

变循环发动机对飞机飞行性能影响研究



周红^{1,*},高翔¹,王占学²,秦浩¹

1. 航空工业第一飞机设计研究院, 陕西 西安 710089

2. 西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072

摘 要:将飞机气动特性、发动机性能以及进/排气系统安装损失等模块集成为飞机/发动机一体化计算模型。对比分析了带CDFS的双外涵变循环发动机(CDFS VCE)、带FLADE的双外涵变循环发动机(FLADE VCE),以及同时带FLADE和CDFS的三外涵变循环发动机(ACE)和混排涡扇发动机(MFTF)装于不加力超声速巡航战斗机的飞行性能。结果表明,相比于MFTF,安装VCE后,飞机的起飞重量减少3%~4%,且FLADE VCE的性能最佳,ACE次之,CDFS VCE再次之。在亚声速巡航状态,VCE进/排气系统的安装阻力较MFTF显著降低,安装耗油率降低2%~3%;在超声速巡航或超声速盘旋阶段,VCE的性能优势不甚明显。

关键词:变循环发动机; 飞行性能; 一体化设计; 流量匹配; 安装性能

中图分类号: V235.16

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2019.03.001

飞机/发动机一体化设计是一个相对宽泛的概念,在不同的时期有着不同的研究重点。二战前,飞机/发动机一体化仅涉及推进器安装特性的修正。20世纪60年代左右,侧重于进气道/排气管/飞机的相互影响和安装损失的预测研究^[1]。1973年,在美国的超声速巡航飞机研究(Supersonic Cruise Aircraft Research, SCAR)项目中,飞机/发动机一体化设计被正式列为研究领域之一^[2],详细研究了超声速巡航飞机与不同类型动力装置之间的设计约束与相互影响,飞机/发动机一体化设计的研究内容得到了极大的补充,其重要程度也得以体现。为此,1990年6月,美国工业界专门召开了推进器/机体一体化会议,对SCAR项目中飞机/发动机一体化设计方面的研究成果进行了总结。随后,在美国的高速研究项目^[3]、多任务战斗机技术^[4-8]中,飞机/发动机一体化设计技术得以进一步发展。20世纪末,飞机/发动机一体化技术作为一种设计流程更是成为了美国航空航天局(NASA)刘易斯/格伦研究中心的培训课程之一^[9,10]。

国内方面,20世纪90年代,北京航空航天大学开发了

飞机/发动机一体化评估平台^[11],但计算精度受当时的计算机限制。21世纪初,西北工业大学分析了战斗机^[12]和民用飞机^[13]对推进器的性能需求,并据此优化了涡扇发动机的循环参数。

1 原理分析

在飞机和发动机的方案设计阶段,首先要明确飞机飞行任务的主要性能指标及任务剖面。飞机与发动机的设计参数互为设计输入与设计约束,为将飞机与发动机的设计关系解耦,可将飞机/发动机一体化设计计算过程分为飞机气动特性计算、飞机与发动机的约束分析、飞机飞行任务分析、发动机性能计算、飞机与发动机重量(质量)评估、进/排气系统安装损失等模块。再通过各个模块之间的参数传递和迭代计算,实现飞机与发动机的一体化设计。

在约束分析中,根据飞机的主要指标要求,得出飞机机翼载荷(W_{TO}/S)和推力载荷(F_{SL}/W_{TO})的约束关系,再由关键飞行航段的约束边界进而确定 W_{TO}/S 和 F_{SL}/W_{TO} 的可行

收稿日期: 2018-11-09; 退修日期: 2018-12-28; 录用日期: 2019-01-15

*通信作者. Tel.: 029-86832442 E-mail: 675629936@qq.com

引用格式: Zhou Hong, Gao Xiang, Wang Zhanxue, et al. Research on the influence of variable cycle engine on aircraft flight performance[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(03): 1-7. 周红, 高翔, 王占学, 等. 变循环发动机对飞机飞行性能影响研究[J]. 航空科学技术, 2019, 30(03): 1-7.

解区域。

在任务分析中,通过计算各航段的燃油消耗量迭代出飞机的起飞重量,再结合约束分析中选取的 W_{TO}/S 和 F_{SL}/W_{TO} ,即可得到起飞重量 W_{TO} 、发动机起飞推力 F_{SL} 和机翼面积 S 等飞机和发动机的关键设计参数。

根据发动机起飞推力 F_{SL} 量级选取发动机进口流量大小和发动机台数,继而选择发动机类型、循环设计参数,进一步计算得到发动机的轮廓尺寸与详细重量。

计算不同飞行条件下发动机的安装特性,并将发动机的性能参数、重量等参数返回至约束分析和任务分析中,更新 W_{TO}/S 和 F_{SL}/W_{TO} 的约束边界,重新计算得到飞机的飞行性能,直至满足预先设定的任务要求。飞机/发动机一体化设计计算流程和参数的传递如图1所示。

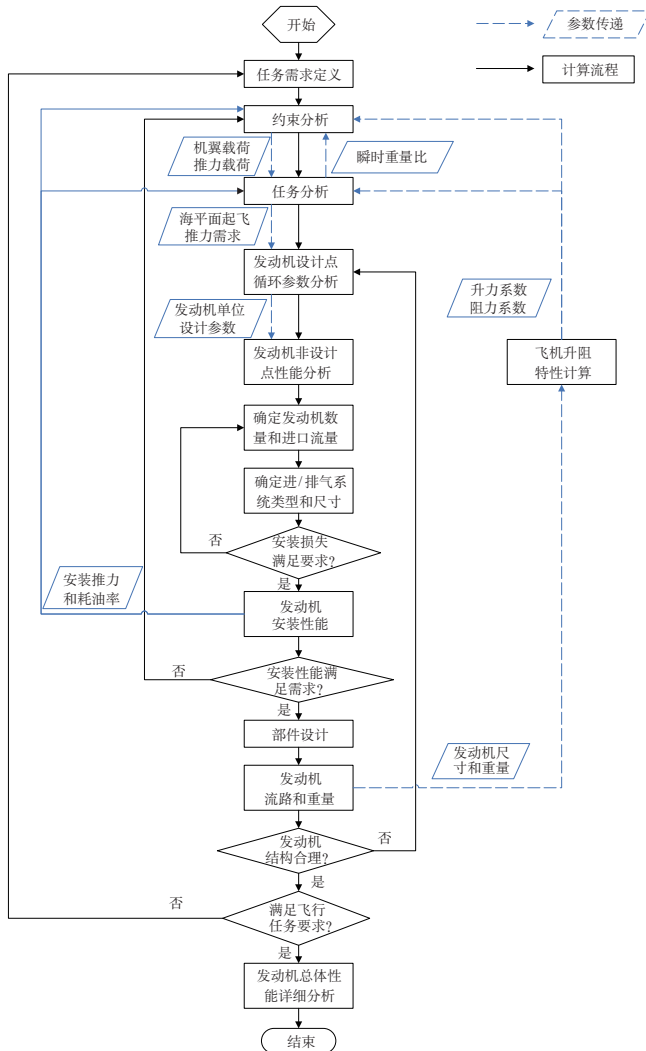


图1 飞机/发动机一体化设计流程图

Fig. 1 Aircraft/Engine integrated design flow path

发动机性能计算^[14]、发动机重量评估^[15]、进/排气系统安装损失计算^[16~18]、飞机升阻特性^[19]、约束分析^[20]、任务分析^[20]的计算方法可参考相关文献。本文基于C++编程语言开发了包含上述计算模块的飞机/发动机一体化设计计算软件,用于飞机/发动机一体化设计的对比分析。

2 飞行性能指标及任务剖面

本文对比分析了带CDFS的双外涵变循环发动机、带FLADE的双外涵变循环发动机、同时带FLADE和CDFS的三外涵变循环发动机(Adaptive Cycle Engine, ACE)三种变循环发动机以及混排涡扇发动机(Mixed Flow Turbine Fan, MFTF)对不加力超声速巡航战斗机的设计及其飞行性能的影响。

任务剖面如图2所示,不加力超声速巡航战斗机的主要性能指标见表1,任务剖面的详细描述见表2。假定飞机的永久性有效载荷 $W_{PP} = 100\text{kg}$ 。

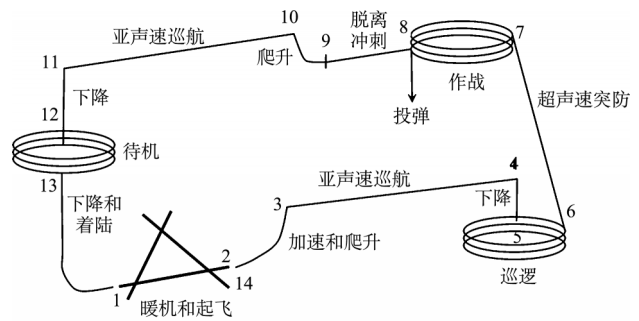


图2 任务剖面

Fig. 2 Mission profile

表1 主要飞行性能指标

Table 1 Flight performances index

序号	航段名称	详细描述
1	起飞	起飞距离 $L_{TO} \leq 457.2\text{m}$,起飞速度比 $k_{TO} = 1.2$, $H = 609.6\text{m}$,无障碍物,开加力
2	超声速巡航	$H = 9144\text{m}$, $Ma = 1.5$,不加力
3	最大速度飞行	$H = 12192\text{m}$, $Ma = 1.8$,开加力
4	超声速作战盘旋	$H = 9144\text{m}$, $Ma = 1.6$,过载 $n \geq 5$,开加力
5	亚声速作战盘旋	$H = 9144\text{m}$, $Ma = 0.9$,过载 $n \geq 5$,开加力
6	水平加速	$H = 9144\text{m}$,由 $Ma = 0.8$ 加速至 $Ma = 1.6$,加速时间 $t \leq 50\text{s}$,开加力
7	着陆	着陆距离 $L_{TD} \leq 457.2\text{m}$,着陆速度比 $k_{TD} = 1.15$, $H = 609.6\text{m}$,无障碍物,无反推

表2 任务剖面详细描述

Table 2 The description of mission profile

序号	航段名称	详细描述
1	1-2A:暖机	$H=609.6\text{m}$, 暖机时间 $t_1=60\text{s}$, 不加油
2	1-2B:起飞加速	$H=609.6\text{m}$, 由静止加速至起飞速度 $V_{\text{TO}}=k_{\text{TO}} \cdot V_{\text{stall}}$, 开加油
3	1-2C:起飞抬前轮	起飞抬前轮时间 $t_3=3\text{s}$, 开加油
4	2-3A:水平加速	$H=609.6\text{m}$, 由起飞速度 V_{TO} 加速至爬升速度 $Ma=0.7$, 不加油
5	2-3B:爬升加速	由 2-3A 航段爬升加速至 $H=12192\text{m}$, $Ma=0.9$, 不加油
6	3-4:亚声速巡航	$H=12192\text{m}$, $Ma=0.9$, 巡航航程 $R_6=277.8\text{km}$, 不加油
7	5-6:空战巡逻	$H=9144\text{m}$, $Ma=0.7$, 巡逻时间 $t_7=20\text{min}$, 不加油
8	6-7A:水平加速	$H=9144\text{m}$, 由 $Ma=0.7$ 加速至 $Ma=1.5$, 开加油
9	6-7B:超声速突防	$H=9144\text{m}$, $Ma=1.5$, 巡航航程 $R_9=185.2\text{km}$, 不加油
10	7-8A:投弹	投放重量 $W_{\text{PE},1}=296\text{kg}$
11	7-8B:超声速作战盘旋	$H=9144\text{m}$, $Ma=1.6$, 盘旋圈数 $N=1$, 过载 $n=5$, 开加油
12	7-8C:亚声速作战盘旋	$H=9144\text{m}$, $Ma=0.9$, 盘旋圈数 $N=2$, 过载系数 $n=5$, 开加油
13	7-8D:水平加速	$H=9144\text{m}$, 由 $Ma=0.8$ 加速至 $Ma=1.6$, 开加油
14	7-8E:投弹	投放重量 $W_{\text{PE},2}=298\text{kg}$
15	8-9B:脱离冲刺	$H=9144\text{m}$, $Ma=1.5$, 巡航航程 $R_{15}=46.3\text{km}$, 不加油
16	9-10:等能量高度机动	由 8-9B 航段机动至 $H=14630\text{m}$, $Ma=0.9$, 不加油
17	10-11:亚声速巡航	$H=14630\text{m}$, $Ma=0.9$, 巡航航程 $R_{17}=277.8\text{km}$, 不加油
18	12-13:待机	$H=3048\text{m}$, $Ma=0.4$, 待机时间 $t_{18}=20\text{min}$, 不加油

3 一体化设计方案与对比

3.1 初步方案

由图1可知,飞机/发动机一体化设计流程需要反复的迭代,受篇幅限制,本文只给出第一次和最终的结果。根据第一次约束分析和任务分析,初步得到的飞机总体设计参数,见表3。

表 3 初步确定的飞机主要设计参数

Table 3 The preliminary aircraft design parameters

W_{TO}/kg	W_{EM}/kg	W_{P}/kg	W_{F}/kg	S/m^2	F_{SL}/kN	$R_{\text{total}}/\text{km}$	$t_{\text{total}}/\text{min}$
11052	6956	694	3402	42.5	113.7	1347	92.6

表1中, W_{TO} 、 W_{EM} 、 W_{P} 和 W_{F} 分别为飞机起飞总重量、飞机空重、有效载荷重量和燃油重量, S 为机翼面积, F_{SL} 为发动机起飞推力, R_{total} 和 t_{total} 分别为飞行任务的总航程和总航时。

通过发动机参数循环分析,所得的发动机主要循环设计参数,见表4。

表 4 发动机循环设计参数

Table 4 The engine cycle design parameters

设计参数	B_{fan}	B_{CDFS}	π_{FLADE}	π_{fan}	π_{CDFS}	π_{HPC}	$T_{t,4}/\text{K}$	$F_s/(\text{N} \cdot \text{s}/\text{kg})$
MFTF	0.32	—	—	4.8	—	5	1950	1324
CDFS VCE	0	0.32	—	3.2	1.5	5	1950	1315
FLADE VCE	0.32	—	1.8	4.8	—	5	1950	1165
ACE	0	0.32	1.8	3.2	1.5	5	1950	1156

表4中, B 为涵道比, π 为增压比, $T_{t,4}$ 为燃烧室出口总温, F_s 为发动机单位推力。

根据发动机起飞推力 $F_{\text{SL}} = 113.7\text{kN}$ 的要求,选取发动机台数为一台,对于不带 FLADE 的双外涵变循环发动机(CDFS VCE)和混排涡扇发动机(MFTF),选取发动机进口换算流量 $m_{\text{cor},1} = 100\text{kg/s}$;对于带 FLADE 的双外涵变循环发动机(FLADE VCE)和三外涵道变循环发动机(ACE),取 FLADE 涵道比 $B_{\text{FLADE}} = 0.1765$,为保持风扇进口换算流量为 100kg/s ,则发动机进口总换算流量 $m_{\text{cor},1} = 117.65\text{kg/s}$ 。根据最大速度飞行条件($H = 12192\text{m}$, $Ma = 1.8$),选取二维外压式进气道及轴对称收/扩喷管,并且取进气道进口捕获面积 $A_c = 0.46\text{m}^2$ 。对于 CDFS VCE 和 MFTF,取飞机后体最大截面面积 $A_{10} = 0.67\text{m}^2$ 。对于带 FLADE 的 FLADE VCE 和 ACE,由于 FLADE 的存在使得发动机最大外径增加,因而取 $A_{10} = 0.75\text{m}^2$ 。

3.2 约束分析

分别将 MFTF、CDFS VCE、FLADE VCE、ACE 这4种发动机的安装性能代入至约束分析与任务分析中,并将任务分析所得的瞬时重量比返回至约束分析中,经过反复的迭代后,4种发动机最终的约束边界如图3所示,图中红色的点表示前一次迭代过程所选取的 W_{TO}/S 和 $F_{\text{SL}}/W_{\text{TO}}$,本文对于安装4种发动机的飞机均取 W_{TO}/S 为 $300\text{kg}/\text{m}^2$, $F_{\text{SL}}/W_{\text{TO}}$ 为 1.0。由图3可知,最终迭代的结果均保证了所选取的 W_{TO}/S 和 $F_{\text{SL}}/W_{\text{TO}}$ 在解空间范围内,而且不加油超声速巡航和亚声速作战盘旋是关键约束边界条件。

3.3 飞行性能对比

由任务分析最后迭代所得的飞机和发动机设计参数,见表5。表中的对比是以 MFTF 作为基准,对比1是 CDFS VCE 与 MFTF 之比,即 CDFS VCE 的数值与 MFTF 的数值之差再除以 MFTF 的数值的百分比,对比2是 FLADE VCE 与 MFTF 相比,对比3是 ACE 与 MFTF 相比。

表中 t_4 、 t_8 、 t_{13} 分别表示第4、第8、第13航段的水平加速

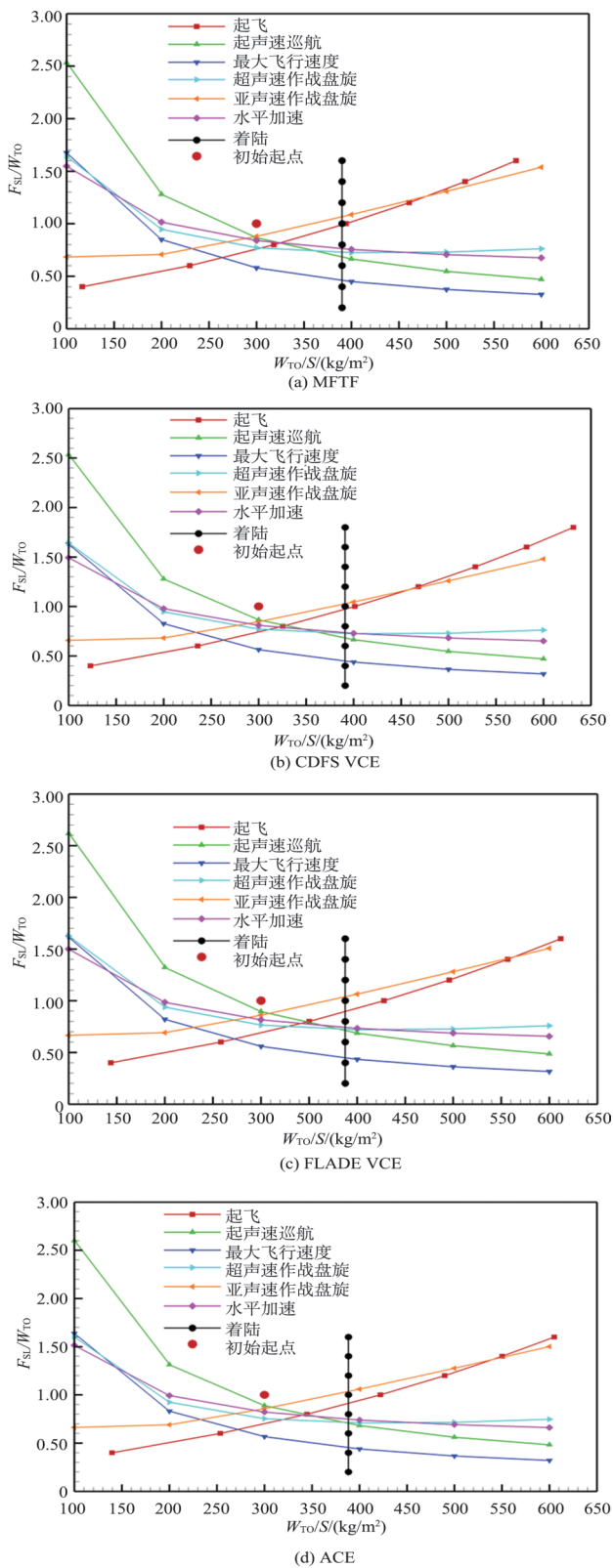


图 3 约束边界图

Fig. 3 Constraint boundary diagram

表 5 飞机主要设计参数对比

Table 5 The comparison of aircraft design parameters

参数	MFTF	CDFS VCE	对比 1/ %	FLADE VCE	对比 2/ %	ACE	对比 3/ %
W_{TO}/kg	9843	9551	-2.96	9432	-4.17	9519	-3.29
W_{EM}/kg	6289	6127	-2.58	6060	-3.64	6109	-2.87
W_P/kg	694	694	0	694	0	694	0
W_F/kg	2860	2730	-4.51	2678	-6.35	2716	-5.01
S/m^2	32.8	31.8	-2.96	31.4	-4.17	31.7	-3.29
F_{SL}/kN	96.5	93.6	-2.96	92.4	-4.17	93.3	-3.29
$R_{\text{total}}/\text{km}$	1325	1325	0	1324	-0.08	1328	0.20
$t_{\text{total}}/\text{min}$	91.2	91.2	0	91.1	-0.06	91.3	0.20
L_{TO}/m	360.2	356.3	-1.07	341.3	-5.22	344.3	-4.41
t_4/s	24.2	23.6	-2.59	24.1	-0.33	24.8	2.4
t_8/s	44.9	43.2	-3.84	43.0	-4.29	43.5	-3.18
t_{13}/s	37.1	35.6	-3.90	35.5	-4.38	36.2	-2.4

阶段的加速时间。

相比于 MFTF, 安装三种变循环发动机时飞机的起飞总重量均有所减少。其中, CDFS VCE 的总燃油消耗量减少 4.51%, 使得起飞总重量和机翼面积减少 2.96%, 且起飞距离减少 1.07%, 而第 4、第 8、第 13 这三个航段的加速时间均减少了 3% 左右。

FLADE VCE 表现出的工作性能最佳, 其总燃油消耗量减少 6.35%, 起飞总重量和机翼面积减少 4.17%, 而且起飞距离减少 5.22%, 跨声速加速阶段 (第 8、第 13 航段) 的加速时间减少约 4%。ACE 的工作性能则介于 CDFS VCE 和 FLADE VCE 之间, 其总燃油消耗量减少 5.01%, 起飞总重量和机翼面积减少 3.29%, 起飞距离减少 4.41%, 跨声速加速阶段 (第 8、第 13 航段) 的加速时间减少约 3%。对于相同的飞行任务航段, 在安装不同的发动机时, 飞机的总航程和总航时差异不大。

4 种发动机在各个飞行航段的燃油消耗量占航段总燃油消耗量的比例如图 4 所示。由图 4 可知, 第 9 个航段的超声速巡航阶段所消耗的燃油最多, 占到总燃油消耗量的 21% 左右; 第 6、第 17 航段的亚声速巡航阶段以及第 7、第 18 航段的待机 (空战巡逻) 阶段所消耗的燃油量也占到总燃油消耗量的 7%~10%; 第 11 航段的超声速盘旋阶段的耗油量约为 7%。因此, 降低飞机飞行任务总燃油消耗量的关键在于减小超声速巡航、亚声速巡航、待机以及超声速盘旋阶段发动机的耗油率。

4 种发动机在各个飞行航段的燃油消耗量对比如图 5 所示。由图 5 可知, FLADE VCE 在第 9 航段的超声速巡航、第 6 和第 17 航段的亚声速巡航、第 7 和第 18 航段的待

机或巡逻、第11航段的超声速盘旋等阶段所消耗的燃油量均是最少的,而MFTF在所有航段的燃油消耗量均是最多的。

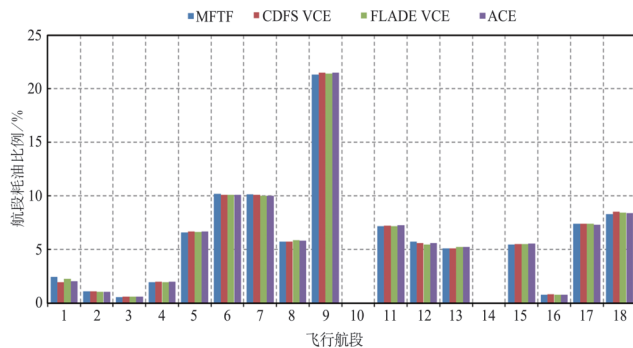


图4 各个飞行航段所消耗的燃油量比例

Fig. 4 The percentage of fuel consumption of each mission phase

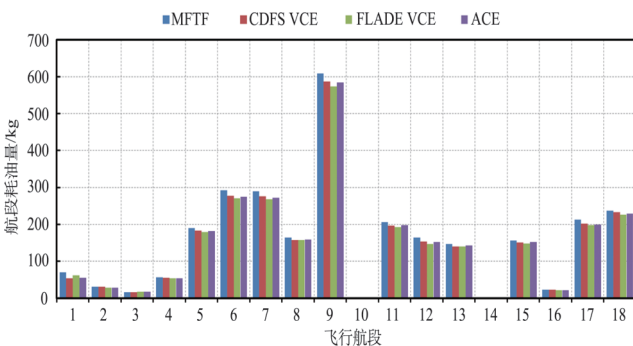


图5 各飞行航段发动机耗油量对比

Fig. 5 A comparison of engine fuel consumption of mission phase

3.4 分航段性能对比

由于第6、第7、第17、第18航段的工作状态相近,后文将重点对比分析第9航段的超声速巡航、第6航段的亚声速巡航以及第11航段的超声速作战盘旋阶段的性能。

在亚声速巡航阶段,MFTF、CDFS VCE、FLADE VCE、ACE的工作性能见表6。表中数据对应于发动机在航段结束时刻的工作状态。

在亚声速巡航阶段,相比于MFTF,由于CDFS VCE处于双外涵模式,在满足相同的巡航推力的要求下,CDFS VCE的进口流量 m_0 增大11.2%,在相同的 A_c 及 A_{10} 的条件下,CDFS VCE的进气道阻力 D_{inlet} 降低37.7%,后体阻力 D_{AB} 降低4.77%,安装耗油率 sfc_{ins} 降低2.39%。

对于FLADE VCE和ACE,由于FLADE涵道打开,发动机进口流量 m_0 增大20%左右,使得 D_{inlet} 降低的幅度高达

60%以上。此外,带FLADE导致飞机后体的最大截面面积增大($A_{10} = 0.75m^2$),因此,FLADE VCE和ACE的 D_{AB} 相比于MFTF反而增大10%左右。但总的来说,FLADE VCE的 sfc_{ins} 比MFTF低3.11%,ACE的 sfc_{ins} 比MFTF低2.85%。

表6 亚声速巡航阶段发动机性能参数(第6航段)

Table 6 Engine performance parameters of subsonic cruise (phase 6)

性能参数	MFTF	CDFS VCE	对比1/ %	FLADE VCE	对比2/ %	ACE	对比3/ %
$m_0/(kg/s)$	25.6	28.4	11.2	31.1	21.6	30.8	20.5
D_{inlet}/N	289	180	-37.7	99	-65.8	105	-63.6
D_{AB}/N	288	274	-4.77	314	9.22	315	9.65
$sfc_{ins}/(kg/(N \cdot h))$	0.1015	0.0991	-2.39	0.09836	-3.11	0.0986	-2.85

在超声速巡航阶段,MFTF、CDFS VCE、FLADE VCE、ACE这4种发动机在超声速巡航阶段、超声速盘旋阶段的工作性能分别见表7、表8。

在超声速巡航和超声速盘旋阶段,由于CDFS VCE、FLADE VCE和ACE三种变循环发动机均处于单外涵模式,此时变循环发动机的工作状态与MFTF接近,发动机进口流量也相差不大。因此,在超声速巡航和超声速盘旋阶段,变循环发动机相比于MFTF的性能优势不如亚声速巡航阶段的明显。

在超声速巡航阶段,为满足飞机超声速飞行时的推力需求,可通过减小喷管喉部面积来增强核心机的做功能力。由于变循环发动机的做功能力较强,使得其喷管喉部面积减小的程度要弱于MFTF。在发动机进口流量相差不大的情况下,CDFS VCE的后体阻力较MFTF下降近7%。尽管FLADE VCE和ACE所对应飞机的后体最大截面面积较大,但此时FLADE VCE和ACE的后体阻力略微小于MFTF。再结合进气道阻力的减小,变循环发动机在超声速巡航阶段的安装耗油率比略低于MFTF。

表7 超声速巡航阶段发动机性能参数(第9航段)

Table 7 Engine performance parameters of supersonic cruise (phase 9)

性能参数	MFTF	CDFS VCE	对比1/ %	FLADE VCE	对比2/ %	ACE	对比3/ %
$m_0/(kg/s)$	83.0	83.7	0.85	84.3	1.57	83.9	1.11
D_{inlet}/N	1450	1367	-5.74	1199	-17.3	1301	-10.3
D_{AB}/N	2195	2042	-6.96	2181	-0.62	2181	-0.62
$sfc_{ins}/(kg/(N \cdot h))$	0.1264	0.1255	-0.77	0.1241	-1.87	0.1254	-0.82

在超声速盘旋阶段,由于MFTF不开加力燃烧室时的做功能力偏弱,为满足飞机超声速盘旋时的推力需求,MFTF的加力燃烧室供油量增加,导致MFTF的喷管出口面积较大,使得MFTF后体阻力反而最小,但也无法弥补由于加力燃烧室供油量增大而造成的安装耗油率的上升。

表 8 超声速盘旋阶段发动机性能参数(第11航段)

Table 8 Engine performance parameters of supersonic turn (phase 11)

性能参数	MFTF	CDFS VCE	对比1/ %	FLADE VCE	对比2/ %	ACE	对比3/ %
$m_0/(kg/s)$	89.6	89.4	-0.20	90.4	0.905	88.8	-0.95
D_{inlet}/N	1641	1670	1.76	1563	-4.75	2140	30.4
D_{AB}/N	1806	1839	1.82	1971	9.12	2065	14.3
$sfc_{ins}/(kg/(N \cdot h))$	0.1608	0.1583	-1.54	0.1563	-2.81	0.1595	-0.83

4 结论

本文建立并耦合了飞机气动特性、约束分析、任务分析、发动机稳态性能与重量评估、进/排气系统安装损失等计算模型,开发了飞机/发动机一体化设计计算软件。对比分析了安装CDFS VCE、FLADE VCE、ACE和MFTF这4种发动机时,不加力超声速巡航战斗机的飞行性能,可得出如下结论:

(1) 在亚声速巡航阶段,变循环发动机通过打开最外涵道,可增大发动机进口流量,从而减小进/排气系统的安装阻力,降低安装耗油率。

(2) 在超声速巡航和超声速盘旋阶段,变循环发动机处于单外涵工作模式,此时的安装性能优势表现不明显。

(3) 对于不加力超声速巡航战斗机的飞行任务,CDFS VCE、FLADE VCE 和 ACE 的性能均优于 MFTF,且以 FLADE VCE 的性能最佳,ACE 的性能介于 CDFS VCE 与 FLADE VCE 之间。

AST

参考文献

- [1] Mark R N. Bibliography on aerodynamics of airframe/engine integration of high-speed turbine-powered aircraft. Volume I, NASA TM-81814 [R]. Washington: NASA, 1980.
- [2] David J A, Masashi M. Bibliography on propulsion airframe integration technologies for high-speed civil transport application: 1980-1991, NASA TM-105602[R]. Washington: NASA, 1993.
- [3] Peter G B. Propulsion airframe integration session overview and review of lewis PAI efforts, NASA N94-33503[R]. Washington: NASA, 1994.
- [4] Liston G W, Small L L. Fighter airframe/ propulsion integration a wright laboratory perspective, AIAA 1992-3337 [R]. Reston: AIAA, 1992.
- [5] Kitowski J V. Fighter airframe / propulsion integration; A general dynamics perspective, AIAA 1992-3332 [R]. Reston: AIAA, 1992.
- [6] James M, Gregory N. Fighter airframe/ propulsion integration; A mcdonnell aircraft perspective, AIAA 1992-3333[R]. Reston: AIAA, 1992.
- [7] Powers S A, Robinson M R. Fighter airframe/ propulsion integration; A rockwell perspective, AIAA 1992-3334[R]. Reston: AIAA, 1992.
- [8] Mishler R, Wilkinson T. Emerging airframe/ propulsion integration technologies at genaral electric, AIAA 1992-3335 [R]. Reston: AIAA, 1992.
- [9] Ian H. Preliminary engine design; A practice overview, AIAA 1998-3891[R]. Reston: AIAA, 1998.
- [10] Jeffrey M S. The gas turbine engine conceptual design process; An integrated approach[R]. RTO, 1998:1-10.
- [11] 汪家芸, 张津, 朱一锟. 飞机/发动机一体化评估系统研究[J]. 航空学报, 1992, 13(10): B517-B526.
Wang Jiayun, Zhang Jin, Zhu Yikun. Aircraft / Propulsion integrated assessment system[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1992,13(10):B517-B526. (in Chinese)
- [12] 陈玉春, 王晓锋, 屠秋野, 等. 多用途战斗机/涡扇发动机一体化循环参数优化[J]. 航空学报, 2008,29(3):554-561.
Chen Yuchun, Wang Xiaofeng, Tu Qiuye, et al, Integrated design optimization of turbofan engine cycle for multi-role fighters[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29 (3): 554-561. (in Chinese)
- [13] 曹铭栋. 飞机/发动机一体化设计与排放分析研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2012.
Cao Mingdong. Research on aircraft and aero-engine integration and emission analysis [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2012. (in Chinese)
- [14] 周红, 王占学, 刘增文, 等. 双外涵变循环发动机可变几何特性研究[J]. 航空学报, 2014, 35(8):2126-2135.
Zhou Hong, Wang Zhanxue, Liu Zengwen, et al, Research on

- double bypass variable cycle engine variable geometry characteristics[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014,35(8): 2126-2135. (in Chinese)
- [15] Leo F. Interim computer program for estimating aircraft engine weight and dimensions on a component basis, NASA TM X-73404[R]. Washington: NASA, 1976.
- [16] Edward J K, Robert A A. A computer code for estimating installed performance of aircraft gas turbine engines. Vol. III- Library of inlet/nozzle configurations and performance maps, NASA CR-159693 [R]. Washington: NASA, 1979.
- [17] Edward J K. A computer code for estimating installed performance of aircraft gas turbine engines. Vol. I-final report, NASA CR-159691 [R]. Washington: NASA, 1979.
- [18] Edward J K, Robert A A. A computer code for estimating installed performance of aircraft gas turbine engines. Vol. II- users manual, NASA CR-159692 [R]. Washington: NASA, 1979.
- [19] Przemieniecki J S. Aircraft design: A conceptual approach [M]. Reston: AIAA, 1992.
- [20] Jack D M, William H H. Aircraft engine design [M]. Reston: AIAA, 2002.
- 作者简介**
周红(1988—)女,博士,工程师。主要研究方向:动力装置系统研究。
Tel: 029-86832442
E-mail: 675629936@qq.com

Research on the Influence of Variable Cycle Engine on Aircraft Flight Performance

Zhou Hong^{1,*}, Gao Xiang¹, Wang Zhanxue², Qin Hao¹

1. AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China

2. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China

Abstract: The computing models of airframe aerodynamic characteristic calculation, constraint analysis, mission analysis, engine steady performance, internal and external flow losses of intake and exhaust were established and coupled together. An airframe / engine integration design model was constituted. For supersonic cruise without afterburner flight mission of fighter, the flight performances of Core Driven Fan Stage (CDFS) Variable Cycle Engine (VCE), Fan on Blade (FLADE) VCE, Adaptive Cycle Engine (ACE) and Mixed Flow Turbine Fan (MFTF) were compared. The results showed that during subsonic cruise segment, VCEs have less inlet external drag and boat tail drag, which achieved 3% lower installed special fuel consumption than MFTF. During supersonic cruise and supersonic turn segments, the benefits of VCE decrease owing to the fact that all of CDFS VCE, FLADE VCE and ACE are in single bypass operating mode. The flight performances of CDFS VCE, FLADE VCE, ACE are better than that of MFTF. FLADE VCE performs best, and the ACE and CDFS VCE respectively.

Key Words: variable cycle engine; flight performance; integration design; mass flow match; installed performance

Received: 2018-11-09; Revised: 2018-12-28; Accepted: 2019-01-15

*Corresponding author. Tel. : 029-86832442 E-mail: 675629936@qq.com