范围为 $[-10^\circ, 10^\circ]$,双外涵模式时 IGV 的关闭角度变化范围为 $[10^\circ, 50^\circ]$,两种不同工作模式压比相对值修改量变化范围为 $[-0.1, 0.1]$ 。

优化目标函数构造如下:

$$f = C_1 f_1 + C_2 f_2 + C_3 f_3 + C_4 f_4 \tag{1}$$

该优化问题为多目标优化问题,其中 f_1, f_2, f_3, f_4 为 4 个分目标; C_1, C_2, C_3, C_4 分别为 4 个目标函数的权重系数,目标函数 $f_1 \sim f_4$ 构造如下,求取函数最小值

$$f_1 = \sum_{i=1}^N (\Delta \dot{m} | \beta_{1di} - \beta_{1si} | / \beta_{1si}) \tag{2}$$

$$f_2 = \sum_{i=1}^N (\Delta \dot{m} | \beta_{2di} - \beta_{2si} | / \beta_{2si}) \tag{3}$$

$$f_3 = \sum_{i=1}^N (\Delta \dot{m} | \alpha_{2di} - \alpha_{2si} | / \alpha_{2si}) \tag{4}$$

$$f_4 = 1 - \eta_d \tag{5}$$

其中 i 代表不同叶高处的参数, β_1 为进口相对气流角, β_2 为出口相对气流角, α_2 为出口绝对气流角, η_d 为双外涵模式等熵效率,下标 d 代表双外涵模式参数,下标 s 代表单外涵模式参数。

分目标 f_1 目的是使单双外涵工两种工作模式下转子进口相对气流角差别尽可能小,以免两种工作模式下转子攻角有较大变化。如果两种工作模式落后角相差不大,则转子相对出气角差别不大,因此沿叶高 β_{2s} 和 β_{2d} 近似相同。分目标 f_2 则是基于这一考虑,以保证在任一工作模式下设计的转子在另一工作模式下能近似达到性能要求。分目标 f_3 目的则是为了使两种工作模式转子出口绝对气流角沿叶高分布差别尽可能小,以利于静子设计。针对双外涵工作模式载荷系数很低,等熵效率较难提高,给出分目标 f_4 ,使优化向双外涵等熵效率尽可能高的方向进展。

由于本文采用权重系数将多目标优化转化成

单目标优化,权重系数的取值影响各分目标的实现程度。为此在优化时,选取 3 种权重系数组合分析优化结果。表 2 为不同目标函数的权重系数取值,分别为 $C_1 \sim C_4$ 。其中 Case 0 为单独进行单外涵模式和双外涵模式 S_2 流面通流计算,所以相当于各权重系数为 0。

表 2 权重系数取值
Table 2 Values of the weight coefficients

方案	C_1	C_2	C_3	C_4
Case 0	0	0	0	0
Case 1	1.0	1.0	1.0	0
Case 2	1.0	2.0	1.0	10.0
Case 3	1.0	1.5	2.0	10.0

图 1~图 7 为在不同权重系数下主要参数沿相对叶高分布对比曲线,其中 SB 代表单外涵模式,DB 代表双外涵模式。从转子总压比分布可以看出(图 1),优化前两种模式总压比沿叶高均匀分布;优化后单双外涵道总压比沿叶高不再均布。由图 2 可知,由于 case 1 双外涵模式等熵效率权重系数为 0,所以 case 1 在双外涵模式下在 0.8 相对叶高处等熵效率很低。将双外涵等熵效率作为优化目标之一后,case 2 和 case 3 在双外涵模式下上半部叶高等熵效率明显提升。因此 case 1 结果不作考虑;而图中给出 case 0 结果,仅作为参照,因此以下仅比较 case 2 和 case 3 结果,并从中选优。

图 3 为转子出口绝对马赫数分布,其中 case 3 转子在两种模式下的出口绝对马赫数相对较小,这对于静子设计是有利的。如图 4,case 2 中两种模式转子出口绝对气流角(与轴向夹角)差别较大,静子设计难度越大。为了减小此差别,case 3 中将 C_3 增加至 2.0(case 2 中 1.0,见表 2)。使得 case 3 两种模式转子出口绝对气流角总体上差别小于 case 2,但在叶尖处差别仍较大。

由于 case 3 的出口相对和绝对气流角权重系数都大于 1.0,因此相对来说,进口相对气流角权重系数较小。所以总体上,在两种模式下进口相对气流角 case 2 比 case 3 一致性好(图 5);但两种模式下都存在最大约 5° 的差别。因此必然在某种工作模式下转子存在局部较大正或负攻角。Case 2 和 case 3 在两种模式下出口相对气流角一致性都较好(图 6)。

图 7 为在两种模式下转子进口绝对气流角

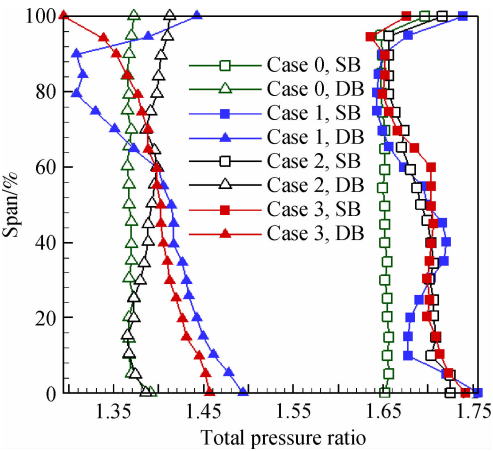


图 1 转子总压比沿叶高分布

Fig. 1 Total pressure ratio distribution of rotor along the span

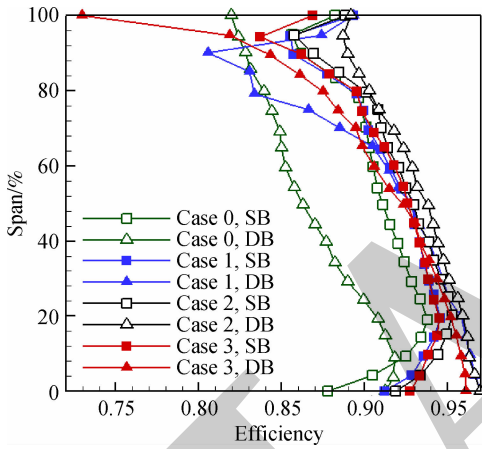


图 2 转子等熵效率沿叶高分布

Fig. 2 Isentropy efficiency distribution of rotor along the span

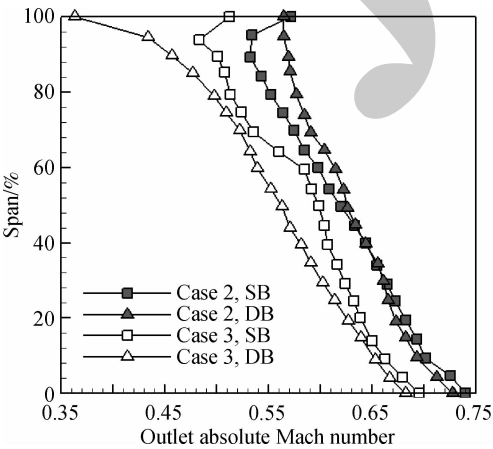


图 3 出口绝对马赫数沿叶高分布

Fig. 3 Outlet absolute Mach number distribution along the span

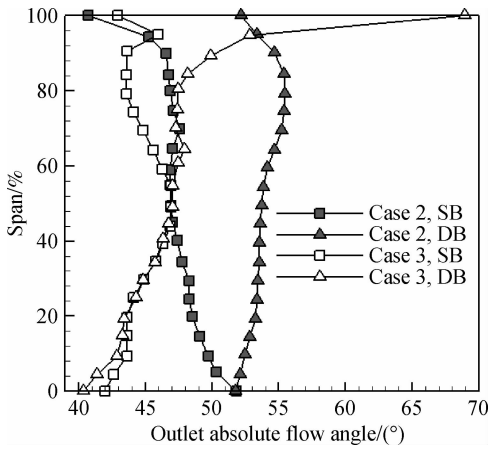


图 4 出口绝对气流角沿叶高分布

Fig. 4 Outlet absolute flow angle distribution along the span

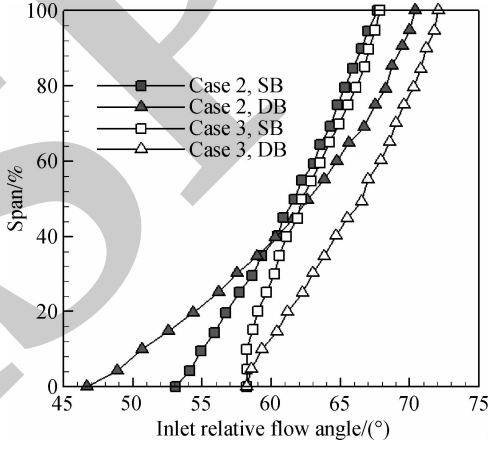


图 5 进口相对气流角沿叶高分布

Fig. 5 Inlet relative flow angle distribution along the span

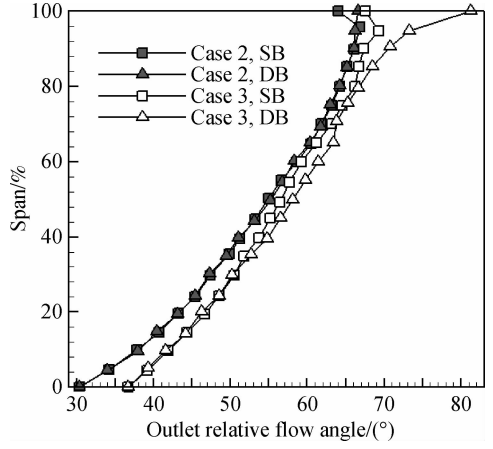


图 6 出口相对气流角沿叶高分布

Fig. 6 Outlet relative flow angle distribution along the span

(即 IGV 出口气流角)沿叶高分布。单外涵与双

外涵模式角度差即为模式转换时导向器关闭的角

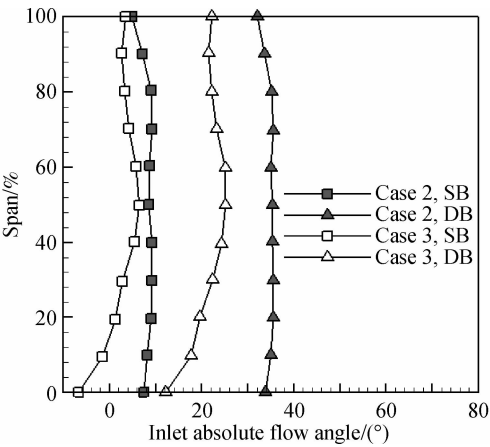


图 7 转子进口绝对气流角沿叶高分布
Fig. 7 Inlet absolute flow angle distribution of rotor along the span

度,此角度是 IGV 出口气流角,因此实际关闭角度还要考虑落后角,并且在此隐含一个假设:落后角沿叶高不变。实际上对于 case 2 和 case 3,在两种工作模式下,IGV 出口气流角沿叶高变化不大,因此落后角沿叶高变化也较小。

通过以上分析,与 case 2 比较,case 3 在两种工作模式下,尽管转子进口相对气流角一致性较差,但转子出口绝对气流角一致性较好、绝对速度较低,有利于与之匹配的静子设计;因此选择 case 3 中 S_2 流面通流优化结果作为转子 S_1 流面叶型气动设计参数。

2 转子叶片气动设计

由于在通流设计中兼顾单双外涵两种工作模式确定设计结果,因此在转子叶片设计时仅在单外涵模式下进行,再对双外涵性能进行检验。设计步骤如下:①沿叶高构造若干个初始叶型;②回转面二维叶型优化设计;③径向积叠成三维叶片,再进行三维叶片优化设计。

本文二维叶型优化采用基于修改量的参数化方法,需要先生成初始叶型。合理的初始叶型与修改量变化范围的限制是优化过程生成叶型合理性的关键,直接影响优化效果^[13]。初始叶型由弦长、安装角、前后缘小圆半径、前后缘几何角、最大挠度及其位置、最大厚度及其位置确定^[15]。生成的平面初始叶型贴合到 S_2 通流设计确定的回转面上,得到回转面叶型,并采用回转面流场计算检验生成叶型合理性。通过流场分析,进一步改进叶型。

回转面二维叶型优化设计,采用课题组现有优化设计软件,该软件包括并行遗传算法优化、回转面二维流场计算、基于修改量的叶型参数化方

法和目标函数设置模块^[16]。本文针对 10%、50%、90%叶高处叶型进行初始叶型设计和优化,并径向积叠构成三维叶片。在叶型的压力面和吸力面选择 6 个控制点作为修改参数,控制点的位置为离前缘点的轴向相对位置,分别取 0.1、0.3、0.5、0.7、0.9、1.0;此外将叶型弦长和安装角也作为设计参数^[17]。因此优化参数总数为 14 个。优化目标函数设定为

$$f = C_5(1 - \eta_s) + C_6 \left| \pi_s^* - \pi_{s0}^* \right| / \pi_{s0}^* + C_7 \left| \pi_s - \pi_{s0} \right| / \pi_{s0}$$

(6)

其中 η_s 为单外涵模式等熵效率, π_s^* 和 π_s 分别为单外涵模式总压比和静压比, π_{s0}^* 和 π_{s0} 分别为单外涵模式设计点目标总压比和目标静压比, C_5 、 C_6 、 C_7 分别为等熵效率、总压比和静压比的权重系数;分别取 100、10、10。优化求取目标函数最小值,优化的目的就是在转子二维叶型等熵效率尽可能高的前提下,总压比、静压比更好地满足 S_2 流面通流设计确定的目标。表 3 表明,优化叶型在不同叶高处的等熵效率都明显高于初始叶型;总压比、静压比与目标值吻合也较好;但静压比在 90%叶高处与目标值差异较大,会造成叶尖区域通流流量增大,此差异在后期的三维叶片优化中改进。图 8 中显示优化叶型弦长变短,表明初始叶型叶栅稠度选取偏大。比较初始叶栅和优化叶栅流场马赫数等值图(图 9),从通道内激波结构和叶片尾迹尺寸大小可看出,优化叶栅流场更合理。将优化和原始叶型沿径向积叠,构成三维叶片,采用 NUMECA 软件进行特性计算,结果表明,优化叶型构成的三维叶片性能更好(图 10)。

表 3 优化叶型与初始叶型 S_1 流面计算结果对比
Table 3 Comparison of the S_1 flow surface calculation results between optimized and original blade profiles

相对叶高/%	数值	静压比	总压比	等熵效率
10	目标值	1.564	1.712	
	初始值	1.494	1.664	0.903
	优化值	1.564	1.712	0.920
50	目标值	1.641	1.708	
	初始值	1.585	1.713	0.890
	优化值	1.651	1.745	0.930
90	目标值	1.700	1.649	
	初始值	1.643	1.633	0.852
	优化值	1.761	1.665	0.908

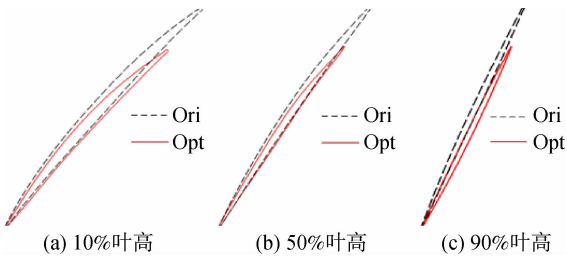


图 8 初始与优化叶型

Fig. 8 Original and optimized blade profiles

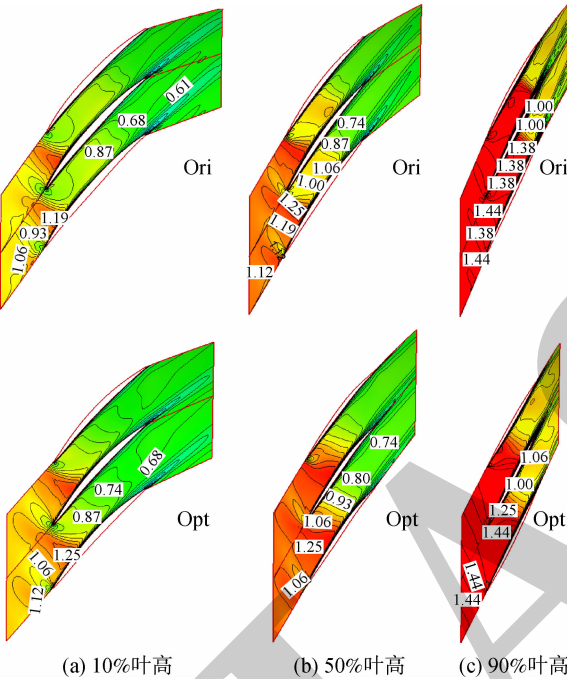


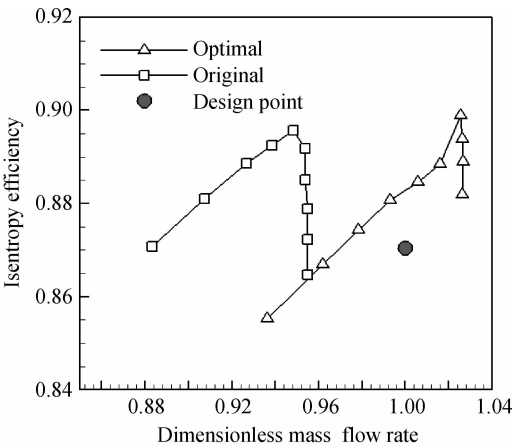
图 9 优化叶型与初始叶型 S_1 流面相对马赫数分布云图

Fig. 9 Contours of relative Mach number on S_1 stream surface of original and optimized blade profiles

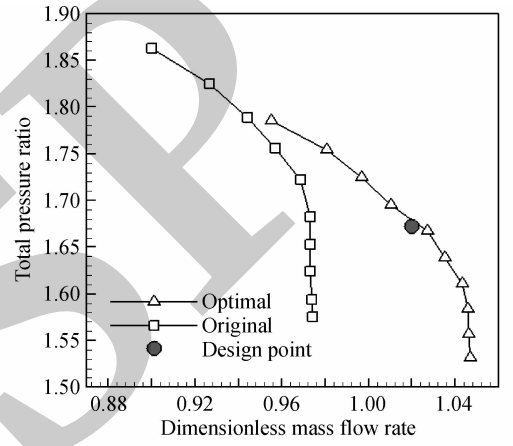
将优化所得转子回转面二维叶型沿径向积叠构成的三维叶片,作为初始三维叶片;进一步采用三维优化设计方法改进设计^[18]。将上下子午面流道、积叠线弯掠、各叶高叶型型面、弦长、安装角作为优化的设计变量。优化目标函数设置如下:

$$f = C_5(\eta_s - 0.5) + C_6 \left(1 - \left| \frac{\dot{m} - \dot{m}_0}{\dot{m}_0} \right| \right) + C_7 \left(1 - \left| \frac{\pi_s^* - \pi_{s0}^*}{\pi_{s0}^*} \right| \right) \quad (7)$$

其中 $\dot{m}$ 和 $\dot{m}_0$ 分别为单外涵模式优化过程各生成的各转子流量和设计点流量(目标流量)。优化求取目标函数最大值,优化的目的就是总压比和流量更好地满足单外涵模式设计目标前提下,提高转子等熵效率。



(a) 等熵效率

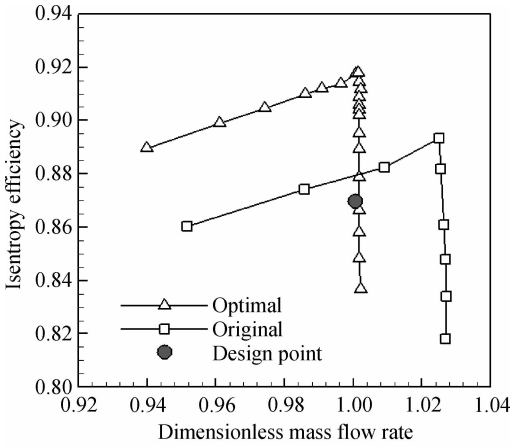


(b) 总压比

图 10 回转面二维优化前后特性比较

Fig. 10 Comparison of rotating surface two-dimensional working performance before and after optimization

图 11 表明,三维优化使转子堵点流量下降至与设计流量相同,因此优化转子工作点流量等于优化堵点流量。对于优化转子,根据设计点压比(1.68),由图 11(b)可确定该压比与第 9 点(从下向上数)接近;图 11(a) 中对应点的等熵效率即为



(a) 等熵效率

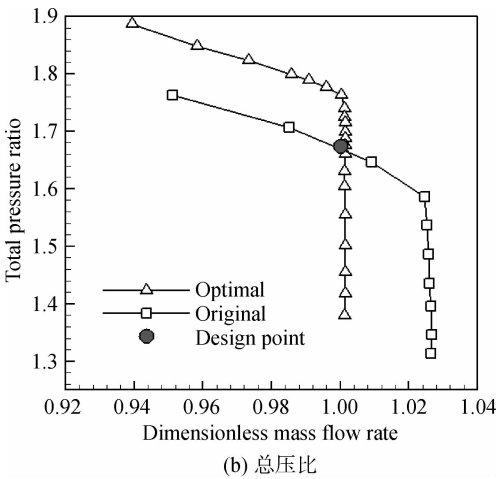


图 11 转子单外涵模式优化前后特性
Fig. 11 Performances of the rotor before and after optimization in single bypass mode

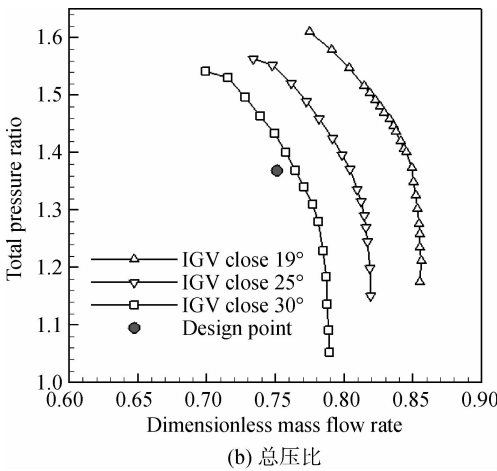


图 12 IGv 关闭不同角度转子双外涵模式特性
Fig. 12 Working performance in double mode with different closed angles of IGv

设计点等熵效率(0.91),高于原始转子等熵效率(0.87)。虽然由图 11,优化转子最高效率点等熵效率可达 0.92,但只能在高于设计反压下达到。优化转子叶片通道 S_1 流面马赫数等值图在后面与静子一起给出,以展示流场结构的合理性。

上述以单外涵性能指标进行气动设计得到的转子,需验证双外涵模式下的性能。根据 S_2 通流优化结果,双外涵模式 IGv 出口气流角增加 19° 。采用 NUMECA 软件进行双外涵转子三维流场计算。由图 12 可看出,IGv 关闭 19° ,流量偏大、压比偏高。从前面通流优化结果中的图 5 可看出,双外涵模式时进口相对气流角(与轴向夹角)比单外涵模式小。因此以单外涵工作模式设计的转子叶片在双外涵模式下工作时,气流转角大于设计值,造成双外涵工作模式下流量和压比高于设计值。由图 12(b),当 IGv 关闭至 30° 时,压比流量与设计值相近,并且等熵效率也较高(图 12(a))。由于采用 30° 关闭角度转子在双外涵模式气

动性能较好,因此之后的 IGv 按此关闭角度设计。

3 静子叶片气动设计

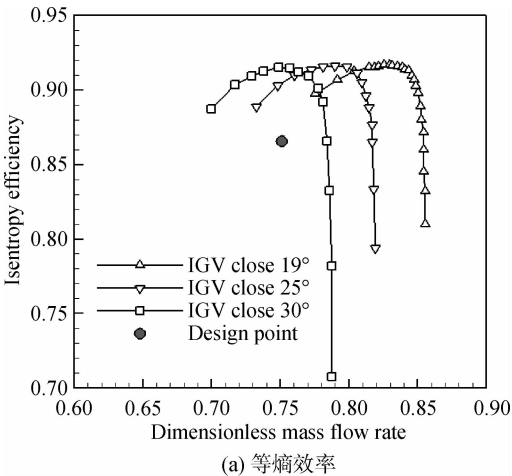
由图 4,由于双外涵模式在静子上部分叶高处转子出口绝对气流角比单外涵大,因此以双外涵气动参数进行静子叶片设计,在单外涵模式工作时,静子上部分叶高处呈负攻角;但如果以单外涵模式气动参数进行静子叶片设计,则在双外涵模式时呈较大正攻角(易分离、损失大)。为此首先以双外涵模式气动参数进行静子初始叶型设计;再采用多攻角(进口相对气流角)优化方法改进设计,兼顾单外涵流动。

静子叶型设计方法与转子叶型设计方法主要差别在于叶型优化设计时目标函数设置。优化目标函数设定如下:

$$f = C_8(1 - \bar{\omega}_s) + C_9 \left[1 - \left| \frac{\Delta\alpha_s - \Delta\alpha_{s0}}{\Delta\beta_{s0}} \right| \right] + C_{10} \left[1 - \left| \frac{\pi_s - \pi_{s0}}{\pi_{s0}} \right| \right] + C_{11}(1 - \bar{\omega}_d) + C_{12} \left[1 - \left| \frac{\Delta\alpha_d - \Delta\alpha_{d0}}{\Delta\alpha_{d0}} \right| \right] + C_{13} \left[1 - \left| \frac{\pi_d - \pi_{d0}}{\pi_{d0}} \right| \right] \quad (8)$$

其中 $\bar{\omega}$ 为总压损失系数, $\Delta\alpha$ 为气流转折角, π 为静子静压比, $C_8 \sim C_{13}$ 分别为各参数权重系数。优化设置时,总压损失系数权重系数取 100,气流转角权重系数取 20,静压比权重系数取 10。该优化目标为寻求目标函数最大值,实现在单双外涵模式达到给定的气流转角、静压比时,损失最小。

各叶高优化前后叶型对比如图 13 所示。图



(a) 等熵效率

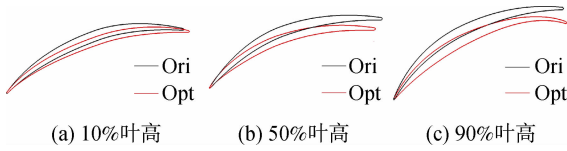


图 13 静子回转面优化前后叶型对比
Fig. 13 Comparison of blade profiles before and after rotating surface optimization of stator

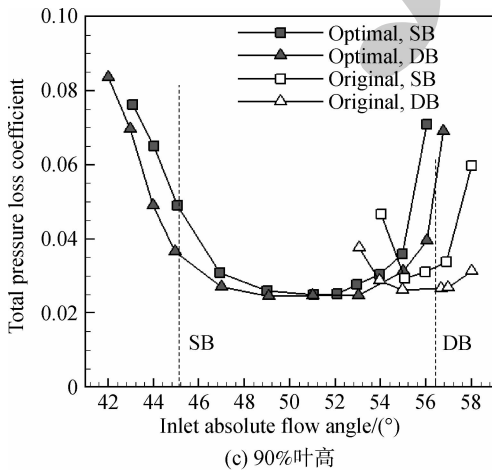
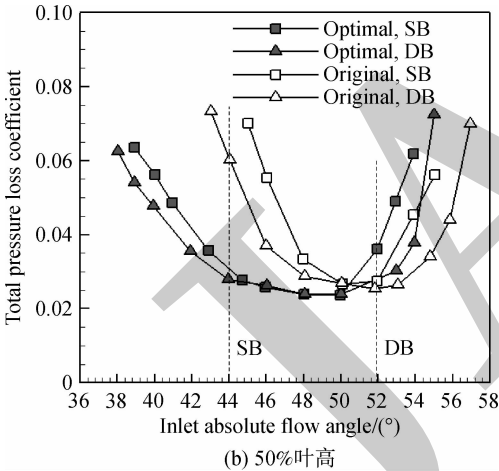
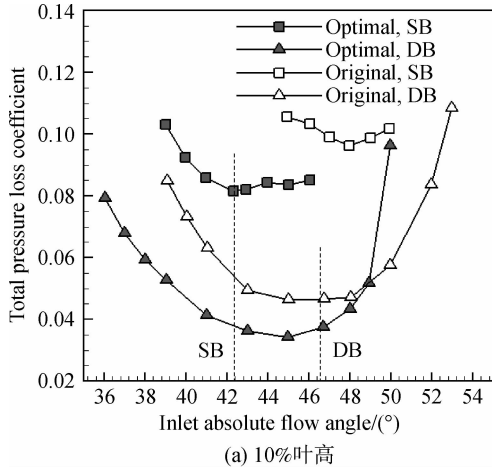


图 14 总压损失系数与进口绝对气流角关系
Fig. 14 Relationship between total pressure loss coefficient and inlet absolute flow angle

14 为优化前后回转面叶栅进口绝对气流角和总压损失系数关系曲线,图中虚线标注为两种不同模式设计点进口绝对气流角。由图可看出,以双外涵气动参数设计的 3 个叶高原始静子叶型,在双外涵模式对应的进口绝对气流角下总压损失都较小,但在单外涵模式对应的进口绝对气流角下总压损失较大;在 90%叶高处,由于单外涵进口绝对气流角过小,叶片压力面大分离,造成损失过大,流动无法建立(计算发散)。但 3 个型面经优化后,总压损失明显减小;并且在两个模式下都能稳定流动;但是在 90%叶高处,由于两种模式进口绝对气流角差别较大,工作点处于曲线的两端损失较大。

4 IGV 气动设计

IGV 采用前半段固定、后半段转动结构,在此不考虑真实结构留有间隙对流动的影响。由于单外涵模式 IGV 出口气流角较小,因此攻角 i (见图 15)小则单外涵工作时损失小;但双外涵工作时,叶片后段偏转角大,后段吸力面局部损失较大。反之,攻角增大,可减小双外涵叶片前后半段偏转角,有利于减小后半段损失,但前半段由于攻角增加造成吸力面局部损失增加。此外基础叶型(即前后半段未转折前的整体叶型)弯度决定在两种工作模式下前后半段转折角度,也是影响流动损失的重要因素。

为此针对 IGV 叶中截面,进行多个基础叶型弯度、前半段攻角组合的平面叶栅二维流场计算分析;确定较好的叶型弯度和前半段攻角组合。由 S_2 流面通流优化结果(图 7),沿叶高 IGV 出口气流角变化较小,因此所得结果也适用于其他叶高。

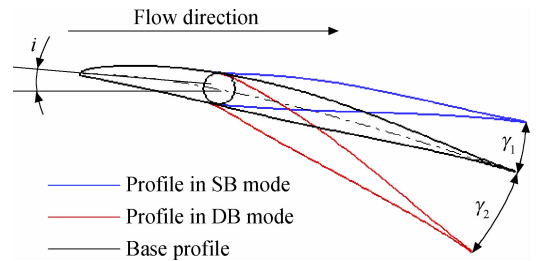


图 15 IGV 结构示意图
Fig. 15 Structure diagram of IGV

图 16~图 18 为单双外涵总压损失系数及两者之和随基础叶型弯度和攻角的变化曲线。由图 16,对于单外涵模式,基础叶型弯度一定,随着攻角增大,总压损失系数也越大;攻角为 0° 、基础叶

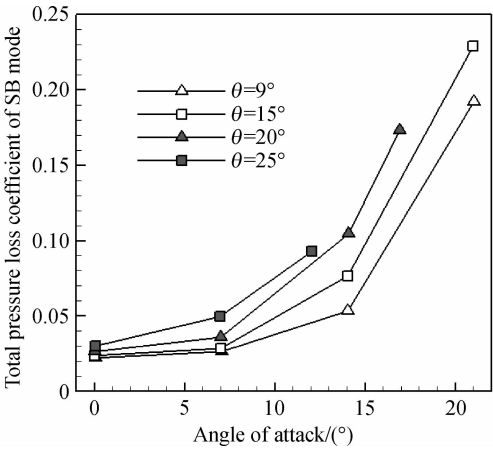


图 16 不同弯度单外涵模式总压损失系数与攻角的关系图

Fig. 16 Relationship between total pressure loss coefficient and angle of attack with different cambers in single bypass mode

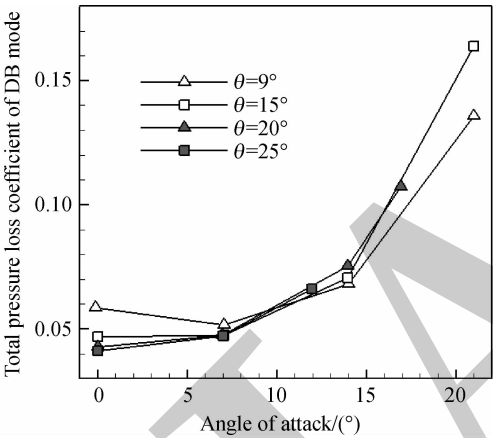


图 17 不同弯度双外涵模式总压损失系数与攻角的关系图

Fig. 17 Relationship between total pressure loss coefficient and angle of attack with different cambers in double bypass mode

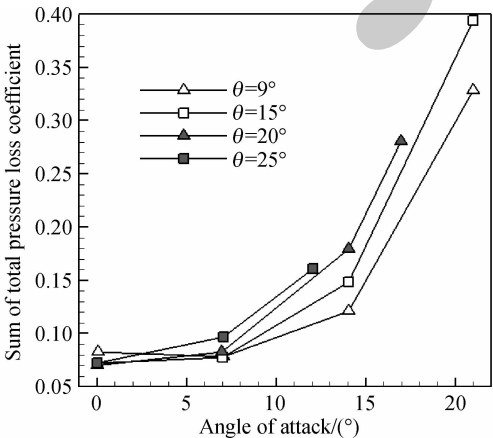


图 18 不同弯度总压损失系数和与与攻角的关系图

Fig. 18 Relationship between sum of total pressure loss coefficient and angle of attack with different cambers

型弯度为 9° 时,损失最小。由图 17 可知,对于双外涵模式,攻角在 $0^\circ\sim7^\circ$ 范围内,不同基础叶型弯度总压损失差别不大,且总压损失较小;但当攻角大于 7° ,随着攻角增大不同叶型弯度的总压损失都快速增加。由图 18,根据单双外涵总压损失之和最低,选取前半段攻角 7° ,基础叶型弯度 9° (两种工作模式叶型具体形状见图 15),其中, γ_1 与 γ_2 分别是单双外涵需要偏转的角度。

5 风扇级气动性能计算分析

IGV、转子、静子组合的风扇级三维流场计算采用商业软件 NUMECA,不考虑 IGV 和静子径向间隙,转子叶尖间隙设为 0.5 mm 。计算采用雷诺平均 Navier-Stokes 方程组、2 阶精度中心差分格式;湍流模型为 S-A (Spalart-Allmaras) 模型。网格划分由其 AutoGrid 模块生成,网格拓扑结构为 O4H 类型,三排叶片网格节点总数约为 143 万,保证壁面处 Y^+ 小于 10。子午面流道如图 19 所示。图 20 为壁面处网格。

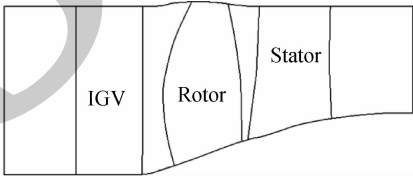


图 19 子午面流道示意图

Fig. 19 Diagram of meridian plane flow channel

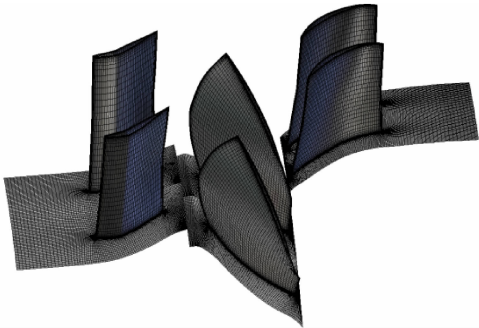


图 20 三维网格示意图(双外涵模式)

Fig. 20 Diagram of three-dimensional mesh (double bypass mode)

计算所得 CDFS 在两种模式下工作点主要参数如表 4 所示,该表表明本文所设计 CDFS 在两种工作模式下流量和总压比近于满足设计指标的前提下,等熵效率均比设计指标高,而且在两种模式下 CDFS 都有足够的稳定裕度。图 21 为

CDFS 在两种不同工作模式下的等熵效率和总压比特性曲线。在图中还给出静子优化前的特性,以说明静子优化的效果。从图 21(a)可看出,静子优化前后对双外涵等熵效率影响也较小,但可较大程度提高单外涵等熵效率(优化前为 0.8650,优化后为 0.8805);从图 21(b)可看出,静子优化前后总压比-流量曲线变化较小。

表 4 CDFS 在两种模式下工作点参数
Table 4 Operating point parameters in two modes of CDFS

模式		无量纲流量	总压比	等熵效率	稳定裕度/%
单外涵	设计目标	1.000	1.654	0.8700	
	设计结果	1.001	1.673	0.8805	15.65
双外涵	设计目标	0.751	1.369	0.8650	
	设计结果	0.759	1.376	0.8717	16.28

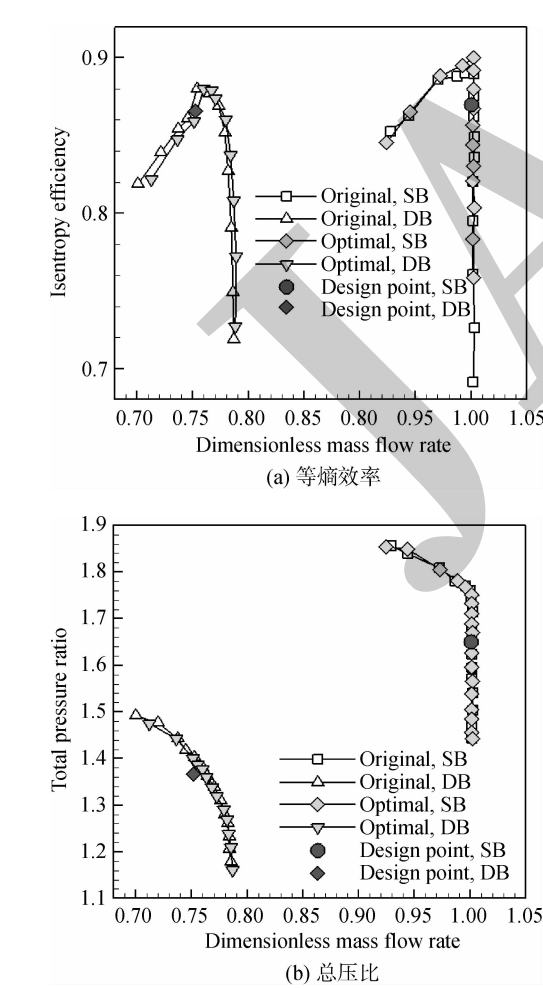
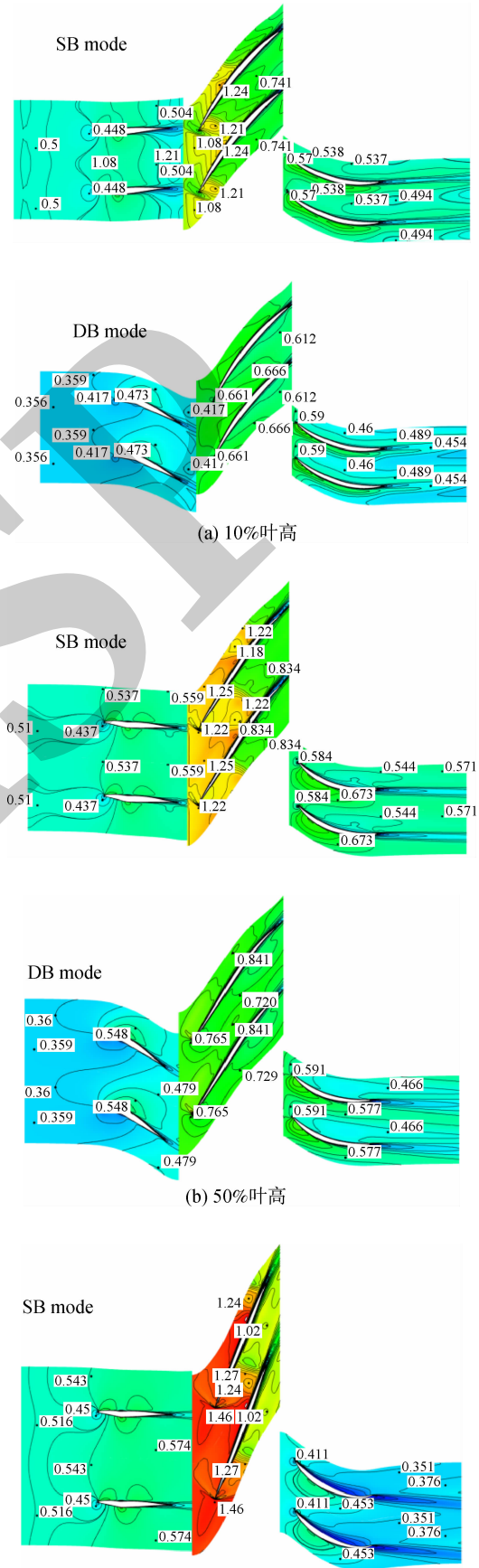


图 21 CDFS 三维计算特性

Fig. 21 Performance of CDFS in three-dimensional calculation

CDFS 在两种模式下不同叶高 S_1 流面相对马赫数云图分布如图 22 所示。由图可以看出,



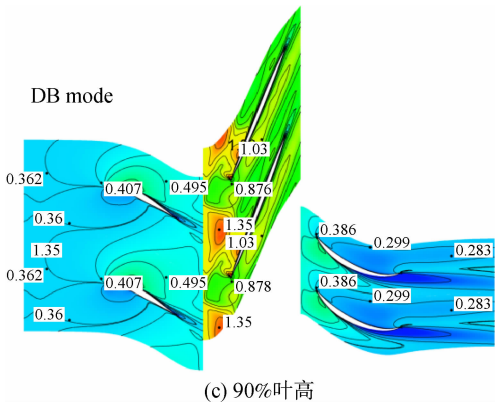
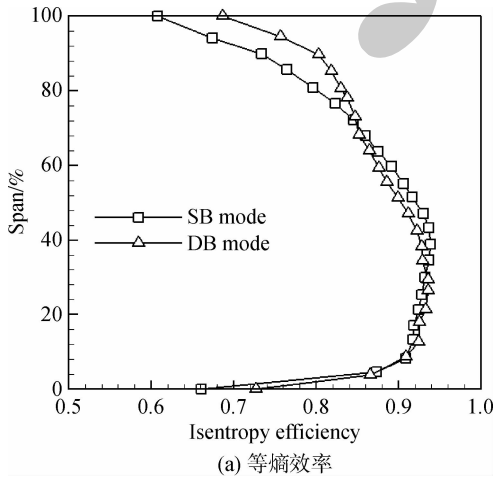


图 22 各叶高 S_1 流面相对马赫数云图

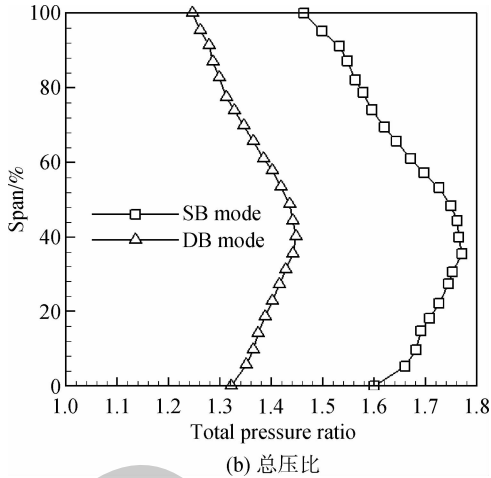
Fig. 22 Contours of relative Mach number on the S_1 stream surface at different spans

IGV 在两种工作模式下,叶高各截面叶片表面附面层和尾迹都较小。在单外涵模式下,转子叶片通道激波结构合理;单双外涵模式下,转子叶片表面附面层和尾迹都较小。静子在 10%、50% 叶高,两种模式叶片表面附面层和尾迹都较小;但在 90% 叶高处,由于单双外涵静子进口绝对气流角差异较大,兼顾两种工作模式的叶型设计,造成单外涵呈较大负攻角、双外涵呈较大正攻角。

图 23 为 CDFS 在两种不同工作模式下级等熵效率和级压比沿径向分布曲线。图 23(a) 表明,两种工作模式 50% 叶高以上总压损失较大、等熵效率较低。原因在于:①随着叶高增加,转子流道内相对马赫数增加,且对于单外涵激波强度增加、引起的损失增加,并且转子叶尖间隙也是损失的重要来源;②随着叶高增加,静子总压损失也增大。



(a) 等熵效率



(b) 总压比

图 23 CDFS 级等熵效率和总压比沿叶高分布曲线

Fig. 23 Stage isentropic efficiency and total pressure ratio of CDFS distribution along the span

6 结 论

对于 CDFS,由于在单双外涵模式下气动性能指标差异较大,本文提出采用兼顾两种模式的优化设计方法。尝试运用该方法进行 CDFS 气动设计;并采用流场数值模拟检验设计结果。主要结论如下:

1) 将 S_2 流面通流计算与遗传算法优化相结合,以单双外涵模式转子进出口相对气流角、转子出口绝对气流角一致性和双外涵等熵效率为目标,寻找最优 IGV 出口气流角、单双外涵压比沿叶高分布、IGV 关闭角度;实现在转子气动设计时兼顾两种模式。

2) 根据单外涵气动参数采用回转面二维优化与三维叶片优化相结合进行转子叶片气动设计,实现转子高气动性能。

3) 根据 IGV 基础叶型弯度、前半段安装角对单双外涵流动损失影响研究,确定前半段固定后半段可调 IGV 关键参数,实现在 IGV 气动设计时兼顾两种模式。

4) 根据单双外涵模式气动参数采用多点优化进行静子叶型优化设计,实现在静子气动设计时兼顾两种模式。

5) 对所设计的 CDFS 级进行三维流场计算,结果表明:两种模式在满足压比和流量设计指标的前提下,单双外涵模式等熵效率分别达到 88.05% 和 87.17%、且稳定裕度分别达到 15.65% 和 16.28%。

参考文献:

- [1] 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.
LIN Xueping. Research on calculation of steady-state performance of variable geometry engine[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2004. (in Chinese)
- [2] 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 engine[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2004, 17(3): 1-5. (in Chinese)
- [3] HOWLETTE R A, SABATELLA J, JOHNSON J, et al. Advanced supersonic propulsion study[R]. NASA CR-134904, 1975.
- [4] ALLAN R D. Advanced supersonic propulsion system technology study[R]. NASA CR-134913, 1975.
- [5] NASCIMENTO M A R. The selective bleed variable cycle engine[D]. Bedfordshire, UK: Cranfield Institute of Technology, 1992.
- [6] 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.
- [7] MIYAGI H, KIMURA H, CABE J, et al. Combined cycle engine research in Japanese HYPR program[R]. AIAA 95-2751, 1995.
- [8] 刘红霞. GE公司变循环发动机的发展[J]. 航空发动机, 2015, 41(2): 93-98.
LIU Hongxia. The development of variable cycle engine at GE[J]. Aeroengine, 2015, 41(2): 93-98. (in Chinese)
- [9] FRENCH M, ALLEN C. NASA VCE test bed engine aerodynamic performance characteristics and results[R]. AIAA 81-1594, 1981.
- [10] VDOVIK J W, KNOTT P R, EBACKER J J. Aerodynamic/acoustic performance of YJ101/double bypass VCE with coannular plug nozzle[R]. NASA CR-159869, 1981.
- [11] 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)
- [12] 张鑫, 刘宝杰. 核心机驱动风扇级匹配特性分析[J]. 航空学报, 2015, 36(9): 2850-2858.
ZHANG Xin, LIU Baojie. Matching characteristics of core driven fan stage[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(9): 2850-2858. (in Chinese)
- [13] 赖安卿, 胡骏, 屠宝锋. 核心机驱动风扇级气动设计方案[J]. 航空动力学报, 2014, 29(9): 2229-2238.
LAI Anqing, HU Jun, TU Baofeng. Scheme on aerodynamic design of core driven fan stage[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(9): 2229-2238. (in Chinese)
- [14] 周正贵, 邱名, 徐夏, 等. 压气机/风扇二维叶型自动优化设计[J]. 航空学报, 2011, 32(11): 1987-1997.
ZHOU Zhenggui, QIU Ming, XU Xia, et al. Automatic optimization design of compressor/fan 2D blade profiles[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(11): 1987-1997. (in Chinese)
- [15] 周正贵. 混合遗传算法及其在叶片自动优化设计中的应用[J]. 航空学报, 2002, 23(6): 571-574.
ZHOU Zhenggui. Composite genetic algorithm and its application to automatic optimization of turbomachinery blade[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2002, 23(6): 571-574. (in Chinese)
- [16] 周正贵. 压气机/风扇叶片自动优化设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2013: 149-163.
- [17] 徐国华, 周正贵. 任意回转面叶型优化设计研究[J]. 机械制造, 2013, 51(4): 30-33.
XU Guohua, ZHOU Zhenggui. Research on optimization design of arbitrary rotating surface[J]. Machinery, 2013, 51(4): 30-33. (in Chinese)
- [18] 刘龙龙, 周正贵, 陶胜. 基于遗传算法的2维叶型优化设计[J]. 航空发动机, 2014, 40(5): 50-56.
LIU Longlong, ZHOU Zhenggui, TAO Sheng. Optimization design on 2D blade profiles based on genetic algorithm[J]. Aeroengine, 2014, 40(5): 50-56. (in Chinese)

(编辑: 陈越)