

机动飞机/发动机设计参数的一体化选择*

张 津 陈大光 汪家芸 朱一锟 朱之丽

(北京航空航天大学动力系, 北京, 100083)

摘 要: 发展了一种机动飞机/发动机设计参数的一体化选择方法和软件。根据机动飞机的飞行任务要求, 确定设计目标和约束, 其中包括飞机性能约束和发动机部件设计约束, 并以此对飞机的主要设计参数和发动机循环参数进行一体化优选。该软件由飞机几何、飞机质量、飞机气动性能、发动机非安装和安装性能、发动机质量和外廓尺寸、飞机性能、优化等模块组成。此软件已应用于已有机动飞机/发动机的改型方案论证和未来高机动飞机/发动机方案的分析研究, 本文给出部分计算实例。使用此软件的经验表明, 计算结果合理, 计算精度和所需时间适合于飞机/发动机系统方案论证和初步设计。

主题词: 航空发动机, 发动机设计, 一体化设计, 参数最优化

分类号: V221.6

AN INTEGRATED SELECTION OF DESIGN PARAMETERS FOR AIRPLANE/ENGINES WITH HIGH MANEUVERABILITY

Zhang Jin Chen Daguang Wang Jiayun Zhu Yikun Zhu Zhili

(Dept. of Jet Propulsion, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing, 100083)

Abstract: An integrated design parameter selection method and software for the airplane/engines with high maneuverability were developed. Determining design merits and constraints including flight performance constraints and engine component design constraints on the basis of the mission requirements for fighter, the integrated selection and optimization of airplane/engine design Parameters were conducted. The software consists of airplane geometry and weight, airplane aerodynamics, engine uninstalled and installed performance, engine weight and overall dimension, flight performance and optimization modules. The software has been applied to the concept demonstration for the existing airplane/engine modification, analysis and study of the integrated design for future airplane/engines with high maneuverability. Some examples are presented. It is shown with experience that the calculating results were reasonable, accuracy and the executing time were suitable to concept demonstration and preliminary design for airplane/engine system.

Subject terms: Aircraft engine, Engine design, Integrated design, Parameter optimization

1 前 言

飞机类型和飞行任务不同, 将导致不同的最佳发动机循环和机体几何^[1,2]。本文发展了一

* 本文 1995 年 11 月 3 日收到, 系中国航空学会第五届推进系统气动热力学学术会议优秀论文

种机动飞机/发动机设计参数的一体化选择方法和软件。根据飞机的飞行任务要求,确定设计目标和约束,其中包括飞机性能约束和发动机部件设计约束,并以此对飞机的主要设计参数、发动机循环参数进行一体化优选。此方法和软件已应用于已有机动飞机/发动机的改型方案论证和未来高机动飞机/发动机方案的分析研究,本文给出了部分计算实例。经使用表明,计算结果合理,运行时间短,可适用于多种设计任务。

2 飞机/发动机设计参数一体化选择方法

飞机/发动机设计参数一体化选择方法如图 1 所示。由用户提出对飞机/发动机的设计要求和飞行任务,如飞机剖面、性能指标、商载以及在性能、几何、质量上的限制条件等。按照这些要求确定待优选的设计参数、约束条件和目标函数。通过飞机约束分析、飞行任务分析和发动机循环分析来确定满足设计要求的飞机/发动机主要设计参数,如飞机起飞推重比、翼载、起飞总重、起飞推力、载油量等的变化范围,然后在此参数变化范围内,对全部待优选参数进行一体化优选。在优选过程中将利用飞机几何、飞机重量、飞机气动性能、发动机非安装性能和安装性能、发动机外廓尺寸、发动机重量、飞机性能和优化模块。

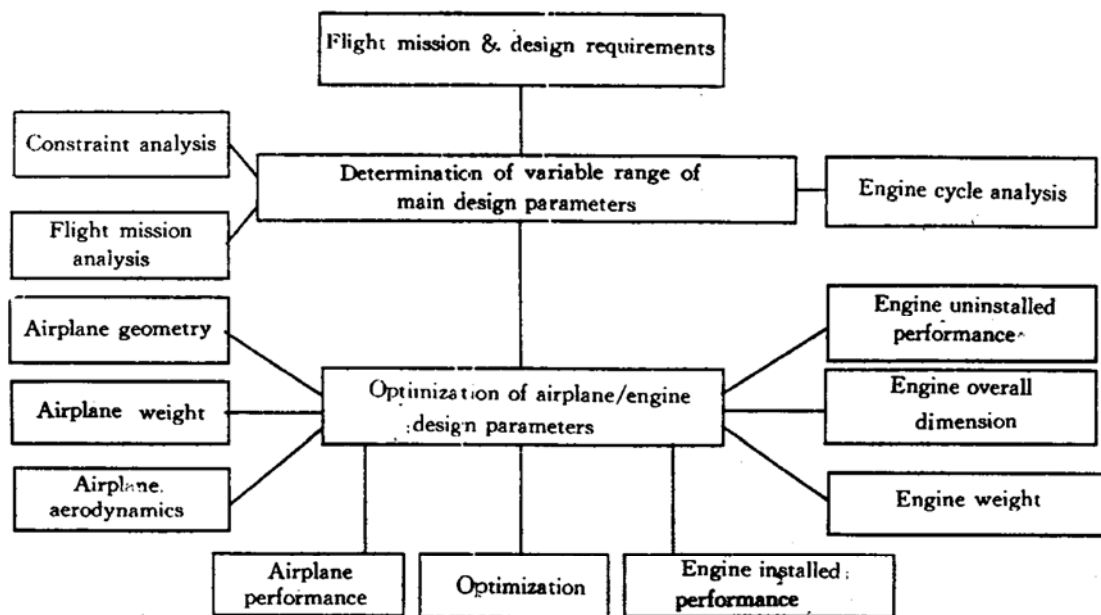


Fig. 1 Integrated selection of airplane/engine design parameters

2.1 约束分析

约束分析用于初步确定满足飞行任务的飞机起飞推重比 T_{SL}/W_{TO} 和翼载 W_{TO}/S 。从飞行任务剖面中选择使用发动机大功率状态并可能构成 T_{SL}/W_{TO} 和 W_{TO}/S 可行域边界的航段作为约束分析的重要航段,本文考虑了起飞、着陆、最大平飞速度、超音巡航、水平加速、亚音盘旋过载和超音盘旋过载等重要航段。利用飞行运动方程^[4],分别计算各航段性能指标等于给定值的 T_{SL}/W_{TO} 和 W_{TO}/S ,形成约束边界线和可行域。图 2 给出 90 年代机动飞机约束分析图,性能指标如下:

- 海平面爬升率 $V_{y59} = 350\text{m/s}$;
- $H = 9\text{km}$, $M = 0.9$ 的稳定盘旋过载 $N_{y59} = 7$;

- $H=9\text{km}$, $M=1.5$ 的稳定盘旋过载 $N_{y915}=6$;
- $H=13.5\text{km}$ 的不加力超音巡航马赫数 $M_{\text{SUP}}=1.5$;
- $H=9\text{km}$, $M=0.8 \rightarrow 1.6$ 的加速时间 $T_{\text{ACC}}=50\text{s}$ 。

从可行域中选择低的 $T_{\text{SL}}/W_{\text{TO}}$ 及其相应的 W_{TO}/S 作为设计初值, 这是考虑到降低成本, 减轻起飞总重和减小起飞推力的要求。从图 2 可知, 满足上述性能要求的 $T_{\text{SL}}/W_{\text{TO}}=1.17 \sim 1.20$, $W_{\text{TO}}/S=350 \sim 370\text{kg/m}^2$ 。由此可知, 90 年代机动飞机要求更高的推重比, 约比现役飞机提高 $10\% \sim 20\%$ 。

2.2 飞行任务分析

飞行任务分析用来初步确定飞机起飞总重、发动机起飞推力、机翼面积和载油量。在初步分析时, 认为起飞总重 W_{TO} 只由有效载荷 W_{P} 、载油量 W_{F} 和飞机空重 W_{A} 组成。根据各航段的燃油流量, 计算该航段在结束和开始时的飞机重量比, 用统计模型估计 $W_{\text{A}}/W_{\text{TO}}$, 经迭代计算可求得 $W_{\text{TO}}^{[4]}$ 和 W_{F} 。根据上节确定的 W_{TO}/S 和 $T_{\text{SL}}/W_{\text{TO}}$, 可由 W_{TO} 确定机翼面积 S 和发动机起飞安装推力 T_{SL} 。

2.3 发动机循环分析

循环分析用来确定适应于给定飞行任务的发动机循环参数变化范围, 对于机动飞机来说, 要求多个航段都能实现高性能指标。因此, 对于那些对循环参数选择有重大影响的航段, 应分别进行循环分析, 按照该航段的性能要求来选择此航段的最佳循环参数。表 1 列出不同航段的最佳循环参数, 所列数据为换算到海平面静态的值, 计算时循环参数范围为 $\pi_K^*=14 \sim 30$, $T_3^*=1400 \sim 1650\text{K}$, $BPR=0.0 \sim 0.8$; 风扇压比 π_F^* 为给定 π_K^* 、 T_3^* 、 BPR 下的最佳值。对于加力循环, 最佳循环即使单位推力最大也使耗油率最低; 对于亚音或超音巡航, 最佳循环对应于单位推力超过巡航需求的最低单位推力时耗油率最低。综合考虑表 1 所列各航段的最佳循环参数, 可确定下一步优选时的循环参数变化范围。

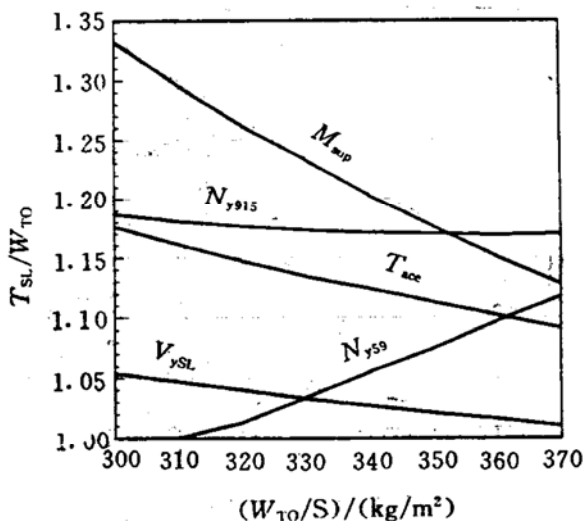


Fig. 2 Constraint analysis

Table 1 Effect of flight mission on optimal cycle parameters

Leg	Altitude (m)	Mach number	Power rating	Optimal cycle parameters		
				π_K^*	BPR	π_F^*
Takeoff	600	0.1	Max.	30.0	0.0	—
Subsonic cruise	9144	0.9	Cont.	26.1	0.63	3.75
Supersonic cruse	9144	1.5	Mil.	31.9	0.14	4.14
Subsonic turning	9144	0.9	Max.	29.5	0.0	—
Supersonic turning	9144	1.6	Max.	24.8	0.0	—
Maximum velocity flight	12000	2.0	Max.	21.8	0.0	—

2.4 飞机气动性能

采用快速的半经验工程估算方法计算飞机升阻特性和纵向力矩特性,并计及配平的影响,还可以提供低速时放襟翼、起落架的升阻特性且计及地效的影响。本方法适用于马赫数 $=0\sim 3$ 和飞机迎角 $\alpha=0\sim 20^\circ$,详见文献[6,7]。

2.5 发动机非安装性能

本文采用过两种发动机性能模型:一是在文献[8]基础上修改而成的、利用部件特性的变比热法;另一种是采用部件通用特性的快速法^[9]。这两种模型均可根据输入的循环参数、空气流量和控制方案(包括节流比)计算出任意飞行条件和发动机状态下的非安装推力和燃油流量。

2.6 发动机安装性能

此模块计算发动机安装后进气道-发动机-喷管/后体的内流损失和阻力变化,并得到发动机安装推力和安装耗油率^[10]。内流损失包括进气道总压恢复和喷管推力系数相对于发动机非安装性能所用数值的变化量;阻力包括进气道-发动机匹配后的溢流阻力、放气阻力和附面层泄除阻力、发动机-喷管/后体匹配后的后体阻力变化量。

2.7 飞机性能

飞机性能模型采用常规的计算方法,其中包括机动飞机常用的性能,如起飞和着陆距离、最大平飞速度、实用升限、航程、作战半径、爬升率、水平加速时间、稳定盘旋过载等。按飞行任务剖面,组合有关航段的子程序,可对飞行任务性能作出评估。

3 实例

3.1 机动飞机/发动机设计参数优选

以一架轻型机动飞机为原型机,为改进其飞行性能而进行飞机/发动机设计参数优选^[7]。改型目标为改进中低空、高亚音速机动性和增加航程,同时要求其改型后的任何性能指标均不得低于原型机。发动机应可换装到原型机上,因此规定发动机空气流量保持不变。改型设计是改进机翼设计和发动机循环参数,考虑了加力涡喷和动力涡扇两种发动机类型。待优选的设计参数包括:机翼面积 S ,机翼展弦比 A_w ,机翼平均相对厚度 $\bar{C}_w$,机翼前缘后掠角 Δ_{LE} ,发动机的压气机增压比 π_K^* ,涡轮前温度 T_3^* ,涡扇发动机的涵道比 BPR 。

优选目标参数是航程 L 、飞行高度 5km 和马赫数 0.9 时的单位剩余功率 SEP_{59} 和稳定盘旋过载 N_{y59} ,目标值 F 用下式计算:

$$F = A \overline{SEP}_{59} + B \overline{N}_{y59} + C \bar{L}$$

式中, A 、 B 、 C 为加权系数; $\overline{SEP}_{59}$ 、 $\overline{N}_{y59}$ 、 $\bar{L}$ 为现行值与改型前的值之比。为研究改型要求对优选结果的影响,分别计算了不同加权系数下的最佳设计参数。采用步进加速法进行优化并考虑了18个约束条件。表2给出优选结果。

由表2可知,不同的改型要求导致不同的飞机/发动机改进方向。若只要求增加航程,应采用加力涡扇发动机。若只追求改进机动性,则应选用较大 S 和 Δ_{LE} 的机翼来降低飞机阻力,同时选用高 T_3^* ,小 BPR 和较低 π_K^* 的发动机来增大推力。

Table 2 Airplane/engine design Parameter optimization results

Weight factor			Engine type	Design variables							Flight performance		
A	B	C		S	A_w	$\bar{C}_w$	Δ_{LE}	π_K^*	T_3^*	BPR	$\overline{SEP}_{59}$	N_{y59}	L
0	0	1	Turbojet	22.4	3.00	0.0485	50.0	17.0	1504	—	1.30	1.31	1.24
1	1	0	Turbojet	24.3	2.85	0.0530	51.5	14.5	1600	—	1.38	1.40	1.15
0	0	1	Turbofan	23.0	3.00	0.047	50	32.0	—	0.47	1.31	1.34	1.68
1	1	0	Turbofan	25.5	2.52	0.053	55	20	—	0.29	1.40	1.37	1.49
1	1	1	Turbofan	25.8	2.46	0.053	55	20	—	0.38	1.39	1.37	1.52

3.2 90年代高机动飞机用发动机的循环参数选择

90年代高机动飞机以隐身和超音巡航为突出特点,同时要求更高的亚音和超音机动能力,更短的起飞和着陆距离。利用本文发展的方法和程序可以分析这种飞机用发动机的循环参数特点。以一架起飞总重为28.5t的机动飞机为例,它安装两台加力涡扇发动机。该飞机的机翼面积为77.1m²,载油11.4t。飞机气动性能按文献[3,4]确定。计算该机动飞机选用不同循环参数的候选发动机时所具有的飞行性能。并对计算结果进行分析和评估。令各候选发动机具有同样的空气流量,其值按基准发动机的起飞推力为156kN确定,其他发动机则有不同的起飞推力,以反映循环参数对性能的影响。各候选发动机的重量差别由载油量的改变来补偿。计算中采用了复杂程度较高的发动机性能和重量模型。

图3表示了 $T_3^*=1850K$ 和 $TR=1.05$ 时不同 π_K^* 和BPR方案的计算结果。图上指明了满足给定飞机性能指标的约束边界线,包括亚音稳定盘旋过载 N_{y59} 、加力超音巡航航程 L_{SUPA} 、不加力最大飞行马赫数 M_{max} 、亚音巡航航程 L_{SUB} 、低空作战半径 LLL 和起飞距离 L_{TO} 。由图3看出:性能指标 M_{max} 、 L_{TO} 、 LLL 围成 π_K^* 和BPR可行域。图4表示同翼载下 π_K^* 和BPR对 L_{TO} 、 M_{max} 、 LLL 的影响。由图(b)可知:在给定的翼载下,要实现 M 为1.5~1.6的不加力超音巡航,BPR应在0.2~0.3之间选取;若减小翼载 W_{TO}/S ,则应选取偏低的值。在可以实现所要求超音巡航的范围内,计算表明:减小BPR和增大 π_K^* 可以得到更长的超音巡航航程,因此给定的航程要求将进一步缩小 π_K^* 和BPR的可选范围。由

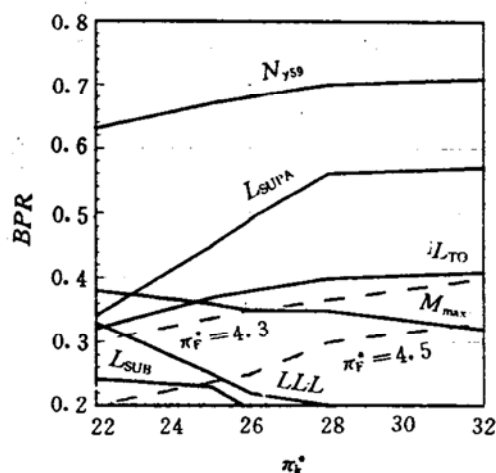


Fig. 3 Feasible region for π_K^* and BPR selection

图3可知:若采用加力超音巡航,则在 π_K^* 大于28时可选 $BPR=0.4$ 的发动机方案,这时起飞距离 L_{TO} 将成为选择BPR的主要约束条件。图3上用虚线表示了等风扇压比线,它们可构成发动机部件设计对BPR和 π_K^* 选择的约束。

4 结 论

本文提出机动飞机/发动机设计参数的一体化选择方法和软件,它全面考虑了飞行任务和部件设计的限制对飞机/发动机设计参数选择的影响。计算实例表明:对于不同的飞行任务要

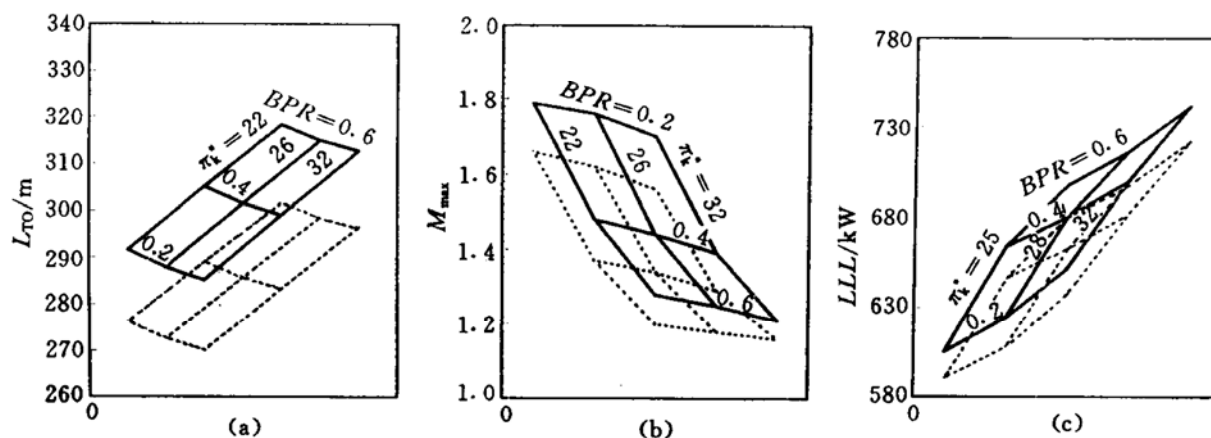


Fig. 4 The effects of W_{TO}/S , BPR , π_k on L_{TO}/S , M_{max} , LLL

(— $W_{TO}/S = 370 \text{ kg/m}^2$, --- $W_{TO}/S = 350 \text{ kg/m}^2$)

求, 将对应不同的最优飞机/发动机设计参数, 由此证明飞机/发动机设计参数的一体化优选是必不可少的。此方法和软件可用于飞机/发动机初步设计, 也可用于现有飞机或发动机的改型设计。

参 考 文 献

- 1 Logan M J. An assessment of mission and configuration variations on multi-role fighter/attack aircraft concepts. AIAA 93-1177
- 2 Kowalski E J, Tjonneland E. Study of advanced technology impact on cycle characteristics and aircraft sizing (Using multivariable optimization techniques). ISABE 89-7112
- 3 Mason W H, Arledge T K. ACSYNT aerodynamic estimation—an examination and validation for use in conceptual design. AIAA93-0973
- 4 Jack D M, William H H, Daniel H D. Aircraft engine design. AIAA Education Series, 1987
- 5 卢成文, 李景忠等编. 简明世界飞机手册. 北京: 航空工业出版社, 1985
- 6 朱一轶, 汪家芸, 张津. 军用飞机、发动机战技性能评估研究. 北京航空航天大学学报, 1993(1)
- 7 Wang Jiayun, Zhang Jin, Zhu Yikun. The aircraft/propulsion integrated assessment system. ICAS-92-1. 10R
- 8 Koenig R W, Fishbach L H. GENENG—a program for calculating design and off-design performance for turbojet and turbofan engines. NASA TND-6552, 1972
- 9 张津, 陈大光, 朱行健等. Investigation of integrated selection of optimum engine cycle parameters. ASME-87-GT-39
- 10 张津. Propulsion system performance analysis. Proceedings of 2nd China-Russia Scientific Conference On Aero-Engine, 1992