

高推重比涡扇发动机性能寻优分析研究

北京航空航天大学 朱之丽** 王晓波

【摘要】 本文在变几何涡扇发动机推进系统性能模型基础上,采用综合优化方法,分别以安装推力最大、安装耗油率最低和涡轮前温度最低为推进系统性能寻优的目标,针对某高推重比加力涡扇发动机进行了稳态安装性能最优化计算。分析结果表明,对于包含多个可调节几何参数的军用加力涡扇发动机而言,在基准调节规律的基础上对发动机进行性能寻优控制,可以明显改善推进系统的性能,从而大幅度提高飞机的综合作战能力。

主题词: 航空发动机 性能分析 优化

分类号: V 235. 13

1 引言

新一代战斗机为取得更大的空中优势,必须大幅度提高飞机的综合作战能力。这些综合能力表现在更宽广的飞行包线,更高的机动性、更大的作战半径以及必须具备不加力超声巡航能力等方面。这些能力能否实现,推进系统性能至关重要。

美国NASA早在1988年便开始“发动机性能寻优控制(Performance Seeking Control)”研究计划,PSC计划的目标在于展示建立于基准调节规律和自适应模式基础上的推进系统性能能进行在线寻优带来的效益。

PSC计划中对以下6种工作模式进行了研究和飞行实验:(1)保持一定的推力,使燃油流量最小;(2)全加力状态或军用状态,使发动机推力最大;(3)保持一定的推力,使风扇涡轮前温度最低;(4)保持一定的风扇涡轮前温度,使推力最大;(5)超音速飞行条件下,使发动机快速减速;(6)PSC减缓非轴对称推力。经过三阶段及全飞行包线6种模式的飞行试验^[1,2],结果证实了PSC在改善推进系统性能、降低风扇涡轮进口温度以延长发动机寿命、改善发动机稳定工作裕度等方面取得明显效益。

本文针对飞机在不同飞行航段对推进系统的突出要求,选择上述前3种模式为性能寻优目标。文中以某高推重比复燃加力涡扇发动机为例进行了稳态安装性能最优化计算,并详细分析了优化结果。

2 优化及优化方法

2.1 优化自变量、约束和优化目标

优化自变量: $N_1, EPR, \varphi, Q_c, A_{HT}, A_{LT}$ 和 A_m ;

约束:一类约束(各优化自变量的合理取值范围),二类约束(发动机工作时应满足的各种约束和限制);

优化目标:依推进系统性能寻优目标模式而确定。

2.2 优化方法

本文采用的“综合优化方法”^[3]以模式移动和随机移动为基本算法,并根据优化搜索过程中目标面的具体特点和约束条件的情况自动变换算法,以使用较快的速度求得最优解。

(1) 基本算法

若已知第 k 步的全部计算结果,第 $k+1$ 步优化自变量向量 $X_p^{(k+1)}$ 的各分量 $x_{pi}^{(k+1)}$ 按下式

$$\text{计算: } x_{pi}^{(k+1)} = x_{Bi}^{(k)} + m_i M_o^{(k+1)} (x_{i,\max} - x_{i,\min}) \left(\frac{\Delta_i}{\sqrt{\sum_{i=1}^n \Delta_i^2}} \right) \quad (1)$$

式中: x_{Bi} 为第 k 步时最优点对应的第 i 个优化自变量值; M_o 为总量比例尺,取初值为 1; m_i 为分量比例尺,取初值为 0.1; $x_{i,\max}$ 和 $x_{i,\min}$ 分别为第 i 个优化自变量的最大和最小约束值; n 为优化自变量个数; Δ_i 为第 i 个优化自变量的折合增量,其计算公式为:

$$\Delta_i = K_M^{(k+1)} x_{Mi}^{(k+1)} + (1 - K_M^{(k+1)}) \cos(\pi \cdot \text{RAN}) \quad (2)$$

式中: K_M 为查询系数; RAN 为随机数; x_{Mi} 为记忆向量,用于记忆成功的搜索方向。每走一步后按下式规定记忆向量:

$$x_{Mi}^{(k+1)} = a_6 x_{Mi}^{(k)} + (1 - a_6) [(x_{Bi}^{(k)} - x_{Oi}^{(k)}) / (x_{i,\max} - x_{i,\min})] \quad (3)$$

式中: a_6 为记忆常数;下标: B 为第 k 步时的最优点; O 为第 k 步时的次优点。

在寻优搜索过程中视进展情况进行修正:当取得成功搜索后增大 K_M 和 M_o ,使搜索方向更靠近记忆方向并加大前进步长;当不成功时则缩小步长并增大随机搜索程度。

(2) 约束处理方法

综合优化方法按不同约束的类型进行约束超出边界的处理:①当第一类约束超出边界时,采用线性内插方法使搜索回到可行域内;②当第二类约束不满足时,利用搜索过程记录的当前最优点和次优点的约束值,采用线性外插方法使搜索回到可行域内。如果当前最优点和次优点的约束值之差较小时,则向两个点约束值的垂直方向查询。

3 发动机性能寻优计算与分析

本文在寻求推进系统最优性能的优化过程中以某高推重比复燃加力涡扇发动机为例,该发动机的调节规律为:调节主燃烧室燃油流量闭环控制 N_1 ,调节尾喷管喉道截面积闭环控制 EPR ,调节加力燃烧室供油量闭环控制总油气比。

一类约束按工作状态要求及几何参数调节的机械限制条件选择,各约束的范围如下:

$$\begin{aligned} & -3\% \leq \Delta N_1 \leq 2\% \quad , \quad -0.25 \leq \Delta EPR \leq 0.25 \quad , \quad -10^\circ \leq \Delta \varphi \leq 10^\circ \\ & -10^\circ \leq \Delta \varphi \leq 10^\circ \quad , \quad 0.8 \leq A_{HT} \leq 1.2 \quad , \quad 0.8 \leq A_{LT} \leq 1.2 \quad , \quad 0.8 \leq A_m \leq 1.2 \end{aligned}$$

优化过程的目标及第二类约束的选择依目标模式的不同而有所区别。其中对各喘振裕度的约束均应大于 15%;当以安装耗油率为优化目标时,约束安装推力在 $\pm 2\%$ 内变化。

表 1 至表 6 中编号“0”表示性能寻优的原始基准点,编号“1, 2, 3, 4”分别表示在优化过程中选取不同优化自变量时的性能寻优结果,“~”表示该参数未被选作优化自变量参与优化过程,“ Δ ”表示目标参数的相对变化量。

3 1 最大安装推力目标模式

(1) 优化目标

本模式以发动机安装推力最大为性能寻优的目标。

(2) 约束

第二类约束及其范围如下: $T_4^* \leq 1950\text{ K}, N_2 \leq 105\%$ 。

(3) 优化结果及分析

表 1 给出发动机在最大状态和军用状态下最大安装推力目标模式的寻优结果。

表 1 最大安装推力目标模式性能寻优结果($H = 9144\text{ m}, M_a = 1.5$)

编 号		优 化 自 变 量							约 束				目 标 值	
		$\Delta\varphi/^{\circ}$	$\Delta\varphi_c/^{\circ}$	N_1	EPR	A_{HT}	A_{LT}	A_m	T_4^*	N_2	SM F	SM C	T/kN	$\Delta/\%$
最大 状态	0	0.00	0	1.011	3.535	1.00	1.00	1.000	1944.0	1.033	24.8	36.0	123.32	0.00
	1	0.93	- 0.71	~	~	~	~	~	1950.0	1.039	24.9	36.9	124.51	0.96
	2	7.63	1.31	1.031	3.335	~	~	~	1949.8	1.032	34.0	34.0	137.68	11.60
	3	9.99	1.98	1.028	3.288	0.98	1.03	~	1949.9	1.049	35.6	33.5	139.69	13.27
	4	10.0	0.78	1.026	3.380	1.07	1.04	1.105	1950.0	1.049	22.3	46.4	140.00	13.50
军 用 状态	0	0.00	0	1.011	3.535	1.00	1.00	1.000	1944.0	1.033	24.8	36.0	682.24	0.00
	1	0.88	- 0.72	~	~	~	~	~	1950.0	1.039	24.8	36.9	688.30	0.84
	2	0.27	- 0.69	1.020	3.517	~	~	~	1949.9	1.039	28.0	37.0	691.41	1.34
	3	2.52	0.39	1.010	3.512	1.05	1.05	~	1949.9	1.050	27.0	38.0	704.08	3.20
	4	6.09	6.00	1.017	3.526	1.05	1.10	1.109	1950.0	1.050	24.5	38.0	742.41	8.82

为分析性能寻优结果,表 2 给出对应于上述达到最大安装推力目标模式下发动机其它一些主要参数的变化。

表 2 最大安装推力目标模式性能寻优中发动机主要参数

编 号	最大状态参数						军用状态参数					
	$m_a(\text{kg/s})$	BPR	π_c^*	π_c^*	π_{HT}^*	π_T^*	$m_a(\text{kg/s})$	BPR	π_c^*	π_c^*	π_{HT}^*	π_T^*
0	113.0	0.288	3.69	5.768	2.869	1.987	113.0	0.288	3.69	5.768	2.869	1.987
1	114.7	0.296	3.70	5.784	2.870	1.999	114.6	0.295	3.70	5.784	2.870	1.998
2	128.1	0.409	3.83	5.740	2.882	2.177	115.9	0.308	3.71	5.785	2.870	2.010
3	130.1	0.398	3.78	6.050	3.034	2.180	116.6	0.280	3.66	5.746	2.869	1.971
4	129.7	0.328	4.16	5.300	2.797	2.240	122.1	0.246	3.85	5.840	3.006	2.020

由表 2 中所列计算结果可以看出,当只选择前两个参数参与性能寻优时,优化效果不明显,这是因为调节 φ 和 φ_c 引起的各个转子的功率不平衡只能靠改变 T_4^* 来实现,而 T_4^* 的提高受到约束的限制不能大幅度变化。然而,如果 A_{HT}, A_{LT} 和 A_m 也可以被调节并参与寻优控制过程时,优化的效果非常显著,最大推力可增加 13%,军用状态推力可增加 8%。这是因为在 T_4^* 受约束的条件下,当 φ 调节量加大导致风扇功率增加时,可通过调节 A_{HT}, A_{LT} 和 A_m 增加涡轮膨胀比使转子功率平衡得到满足。调节 φ 明显提高了发动机总空气流量,进气道溢流阻

力减小, 因此安装推力增加。

3 2 最低耗油率目标模式

- (1) 优化目标: 本模式以发动机超声巡航和亚声巡航安装耗油率最低为性能寻优目标。
- (2) 优化结果及分析: 表 3 给出发动机在军用状态和巡航状态下最低安装耗油率目标模式的优化结果。

表 3 最低安装耗油率最低目标模式性能寻优结果
(军用状态, $H = 9144\text{ m}$, $M a = 1.5$ 巡航状态, $H = 11000\text{ m}$, $M a = 0.9$)

编号		优 化 自 变 量							约 束			目 标 值	
		$\Delta\varphi/^\circ$	$\Delta\varphi/^\circ$	N_1	EPR	A_{HT}	A_{LT}	A_m	$\Delta T/\%$	SMF	SMC	TSFC	$\Delta/\%$
军 用 状 态	0	0.00	0	1.011	3.535	1.00	1.000	1.00	0	24.8	36	1.192	0
	1	0.93	- 0.71	~	~	~	~	~	+ 0.81	25.0	37	1.191	- 0.08
	2	0.63	- 1.65	1.031	3.290	~	~	~	- 0.49	38.0	38	1.171	- 1.76
	3	4.78	0.69	1.010	3.270	0.88	1.011	~	- 1.85	30.7	24	1.166	- 2.18
	4	4.12	- 2.46	1.019	3.280	0.92	0.970	1.09	- 1.79	23.0	30	1.161	- 2.60
巡 航 状 态	0	0.000	0	0.841	2.637	1.000	1.000	1.00	0	31.0	38	0.989	0
	1	1.697	- 1.45	~	~	~	~	~	+ 1.60	31.0	40	0.986	- 0.30
	2	1.050	0.248	0.848	2.610	~	~	~	+ 1.77	32.0	38	0.983	- 0.61
	3	0.130	- 2.18	0.846	2.670	0.924	1.005	~	+ 1.70	33.0	33	0.969	- 2.02
	4	2.240	- 6.40	0.861	2.540	0.880	0.970	0.98	+ 0.58	36.0	32	0.967	- 2.22

为分析性能寻优结果, 表 4 给出对应于上述达到最低安装耗油率目标模式时发动机其它一些主要参数的变化。

表 4 最低安装耗油率目标模式性能寻优结果中发动机主要参数

编 号	军 用 状 态 参 数						巡 航 状 态 参 数					
	T_4^*	BPR	π_F^*	π_C^*	π_{HT}^*	π_T^*	T_4^*	BPR	π_F^*	π_C^*	π_{HT}^*	π_T^*
0	1944.0	0.288	3.69	5.768	2.869	1.987	1361.2	0.4335	3.08	5.400	2.896	2.08
1	1949.7	0.295	3.70	5.780	2.870	1.998	1367.7	0.4420	3.12	5.420	2.900	2.11
2	1934.8	0.377	3.65	5.750	2.880	2.100	1364.1	0.4540	3.14	5.385	2.900	2.13
3	1935.3	0.352	3.58	6.590	3.290	2.085	1367.5	0.4171	3.09	5.950	3.164	2.08
4	1911.8	0.346	3.89	5.910	3.060	2.200	1356.6	0.4930	3.22	5.960	3.270	2.25

由表 4 中所列计算结果可以看出, 参与优化控制的参数只选取前 4 个时, 优化效果非常不明显, 这是因为各控制变量的调节受安装推力约束的限制。但如果将 A_{HT} 、 A_{LT} 和 A_m 的调节加入寻优控制过程时, 优化的效果比较显著, 因为在推力限制的条件下可以靠调节 A_{HT} 、 A_{LT} 和 A_m 增加涡轮膨胀比来满足转子功率平衡和推力的需要, 从而使得发动机的耗油率因涡轮前温度降低、涵道比增加以及风扇增压比、高压压气机增压比均增加而明显减小。

3 3 最低涡轮前温度目标模式

- (1) 优化目标

本模式以发动机涡轮前温度最低为性能寻优目标。涡轮前温度的降低可以显著延长发动机热端部件的寿命,如文献[1]所述,涡轮前温度每降低 38.9 K 可使寿命延长 1 倍。因此发动机实现该目标模式优化具有重要意义。

(2) 优化结果及分析

表 5 和表 6 给出发动机在军用状态工作条件下最低涡轮前温度目标模式的寻优结果。

表 5 最低涡轮前温度目标模式性能寻优结果(军用状态, $H = 9144\text{ m}$, $M_a = 1.5$)

编号	优化自变量							约束			目标值	
	$\Delta\varphi/^\circ$	$\Delta\varphi/^\circ$	N_1	EPR	A_{HT}	A_{LT}	A_m	$\Delta T/\%$	SMF	SMC	T_4^*	Δ/K
0	0	0	1.011	3.536	1.000	1.000	1.000	0	31.0	36.0	1944	0
1	- 2.33	- 0.06	1.016	3.507	~	~	~	- 2.00	26.3	36.1	1931	- 13
2	- 0.95	- 1.43	1.011	3.500	0.965	1.016	1.032	- 1.99	25.3	35.6	1919	- 25

表 6 最低涡轮前温度目标模式发动机主要参数(军用状态, $H = 9144\text{ m}$, $M_a = 1.5$)

编号	参数					
	$m_a(\text{kg/s})$	BPR	π_F^*	π_C^*	π_{HT}^*	π_T^*
0	113.0	0.288	3.69	5.768	2.869	1.987
1	112.0	0.284	3.66	5.740	2.867	1.975
2	112.7	0.263	3.67	6.010	3.020	2.000

由表中所列结果可以得知,通过优化调节各个几何参数,维持发动机总空气流量和降低涵道比使发动机满足安装推力的约束条件,涵道比的降低及涡轮膨胀比的增加有效降低了涡轮前温度。7 个可调节参数时,涡轮前温度下降 25 K。

4 结 论

(1) 最大推力目标模式寻优可使超音巡航安装推力增加 8% 左右; (2) 最低耗油率目标模式寻优可使亚音巡航安装耗油率降低 2% 左右; (3) 涡轮前温度最低为性能寻优目标模式时可以在安装推力一定条件下使涡轮前温度降低 25 K。这些结果均说明深入开展变几何涡扇发动机的研究以及发展包括多个被调节参数在内的性能寻优控制技术,对于提高和改善推进系统性能有着广阔的前景。

参 考 文 献

1 Gilyard G, Ome J. Subsonic Flight Test Evaluation of a Performance Seeking Control Algorithm on an F- 15A airplane. AIAA 92- 3743, 1992

2 Nobbs S G, Jacob S W, Donahe D J. Development of the Full- envelop Performance Seeking Control Algorithm. AIAA 92- 3748, 1992

3 陈大光, 张津编著. 飞机—发动机性能匹配与优化. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1990

(责任编辑 杨再荣)

Reynolds number changed from 60000 to 240000. The mainstream turbulence varied from 0.75% to 13.5%. The results showed that the mainstream turbulence enhanced heat transfer coefficients on the suction surface to a great extent, and also increased the heat transfer coefficients on the pressure surface. Both onset and end of transition on the suction surface boundary layer move forward with increase of mainstream turbulence intensity. The end-wall effect region emerged at the root region of $x/C > 0.24$ of suction surface for the present turbine blade. The end-wall effect raised on the heat transfer coefficients for a low mainstream turbulence, but diminished for a high mainstream turbulence at the end-wall effect region. The influence of mainstream turbulence on the heat transfer coefficients vanished at the end-wall effect region.

Key Words Turbulence Blades Heat convection Measurements

PERFORMANCE OPTIMIZATION OF HIGH THRUST- WEIGHT RATIO TURBOFAN ENGINE

Zhu Zhili and Wang Xiaobo

(4th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

ABSTRACT The optimization of installation performance was completed by the comprehensive optimal method for the high thrust- weight ratio turbofan engine. The propulsion system performance model of the variable geometry turbofan engine served as the base, and the maximum of install thrust, minimum of install SFC and minimum of the inlet temperature of turbine were taken as the optimization modules respectively. The calculation and the following analysis showed that the propulsion system performance can be improved significantly by multiple parameter performance seeking control for the turbofan engine with afterburner. The improvements are as follows: (1) the supersonic cruise install thrust can be increased by about 8% on the module of maximum thrust; (2) the subsonic cruise install SFC can be decreased by 2% on the module of minimum SFC; and (3) the turbine inlet temperature can be lowered by about 25 K at the constant install thrust on the module of minimum temperature.

Key Words Aircraft engines Performance analysis Optimization

NUMERICAL SIMULATION OF ROTOR- STATOR INTERACTION IN A TRANSONIC COMPRESSOR STAGE AT OFF- DESIGN CONDITIONS

Ren Yuxin, Shen Mengyu, Liu Qisheng

(Tsinghua University, Beijing 100084)

ABSTRACT A numerical method is developed for simulation of rotor- stator interactions in a compressor or turbine stage. This method solves quasi- three- dimensional Navier- Stokes equations by an implicit high resolution finite volume method. A fully conservative method is designed to compute the inviscid and viscous flux at the interface of rotor and stator grids. Numerical results of rotor- stator interactions in a transonic compressor stage at off- design conditions are presented. The mechanism of rotor- stator interactions in this compressor stage is discussed in terms of the computational results.