

基于飞发一体化的自适应循环发动机参数优化研究*

马 松^{1,2}, 谭建国¹, 王光豪², 张志伟²

(1. 国防科技大学 航天科学与工程学院, 湖南 长沙 410073;

2. 沈阳飞机设计研究所, 辽宁 沈阳 110035)

摘 要: 为提升先进多用途战斗机的飞行性能, 以自适应循环发动机为研究对象, 建立了基于飞机/发动机性能模型联合的多目标优化模型。通过对先进多用途战斗机的约束分析和任务分析研究, 确定了自适应循环发动机的多航段优化目标和性能约束条件, 利用改进的多目标全面学习粒子群算法, 对发动机的设计点参数匹配和非设计点下的变几何部件调节规律进行了优化计算。计算结果的对比表明, 优化后的自适应循环发动机比基准状态总耗油量降低9.5%, 超声速作战状态下的推力增大了9.6%, 飞机的航程和作战性能收益明显, 分析方法对近未来先进多用途战斗机的一体化分析提供了借鉴。

关键词: 先进多用途战斗机; 自适应循环发动机; 多目标优化; 一体化分析

中图分类号: V235.113

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2018) 08-1703-09

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2018.08.003

Study on Characteristics Optimization of Adaptive Cycle Engine Based on Aircraft-Engine Integrated Analysis

MA Song^{1,2}, TAN Jian-guo¹, WANG Guang-hao², ZHANG Zhi-wei²

(1. College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. Shenyang Aircraft Design & Research Institute, Shenyang 110035, China)

Abstract: To improve the flight performance of advanced multirole fighter, with adaptive cycle engine as the research object, a multi-objective optimization model which is composed of multi-role fighter aircraft / adaptive cycle engine performance model was established. Based on the constraint analysis and mission analysis of the advanced multi-purpose fighter, the performance constraint condition and multi-segment optimization target of the adaptive cycle engine are determined. The improved multi-objective comprehensive particle swarm optimization (PSO) algorithm is used to match the design parameters of the engine. The optimized computation of the adjustment rules of geometry-variable parts under the different non-design point is conducted. The comparison of the calculated results shows that the optimized adaptive cycle engine reduces the total fuel consumption by 9.5% compared with the reference state, the thrust increased by 9.6% in the supersonic combat state, and the aircraft's range and operational performance are improved significantly. The analysis method for multi-role fighter aircraft / adaptive cycle engine integrated analysis provides a reference.

Key words: Advanced multirole fighters; Adaptive cycle engine; Multi-objective optimization; Integration analysis

1 引 言

在当前部分国家已经实现第五代战斗机服役的情况下, 下一代战斗机的研究计划已经提上日程, 世

界主要军事强国目前正在紧锣密鼓地开展相关的研究工作^[1]。下一代战斗机相比较传统战斗机, 从性能上应该拥有质的飞跃, 六代机需要具备“5S”, 即超飞行能力、超隐身能力、超感知能力、超打击能力和超

* 收稿日期: 2017-07-20; 修订日期: 2017-08-26。

通讯作者: 马 松, 男, 博士生, 高级工程师, 研究领域为推进系统总体设计。E-mail: masonghit@sina.com

协同能力,其中超飞行能力又要求超高速飞行、超常规机动和超远距航程,这无疑对动力系统提出了更高的要求^[2,3]。

为了更好地发挥现有五代机的潜力,以及满足近未来战斗机的动力需求,美国在2007年开始的ADVENT计划中提出了自适应循环发动机(Adaptive Cycle Engine, ACE)的概念并成为ADVENT计划和后续的AETD计划的主要研究对象^[4]。在接下来的AETP计划结束时,将实现ACE的服役。ACE是一种可根据飞行任务和状态通过控制系统实现自适应调节的变循环发动机,能够满足未来战斗机高机动性和超远程续航的要求^[5]。

目前,国内对ACE的研究主要是以总体性能仿真和稳态及过渡态特性研究为主。李斌等^[6]通过带Flade风扇的三涵道自适应循环发动机ACE模型,提出节流比TR选择对地面起飞推重比和高空高速性能影响较大。刘勤等^[7]在带核心机驱动风扇级(CDFS)双外涵变循环发动机性能仿真分析方法基础上,构建了前、后调节阀门和第三外涵等数学模型,验证了三外涵模式发动机最大状态与亚声速巡航状态间燃油具有更经济性。苟学中等^[8]建立了双外涵变循环发动机整机部件级稳态及动态数学模型,考虑导叶角和导向器面积变化对压气机和涡轮部件特性以及模式选择活门面积变化对副外涵进口空气流量的影响,仿真结果表明随着模式选择活门逐渐关闭,前段风扇喘振裕度显著减小。周红等^[9]考虑了变循环发动机转子惯性效应和部件容积效应,分析了发动机变几何参数及其不同组合调节方式对变循环发动机模态转换过程的影响。谢振伟等^[10]使用容积动态与转子动态来计算变循环发动机容积与转子的状态量,并利用所构建的模型给出了双外涵模式向单外涵模式切换过程以及这两种模式下变循环发动机的性能特性。作为适应多任务需求的一款发动机,ACE具有众多的变几何部件。在不同的任务航段,ACE通过调节这些部件使其处于最佳的位置以满足飞行器对动力和耗油率的要求。因此有必要对

其复杂的控制规律和飞机/发动机的一体化设计进行深入研究。

本文在自适应循环发动机总体性能仿真和飞机/发动机一体化设计分析的基础上,运用现代多目标优化技术对ACE设计点参数选取和在不同作战任务下的发动机性能及可变几何部件调节规律进行了优化研究,通过优化前后的对比验证了优化结果的有效性。

2 计算模型

2.1 ACE计算模型

ACE的结构和几何截面编号如图1所示。与常规循环发动机不同,ACE具有三个外涵道,分别是FLADE涵道、风扇外涵道和CDFS外涵道。发动机进口气流一开始就被分为两股:外涵部分进入FLADE涵道,内涵部分进入风扇。经过风扇的气流再分为两股,一部分进入风扇外涵道,一部分进入CDFS。进入CDFS的气流最后分别进入核心机和CDFS外涵道。通过CDFS外涵道的气流与通过风扇外涵道的气流在前混合室掺混成为一股,然后进入后混合室与低压涡轮出口的燃气再进行掺混。在FLADE涵道进口有可调节导叶,可以控制涵道的开关。模态选择阀MSV可以控制风扇外涵道的开关,前涵道引射器FVABI和后涵道引射器RVABI分别用于调节前后混合室的进口面积。

在超声速飞行等需要高单位推力的工作模式下,FLADE涵道和风扇外涵道可以关闭,使尽可能多的气流进入核心机。在亚声速巡航等低功率模式下,可以通过开放FLADE涵道和风扇外涵道来增大涵道比,降低耗油率。除此之外,其他工作部件,如风扇进口导流叶片、CDFS进口导流叶片、低压涡轮导向器、FLADE涵道喷管和发动机主喷管等都是可以调节的,以配合发动机涵道比的变化和不同工作模式的需要。对于风扇来说,一般其导叶角度是随转子转速自动变化的,因此可以在一张特性图上反应其各角度下的特性,如图2所示^[11]。

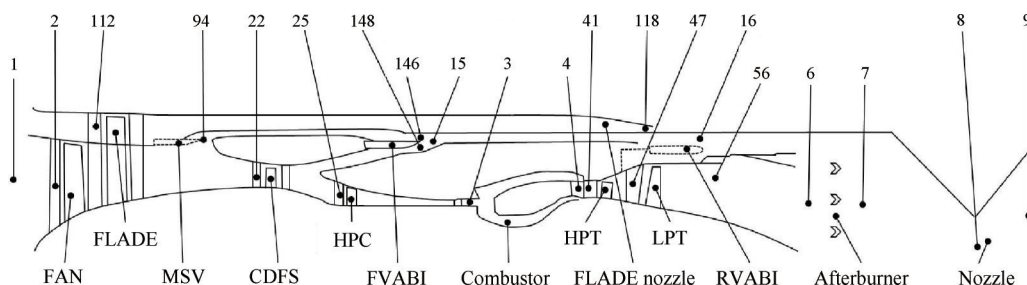


Fig. 1 Structure and section number diagram of ACE

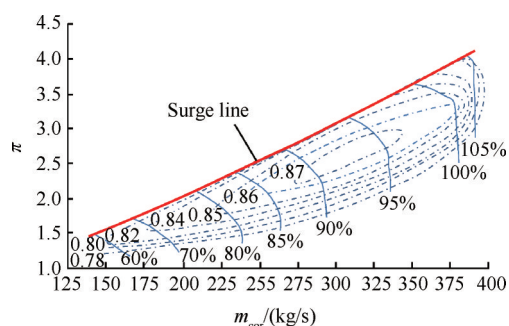
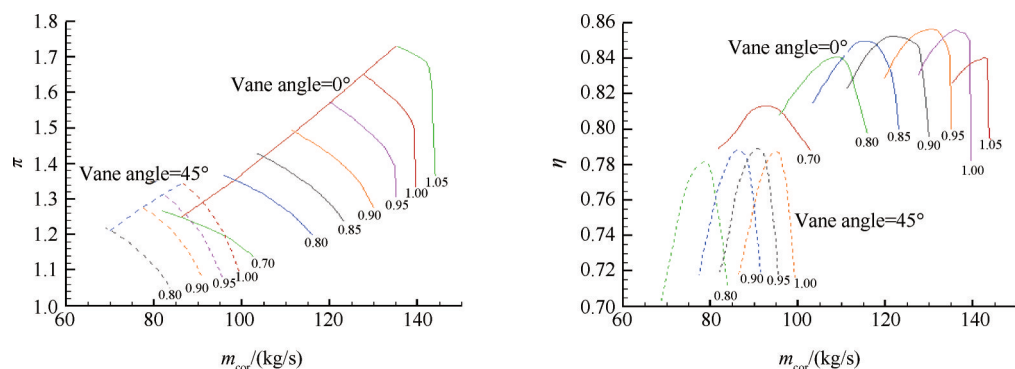
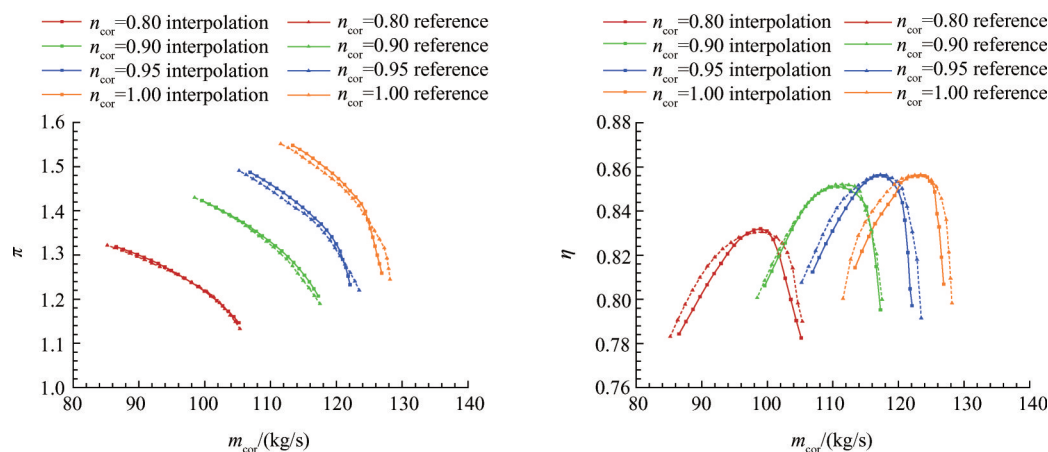


Fig. 2 Variable geometry fan characteristics

从图中可以看出,在同一张特性图上,不同换算转速下的特性已经是在不同导叶角度下的数据了。对于CDFS,一般需要采用多维特性图插值的方法,即首先给定不同导叶角度下的特性图,然后根据部件实际工作角度对特性图进行插值。文献[11]给出了CDFS导叶在 0° , 15° , 30° , 45° 四个角度下的特性,其中 0° 和 45° 特性如图3(a)所示。为验证插值方法的可靠性,由文献[11]中 0° , 30° , 45° 三个角度特性插值得到的 15° 特性与文献[11]中的 15° 参考特性进行对比,如图3(b)。由此可见,三维插值会带来一定的误差,但对发动机总体性能计算而言,精度尚可接受。

(a) Variable guide vanes of CDFS= 0° and 45° (b) Variable guide vanes of CDFS= 15° Fig. 3 CDFS characteristics^[11]

从物理参数上来说,FLADE与风扇只有转速相同。本文在计算带FLADE的变循环发动机时,将FLADE作为一个独立的部件模型,并且与风扇同轴连接。为不影响风扇进口气流参数,FLADE内涵通道不对气流做功,换言之,FLADE是一个与风扇同轴的环形风扇,除此之外,FLADE与常规风扇计算类似。FLADE通过导叶角度调节控制进口流量,由于FLADE导叶调节幅度大,且与发动机的工作模式有密切关系,因此采用与CDFS类似的多角度特性图插值的方法计算。FLADE计算模型与常规风扇计算模型对比如图4所示,图中 X 表示截面参数, $f(X)$ 表示风扇压缩过程函数, $X_{21} = X_1$ 表示气流流经内涵通道时截面参数不变。

对于涡轮,与CDFS多角度特性图三维插值方法类似,可通过涡轮导向器面积插值得到各个导向器面积下涡轮的特性图。对于可调涵道引射器的计算,由于本文不涉及过渡态计算,可以将其视作内涵或外涵进口可调的混合室模型,在给定不同进口面积下采用常规计算方法即可。对于进排气系统的计算,本文采用文献[12]的方法,基于进/排气系统特性数据库,建立了进气道与发动机流量配以及进/排气

系统内、外流损失的计算模型。

为检验本文计算模型的正确性,将GE21J11B4双外涵变循环发动机性能数据^[12]与本文的计算结果进行对比,起飞和超声速巡航条件的对比结果如表1所示,待机条件的对比结果如图5所示。发动机设计总压比为17.3,总涵道比为0.35。起飞条件为 $H=0\text{m}$, $Ma_0=0.3$,与标准大气温差 $\Delta t_{\text{amb}}=15\text{K}$;超声速巡航条件为 $H=18290\text{m}$, $Ma_0=2.55$, $\Delta t_{\text{amb}}=8\text{K}$;待机条件为 $H=4572\text{m}$, $Ma_0=0.5$, $\Delta t_{\text{amb}}=8\text{K}$ 。对比可知,本文的计算结果与文献中数据的误差均在2%以内。由于GE21J11B4与本文研究的ACE结构相近,因此在一定程度上验证了本文计算结果的可信度。

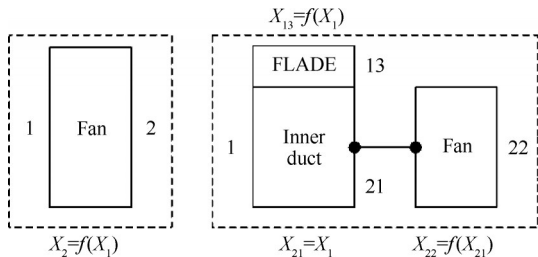


Fig. 4 Schematic of calculation model of FLADE

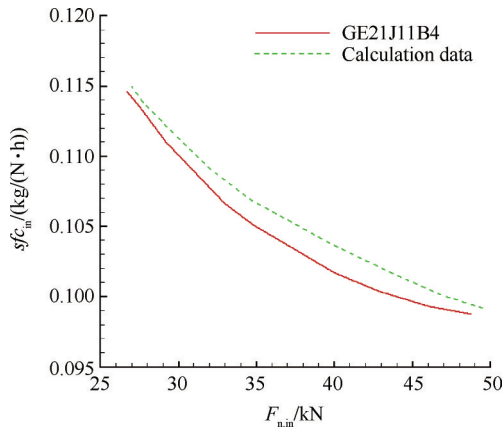


Fig. 5 Comparison of calculation results with GE21J11B4 data^[12] (standby condition)

2.2 飞机/发动机一体化计算模型

飞机/发动机一体化计算过程主要分为约束分析和任务分析两个部分,其中需要进行飞机升阻特性计算以确定飞机气动特性。通常用飞机升力特性和

阻力特性的关系表示

$$C_D = C_{D0} + K_1 C_L + K_2 C_L^2 \tag{1}$$

式中 C_D 为阻力系数, C_L 为升力系数, C_{D0} 为零升力阻力系数, K_1 和 K_2 为常数。 C_{D0} 和 K_1 , K_2 的取值可以参考文献[14]。

约束分析的目的是以飞机主要性能指标为约束条件,确定飞机推力载荷和机翼载荷的关系。一般其表达式可以表示为

$$\frac{F_{SL}}{W_{TO}} = \frac{\omega}{\alpha} \left\{ \left[\frac{q(C_D + C_{DR})}{\omega(W_{TO}/S)} \right] + \frac{1}{V_0} \cdot P_{ws} \right\} \tag{2}$$

式中 ω 为飞机瞬时重量与起飞总重之比, α 为发动机安装推力与海平面起飞推力之比, q 为来流动压头, C_{DR} 为附加阻力系数, V_0 为飞行速度, P_{ws} 为飞机单位重量剩余功率。由于本研究重点不是飞机/发动机一体化设计,因此约束分析仅用于基准状态计算时确定 F_{SL}/W_{TO} ,不进行迭代计算。

任务分析主要是为了确定在不同任务航段飞机的重量变化。飞机起飞总重 W_{TO} 可以表示为

$$W_{TO} = W_{EM} + W_F + W_P \tag{3}$$

式中 W_{EM} 为飞机空重, W_F 为燃油重量, W_P 为有效载荷重量。除个别航段需要投放有效载荷外,飞机重量的变化只与燃油消耗有关

$$\frac{dW}{W} = -sfc_{in} \cdot \left(\frac{D + D_R}{W} dt + \frac{1}{V_0} dz_e \right) \tag{4}$$

式中 sfc_{in} 表示发动机安装耗油率, $D + D_R$ 为总飞行阻力, t 为飞行时间, z_e 为能量高度。对上式积分即可得到不同任务航段结束和开始的重量比,在已知飞机起飞重量的情况下,航段的耗油量即可求出。

2.3 多目标优化模型

ACE的设计点参数匹配和非设计点部件调节规律优化问题是一个高度非线性的多约束多目标优化问题,为了保证优化的效率和可靠性,本研究采用了一种现代启发式优化算法——多目标全面学习粒子群优化算法。为了进一步增强优化算法的性能,采用文献[15]的方法对高维多目标优化的精英机制进

Table 1 Comparison of calculation results with GE21J11B4's data^[13] (take-off and supersonic cruise conditions)

Flight condition	Engine inlet corrected flow/(kg/s)			Installed thrust/kN			Installed thrust specific fuel consumption/(kg/(N·h))		
	Reference	Result	Comparison	Reference	Result	Comparison	Reference	Result	Comparison
Take-off	381	381	0	201.63	201.82	0.1%	—	—	—
Supersonic cruise	179	181	1.1%	55.4	55.66	0.47%	0.1437	0.1453	1.1%

行了改进。

在进行ACE多目标优化时,首先需要建立总体性能仿真模型,根据飞机/发动机约束分析确定飞机的推力载荷和机翼载荷,在此基础上,通过一体化任务分析,给出飞机在不同航段对发动机的性能约束和基准态目标值。然后在给定不同航段的优化目标、性能约束条件和部件工作约束条件下,采用多目标优化算法对ACE设计点参数匹配和非设计点部件调节规律进行优化。优化后的结果再次带入任务分析中进行计算,可得到优化前后的结果对比。

3 算例分析

3.1 条件说明

选取先进多用途战斗机的任务剖面如表2所示。

在不考虑复飞的情况下,整个任务航段共13个,包括不加力超声速巡航、空域优势夺取和摧毁目标等任务,仅需要在起飞、跨声加速和作战盘旋时开启加力,忽略下降和减速航段。战斗机起飞重量29t,空重15t。

选取的战斗机约束条件包括起飞、超声速巡航、最大飞行马赫数、超声速作战盘旋、亚声速作战盘旋、水平加速和着陆。如表3所示,仅在起飞和降落过程中考虑飞机增压装置和降落伞的影响,附加阻力系数不为零。

选取ACE的优化变量和基准态参数如表4所示。设计点参数主要考虑了ACE的涵道比和增压比匹配,非设计点选取的优化变量则考虑了需要调节的部件几何位置。在超声速条件下,FLADE进口关闭,

Table 2 Mission profiles of advanced multirole fighters

Phase	Flight segment	Description
1	1-2A:Warm-up	$t_1=60s$ for warm-up, without using afterburner
2	1-2B:Take-off acceleration	Accelerate from static to take-off speed $V_{TO} = k_{TO} \cdot V_{stall}$, with using afterburner
3	1-2C:Take-off ground roll	Wheel lift until $t_3=3s$, with using afterburner
4	2-3A:Horizontal acceleration	$H=609.6m$, accelerate from take-off speed V_{TO} to climb speed $Ma_0=0.7$, without using afterburner
5	2-3B:Climb and acceleration	Climb and accelerate from $H=609.6m$, $Ma_0=0.7$ to $H=11km$, $Ma_0=0.9$, without using afterburner
6	3-4:Subsonic cruise	$H=11km$, $Ma_0=0.9$, cruising range $R_6=277.8km$, without using afterburner
7	5-6:Combat air patrol	$H=10km$, $Ma_0=0.68$, patrol time $t_7=20min$, without using afterburner
8	6-7A:Horizontal acceleration	$H=10km$, accelerate from $Ma_0=0.68$ to $Ma_0=1.5$, with using afterburner
9	6-7B:Supersonic penetration	$H=10km$, $Ma_0=1.5$, cruising range $R_9=185.2km$, without using afterburner
10	7-8A:Fire	Ammunition consumption $W_{PE,1}=500kg$
11	7-8B:Supersonic combat turn	$H=9144m$, $Ma_0=1.5$, number of turn $N=1$, overload factor $n_g=5g$, with using afterburner
12	7-8C:Subsonic combat turn	$H=9144m$, $Ma_0=0.9$, number of turn $N=2$, overload factor $n_g=5g$, with using afterburner
13	7-8D:Horizontal acceleration	$H=9144m$, accelerate from $Ma_0=0.8$ to $Ma_0=1.5$, with using afterburner
14	7-8E:Fire	Ammunition consumption $W_{PE,2}=298kg$
15	8-9B:Escape dash	$H=10km$, $Ma_0=1.5$, cruising range $R_{15}=46.3km$, without using afterburner
16	9-10:Constant energy height maneuver	Motorized from $H=10km$, $Ma_0=1.5$ to $H=11km$, $Ma_0=0.9$, without using afterburner
17	10-11:Subsonic cruise	$H=11km$, $Ma_0=0.9$, cruise range $R_6=277.8km$, without using afterburner
18	12-13:Loiter	$H=3048m$, $Ma_0=0.4$, loiter time $t_{18}=20min$, without using afterburner

Table 3 Constraint conditions of advanced multirole fighters at take-off and landing

Phase	Flight segment	Description
1	Take-off	Take-off ground roll distance $L_{TO} \leq 457.2m$, $H=609.6m$, coefficient of frictional resistance $\mu = 0.05$, maximum lift coefficient $C_{L,max} = 2.0$, additional resistance coefficient $C_{DR} = 0.0695$, take-off speed ratio $k = 1.2$, wheel lift until $t_R = 3s$, without obstacles, with using afterburner
2	Land	Land distance $L_{TD} \leq 457.2m$, $H=609.6m$, coefficient of frictional resistance $\mu = 0.18$, maximum lift coefficient $C_{L,max} = 2.0$, additional resistance coefficient $C_{DR} = 0.7526$, land speed ratio $k_{TO} = 1.15$, brake system reaction time $t_{FR} = 3s$, without obstacles, without reversing thrust

FLADE进口导叶角度不再参与优化。

为了保证优化结果的有效性,首先需要根据ACE自身的工作条件选定约束条件,如表5所示。相关文献研究表明,发动机的质量与起飞状态下的总增压比、进口空气物理流量、总涵道比和推力相关^[16],因此本研究在设计点进口物理流量一定的情况下通过控制总涵道比和总增压比来间接限制发动机质量。其次,考虑压气机和涡轮叶片材料强度要求,限制了压气机出口温度和涡轮前温度。为了保证部件稳定工作,限制所有压缩部件喘振裕度不小于10%。

表2~表5中, H 代表飞行高度, Ma_0 代表飞行马赫数, B 表示涵道比, π 表示压比, T_1 表示总压, θ 表示导叶角度, ΔA 表示面积相对变化量, A 表示截面积,

Table 4 Optimization variables and reference values of ACE				
ACE				
Variable	Upper limit	Lower limit	Baseline value	State
B_{FLADE}	0.5	0.1765	0.2	Design
π_{FLADE}	2.5	1.1	2	Design
B_{Fan}	0.3	0.1	0.1	Design
π_{Fan}	4.5	2	3.5	Design
B_{CDFS}	1.0	0.05	0.164	Design
π_{CDFS}	1.85	1.05	1.2	Design
π_{HPC}	7	5	6	Design
T_{14}/K	1950	1700	1922	Design
$\theta_{112}/(^{\circ})$	50	0	0	Off-design
$\theta_{22}/(^{\circ})$	45	0	40	Off-design
$\Delta A_{148}/\%$	50	-50	0	Off-design
$\Delta A_{16}/\%$	50	-50	0	Off-design
$A_{47}/\%$	130	70	100	Off-design
A_8/m^2	0.26	0.33	0.28	Off-design

Table 5 Optimization constraints of ACE			
Variable	Upper limit	Lower limit	State
π_{Total}	30		Design
B_{Total}	/	0.2	Design
T_{13}/K	950		Design/Off-design
R_{M}	/	0	Design/Off-design
$S_{\text{M, FLADE}}$	/	10	Off-design
$S_{\text{M, Fan}}$	/	10	Off-design
$S_{\text{M, CDFS}}$	/	10	Off-design
$S_{\text{M, HPC}}$	/	10	Off-design
T_{14}/K	2000	/	Off-design
$F_{\text{n, in}}/\text{kN}$		Flight resistance requirement	Off-design

R_{M} 表示回流裕度, S_{M} 表示喘振裕度, $F_{\text{n, in}}$ 表示发动机安装推力。

3.2 计算过程

首先,根据ACE基准态和战斗机约束条件,计算得到可行解域,如图6所示。在解空间中,确定飞机机翼载荷为 $340\text{kg}/\text{m}^2$,推力载荷为1.25。在此条件下,通过飞机/ACE耦合任务分析,得到了初步的航段耗油量如图7所示。同时,得到了各个航段的飞行阻力,表6给出了部分结果。在研究中战斗机为双发配置,因此对ACE要求的最低安装推力约束为飞行阻力的一半。

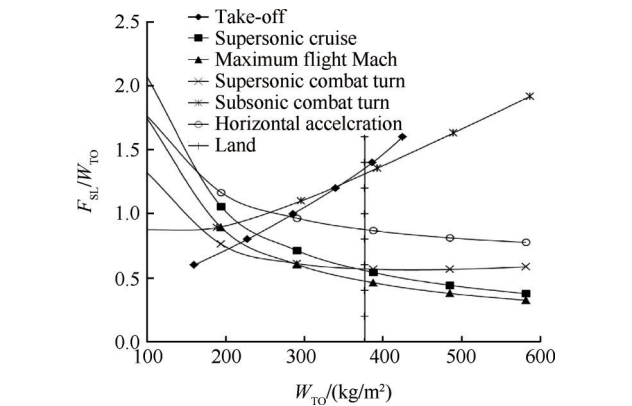


Fig. 6 Result of constraint analysis

Table 6 Flight drag at several segments		
Flight segment	Flight drag/kN	ACE minimum drag/kN
Take-off ground roll (ACE design point)	72.7	36.35
Subsonic cruise	33.2	16.60
Combat air patrol	27.6	13.80
Transonic acceleration	43.7	21.85
Supersonic penetration and escape	102.3	51.15
Supersonic combat turn	241.3	120.65
Subsonic combat turn	163.5	81.75
Loiter	20.5	10.25

从图7可以看出,在任务包线范围内,亚声速巡航、战区巡逻、超声速巡航和待机航段是燃油消耗最多的,共占总任务耗油量的2/3以上。同时,从表6中可以看出,超声速作战盘旋时对ACE的推力要求最高。因此,本算例中将上述几个航段的耗油率或推力作为目标,同时结合起飞设计点,确定的设计点——非设计点耦合优化目标如表7所示。

采用联合编制的ACE性能仿真、安装性能计算、一体化计算分析和多目标优化算法程序进行优化计算。随机初始化种群,粒子数量设为300,迭代步数

2000,得到了若干非支配解,表7展示了部分优化结果。

4 结果分析

为了便于比较,按相同机场起降,选取起飞推力与初解最相近的第7个优化结果提取出来,表8和表9显示了其设计点参数和不同航段下的部件几何位置。相对于初解,优化解的FLADE设计点涵道比略有降低,但压比增加;风扇和CDFS的涵道比均增加,风扇压比增加而CDFS压比降低,压气机的压比上升;总压比和总涵道比相对上升。在不同的非设计

点任务航段,ACE变几何部件的调节位置均得到了优化。

图8给出了优化后的ACE与基准态的一体化分析结果对比。由图可知,优化后的结果在整个任务包线内耗油量降低了约9.5%,同时从表8可知优化解在超声速作战盘旋时推力增加了9.6%。因此,ACE的设计参数和非设计点可调节部件位置通过多目标优化后,不仅有效降低了飞机在任务包线内的燃油消耗量,还增强了关键航段完成作战任务的能力,这得益于ACE极强的循环调节能力和灵活多变的工作特点。

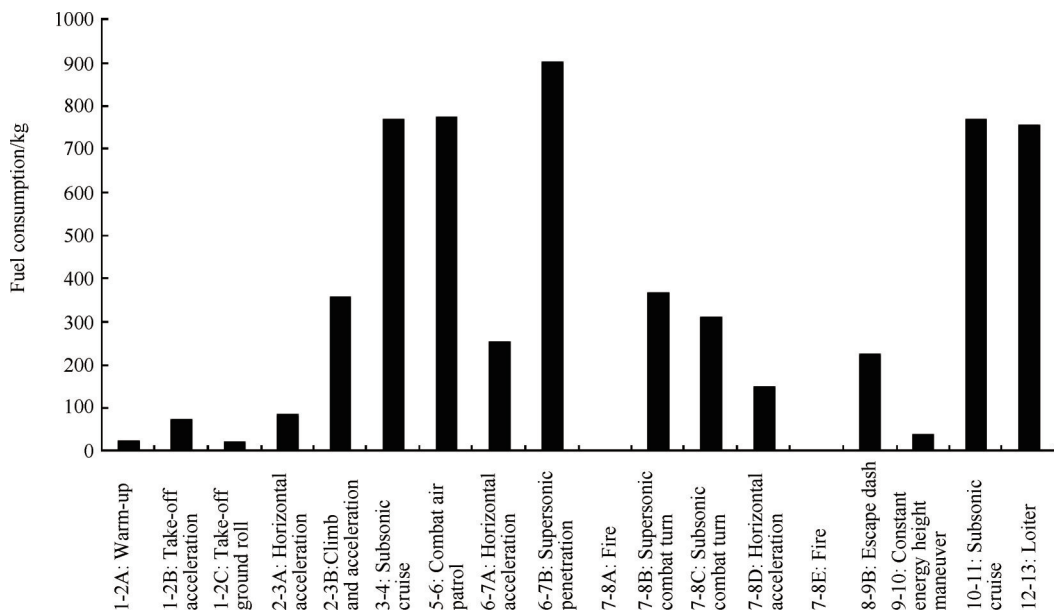


Fig. 7 Fuel consumption at each flight segment

Table 7 Optimization objects and results at different flight segments for ACE

Aim	$F_{n,in}/\text{kN}$	$sfc_{in}/(\text{kg}/(\text{kN}\cdot\text{h}))$	$sfc_{in}/(\text{kg}/(\text{kN}\cdot\text{h}))$	$sfc_{in}/(\text{kg}/(\text{kN}\cdot\text{h}))$	$sfc_{in}/(\text{kg}/(\text{kN}\cdot\text{h}))$	$F_{n,in}/\text{kN}$
Seg	Take-off roll	Subsonic cruise	Combat air patrol	Supersonic cruise	Loiter	Supersonic combat turn
Ini	154.94	98.92	93.23	123.40	93.29	124.83
Opt	138.90	91.85	82.35	115.69	84.40	120.12
	145.19	93.12	84.09	117.83	86.74	133.89
	149.04	93.75	84.66	119.00	87.28	135.47
	150.89	94.59	85.57	118.37	87.79	135.49
	151.67	95.03	86.20	119.18	91.93	138.04
	152.45	96.72	87.34	121.11	88.56	136.28
	154.43	97.13	87.88	122.08	89.91	137.61
	157.29	96.93	90.02	120.38	91.34	133.87
	156.52	97.97	89.48	122.14	90.69	133.70
	159.01	97.79	90.87	123.04	92.58	139.76

Table 8 An optimum proposal of ACE (design point)

Design value	B_{FLADE}	B_{Fan}	B_{CDFS}	π_{FLADE}	π_{Fan}	π_{CDFS}	π_{HPC}	T_{34}/K
Baseline value	0.1822	0.1532	1.0574	2.2921	4.1424	1.0574	6.0000	1818.7

Table 9 Variable geometry components position of the optimum proposal at off-design point

Flight segment	$\theta_{112}/(^{\circ})$	$\theta_{22}/(^{\circ})$	$\Delta A_{47}/\%$	$\Delta A_{148}/\%$	$\Delta A_{16}/\%$	A_8/m^2
Subsonic cruise	14.6	34.6	99.8	9.12	10.60	0.2927
Combat air patrol	17.2	32.8	100	1.82	3.04	0.3158
Supersonic cruise	/	29.8	101.9	-0.07	6.35	0.2761
Loiter	24.74	33.1	100	1.84	6.16	0.2950
Supersonic combat turn	/	30.9	102.2	2.62	6.84	0.2827

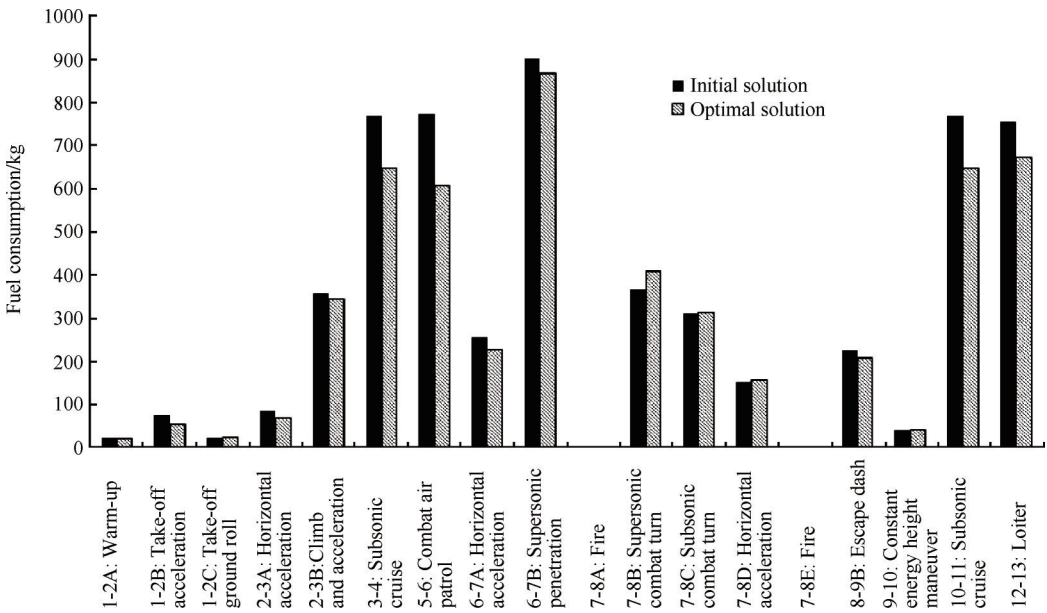


Fig. 8 Comparison between the optimum and initial proposals of ACE

5 结 论

本文基于建立的 ACE 总体性能仿真模型和先进多用途战斗机/ACE 一体化分析模型,利用多目标优化方法建立了 ACE 优化计算程序并开展仿真分析,可以得到如下结论:

(1) 通过所建立的 ACE 模型仿真结果与 GE21J11B4 双外涵变循环发动机性能数据进行对比,超声速巡航阶段流量偏差 1.1%,安装推力偏差 0.47%,燃油消耗率偏差 1.1%,计算结果与文献参考值吻合较好,验证了模型的正确性。

(2) 利用改进的多目标全面学习粒子群算法,对发动机的设计点参数匹配和非设计点下的不同变几何部件调节规律进行了优化,通过对比分析证明,优化结果相比基准态的总耗油量降低了 9.5%,超声速作战推力增大了 9.6%。

(3) 针对 ACE 随飞行状态进行自适应调节的能力和灵活多变的工作特点,采用多目标优化设计方法,能够增强发动机的整体性能,提升飞机关键航段完成作战任务的能力,降低燃油消耗量,该方法对未来先进多用途战斗机推进系统设计具有一定的工程实用价值。

参考文献:

[1] 高劲松,陈峭东. 国外六代机发展情况研究[J]. 飞航导弹, 2014, 1(1): 54-63

[2] John A T. The Sixth Generation Fighter [EB/OL]. <http://www.airforcemag.com/MagazineArchive/Pages/2009/October%202009/1009fighter.aspx>, 2017-03-20.

[3] 李金梁,涂泽中,刘振庭. 美第六代战斗机研究进展情况[J]. 电光与控制, 2014, 21(6): 10-12.

[4] Rebecca Grant. Adaptive Engines [J]. Air Force Magazine, 2012, 95, (9): 62-65.

- [5] GE. Adaptive Cycle Engine [EB/OL]. <http://www.geaviation.com/military/engines/adaptive-cycle/>, 2017-03-20.
- [6] 李 斌, 陈 敏, 朱之丽, 等. 自适应循环发动机不同工作模式稳态特性研究[J]. 推进技术, 2013, 34(8): 1010-1015. (LI Bin, CHEN Min, ZHU Zhi-li, et al. Steady Performance Investigation on Various Modes of an Adaptive Cycle Aero-Engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2013, 34(8): 1010-1015.)
- [7] 刘 勤, 周人治, 王占学, 等. 三外涵变循环发动机性能数值模拟[J]. 燃气涡轮实验与研究, 2014, 27(5): 1-4.
- [8] 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.
- [9] 周 红, 王占学, 张晓博, 等. 变循环发动机模态转换的几何调节规律[J]. 航空动力学报, 2015, 30(9): 2160-2166.
- [10] 谢振伟, 郭迎清, 陆 军. 容积与转子状态量在变循环发动机数值仿真中的应用[J]. 推进技术, 2015, 36(7): 1086-1092. (XIE Zhen-wei, GUO Ying-qing, LU Jun. Application of Volume and Rotor State Values in Variable Cycle Engine Numerical Simulation [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(7): 1086-1092.)
- [11] 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]. *Final Report*, Washington: NASA CR-159545, 1979: 1-27.
- [12] Plencner R M, Snyder C A. The Navy/NASA Engine Program (NNEP89)-A User's Manual [R]. Cleveland: NASA-TM-105186, 1991: 33-36.
- [13] Edward J. Kowalski. A Computer Code for Estimating Installed Performance of Aircraft Gas Turbine Engines [R]. NASA CR-159691, 1979.
- [14] Mattingly J D, Heiser W H, Pratt D T. Aircraft Engine Design (Second Edition.) [M]. USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003.
- [15] Koppen M, Yoshida K. Substitute Distance Assignments in NSGAII for Handling Many-Objective Optimization Problems [J]. *Proceedings of Evolutionary Multi-criterion Optimization*, 2007, 4403: 727-741.
- [16] Torenbeek E. Synthesis of Subsonic Airplane Design [M]. Dordrecht: Kluwer Academic Publishers, 1982: 120-133.

(编辑:梅 瑛)