

基于MRR-LSSVR的发动机循环参数优化设计方法

徐植桂, 张海波

(南京航空航天大学 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016)

摘要: 为了实现飞机与发动机之间良好的协调与匹配, 基于飞/发一体化设计软件AEDsys, 通过约束分析、任务分析、参数循环分析、性能循环分析和安装性能分析等环节, 对涡扇发动机总体设计进行了系统分析。针对性能循环分析中的备选发动机决策问题, 提出了基于多输入多输出约简迭代最小二次支持向量回归机(MRR-LSSVR)的备选发动机代理模型构建方法, 用于映射发动机设计参数与性能之间的关系, 并通过可行序列二次规划(FSQP)算法自动优化出最佳的发动机设计循环参数组合, 克服了AEDsys软件中发动机参数选择环节较为依赖设计经验、效率低的缺陷。

关键词: 飞/发一体化; AEDsys软件; 支持向量回归机; 设计参数

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2018.02.009

Optimal Design Method of Aeroengine Cycle Parameters Based on MRR-LSSVR

XU Zhi-gui, ZHANG Hai-bo

(Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,
Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to realize the coordinating and matching between aircraft and aeroengine, based on the integrated aircraft/engine AEDsys software, the overall design of turbofan engine was systematically analyzed through constraint analysis, mission analysis, parametric cycle analysis, performance cycle analysis and installed performance analysis etc. Aiming at the issue of candidate engine decision making in performance cycle analysis, a method of constructing the candidate engine surrogate model based on Multi-input Multi-output Recursive Reduced Least Squares Support Vector Regression was proposed which created a mapping between the engine design parameters and performance. Then, was optimized the best combination of engine design cycle parameters automatically by using Feasible Sequential Quadratic Programming (FSQP) algorithm. It overcomes the defects of engine parameter selection in AEDsys software, which depends too much on the design experience and has relatively low efficiency.

Key words: integrated aircraft/engine; AEDsys software; support vector regression; design parameters

0 引言

随着现代空战作战环境的日趋激烈, 对战斗机作战性能、飞行范围等提出了更高的要求, 使得飞机和发动机在结构、气动性能等方面具有紧密的耦合联系^[1-2]。为了更好地实现飞机与发动机之间的协调匹配, 开展飞/发一体化设计具有重要意义。自20世纪60年代涡扇发动机出现以后, GE和PW公司先后开展了飞/发一体化设计的研究和实践, 对于提升飞机性能取得了很好的效果^[3-4]。国外的发动机设计体系已经较为完

善, 目前较为流行的发动机设计方法中包括基于AEDsys软件的飞/发一体化设计^[5]。《Aircraft Engine Design》^[6]一书中详细介绍了该设计方法, 其配套的AEDsys是由华盛顿大学和美国空军学院联合开发的开放性飞/发一体化设计软件, 与NASA先进的航空发动机设计理念紧密结合, 具有相对完善的设计流程以及可信的仿真精度, 在国外航空院校和科研机构已得到了较为广泛的应用^[7]。而国内从20世纪90年代开始才逐渐关注飞/发一体化设计的概念。目前成熟的设计体系仍延续传统的设计方法, 即飞机和发动机

收稿日期: 2017-06-05 基金项目: 国家自然科学基金(51576096)资助

作者简介: 徐植桂(1993), 男, 在读硕士研究生, 主要研究方向为航空发动机建模及控制; E-mail: zhiguixu@163.com。

引用格式: 徐植桂, 张海波. 基于MRR-LSSVR的发动机循环参数优化设计方法[J]. 航空发动机, 2018, 44(2): 48-56. XU Zhigui, ZHANG Haibo. Optimal design method of aeroengine cycle parameters based on MRR-LSSVR[J]. Aeroengine, 2018, 44(2): 48-56.

双方根据协调约定的指标参数独立设计。为了保证飞机和发动机的相容性,发动机不得留有一定的调整空间,使得飞机和发动机的匹配难以达到最优^[3]。近年来,各大航空院校和航空发动机研制单位在飞/发一体化设计的基础理论和仿真等方面也开展了一系列探索,并获得了很多有意义的研究进展。张辉介绍了飞/发一体化设计的概念和研究内容,以 YF-22 飞机和 YF-119 发动机为实例进行了探索,但只涉及了设计流程的一部分,缺乏完整的应用和讨论^[8];陈玉春简要介绍了飞/发一体化模型,侧重于研究多用途战斗机/涡扇发动机一体化优化问题的约束边界问题,但选取的航段较少,并未讨论任务分析计算得到的总燃油消耗对循环参数选取的影响,使得研究结果不够全面^[9]。因此,国内航空业界急需借鉴并深入研究国外先进的设计方法。另外, AEDsys 设计中也有不足之处,即在航空发动机设计流程^[10-11]的发动机选择环节,需要设计者人工地从大量的备选发动机中选出满足约束条件的最佳发动机设计循环参数组合,这需要大量的时间和丰富的设计经验,极大降低了设计效率。

因此,本文提出并设计了1种基于备选发动机代理模型的优化选择方法,即首先构建备选发动机集合的代理模型,然后运用最优化算法自动搜索最佳发动机设计参数组合。备选发动机代理模型输入为任意备选发动机设计参数组合,输出为对应关键飞行条件下的性能。由于飞行任务段的离散性,备选发动机集合具有稀疏样本、多参数维度、强非线性等特点。支持向量回归机具有非线性拟合能力强,实时性高,泛化能力强等优点^[12],尤其是结合了约简技术^[13]、迭代策略^[14]以及标准最小二乘支持向量回归机^[15]的多输入多输出约简迭代最小二乘支持向量回归机(MRR-LSSVR)算法^[16-17],不仅能利用较少的训练样本实现高精度的预测,还实现了稀疏性,进而提高实时性。相比常规的神经网络算法,MRR-LSSVR 更适合于备选发动机集合稀疏性的特点,因此,本文基于 MRR-LSSVR 构建了备选发动机模型。同时,由于在备选发动机中搜索最佳的发动机设计组合是典型的非线性约束优化问题,并借助基于可行序列二次规划(FSQP)算法^[18]进行求解。

本文以某型战斗机为例,根据飞机的招标书(RFP),基于 AEDsys 设计软件通过约束分析、任务分析^[19]、参数循环分析^[20]、性能循环分析^[21-22]和安装性能分

析,得到其涡扇发动机的相关设计参数,完整地给出了基于 AEDsys 的先进航空发动机设计流程,并针对性能循环分析中的发动机设计参数选择环节,提出并建立了基于 MRR-LSSVR 的备选发动机代理模型,建立了备选发动机设计参数与性能之间的函数关系,并基于 FSQP 算法优化筛选出了最佳发动机设计组合。

1 飞机设计点的初步选择

飞/发一体化设计是将飞机和发动机作为一个系统来考虑飞机和发动机的设计,因此需要先根据飞机的任务剖面^[22]、性能要求以及武器装备等相关技术指标,通过约束分析和任务分析,初步确定飞机的起飞重量 W_{TO} 、海平面推力 T_{SL} 和机翼面积 S ,其中任务剖面如图1所示。

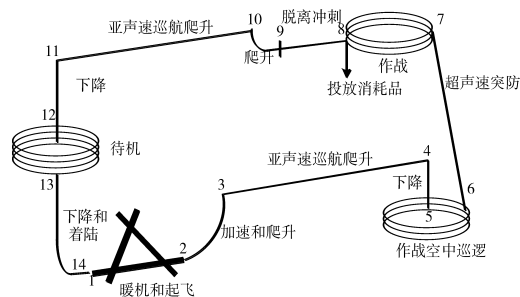


图1 战斗机的任务剖面

1.1 约束分析

约束分析就是将飞机在各飞行阶段的技术指标通过约束分析的基本方程转换为推力载荷和机翼载荷的约束关系,对应的约束关系就构成了1个满足飞行技术要求的“解空间”,设计者可以从中选取1个满足要求的海平面推力载荷 T_{SL}/W_{TO} 与机翼载荷 W_{TO}/S 的组合。经推导得到的约束分析基本方程

$$\frac{T_{SL}}{W_{TO}} = \frac{\beta}{\alpha} \left\{ \frac{qS}{\beta W_{TO}} \left[K_1 \left(\frac{n\beta}{q} \frac{W_{TO}}{S} \right)^2 + K_2 \left(\frac{n\beta}{q} \frac{W_{TO}}{S} \right) + C_{D0} + C_{DR} \right] + \frac{1}{V} \frac{d}{dt} \left[h + \frac{V^2}{2g} \right] \right\} \quad (1)$$

式中: β 为飞机的瞬时重力比; α 为安装推力变化率; q 为动压; n 为载荷因子; C_{D0} 为零升力时的阻力系数; C_{DR} 为附加阻力系数; K_1 、 K_2 为飞机升阻力系数关系式的常系数。

在该战斗机的飞行剖面中,选取以下7个飞行阶段的性能指标作为约束关系:(1)无障碍起飞;(2)超声速突防和脱离冲刺;(3)战斗盘旋1;(4)战斗盘旋2;(5)水平加速;(6)无反推力着陆;(7)最大马赫数飞

行,得到的约束如图2所示。

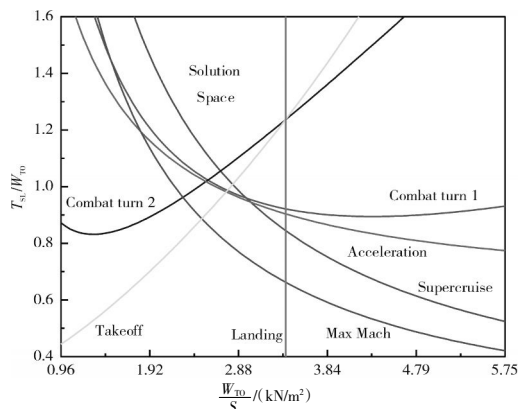


图2 约束

在飞机设计点的初步选择过程中,要遵循推力载荷尽可能小和机翼载荷尽可能大的原则。因为推力载荷越小发动机尺寸就越小,机翼载荷越大所需的机翼面积就越大。同时,由设计经验可知,选择接近最小推力载荷的机翼载荷,可以降低飞机超声速飞行时的燃油消耗;并且选择无需过于精细,以防止设计点在设计过程中被修正后不在解空间内。综上选取设计点为: $T_{sl}/W_{to}=1.25$, $W_{to}/S=3.06 \text{ kN/m}^2$ 。

1.2 任务分析

在得到飞机的推力载荷 T_{sl}/W_{to} 和机翼载荷后 W_{to}/S , 本节将通过任务分析计算飞机在各飞行阶段的燃油消耗, 由此估算出飞机的总起飞重力 W_{to} , 从而进一步确定飞机的海平面推力 T_{sl} 和机翼面积 S 。

飞机的起飞重力 W_{to} 由装载重力 W_p 、空机重力 W_e 和所需的燃油重力 W_f 3 部分构成, 即 $W_{to}=W_p+W_e+W_f$ 。其中, 装载重力 W_p 由招标书(RFP)规定, 并被分为 2 部分, 一部分是可消耗的装载重力 W_{pe} , 另一部分是永久的装载重力 W_{pp} , 而空机重力 W_e 是由飞机的基本结构和附加的永久性装备组成的。且 W_e/W_{to} 主要由飞机的种类和大小决定, 随 W_{to} 变化缓慢, 因此可以通过经验公式来估算

$$\Gamma = \frac{W_e}{W_{to}} = f(W_{to}) \quad (2)$$

所需的燃油重力 W_f 会在飞机的整个飞行过程中被逐渐消耗。考虑到在飞行过程中除了需要投放可消耗的装载重力 W_{pe} 外, 飞机重力的减少都是由燃油的消耗所引起的, 即

$$\frac{dW}{dt} = -\frac{dW_f}{dt} = -T_{sfc} \cdot T \quad (3)$$

改写后

$$\frac{dW}{W} = -T_{sfc} \frac{T}{W} dt \quad (4)$$

式中: T 为安装推力; T_{sfc} 为安装推力单位耗油率。

而 T_{sfc} 可以根据 $T_{sfc} = (C_1 + C_2 M) \sqrt{\theta}$ (C_1 和 C_2 是可以由任务种类和有无开加力确定的常数) 进行估算。因此任务分析的重心就要放在计算每个飞行阶段前后飞机的“重力比”上, 即

$$\frac{W_{final}}{W_{initial}} = \frac{W_f}{W_i} = \prod_{i,j} \leq 1 \quad (5)$$

其中: W_f 和 W_i 分别为飞机在任务段结束和任务段开始时的重力。从数学角度对该式分 2 类进行讨论, 积分后计算得到飞机燃油消耗的计算模型: A 类 (推力做功的一部分转换为机械能)

$$\frac{W_f}{W_i} = \exp \left\{ -\frac{T_{sfc}}{V(1-u)} \Delta \left(h + \frac{V^2}{2g_0} \right) \right\} \quad (6)$$

其中: $u = (D+R)/T$ 。以下情况都属于 A 类: (1) 以恒定的速度爬升; (2) 水平加速; (3) 爬升和加速; (4) 起飞加速。B 类 (推力做功全部耗散)

$$\frac{W_f}{W_i} = \exp \left\{ -T_{sfc} \left(\frac{D+R}{W} \right) \Delta t \right\} \quad (7)$$

以下情况都属于 B 类: (5) 恒定的速度巡航; (6) 恒定的速度盘旋; (7) 最佳巡航马赫数和海拔高度; (8) 待机; (9) 暖机; (10) 起飞抬前轮; (11) 恒定的能量高度下机动。

根据飞机的招标书(RFP), 借助 AEDsys 设计软件, 可以直接计算出飞机在各阶段的燃油消耗以及 β (飞机重力与总起飞重力之比) 的变化, 如图 3 所示并见表 1。

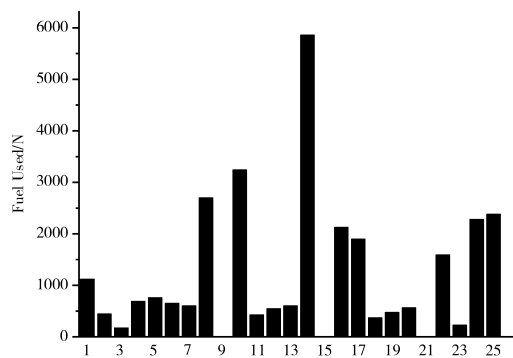


图3 各任务阶段下的燃油消耗

假设飞机要执行的飞行任务有 n 个阶段, 且在 j 阶段需要投放有效载荷 W_{pe} , 整个过程的燃油消耗是

表 1 各飞行阶段重力比的变化和燃油消耗

飞行阶段		W_f/W_i	W/W_{T0}	燃油使用 / N
序号	名称			
1	暖机	0.9895	0.9895	1120.9
2	起飞加速	0.99577	0.98532	444.8
3	起飞抬前轮	0.99837	0.98371	173.5
4	加速	0.99346	0.97727	689.4
5	爬升 / 加速一部分 1	0.99269	0.97013	760.6
6	爬升 / 加速一部分 2	0.99368	0.96401	653.9
7	爬升 / 加速一部分 3	0.99415	0.95836	600.5
8	亚声速巡航	0.9736	0.93306	2699.9
9	下降	1.00000	0.93306	0
10	作战空中巡逻	0.96747	0.90270	3242.6
11	加速一部分 1	0.99557	0.89871	427.0
12	加速一部分 2	0.99429	0.89358	547.1
13	加速一部分 3	0.99371	0.88796	600.5
14	超声速突防	0.93821	0.83310	5858.0
15	发射 AMRAAMs	0.96739	0.80593	0
16	$Ma=1.6/5$ g 盘旋	0.97527	0.78600	2126.1
17	$Ma=0.9/5$ g 盘旋	0.97737	0.76822	1899.3
18	加速一部分 1	0.99547	0.76474	369.2
19	加速一部分 2	0.99417	0.76028	475.9
20	加速一部分 3	0.99305	0.75500	564.9
21	发射 AIM-9Ls 和 一半的 ammo	0.96374	0.72762	0
22	脱离冲刺	0.97950	0.71271	1592.4
23	急速上升	0.99700	0.71057	226.8
24	亚声速巡航	0.96990	0.68918	2281.8
25	备用燃油	0.96765	0.66689	2379.7
26	卸去永久装载	0.91577	0.61072	0

W_F , 则 W_{T0} 可以表达为

$$W_{T0} = \frac{W_{PF} + W_{PE} \prod_{j=1}^n}{\prod_{i=1}^n - \Gamma} \tag{8}$$

将飞机在各阶段的燃油消耗代入该式,再结合上文约束分析得到的海平面推力载荷和机翼载荷,通过迭代确定的飞机设计点见表 2。

2 涡扇发动机的相关设计参数

通过约束分析和任务分析得到符合招标书(RFP)要求的飞机设计点后,将通过参数循环分析、性能循环分析(包括非设计点计算的迭代求解方案、

表 2 战斗机的设计参数

参数	数值	参数	数值
W_{T0}/N	106757	W_P/N	11832
T_{30}/N	133447	W_E/N	65166
S/m^2	34.84	W_F/N	29759

发动机设计参数的选择)和安装性能分析来进一步得到涡扇发动机的相关设计参数。

2.1 参数循环分析

为了得到涡扇发动机的相关设计参数,必须以参数循环分析为开端,原因如下:(1)发动机性能分析在远离参考点的“非设计”处,只有在参考点和发动机的尺寸被确定后才能进行;(2)参数循环分析相对于性能循环分析更简单和省时,通常能得到可以直接使用的数学最优解;(3)最重要的是参数循环分析可以确定发动机设计参数的取值范围,使发动机在每个飞行条件下都具有较好的性能。

在进行发动机设计组合的选择之前,必须要明确,最终的发动机通常会工作在非设计点并且在不同工作点的性能不同,因此在进行参数循环分析时,必须考虑到非设计点的情况,即保证在所有飞行条件下发动机的设计参数都在其自身最好的范围内。

同时,对于 1 个给定的发动机设计任务,寻找合适的性能组合是极其困难的,设计分析过程非常复杂,必须借助计算机才能快速而准确地进行求解,而 AEDsys 设计软件的 ONX 程序采用传统的输入参数并提供所有必要的发动机性能输出,可以大大提高设计效率。

尽管在参数循环中需要考虑到非设计点的情况,但并没有必要考虑所有的飞行条件,为了缩小设计点组合的范围,通常关注于对推力和燃油消耗要求较高的关键飞行条件。本文在仔细分析招标书(RFP)后,选取了以下 4 个飞行条件:(1)起飞,飞行高度为 609.6 m,进口气流温度为 310.9 K;(2)亚声速巡航爬升,马赫数为 0.9,飞行高度为 12.8 km;(3)超声速突防和脱离冲刺,马赫数为 1.5,飞行高度为 9144 m;(4)超声速加速,马赫数为 1.2,飞行高度为 9144 m。借助 AEDsys 设计软件的 ONX 程序,选择最大压比限制后计算得到的关于压气机压比和涵道比的综合结果分别如图 4、5 所示。

在招标书(RFP)中,要求战斗机需要在 $0.9 < Ma_0 < 1.8$ 和 9.1~13.7 km 的飞行包线内具有较好的性能,因

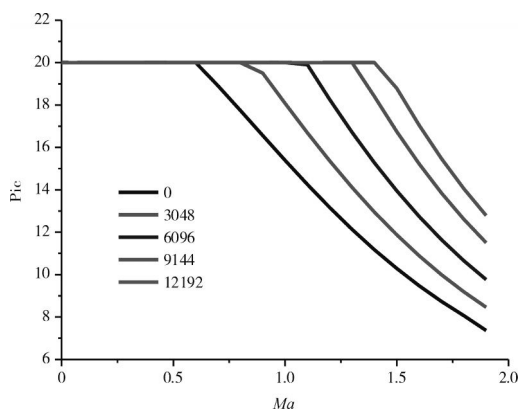


图 4 压气机综合结果

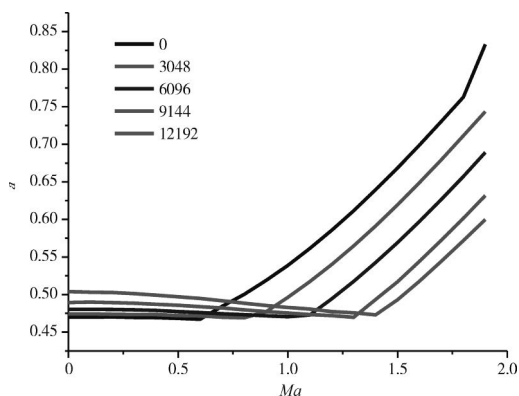


图 5 涵道比综合结果

此将涡扇发动机的设计点选在 $Ma=1.5/10.7 \text{ km}$ 。

从图 4 中可见,随着马赫数 Ma_0 的增加,可用的 π_c 在减小,而在 $Ma=1.5/10.7 \text{ km}$ 处,选取压气机压比的范围为 $15 < \pi_c < 25$,可以保证在其他飞行条件下提供所需的 π_{c0} 。

从图 5 中可见,在设计点处,涵道比 α 的范围相对较小,为 $0.3 < \alpha < 0.4$ 。由经验可知,燃烧室的出口温度 T_{t4} 和加力燃烧室的出口温度 T_{t7} 受限于飞机的材料和冷却能力。

考虑飞机在各飞行条件下的性能要求,并在非安装推力单位耗油率 S 和非安装单位推力 F/m_0 之间权衡后,初步确定的发动机关键设计参数的范围见表 3。

表 3 设计参数的范围

设计参数	下限	上限
Ma_0	1.2	1.6
h/m	9144	13716
π_f	3	5
π_c	15	25
α	0.3	0.4
T_{t4}/K		1777.8
T_{t7}/K		2000
Ma_6	0.35	0.45

2.2 非设计点计算的迭代求解方案

性能循环分析包括非设计点计算的迭代求解方案和发动机设计参数的选择。其中非设计点计算的迭代求解方案为求解备选发动机在关键飞行阶段下的性能提供了途径,并有利于得到发动机性能随设计条件变化的趋势。

由于性能循环与参数循环不同是间接问题,为了确定非设计点发动机性能,必须确定以下 24 个因变量的值:进口流量 m_0 、涵道比 α 、风扇的压比 π_f 、风扇的焓比 τ_f 、低压压气机的压比 π_{cl} 、低压压气机的焓比 τ_{cl} 、高压压气机的压比 π_{ch} 、高压压气机的焓比 τ_{ch} 、燃烧室的油气比 f 、混合器 1 的焓比 τ_{m1} 、高压涡轮的压比 π_{th} 、高压涡轮的焓比 τ_{th} 、混合器 2 的焓比 τ_{m2} 、低压涡轮的压比 π_{tl} 、低压涡轮的焓比 τ_{tl} 、掺混室的压比 π_M 、掺混室的焓比 τ_M 、掺混室的涵道比 α' 、核心流在掺混室入口的马赫数 Ma_6 、风扇外涵流在掺混室入口的马赫数 Ma_{16} 、掺混室出口的马赫数 Ma_{6A} 、加力燃烧室油气比 f_{AB} 、尾喷管喉道的马赫数 Ma_8 、尾喷管出口的马赫数 Ma_9 。

选取燃烧室油气比 f 、掺混室的涵道比 α' 、核心流在掺混室入口的马赫数 Ma_6 、尾喷管喉部马赫数 Ma_8 、进口流量 m_0 等 5 个初猜值,使其通过含有 24 个因变量方程的迭代流程,就可以求解出非设计点处 24 个因变量的值,从而进一步计算出发动机在非设计点的性能,具体的迭代求解方案如图 6、7 所示。

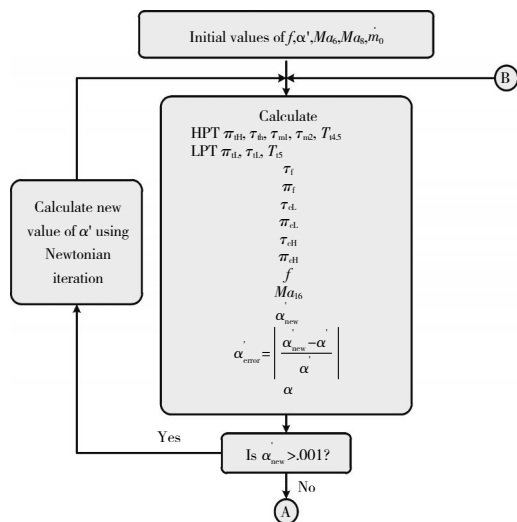


图 6 迭代方案流程(第 1 部分)

AEDsys 设计软件中的“Engine Test”部分使用该迭代方案进行非设计点计算,并与用于参数循环分析

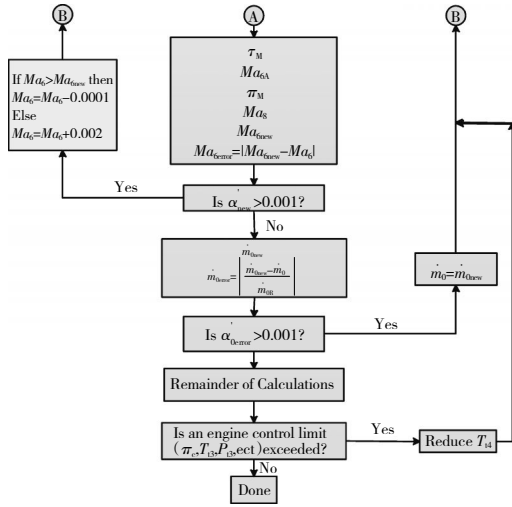


图7 迭代方案流程(第2部分)

计算的 ONX 部分紧密配合,是极其强大的设计工具,具有收敛速度快、计算精度高等优点,可以有效地提高设计效率。

2.3 发动机设计参数的选择

在确定非设计点的迭代求解方案后,下面进行发动机设计参数的选择。在传统的发动机设计过程中,设计者需要逐台计算备选发动机在关键飞行条件下的性能,并根据设计经验人工选择出最佳的设计组合,往往需要耗费大量的时间和精力,而结果也不一定能满足要求。因此本文设计了基于 MRR-LSSVR 的备选发动机代理模型,基于 MRR-LSSVR 算法构建发动机设计参数与性能之间的函数关系,可在优化设计过程中用于对目标函数进行求解。

2.3.1 MRR-LSSVR 算法

备选发动机代理模型必须具备较高的精度和较强的泛化能力,尽管神经网络等机器学习方法具有很强的非线性拟合能力,但容易陷入局部极值和过拟合现象,并且泛化能力低,而支持向量回归机克服了这些缺点,能够很好地反应输入与输出之间的关系。

在支持向量回归机中,RR-LSSVR 算法表现尤为出众。而 MRR-LSSVR 在继承 RR-LSSVR 优点的基础上,考虑了输出变量对支持向量选择的综合影响,可以有效地提高支持向量机的稀疏性,从而减小算法的复杂度。以 m 个输入参数、 n 个输出参数、 N 个训练样本为例,RR-LSSVR 的算法复杂度为 $O(2mnN)$,而 MRR-LSSVR 的算法复杂度为 $O(2mN)$,因此这里采用 MRR-LSSVR 算法建立代理模型,下面将简要介绍该算法。

对于 1 个多输入 / 多输出系统,假设给定的训练集为 $\{(x_i, y_i)\}_{i=1}^N$,其中 x_i 为输入向量, N 为训练样本规模, $y_i = [y_{i,1}, y_{i,2}, \dots, y_{i,M}]$ 为输出向量, M 为输出变量的数量,得到模型

$$\min_{w_m, e_{i,m}} J(w_m, e_{i,m}) = \frac{1}{2} \sum_{m=1}^M w_m^T w_m + \frac{\gamma}{2} \sum_{m=1}^M \sum_{i=1}^N e_{i,m}^2 \quad (9)$$

$$s.t. y_{i,m} = w_m^T \varphi_m(x_i) + b_m + e_{i,m} \quad (i=1, 2, \dots, N; m=1, 2, \dots, M)$$

式中: w_m 为模型复杂度; b_m 为补偿; $e_{i,m}$ 为实际输出与预测值的偏差; $\gamma \in R^+$ 为正则化参数; $\varphi(\cdot)$ 为非线性映射。

使用约简技术^[11],令 $w_m = \sum_{i \in S} \alpha_{i,m} k(x_i, \cdot)$,代入式(9),其中 S 为选择子集索引的集合,得到

$$\min L(b_m, \alpha_m) = \frac{1}{2} \sum_{m=1}^M \alpha_m^T K \alpha_m + \frac{\gamma}{2} \sum_{m=1}^M \sum_{i=1, i \in S} \left(y_{i,m} - \sum_{j \in S} \alpha_{j,m} k(x_j, x_i) - b_m \right)^2 \quad (10)$$

式中: $K_{ij} = k(x_i, x_j), i, j \in S$ 。

根据 KKT (Karush-Kuhn-Tucker) 条件对式(10)进行计算,得到模型

$$f_m(x) = \sum_{j \in S} \alpha_{j,m} k(x_j, x) + b_m, (m=1, 2, \dots, M) \quad (11)$$

迭代策略^[12]用于选取子集 $\{(x_i, y_i)\}_{i \in S}$,以上就是 MRR-LSSVR 算法。

2.3.2 基于 MRR-LSSVR 的备选发动机代理模型

备选发动机代理模型主要包含 2 个方面的内容,一方面是备选发动机样本的选取;另一方面是设计参数与性能函数关系的拟合,代理模型构建流程图如图 8 所示。

为了得到大量的备选发动机样本,必须先选定 1 台基准发动机,选取的基准发动机的设计参数组合见表 4。

备选发动机设计组

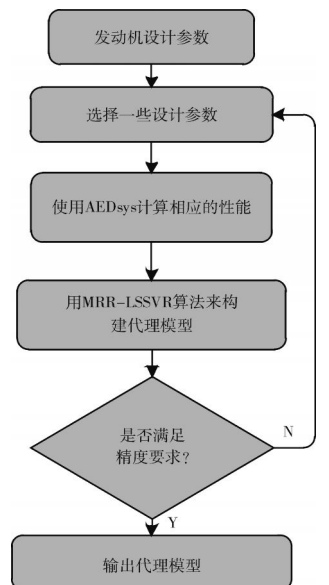


图8 构建代理模型的流程

表 4 基准发动机的设计参数

参数	数值	参数	数值	参数	数值
Ma_0	1.451	π_c	20	α	0.4487
h/m	10972.8	T_{i4}/K	1777.8	Ma_6	0.4
π_f	3.9	T_{t7}/K	2000	$m_0/(kg/s)$	90.72

合可直接选取,只需每次变换基准发动机的设计选择 π_c, π_f 和 T_{i4} 。每台备选发动机都需要借助 AEDsys 设计软件确定整个任务中的燃油消耗 W_F 和单位推力 F/m_0 。

在得到所有备选发动机的燃油消耗和单位推力后,对获得的数据进行归一化处理,作为 MRR-LSSVR 模型的训练数据,经过调试,选取 Gaussian 核 $k(x_i, x_j) = \exp(-\|x_i - x_j\|^2 / 2v^2)$,核参数 $v=1.3$,正则化参数 $\gamma=2^{30}$,筛选出优秀的支持向量。40 组测试数据与预测值的对比如图 9、10 所示,表明建立的模型完全符合精度要求。

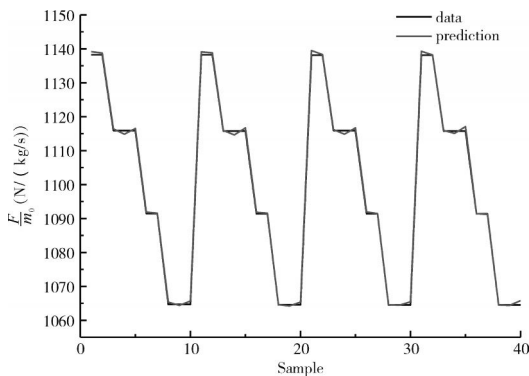


图 9 单位推力的对比

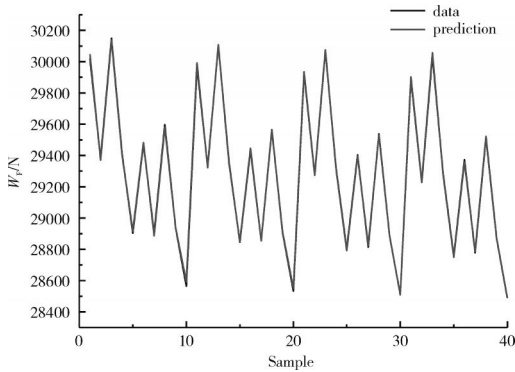


图 10 总燃油消耗的对比

由于在参数循环分析中只选取了关键的飞行条件,以此确定的设计参数范围是粗略的,而性能循环分析是更完整、更精细的全任务计算,因此需要适当扩大设计参数的范围。

最佳发动机设计组合的选取属于典型的有约束非线性规划问题,可以描述为

$$\begin{aligned} \min_{(\pi_c, \pi_f, T_{i4})} & J=W_F \\ \text{s.t.} & \begin{cases} \pi_{cmin} \leq \pi_c \leq \pi_{cmax} \\ \pi_{fmin} \leq \pi_f \leq \pi_{fmax} \\ T_{i4min} \leq T_{i4} \leq T_{i4max} \\ F/m_0 \geq (F/m_0)_{min} \end{cases} \end{aligned}$$

运用序列二次规划算法(FSQP)求解得到的发动机设计组合见表 5。

表 5 设计参数组合

参数	数值	参数	数值	参数	数值
Ma_0	1.451	π_c	28	α	0.7536
h/m	10972.8	T_{i4}/K	1777.8	Ma_6	0.4
π_f	3.5	T_{t7}/K	2000	$m_0/(kg/s)$	90.72

在初步确定发动机循环参数组合后,需要验证发动机的工作包线能否覆盖战斗机所有的飞行条件,因此借助 AEDsys 软件使发动机在军用推力条件下飞行(如图 11 所示),结果表明该发动机能够满足战斗机的飞行要求。

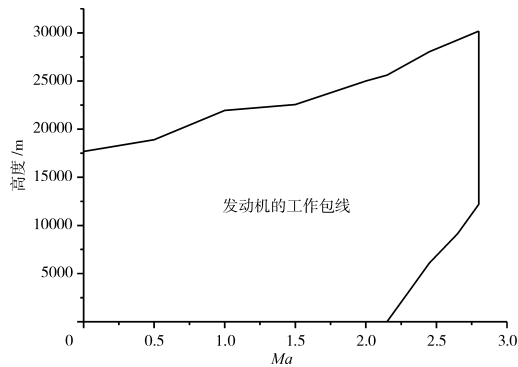


图 11 发动机的工作包线

2.4 安装性能分析

在得到发动机的设计组合后,需要通过安装性能分析估算发动机的安装损失,判断发动机能否满足招标文件(RFP)的任务要求,以此来修正发动机的相关设计参数。

由于发动机的非安装推力只代表其理想性能,当其安装到飞机上时,必然会在飞机外表面产生阻力,这些阻力必须由发动机自身的推力来克服。而由进气道和喷管产生的外部阻力在很多情况下不可忽视,因此将其作为非安装推力 F 的一部分表达为

$$T=F-\phi_{inlet}F-\phi_{nozzle}F \tag{12}$$

其中

$$\phi_{inlet}=D_{inlet}/F$$
$$\phi_{nozzle}=D_{nozzle}/F$$

在进行安装性能分析前,要选择对推力载荷要求较高,进气道和喷管阻力较大的飞行阶段。本文选取的关键飞行阶段为:(1) 起飞;(2) 超声速巡航;(3) $Ma=1.6/9144\text{ m}$, $5g$ 盘旋;(4) $Ma=0.9/9144\text{ m}$,2 个 $5g$ 的盘旋;(5)水平加速;(6)最大马赫数下飞行。

所需的推力载荷见表 6。在借助 AEDsys 设计软件计算出各个飞行阶段下发动机进气道、尾喷管的损失系数和所需推力载荷后,发现亚声速 $5g$ 盘旋对推力载荷的要求最高,该阶段所需的最大推力载荷为 1.31,因此保守地将发动机的最大可用推力载荷修正为 1.32。

表 6 所需的推力载荷

性能需求	$(T_{sl}/W_{TO})_{req}$	$\phi_{inlet}+\phi_{nozzle}$
起飞	1.179	0.0135
超声速巡航	1.235	0.0520
超声速 $5g$ 盘旋	0.9235	0.0288
亚声速 $5g$ 盘旋	1.310	0.0152
水平加速	1.047	0.0093
最大马赫数	0.6181	0.0209

当最大可用推力载荷等于 1.32 时,对应的单发设计质量流量为 93.67 kg/s,对应的双发设计流量为 46.86 kg/s。将单发和双发的海平面静态性能分别与已知的 F100-PW-299 发动机(单发)和 F404-GE-400 发动机(双发)进行对比,见表 7。对比后可知单发或双发都是可取的。在综合考虑后,为该战斗机选取了双发,其对应的最大可用推力载荷为 1.32,对应的海平面静态推力为 70 460 N,设计质量流量为46.86 kg/s。

表 7 4 种发动机的海平面静态性能

发动机种类	设计的质量	海平面静态性能	
	流量/(kg/s)	$m_0/(kg/s)$	F/N
单发	93.67	129.3	140920
双发	46.86	64.65	70460
F100-PW-299 发动机		112.6	128998
F404-GE-400 发动机		64.47	71172

由于最大可用推力载荷从 1.25 增加到 1.32,需要对先前的数据进行修正,修正后得到的最终发动机的设计参数及性能见表 8。

表 8 最终发动机的设计参数

参数	数值	参数	数值	参数	数值
Ma_0	1.451	T_{t4}/K	1777.8	P_9/P_0	1
h/m	10972.8	T_{t7}/K	2000	$m_0/(kg/s)$	46.82
π_i	3.5	α	0.7571	F/N	49695.5
π_e	28	Ma_6	0.4		

3 结论

以某涡扇发动机设计为实例,针对性能循环分析的备选发动机决策问题,得到了以下结论:

(1)借助 AEDsys 设计软件,开展了飞/发一体化设计,将飞机和发动机作为一个系统,依次通过约束分析、任务分析、参数循环分析、任务循环分析和安装性能分析得到了符合招标书要求的涡扇发动机相关设计参数,以此引入了先进的航空发动机设计理念和思路。

(2)针对设计流程的发动机选择阶段,提出了基于 MRR-LSSVR 备选发动机代理模型的优化选择方法,筛选出了满足约束条件的最佳发动机设计组合,与传统的发动机设计参数选择阶段相比,节省了大量的时间和精力,提高了设计效率。

参考文献:

[1] 曲东才. 现代战斗机的推力矢量控制技术 [J]. 航空兵器,2002(1): 33-35.
QU Dongcai.Thrust vectoring control technology of modern fighters[J]. Aero Weap,2002(1):33-35.(in Chinese)
[2] Ballal D R, Zelina J. Progress in aeroengine technology (1939-2003) [J]. Journal of Aircraft, 2015, 41(1):43-50.
[3] 梁彩云, 谢业平, 李泳凡, 等. 飞/发性能一体化技术在航空发动机设计中的应用[J]. 航空发动机, 2015,41(3):1-5.
LIANG Caiyun,XIE Yepin,LI Yongfan,et al. Application of integrated aircraft/engine technology in aeroengine designing [J]. Aeroengine, 2015,41(3):1-5.(in Chinese)
[4] Anderson J. Airframe/propulsion integration of supersonic cruise vehicles[C]// Joint Propulsion Conference. 2013.
[5] 王永明, 卫刚, 兰发祥, 等. 航空发动机设计体系的建设与发展[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2007,20(3):1-7.
WANG Yongming,WEI Gang,LAN Faxiang,et al. Constructing and developing of aeroengine design system[J].Gas Turbine Experiment and Research,2007, 20(3):1-7.(in Chinese)

- [6] Mattingly J D, Heiser W H, Pratt D T. Aircraft engine design (2nd Edition)[M]. AIAA Education Series, 2003.
- [7] Mitran S, Safta C, Mitran S, et al. A computer aided education course in aeroengine design [C]// Joint Propulsion Conference and Exhibit. 1997.
- [8] 张辉, 彭友梅. 飞机 / 推进系统一体化设计 [J]. 燃气涡轮试验与研究, 1997(2):4-8.
ZHANG Hui, PENG Youmei. Integrated design of aircraft / propulsion systems [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 1997 (2):4-8. (in Chinese)
- [9] 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 engines cycle for multirole fighters [J]. Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica, 2008, 29 (3):554-561. (in Chinese)
- [10] Bell T A. Flexibility or performance: modularity and aero engine design[J]. University of Cambridge, 2008.
- [11] Ford T, CEng, MRAeS. Aero engine design [J]. Aircraft Engineering & Aerospace Technology, 1992, 64(6):2-11.
- [12] 费成巍, 艾延廷, 王蕾, 等. 基于支持向量机的航空发动机整机振动故障诊断技术研究 [J]. 沈阳航空航天大学学报, 2010, 27(2): 29-32.
FEI Chengwei, AI Yanting, WANG Lei, et al. Research on aeroengine vibration fault diagnosis technology based on Support Vector Machines [J]. Journal of Shenyang Institute of Aeronautical Engineering, 2010, 27(2):29-32. (in Chinese)
- [13] Lee Y J, Mangasarian O L. RSVM: reduced Support Vector Machines [C]// Proc. of the First SIAM International Conference on Data Mining, Chicago, IL USA: Robert Grossman, Vipin Kumar, 2001.
- [14] Jiao L, Bo L, Wang L. Fast sparse approximation for least Squares support Vector Machine [J]. IEEE Transaction on Neural Networks, 2007, 18(3): 685-697.
- [15] Suykens J A K, Vandewalle J. Least squares support vector machine classifiers[J]. Neural Process Letter, 1999, 9(3): 293-300.
- [16] ZHAO Yongping, SUN Jianguo. Recursive reduced Least Squares Support Vector Regression [J]. Pattern Recognition, 2009, 42(5): 837-842
- [17] WANG Jiankang, ZHANG Haibo, YAN Changkai, et al. An adaptive turboshaft engine modeling method based on PS and MRR-LSSVR algorithms[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2013, 26(1):94-103.
- [18] Zhu Z. A simple feasible SQP algorithm for inequality constrained optimization [J]. Nonlinear Analysis Real World Applications, 2006, 182(2):987-998.
- [19] 陈玉春, 刘振德, 史亚红, 等. 飞航导弹 / 涡扇发动机一体化设计 - 约束分析与任务分析[J]. 推进技术, 2006, 27(3):216-220.
CHEN Yuchun, LIU Zhende, SHI Yahong, et al. Maneuverable missile and turbofan engine integrated design-constrain analysis and mission analysis[J]. Propulsion Technology, 2006, 27(3):216-220. (in Chinese)
- [20] Jones S M, Jones S M. An introduction to thermodynamic performance analysis of aircraft gas turbine engine cycles using the numerical propulsion system simulation code[J]. NASA/TM-2007-214690.
- [21] Li Y G. Nonlinear multiple points gas turbine off-design performance adaptation using a genetic algorithm[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines & Power, 2010, 133(7):521-532.
- [22] Acree C W J, Snyder C A. Influence of alternative engine concepts on LCTR2 sizing and mission profile [C]// Presented at the American Helicopter Society Future Vertical Lift Aircraft Design Conference. San Francisco, CA:2012.

(编辑:刘 静)