

自适应变循环发动机性能优势评价方法

李瑞军, 王靖凯, 吴 濛

(中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘要: 为了综合评价自适应变循环发动机相比常规涡扇发动机的性能优势, 提出了从发动机耗油率降低和质量增加 2 个维度以及从发动机耗油率、飞机燃油消耗量和燃油效率之间关系的角度来评价自适应变循环发动机性能的 2 种方法。结果表明: 发动机耗油率降低和质量增加之间存在某个平衡点, 只有质量增加幅度小于耗油率降低幅度时, 才能体现自适应变循环发动机的性能优势, 并且飞机航程越长, 越能体现自适应变循环发动机耗油率降低带来的优势; 发动机耗油率、飞机燃油消耗量和燃油效率之间呈指数关系变化, 当假设飞机巡航航程为 3500 km、飞机升阻比为 10.5 时, 自适应变循环发动机巡航耗油率相比常规涡扇发动机的降低 1%, 可使飞机燃油消耗量减少约 1.9%, 飞机燃油效率提高约 2.4%。

关键词: 自适应变循环发动机; 燃油消耗量; 燃油效率; 耗油率; 性能优势; 评价方法

中图分类号: V231

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2021.02.003

Performance Advantage Evaluation Method of Adaptive Variable Cycle Engine

LI Rui-jun, WANG Jing-kai, WU-Meng

(AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: In order to comprehensively evaluate the performance advantages of adaptive variable cycle engines compared with conventional turbofan engines, two methods for evaluating the performance of adaptive variable cycle engines were proposed from two dimensions of engine specific fuel consumption reduction and mass increase and the perspective of the relationship between engine specific fuel consumption, aircraft fuel consumption and fuel efficiency. The results show that there is a balance point between the decrease of engine specific fuel consumption and the increase of engine mass. Only when the increase of mass is less than the decrease of specific fuel consumption can the performance advantages of adaptive variable cycle engine be reflected. The longer the flight, the better the advantages of the reduced specific fuel consumption of the adaptive variable cycle engine. The relationship between engine specific fuel consumption and aircraft fuel consumption and fuel efficiency is exponential. Assuming that the aircraft cruise range is 3500 km and the lift-to-drag ratio is 10.5, the cruise specific fuel consumption of adaptive variable cycle engine can be reduced by 1% compared with that of the conventional turbofan engine, which can reduce the aircraft fuel consumption by about 1.9% and increase the aircraft fuel efficiency by about 2.4%.

Key words: adaptive variable cycle engine; fuel consumption; fuel efficiency; specific fuel consumption; performance advantages; evaluation method

0 引言

自涡轮喷气发动机问世以来, 航空发动机性能设计人员就一直在为如何解决大单位推力和低燃油消耗率之间的矛盾而努力工作。涡喷发动机单位推力较大, 但是耗油率太高; 大涵道比涡扇发动机耗油率较低, 但是单位推力太小^[1-2], 需要更大的发动机尺寸和质量来弥补。因此, 需根据不同任务需求采取折衷

的设计思路, 但却不能同时兼顾大单位推力和低耗油率的要求。变循环发动机是通过改变发动机某些部件的几何形状、尺寸或位置来改变其热力循环的燃气涡轮发动机, 利用变循环改变发动机循环参数, 理论上可以使发动机在各种飞行和工作状态下均具备良好的性能^[3-5]。

自适应变循环发动机是变循环发动机的一种发

收稿日期: 2020-03-06 基金项目: 航空动力基础科研项目资助

作者简介: 李瑞军 (1979), 男, 硕士, 自然科学研究员, 主要从事航空发动机总体性能设计工作; E-mail: 66262751@qq.com。

引用格式: 李瑞军, 王靖凯, 吴濛. 自适应变循环发动机性能优势评价方法[J]. 航空发动机, 2021, 47(2): 17-21. LI Ruijun, WANG Jingkai, WU Meng. Performance advantage evaluation method of adaptive variable cycle engine[J]. Aeroengine, 2021, 47(2): 17-21.

展型,相比变循环发动机具有更大的参数调节范围和更好的性能。关于自适应变循环发动机的性能优势,各种文献资料说法不一。美国空军实验室预计,变循环发动机的耗油率将比F135发动机的低25%,使飞机的作战半径增加25%~30%,续航时间增加30%~40%^[6-8];与常规循环结构涡扇发动机相比,自适应变循环发动机完成相同的飞行任务可以节省12%~17%的燃油^[9];美国“自适应发动机技术研发(Adaptive Engine Technology Development, AETD)”项目中研究和验证的自适应变循环发动机与F135发动机相比,燃油消耗量减少20%,净推力增大5%,加力推力增大10%,航程延长30%^[10]。

以上数据大部分来源于外文资料或报道,其说法和数据有较大差异,有的说是耗油率降低,有的说是燃油效率提高或是燃油消耗量降低,概念很不统一,对比的基础和边界条件也未知,很容易造成误解。似乎凡是变循环发动机或自适应变循环发动机都能够达到这样的性能优势。本文针对如何评价自适应变循环发动机性能优势开展分析和讨论。

1 自适应发动机性能优势评价方法

航空发动机一般用耗油率、单位推力、推重比等指标评价其性能先进程度或者优势,这些指标相对比较单一,主要针对发动机自身技术优势,未与终端产品飞机的使用结合,综合评价能力不足。本文引入2种评价方法用于自适应变循环发动机的性能优势评价。

1.1 评价方法1

该方法基于发动机与飞机起飞质量直接关联的2个参数提出,即发动机耗油率和发动机质量。

自适应变循环发动机最大的优势是提升飞机航程,因此在评价过程中有必要引入航程参数 R ,假设飞机巡航速度为 V_0 ,即可计算出飞行时间 t

$$t = \frac{R}{V_0} \quad (1)$$

假设飞机所载燃油全部用于巡航,飞机载油质量 W_F 为^[11-12]

$$W_F = I_{\text{sfc,cr}} \cdot F_{\text{cr}} \cdot t \cdot i \quad (2)$$

式中: F_{cr} 为发动机巡航状态安装推力; i 为配装在飞机上的发动机台份数; $I_{\text{sfc,cr}}$ 为发动机巡航状态耗油率。

飞机起飞质量 W_{TO} 定义为^[13]

$$W_{\text{TO}} = W_S + W_P + W_E + W_F \quad (3)$$

式中: W_S 为飞机机体质量; W_P 为有效载荷质量; W_E 为发动机质量; W_F 为飞机载油质量。

上式中与发动机性能相关的参数为发动机质量和在一定航程下飞机需要消耗的燃油质量,由此引入燃油质量和发动机质量单位推力之和

$$\bar{W}_{E+F} = \frac{W_E + W_F}{F_{\text{cr}}} \quad (4)$$

将式(4)代入式(2)可得

$$\bar{W}_{E+F} = \gamma_{\text{cr}} \cdot I_{\text{sfc,cr}} \cdot t \cdot i \quad (5)$$

式中: γ_{cr} 为高空巡航时发动机单位推力质量。

从式(5)中可见,在给定航程,即固定巡航时间之后,可以按照巡航状态的安装耗油率和巡航状态单位推力质量计算 $\bar{W}_{E+F}$,该值越小越好。

1.2 评价方法2

类比运输机评价概念,引入飞机燃油效率 η_{Aero} ,表示在消耗单位燃油流量时飞机完成任务的能力水平(航程和有效载荷的乘积),即

$$\eta_{\text{Aero}} = \frac{R \cdot W_P}{W_F} \quad (6)$$

该参数即取决于飞机自身气动力和结构设计的完善程度,也取决于发动机的耗油率。

为计算固定航程下的发动机燃油消耗,需引入航程计算式^[14]

$$R = \frac{L}{D} \cdot \frac{V_0}{I_{\text{sfc,cr}}} \cdot \ln \left(\frac{1}{(1 - \mu)} \right) \quad (7)$$

式中: L/D 为飞机升阻比; V_0 为巡航速度; μ 为飞机载油系数

$$\mu = \frac{W_F}{W_{\text{TO}}} \quad (8)$$

在给定有效载荷和航程的情况下,根据经验公式获得飞机空重比,根据式(9)^[15]可计算出飞机起飞质量,然后根据式(8)得出燃油消耗量,将该值代入式(6),即可得出飞机燃油效率。

$$1 = \frac{W_P}{W_{\text{TO}}} + \frac{W_{S+E}}{W_{\text{TO}}} + \frac{W_F}{W_{\text{TO}}} \quad (9)$$

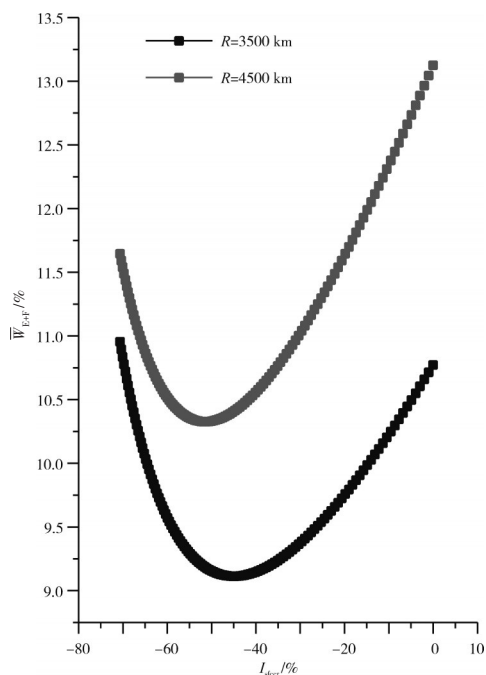
2 自适应变循环发动机性能评价

2.1 利用方法1进行评价

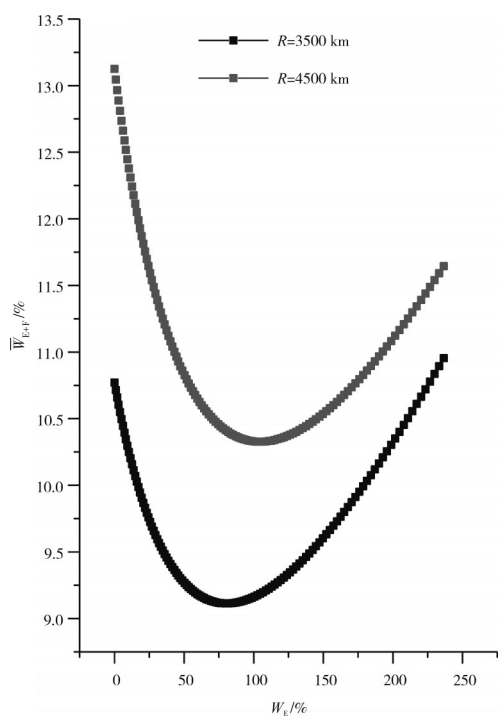
自适应变循环发动机带来耗油率降低的同时,也将带来发动机质量的增加。利用方法1可评价自适应变循环发动机耗油率降低与质量增加之间的平衡

关系,从式(5)中可见,该平衡关系受到巡航时间的影响,即与飞机的航程相关。

假设飞机燃油全部用于巡航,巡航高度为11 km,巡航马赫数为0.8。首先研究耗油率每降低1%和发动机质量每增加1%对 $\bar{W}_{E+F}$ 的一般规律。航程分别按照3500、4500 km计算,巡航耗油率和发动机质量 W_E 对 $\bar{W}_{E+F}$ 影响的计算结果如图1所示。



(a) 巡航耗油率对 $\bar{W}_{E+F}$ 的影响



(b) W_E 对 $\bar{W}_{E+F}$ 的影响

图1 巡航耗油率 $I_{sfc,cr}$ 和发动机质量 W_E 变化对 $\bar{W}_{E+F}$ 的影响

从图中可见:

(1)当耗油率降低和发动机质量增加至某一平衡点时,存在 $\bar{W}_{E+F}$ 最小值,发动机性能方案最优。

(2) $\bar{W}_{E+F}$ 最优点对应的发动机耗油率降低值和发动机质量增加值与飞机航程相关,航程越长,对应平衡点的发动机耗油率降低值和发动机质量增加值越大。

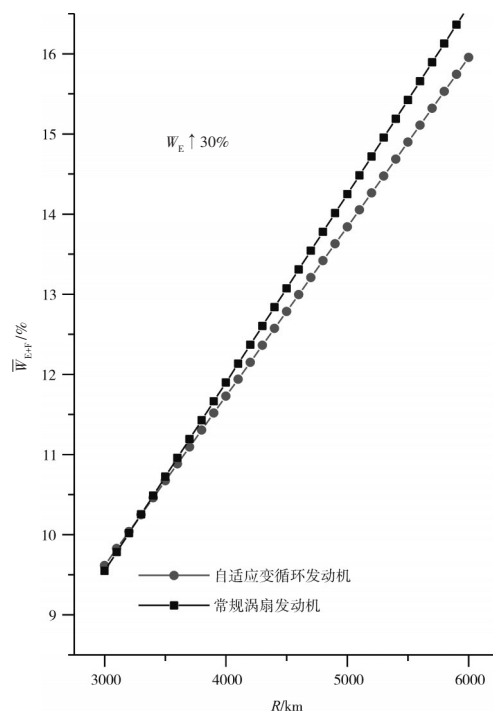
(3)在本文假设的任务条件下,当航程 $R=3500$ km时,相比基准值,耗油率降低约45%、发动机质量增加约80%时 $\bar{W}_{E+F}$ 值最小;当航程增加至 $R=4500$ km时,使 $\bar{W}_{E+F}$ 最小的发动机耗油率降低值和发动机质量增加值更大。

在同等技术水平条件下,假设自适应变循环发动机相比常规涡扇发动机,在亚声速巡航状态下耗油率降低10%、质量增加分别为30%和20%的2种情况下,研究飞机航程达到多少时,自适应变循环发动机相比常规涡扇发动机更有优势,航程 R 和质量 W_E 对 $\bar{W}_{E+F}$ 的影响如图2所示。

从图中可见:

(1)航程越长,自适应变循环发动机相比常规涡扇发动机的优势越明显。

(2)假设自适应变循环发动机相比常规涡扇发动机在巡航状态下的耗油率降低10%,如果质量增加达到30%,则航程需超过3500 km时,才能体现自适应变循环发动机的性能优势;如果质量增加控制在



(a) R 对 $\bar{W}_{E+F}$ 的影响

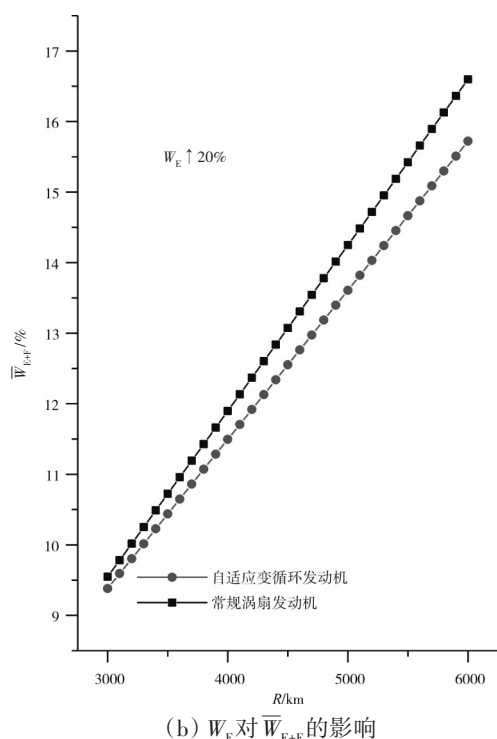


图2 航程 R 和质量 W_E 变化对 $\bar{W}_{E+F}$ 的影响

20%, 则航程在 3000 km 以上即可体现自适应变循环发动机的性能优势。

2.2 利用方法2进行评价

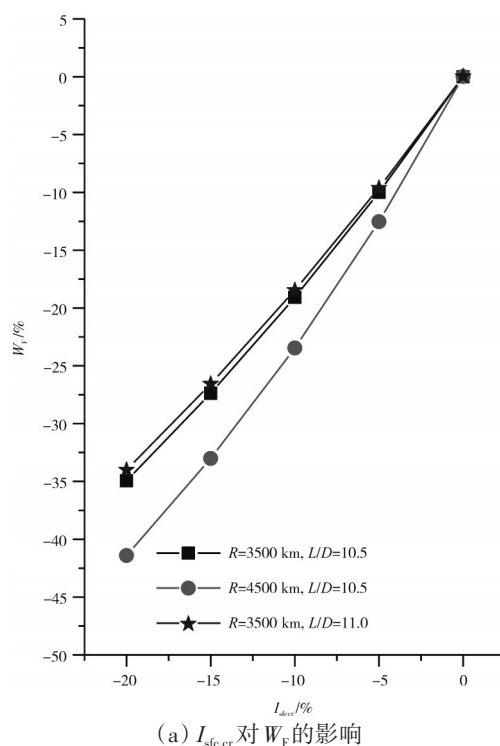
假设飞机有效载荷 $W_p=5\text{ t}$, 飞机巡航速度 $V_0=850\text{ km/h}$, 研究飞机在不同升阻比 L/D 和航程 R 条件下, 自适应变循环发动机相比常规涡扇发动机降低不同耗油率时, 飞机节省的燃油消耗量和飞机燃油效率提升值。飞机空重比参考文献[15]进行计算, 载油系数 μ 通过式(7)计算, 通过反复的循环迭代, 可计算出完成假设任务时需要消耗的燃油流量和燃油效率。同样假设飞机燃油全部用于巡航, 巡航高度为 11 km, 巡航马赫数为 0.8。巡航耗油率 $I_{\text{sfc.cr}}$ 对燃油消耗质量 W_F 和燃油效率 η_{Aero} 影响的最终计算结果如图3所示。

从图中可见:

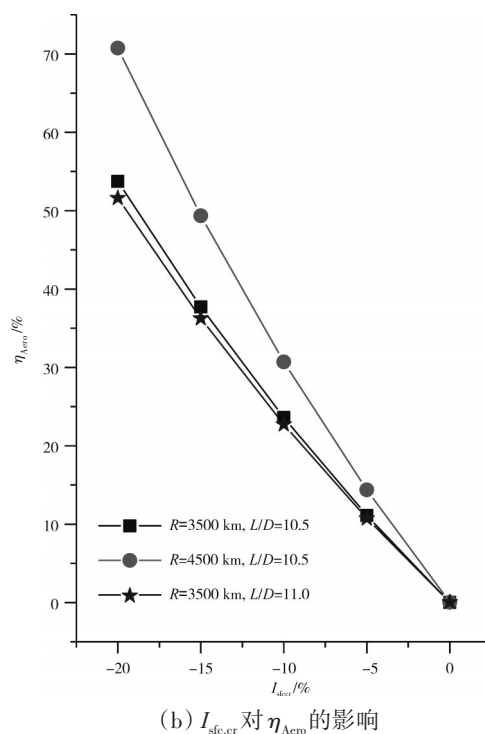
(1) 自适应变循环发动机相比常规涡扇发动机, 在耗油率降低时, 其对飞机燃油消耗质量和燃油效率的影响程度与飞机航程和飞机升阻比相关, 飞机航程越长、升阻比越小, 耗油率降低带来的收益越明显。

(2) 在巡航航程 $R=3500\text{ km}$, $L/D=10.5$ 时, 如果自适应变循环发动机的巡航耗油率相比常规涡扇发动机的降低 10%, 可使飞机燃油消耗质量减少约 19%, 飞机燃油效率提高约 24%。

(3) 在巡航航程 $R=4500\text{ km}$, $L/D=10.5$ 时, 如果自



(a) $I_{\text{sfc.cr}}$ 对 W_F 的影响



(b) $I_{\text{sfc.cr}}$ 对 η_{Aero} 的影响

图3 巡航耗油率 $I_{\text{sfc.cr}}$ 变化对 W_F 和 η_{Aero} 的影响

适应变循环发动机的巡航耗油率相比常规涡扇发动机的降低 10%, 可使飞机燃油消耗量减少约 24%, 飞机燃油效率提高约 30%。

3 结论

本文开展了2种评价自适应变循环发动机性能优势的方法研究。第1种方法以发动机重量和飞机

燃油消耗量之和为评价目标值;第2种方法以飞机燃油消耗量和燃油效率为评价目标值,最终可得出如下结论:

(1)性能评价方法1既考虑了自适应变循环发动机耗油率降低带来的优势,也考虑了发动机质量增加带来的劣势,因此存在某个平衡点,要体现发动机耗油率带来的优势,需尽可能控制发动机质量增加不要过大。同时,当自适应变循环发动机用在航程更长的飞机上时,其优势才能体现得更明显。

(2)性能评价方法2仅考虑了自适应变循环发动机耗油率降低带来的优势,未考虑发动机质量增加带来的劣势,但考虑了升阻比的影响。该方法揭示了发动机耗油率特性影响飞机机体及方案的设计,发动机耗油率对飞机燃油消耗量的影响呈指数关系,并非线性关系,而且受到航程和飞机升阻比的影响。原因是在发动机耗油率降低的条件下完成同样任务时,飞机起飞质量减小,需发动机提供的推力更小,则燃油消耗质量必然更少。

参考文献:

- [1] Robert O B. Design and development of aircraft propulsion engine[M]. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1989: 16-21.
- [2] Paul W H, Pratt W. Fighter aircraft/propulsion integration[R]. AIAA-1986-2658.
- [3] 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. Development of variable cycle engine in GE[J]. Aeroengine, 2015, 41(2): 93-98. (in Chinese)
- [4] 黄红超, 王占学, 刘增文, 等. 基于ISIGHT的变循环发动机性能优化[J]. 机械设计与制造, 2012(2): 217-218.
HUANG Hongchao, WANG Zhanxue, LIU Zengwen, et al. A numerical simulation system of the variable cycle engines[J]. Machinery Design & Manufacture, 2012(2): 217-218. (in Chinese)
- [5] 方昌德. 变循环发动机[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2004(8): 1-5.
FANG Changde. Variable cycle engine[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2004(8): 1-5. (in Chinese)
- [6] 聂永斌, 孙冬. 变循环发动机对战斗机任务性能影响计算研究[J]. 航空发动机, 2017, 43(1): 48-52.
NIE Yongbin, SUN dong. Investigation on influence of variety cycle engine on fighter mission performance[J]. Aeroengine, 2017, 43(1): 48-52. (in Chinese)
- [7] 胡晓煜. 变循环发动机分类及其发展的推动力[J]. 国际航空, 2012(10): 37-40.
HU Xiaoyu. Variable cycle engine classification and the driving force of its development[J]. International Aviation, 2012(10): 37-40. (in Chinese)
- [8] 晏武英. 美国自适应发动机研究进展[J]. 国际航空, 2015(3): 53-55.
YAN Wuying. Research progress of adaptive engine in USA [J]. International Aviation, 2015(3): 53-55. (in Chinese)
- [9] 李斌, 赵成伟. 变循环与自适应循环发动机技术发展[J]. 航空制造技术, 2014(1): 54-57.
LI Bin, ZHAO Chengwei. Development of variable cycle engine and adaptive cycle engine technology[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2014(1): 54-57. (in Chinese)
- [10] 孙明霞, 梁春华. 美国自适应发动机研究的进展与启示[J]. 航空发动机, 2017, 43(1): 95-102.
SUN Mingxia, LIANG Chunhua. Progress and revelation of US adaptive cycle engine development[J]. Aeroengine, 2017, 43(1): 95-102. (in Chinese)
- [11] Sosunov B A, Chepkin B M. The principle, calculation and design of aeroengine and power unit[M]. Moscow: Moscow State Aviation Institute, 2003: 416-427.
- [12] Walsh P P, Fletcher P. Gas turbine performance[M]. 2nd ed. Mumbai: Thomson Press I Ltd, 2003: 31-36.
- [13] Mattingly J D. Easy method of matching fighter engine to airframe for use in aircraft engine design courses[R]. AIAA-1989-2260.
- [14] Diedrich A, Hileman J, Tan D, et al. Multidisciplinary design and optimization of the silent aircraft[R]. AIAA-2006-1323.
- [15] Mattingly J D, Heiser W H, Pratt D T. Aircraft engine design[M]. Reston: AIAA, 2002: 55-72.

(编辑: 刘 静)