

基于飞机/发动机性能一体化的发动机 控制规律优化设计方法研究*

宋文艳, 孟乒乓, 柴政

(西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072)

摘要: 针对发动机控制规律的选取对飞机/发动机性能一体化设计的影响, 基于飞机/发动机性能一体化设计方法, 开展了发动机控制规律优化设计方法研究。从先进战斗机飞行任务出发, 开展了飞机/发动机性能一体化设计方法研究, 进行约束分析和任务分析, 以起飞总重最低为目标优选飞机/发动机设计方案, 验证了设计方法的合理性。采用飞机/发动机性能一体化设计方法, 分别研究了不同节流比和不同控制规律设计对飞机/发动机性能一体化设计的影响。研究表明: 在飞机/发动机性能一体化设计过程中, 采用合理的发动机最大状态控制规律同时选取恰当的发动机节流比, 可以有效扩大约束可行域, 同时能够降低发动机的燃油消耗量, 降低飞机起飞总重。

关键词: 飞机/发动机性能一体化; 控制规律; 升阻特性; 非安装性能; 安装性能

中图分类号: V231.3 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2018) 12-2660-10

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2018.12.003

Research on Aero-Engine Control Law Optimization Design Based on Integrated Fighter / Aero-Engine Performance

SONG Wen-yan, MENG Ping-ping, CHAI Zheng

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: In view of the effects of the selection of the engine control law on the integrated fighter / aero-engine performance, the optimization design method of the engine control law based on the integrated fighter / aero-engine performance was carried out. Based on the typical advanced fighter flight mission, the integrated fighter / aero-engine performance design is carried out, and constraint analysis and mission analysis were conducted. Taking the lowest total takeoff weight as the optimization target, the optimal fighter / aero-engine were obtained. The rationality of the design method was verified. The effects of different throttle ratios and different control laws on integrated fighter / aero-engine performance design were respectively studied by using the method of integrated fighter / aero-engine performance. The results show that reasonable aero-engine control law under maximum condition and reasonable aero-engine throttle ratio can effectively expand the constraint feasible region and reduce the fuel consumption of engine and the total take-off weight of aircraft in the integrated fighter / aero-engine performance.

Key words: Aircraft/engine performance integration; Control law; Lift drag characteristic; Uninstalled performance; Installed performance

* 收稿日期: 2017-10-12; 修订日期: 2018-01-05。

作者简介: 宋文艳, 女, 博士, 教授, 研究领域为航空发动机总体方向。E-mail: wenyang_song@nwpu.edu.cn

通讯作者: 孟乒乓, 男, 硕士生, 研究领域为航空发动机总体方向。E-mail: 1029873539@qq.com

1 引言

随着空战环境的日趋恶化,各国军方对战斗机的战术性能,尤其是超跨声速性能和超机动性能提出了更高的要求。进入21世纪,第四代战斗机如美国的F-22和俄罗斯的T-50等逐渐成为空战的主力。第四代战斗机较第三代战斗机增加了超声速巡航、超机动性、隐身和短距起降等技术,为了实现这些战技战术要求,飞机与发动机在性能、结构、控制等方面需要更强的耦合,这对飞机和发动机的一体化设计提出了更高的要求。

从20世纪70年代起,国外已开始建立飞机/发动机一体化的设计体系并做了大量的研究工作^[1-6],综合考虑飞机与发动机之间的相互影响,对飞机和发动机总体方案进行优化筛选,充分发挥各自的性能以使飞机性能达到最佳。国外的先进战斗机和发动机在工程设计过程中都不同程度的采用了飞机/发动机一体化设计技术,并成功研制了多种飞机和发动机型号,典型的飞机/发动机型号有:F-22战斗机/F-119发动机(美国)、Su-27战斗机/AL-31F发动机(俄罗斯)、欧洲台风战斗机/EJ200发动机(欧洲四国)和阵风战斗机/M88发动机(法国)等。相对地,国内对飞机/发动机一体化设计的研究起步较晚,从20世纪90年代才开始开展研究工作,目前我国飞机和发动机的设计方法仍然是以安装边为界面,飞机和发动机设计方根据约定的指标参数分别进行设计。张津等^[7,8]进行了基于飞机/发动机一体化的发动机循环参数优化和飞行性能评估研究,根据飞机飞行任务剖面和约束条件要求确定设计目标,并对发动机循环参数和飞机主要设计参数进行一体化优选。张辉等^[9]对飞机/发动机一体化设计的概念和如何获得最佳匹配进行了详细的介绍,并对F-22飞机装配F119发动机进行了约束分析。陈玉春等^[10,11]针对多用途战斗机的任务特点,开展了基于飞机/发动机一体化的涡扇发动机循环参数优化研究,优化了现役战斗机和下一代战斗机用涡扇发动机的循环参数,得到了有指导意义的结论。利用飞机/涡扇发动机一体化设计思路,建立了飞航导弹/涡扇发动机一体化优化设计模型,能够应用于已有飞航导弹的任务剖面优化设计。陶增元等^[12]分析了航空发动机进气道、尾喷管的内外流特性,对进气道各项阻力之间的关系做了总结,提出了发动机安装特性计算的经验公式,开发了飞机/发动机一体化总体设计计算机辅助设计软件。张津等^[13]提出了一种飞机/发动机一体化选择

方法,根据飞行任务对发动机循环参数进行优选并编写了发动机安装特性计算程序。刘鹏超等^[14]研究了一种涡扇发动机安装性能计算的方法,将INSTAL数据库中的标准进气道/尾喷管特性转换为实际的进气道/尾喷管特性来计算发动机安装性能,取得了比经验公式更好的计算精度。王占学等^[15]分析了某型弹用涡喷发动机的安装损失并编写了相应的安装性能计算程序。商旭升等^[16]研究了喷水预冷却发动机的安装性能,建立了导弹/喷水预冷却发动机一体化设计模型,相比亚燃冲压发动机,装备喷水预冷却发动机的导弹航程有大幅度提高。王亚梅等^[17]建立了飞推综合仿真平台,在该平台开展了以飞机飞行性能最优为目标的发动机不同状态控制规律与控制模式的研究,在最优化推力模式下通过调节控制参数计算得到该模式下发动机性能,与调节之前相比飞机的可用推力大幅提升,从而提高飞机爬升和水平加速等性能。梁彩云等^[18]阐述了国内外飞机/发动机性能一体化的发展情况,并指出了飞机/发动机性能一体化涉及的主要技术,强调了飞机与发动机设计单位联合开展性能评估方法研究和试验验证研究的重要性。

传统的发动机最大状态控制规律的设计是基于飞机设计方提供的飞机主要飞行状态下需求的发动机安装推力和耗油率。本文基于飞机/发动机性能一体化设计方法,从给定飞机飞行任务出发,开展发动机控制规律优化设计方法研究,对发动机控制规律的选取具有重要的参考意义。

2 飞机/发动机性能一体化设计思路

飞机/发动机性能一体化设计的第一步就是进行飞机/发动机的总体方案设计^[19]。为了确定飞机性能的约束边界,根据飞机设计任务书中对飞机重要任务航段的性能要求,基于能量法建立飞机起飞推重比 T_{sl}/W_{T0} 和飞机翼载 W_{T0}/S 之间的函数关系,根据该函数关系可以确定满足飞机设计要求的可行域,在可行域内初步选取飞机起飞推重比 T_{sl}/W_{T0} 和飞机起飞翼载 W_{T0}/S 作为飞机的设计点。在选取了飞机设计点后要进行任务分析,任务分析的目的是评估飞机在整个飞行剖面的燃油消耗情况,根据飞机空重与起飞总重的函数关系计算飞机的起飞总重,进而计算飞机的机翼面积和发动机海平面静态最大安装推力。在首次进行约束分析和任务分析计算时,飞机升阻特性、发动机安装推力特性和发动机安装

耗油率特性参考基于大量已有发动机和飞机特性数据获得的拟合曲线。发动机设计点循环参数的选择要综合考虑当前发动机各部件的设计水平以及结构、材料等限制。发动机的设计点一般选取在 $H = 0$, $Ma = 0$ 的状态,根据飞机对发动机海平面静态最大安装推力的需求确定发动机空气流量(即发动机尺寸)。飞机进气道的捕获面积由发动机空气流量根据流量公式计算确定。飞机根据由任务分析选取的机翼面积选择布局形式、进气道形式、机翼展弦比 A_R ,机翼前缘后掠角 Λ_0 和机翼尖削比 λ 等飞机主要设计参数。飞机/发动机设计方案要重新进行约束分析和任务分析,来评估该方案是否可以满足飞机设计要求,并重新计算飞机的起飞总重。有多种飞机/发动机设计方案可以满足飞机的设计要求,一般以飞机起飞总重的大小来筛选方案,因为飞机的价格一般与飞机的空重成比例。对比多种飞机/发动机设计方案,直到找到能够满足飞机设计要求且飞机起飞总重最小的方案,即为最终的飞机/发动机设计方案。飞机/发动机性能一体化设计流程如图1所示。

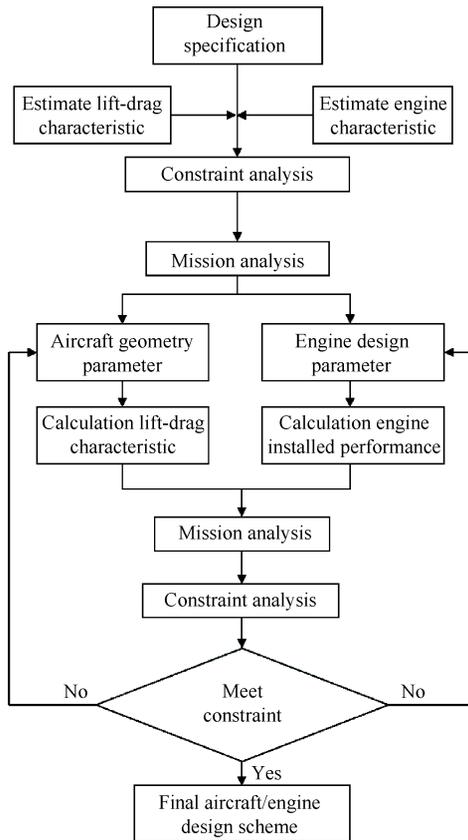


Fig. 1 Integrated fighter / turbo-engine performance design process

2.1 约束分析数学模型

基于能量法建立战斗机的约束分析数学模型如

式(1)

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

式中 T_{sl} 为发动机海平面最大安装推力; W_{TO} 为飞机起飞总重; α 为当前发动机安装推力与发动机海平面最大安装推力之比; β 为飞机当前重量与飞机起飞总重之比; $\frac{W_{TO}}{S}$ 为飞机起飞翼载; q 为来流流动压头; n 为飞机过载; K_1 为飞机诱导阻力因子; C_{D0} 为飞机零升力阻力系数; C_{DR} 为飞机外挂阻力系数。

根据式(1)可以得到战斗机起飞、爬升、加速、盘旋、超声速巡航、着陆等航段中飞机起飞推重比 T_{sl}/W_{TO} 和飞机起飞翼载 W_{TO}/S 之间的函数关系,根据约束可行域来选择飞机设计点。

2.2 任务分析数学模型

根据战斗机飞行过程中燃油消耗速率和飞机重量减少速率之间的关系建立关系式如式(2)

$$\frac{W_{final}}{W_{initial}} = \exp \left[-TSFC \left(\frac{D+R}{W} \right) \Delta t \right] \quad (2)$$

式中 $W_{initial}$ 为航段起始时飞机重量; W_{final} 为航段结束时飞机重量; $TSFC$ 为发动机安装耗油率; $\frac{D+R}{W}$ 为飞机阻力与重量之比; Δt 为该航段飞行时间。

飞机起飞总重 W_{TO} 由三部分组成

$$W_{TO} = W_P + W_E + W_f \quad (3)$$

式中 W_P 为有效载荷重量; W_E 为飞机空重; W_f 为燃油重量。

飞机的有效载荷重量由两部分组成

$$W_P = W_{PE} + W_{PP} \quad (4)$$

式中 W_{PE} 为消耗性有效载荷重量,如弹药等; W_{PP} 为固定性有效载荷重量,如飞行员及其装备重量等。

飞机的起飞总重根据式(5)计算

$$W_{TO} = \frac{W_{PP} + W_{PE} \prod_{jn} \Gamma}{\prod_{In} \Gamma} \quad (5)$$

式中 j 为投放消耗品的点; $\Gamma = \frac{W_E}{W_{TO}}$ 为飞机的空

重比。

2.3 发动机性能计算模型

采用变比热方法建立双转子加力混排涡扇发动机各部件的热力计算模型。由于处于方案设计阶段,故发动机各部件的特性是通过通用特性在设

计点耦合获得。在设计点性能计算时,从前至后计算各部件出口气动参数,最后计算得到发动机性能。在非设计点性能计算时,根据发动机部件共同工作条件,即流量连续、功率平衡和压力平衡求解发动机共同工作点。将发动机的共同工作描述为式(6)所示的非线性方程组,由于需求解7个未知量而仅有6个方程,所以需要给定发动机调节规律使非线性方程组封闭,发动机采用双变量控制。本文采用 $N + 1$ 残量法求解发动机共同工作点。

$$\begin{cases} \frac{N_{TL}\eta_{mL} - N_{CL}}{N_{CL}} = e_1 \\ \frac{N_{TH}\eta_{mH} - N_{CH}}{N_{CH}} = e_2 \\ \frac{W_{g4} - W'_{g4}}{W'_{g4}} = e_3 \\ \frac{W_{g4B} - W'_{g4B}}{W'_{g4B}} = e_4 \\ \frac{p_{61} - p_{62}}{p_{62}} = e_5 \\ \frac{A_8 - A'_8}{A'_8} = e_6 \end{cases} \quad (6)$$

发动机与进排气系统间的互相干扰较为复杂,尤其对于方案设计阶段还没有进行具体的进排气系统设计,只能采用基于试验数据的经验公式进行发动机安装性能的计算。采用文献[12]中介绍的方法,将进气道和排气系统分为几个大类,同一类型的进气道或排气系统采用相同的推力损失修正系数计算发动机安装性能。

2.4 飞机升阻特性计算模型

飞机升阻特性表达为如式(7)所示,只需计算出飞机零升力阻力系数 C_{D0} 和诱导阻力系数 K_1 即可得到飞机升阻特性。飞机零升力阻力系数 C_{D0} 和诱导阻力系数 K_1 的计算采用基于统计分析的估算方法。在计算飞机零升力阻力系数 C_{D0} 时,考虑飞机的当量摩擦阻力系数、摩擦阻力系数、当量蒙皮摩擦阻力系数、波阻增量因子和跨声速波阻的修正因子。在计算飞机诱导阻力系数 K_1 时,考虑飞机的基本诱导阻力因子、平尾面积影响的修正因子、亚声速升力影响的修正因子和超声速时马赫数影响的修正因子。最后,根据式(7)即可得到飞机的升阻特性。

$$C_D = K_1 C_L^2 + K_2 C_L + C_{D0} \quad (7)$$

式中 C_D, C_L 分别为飞机的阻力系数和升力系数; C_{D0} 为零升力时的阻力系数; K_1 为诱导阻力系数。

3 飞机/发动机性能一体化设计分析

3.1 战斗机飞行任务剖面

随着空中力量作战使用特点的变化,其作战方式的内涵也相应地有了很大的发展,但世界大战以来的空军发展历史,尤其是20世纪末的空军作战史表明未来空军战斗机的主要任务类型基本上保持不变,它们仍然是空中优势、护航、空中巡逻、拦截、近距离空中支援和纵深打击、空中侦察等。其具有代表性的任务仍然是空中优势、拦截、近距离空中支援和纵深打击。本文采用的飞行任务剖面 and 飞机性能约束条件,如表1和表2所示。

3.2 飞机/发动机性能一体化设计

根据前述的约束分析和任务分析数学模型以及发动机特性和飞机升阻特性预估数学模型,进行飞机/发动机性能一体化设计点初选,计算结果如图2所示。

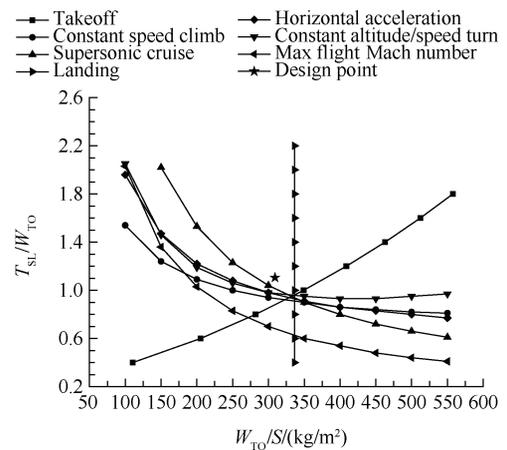


Fig. 2 Constraint analysis preliminary calculation results

考虑到降低飞机成本和飞机/发动机的设计难度,设计点的选取原则是:选取较小的推重比和较大的翼载荷,在约束可行域范围内初步选定起飞推重比 T_{SL}/W_{TO} 和起飞翼载荷 W_{TO}/S

$$T_{SL}/W_{TO} = 1.1$$

$$W_{TO}/S = 320 \text{ kg/m}^2$$

任务分析初步计算得到了各任务航段燃油消耗量和飞机起飞总重,飞机永久载重 $W_{PP}=600\text{kg}$,投放载荷 $W_{PE}=1400\text{kg}$,飞机着陆的重量比为0.58886,根据前述计算方法,计算飞机的起飞总重为24722kg。根据约束分析初步选定的起飞推重比 T_{SL}/W_{TO} 和起飞翼载荷 W_{TO}/S ,计算得到飞机机翼面积为77.26m²,发动机海平面最大净推力为13597kg。

Table 1 Typical mission profile of four-generation fighter^[12]

Mission phases	Segments	Condition
1-2	Warm-up and takeoff	Warm-up 60s, mil power Takeoff at sea-level with afterburning
2-3	Acceleration and climb	Minimum time-to-climb path, mil power
3-4	Subsonic cruise climb	Total distance(2-4) 278km, mil power
4-5	Descend	Descend to 9144m
5-6	Combat air patrol	Patrol 20min at 9144m, mil power
6-7	Supersonic penetration	Accelerate to $Ma=1.5$ with afterburning, and supersonic penetration at $Ma=1.5$, max power. Total flight distance 185km
7-8	Combat	Flight at 9144m; $Ma=1.6$, 5g, one 360° sustained turn with afterburning; $Ma=0.9$, 5g, two 360° sustained turn with afterburning; Accelerate from $Ma=0.8$ to $Ma=1.6$ and fire ammunition
8-9	Escape dash	Flight at 9144m, $Ma=1.5$; Flight distance 46km, max power
9-10	Cimb	Minimum time climb to BCM, max power
10-11	Subsonic cruise climb	Flight distance 278km, max power
11-12	Descend	Descend to 3048m
12-13	Loiter	Loiter 20min at 3048m
13-14	Descend and land	Land at sea-level

Table 2 Performance constraints of fighter on main flight path^[12]

Constraint type	Performance requirement
Take off	Takeoff distance <460m
Climb	Max climb ratio>145m/s at $Ma=0.8$
Supersonic penetration	Flight $Ma>1.5$ at 9144m
Supersonic turn	$n>5g$ at 9144m, $Ma=1.6$
Acceleration	Acceleration time<50s, $Ma=0.8\sim 1.6$, at 9144m
Land	Land distance<460m
Max Mach number	Max Ma number >1.8 at 12.2km

根据约束分析和任务分析,计算确定了发动机设计点循环参数和飞机机翼与机身主要几何参数设计的初值。下面需要对发动机设计点循环参数和飞机主要几何参数进行飞机/发动机性能一体化设计。

对于发动机设计点总压比 π_c , 涵道比 B , 涡轮前温度 T_4 , 加力燃烧室温度 T_7 以及发动机节流比 TR 给定一个范围, 发动机空气质量流量 W_a 根据发动机海平面最大净推力确定, 设计点风扇效率 η_F , 高压压气机效率 η_{HP} , 主燃烧室效率 η_B 和总压恢复系数 σ_B , 高低压涡轮效率 η_{HT} 和 η_{LT} , 混合室总压恢复系数 σ_{Mix} 以

及加力燃烧室效率 η_{AB} 和总压恢复系数 σ_{AB} 等参数和各部件工作限制条件, 参考第四代战斗机发动机的技术水平, 各部件的特性采用通用特性进行耦合计算, 在计算发动机非安装特性和安装特性时采用前述的计算方法。发动机设计点循环参数选取范围如表 3 所示。

Table 3 Selection range of engine design point cycle parameter

Design parameter	Values
$W_a / (kg/s)$	120
π_c	22 ~ 28
B	0.2 ~ 0.35
T_4 / K	1900 ~ 2000
TR	1.07
T_7 / K	2200 ~ 2300
η_F	0.84
η_{HP}	0.85
σ_B	0.95
η_B	0.99
η_{HT}	0.90
η_{LT}	0.89
σ_{Mix}	0.98
σ_{AB}	0.95
η_{AB}	0.95

机翼面积 S_R , 展弦比 A_R , 前缘后掠角 Λ_0 和尖削比 λ 为飞机基本翼面的几何参数, 机翼面积已在飞机/发动机性能一体化初步设计中计算得到, 但仍需在一个范围内重新选择, 展弦比 A_R , 前缘后掠角 Λ_0 和尖削比 λ 按照先进战斗机的设计经验给定范围。根据前述的方法计算机身长度 l_B , 机翼展长 l 等飞机主要几何参数和飞机升阻特性。飞机基本翼面几何参数范围如表4所示。

Table 4 Selection range of basic airfoil geometry

Basic airfoil geometry parameter	Range
S_R/m^2	70 ~ 80
A_R	2 ~ 3
$\Lambda_0/(\circ)$	40 ~ 50
λ	0.15 ~ 0.25

对发动机进行最大状态和加力状态全飞行包线计算, 在进行约束分析和任务分析时根据发动机和飞机的特性数据进行插值计算。最终设计结果要满足主要航段对飞机性能约束条件且飞机起飞总重最小, 最终设计结果如图3, 从图中可以看出最终设计方案的飞机起飞推重比 T_{SL}/W_{TO} 和起飞翼载 W_{TO}/S 落在约束可行域内, 能够满足飞机设计任务书对性能的约束要求。

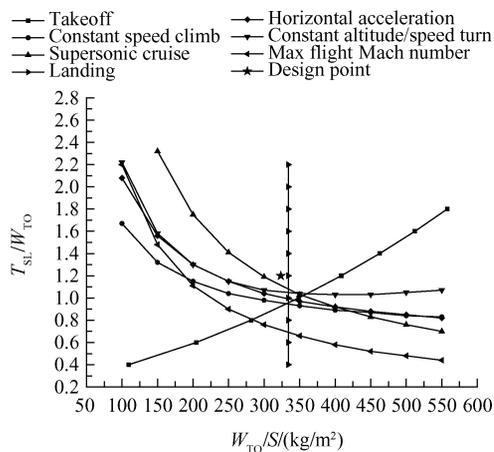


Fig. 3 Constraint analysis results of the final design

表5和表6分别是飞机设计结果和发动机设计结果, 从表中可以看出, 通过飞机/发动机性能一体化设计方法得到的发动机设计点循环参数和飞机主要设计参数与F-22战斗机和F119发动机的设计参数基本相当, 对比结果表明本文采用的飞机/发动机性能一体化设计方法可行。

Table 5 Aircraft design results

Aircraft geometry parameter	F-22 value
S_R/m^2	77
A_R	2
Wing span l/m	12.49
$\Lambda_0/(\circ)$	42.5
λ	0.175
l_B/m	18.85

Table 6 Engine design results

Engine design parameter	F-119 value
$W_a/(kg/s)$	120
π_c	28
B	0.35
π_F	4
T_4/K	1900
T_7/K	2200 ~ 2300
TR	1.05

4 基于飞机/发动机性能一体化的发动机控制规律优化设计

4.1 发动机节流比对飞机/发动机性能一体化设计的影响

发动机最大涡轮前温度和地面设计点涡轮前温度之比称为发动机节流比, 为了获得良好的发动机高度速度特性, 实现战斗机不加力超声速巡航的任务需求, 第四代战斗机用发动机通常采用节流比大于1.0的设计。

下面对飞机/发动机性能一体化设计中发动机节流比的设计进行讨论, 发动机采用几何可调的最大状态控制规律, 加力状态采用 $T_{af}^* = \text{const}$ 的控制规律。发动机最大状态控制规律选取如表7所示。

Table 7 The max control law of engine

Inlet temperature of engine	Control law
$T_2^* < 288.15K$	$n_{Lcor} = \text{const}, A_8 = \text{const}$
$288.15K < T_2^* < 309.15K$	$n_L = \text{const}, A_8 = \text{const}$
$T_2^* > 309.15K$	$T_4^* = T_{4,max}^*, A_8 = \text{const}$

选择节流比1.03, 1.05, 1.07和1.08作为计算状态, 研究采用不同发动机节流比对飞机/发动机性能一体化设计的影响。对采用不同节流比的涡扇发动机进行飞/发一体化约束分析和任务分析, 约束分析结果如图4, 任务分析结果如表8。

表8为不同节流比飞机/发动机性能一体化任务

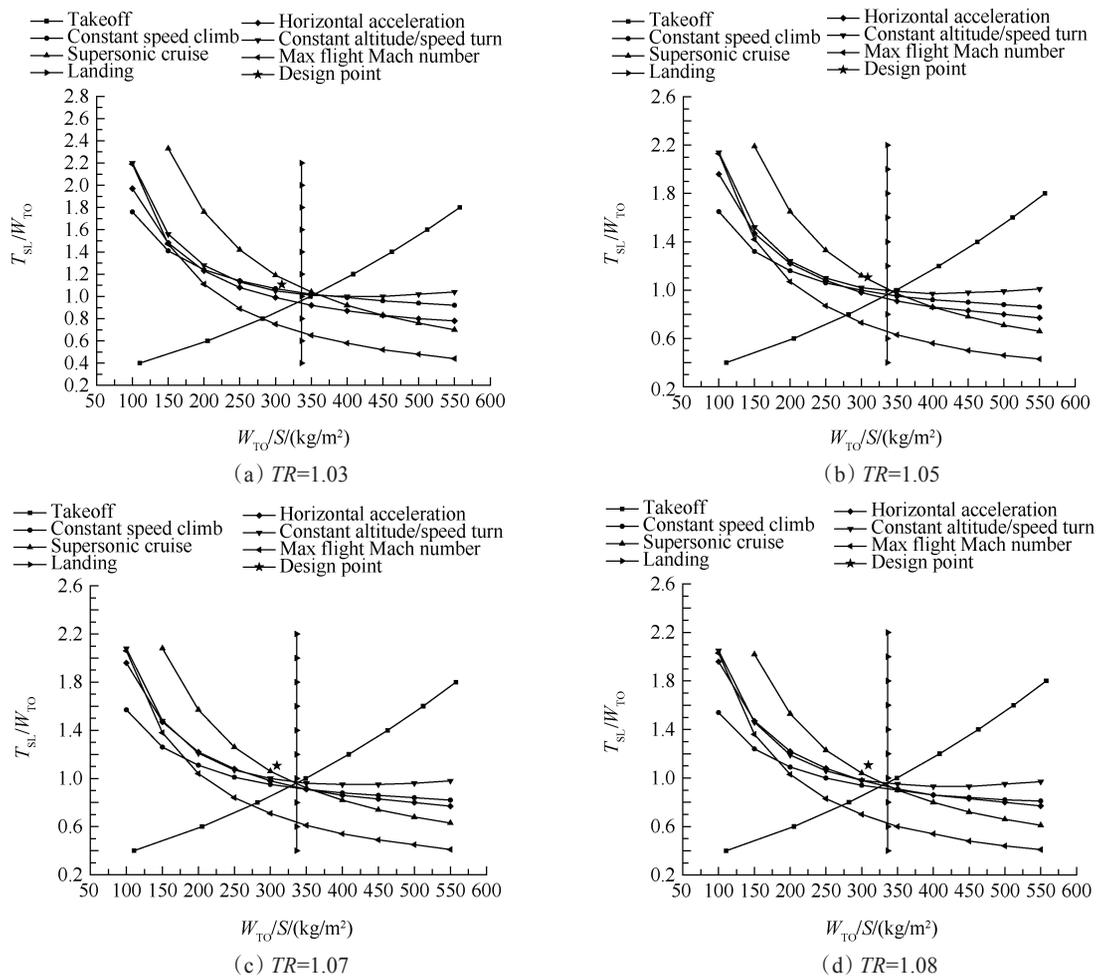


Fig. 4 Result of constraint analysis with different throttle ratio

Table 8 Mission analysis comparison with different throttle ratio

Mission $i-j$	$TR=1.03$	$TR=1.05$	$TR=1.07$	$TR=1.08$
1-2 Warm-up	1	1	1	1
1-2 Takeoff acceleration	0.986857	0.986863	0.986869	0.986873
1-2 Takeoff rotation	0.982168	0.982175	0.98218	0.982183
2-3 Horizontal acceleration	0.98033	0.980338	0.980344	0.980348
2-3 Acceleration climb	0.971919	0.971926	0.971933	0.971938
3-4 Subsonic cruise	0.947423	0.947484	0.947517	0.947536
4-5 Descend	0.91746	0.917519	0.917551	0.917569
5-6 Air patrol	0.91746	0.917519	0.917551	0.917569
6-7 Horizontal acceleration	0.883361	0.883416	0.883445	0.883461
6-7 Supersonic penetration	0.858537	0.858608	0.858656	0.858684
7-8 Combat	0.787954	0.786866	0.786079	0.785707
7-8 Turn 1	0.729825	0.72876	0.728001	0.727648
7-8 Turn 2	0.69783	0.697695	0.697807	0.697855
7-8 Horizontal acceleration	0.681949	0.68181	0.681899	0.681934
8-9 Supersonic penetration	0.661773	0.661878	0.662047	0.662118
9-10 Minimum time climb	0.641939	0.641709	0.641635	0.641589
10-11 Subsonic cruise climb	0.639059	0.638818	0.638741	0.638694
11-12 Descend	0.615057	0.614824	0.61475	0.614705
12-13 Loiter	0.615057	0.614824	0.61475	0.614705
13-14 Descend and land	0.591872	0.591648	0.591577	0.591533
Total takeoff weight/kg	24084	24094	24105	24113

分析计算结果。从表中可以看出,随着发动机节流比的增加,飞机的起飞总重会有所增加,其原因在于节流比的增大,发动机涡轮前温度随之增加,任务分析过程中发动机耗油量增加的缘故。在整个飞行任务内,6-7超声速巡航段发动机燃油消耗量最大,随着节流比增大,在该航段发动机燃油消耗量也增大。

图4为不同节流比飞机/发动机性能一体化约束分析计算结果。从图中可以看出,约束可行域随着发动机节流比的增大而增大。当节流比为1.03时,飞机设计点落在约束可行域之外,说明此时飞机无法满足飞行任务要求;当节流比为1.05时,飞机设计点恰好处于约束边界上,此时飞机刚好可以满足飞行任务要求;当节流比为1.07和1.08时,飞机设计点落在约束可行域内,此时飞机可以满足飞行任务要求,但过高的节流比就意味着需要较高的发动机涡轮前温度,这会加大发动机燃烧室的设计难度,同时会对涡轮的冷却提出更高要求。

4.2 发动机最大状态控制规律优化

针对飞机/发动机性能一体化设计中发动机最大状态控制规律的设计进行讨论,选取发动机节流比为1.05。发动机采用几何可调的最大状态控制规律,加力状态采用 $T_{af}^* = \text{const}$ 的控制规律。由于飞行任务

剖面中对飞机性能约束的主要航段都在9km高度,故按照飞行高度9km,马赫数1.3~1.6对应的发动机进口总温 T_2^* 来设置四种最大状态控制规律的温度节点,控制规律1~4对应的 T_{2a}^* 分别为309.15K, 320.15K, 335.15K和347.15K。设计四种最大状态控制规律如表9所示。

Table 9 Design result of engine control law

Inlet temperature of engine	Control law
$T_2^* < 288.15\text{K}$	$n_{l,cor} = \text{const}, A_g = \text{const}$
$288.15\text{K} < T_2^* < T_{2a}^*$	$n_l = \text{const}, A_g = \text{const}$
$T_2^* > T_{2a}^*$	$T_4^* = T_{4,max}^*, A_g = \text{const}$

表10为不同控制规律飞机/发动机性能一体化任务分析结果。从表中可以看出,在相同涡扇发动机设计点循环参数和节流比情况下,采用四种最大状态控制规律,通过飞机/发动机性能一体化任务分析,计算得到飞机起飞总重从大到小依次为控制规律1,控制规律2,控制规律3和控制规律4,这主要是由于随着控制规律设置参数 T_{2a}^* 增加,发动机耗油量降低,飞机起飞总重降低。由于本文采用的控制规律主要优化高度9km,马赫数1.3~1.6的任务段,对其他航段燃油消耗量优化不是很明显,因此飞机起飞总重的变化主要由控制规律优化的约束段内燃油消

Table 10 Mission analysis comparison with different control law

Mission <i>i-j</i>	Control law 1	Control law 2	Control law 3	Control law 4
1-2 Warm-up	1	1	1	1
1-2 Takeoff acceleration	0.986863	0.986851	0.98685	0.986843
1-2 Takeoff rotation	0.982175	0.982163	0.982162	0.982157
2-3 Horizontal acceleration	0.980338	0.980325	0.980323	0.980318
2-3 Acceleration climb	0.971926	0.97191	0.97191	0.971903
3-4 Subsonic cruise	0.947484	0.9474	0.94739	0.947367
4-5 Descend	0.917519	0.917438	0.917428	0.917406
5-6 Air patrol	0.917519	0.917438	0.917428	0.917406
6-7 Horizontal acceleration	0.883416	0.883342	0.883332	0.883313
6-7 Supersonic penetration	0.858608	0.858497	0.858484	0.858446
7-8 Combat	0.786866	0.787268	0.787305	0.787396
7-8 Turn 1	0.72876	0.729108	0.729141	0.729205
7-8 Turn 2	0.697695	0.69813	0.698179	0.698242
7-8 Horizontal acceleration	0.68181	0.682246	0.682294	0.682367
8-9 Supersonic penetration	0.661878	0.662051	0.662048	0.662085
9-10 Minimum time climb	0.641709	0.642031	0.642043	0.642117
10-11 Subsonic cruise climb	0.638818	0.639148	0.639162	0.639236
11-12 Descend	0.614824	0.615142	0.615156	0.615227
12-13 Loiter	0.614824	0.615142	0.615156	0.615227
13-14 Descend and land	0.591648	0.591955	0.591968	0.592036
Total takeoff weight/kg	24094	24071	24069	24058

耗量的变化引起的。

对采用四种最大状态控制规律的涡扇发动机进行飞机/发动机性能一体化约束分析,约束分析结果如图5所示。由于四代机的主要约束边界为超声速巡航段且涡扇发动机最大状态控制规律的温度节点主要根据超声速巡航段飞行状态确定,超声速盘旋段和水平加速段飞行高度与超声速巡航段相同,故选择不同的涡扇发动机最大状态控制规律主要影响超声速巡航段、超声速盘旋段和水平加速段约束边界,对其他飞行任务航段约束边界影响较小。

图5为不同控制规律飞机/发动机性能一体化约束分析计算结果。从图中可以看出,对于超声速巡航段采用控制规律1时可以明显扩大约束可行域;对于超声速盘旋段和水平加速段,虽然采用控制规律1时会使约束边界上移,但其约束边界并非约束可行域的边界,故采用控制规律1和采用其他控制规律时对约束可行域并无影响;相比其他控制规律,对于控制规律1,能够提高发动机在高度9km,马赫数1.3~1.6飞行状态下的推力特性,使超声速巡航段约束线下移,有效扩大了飞机的约束可行域。

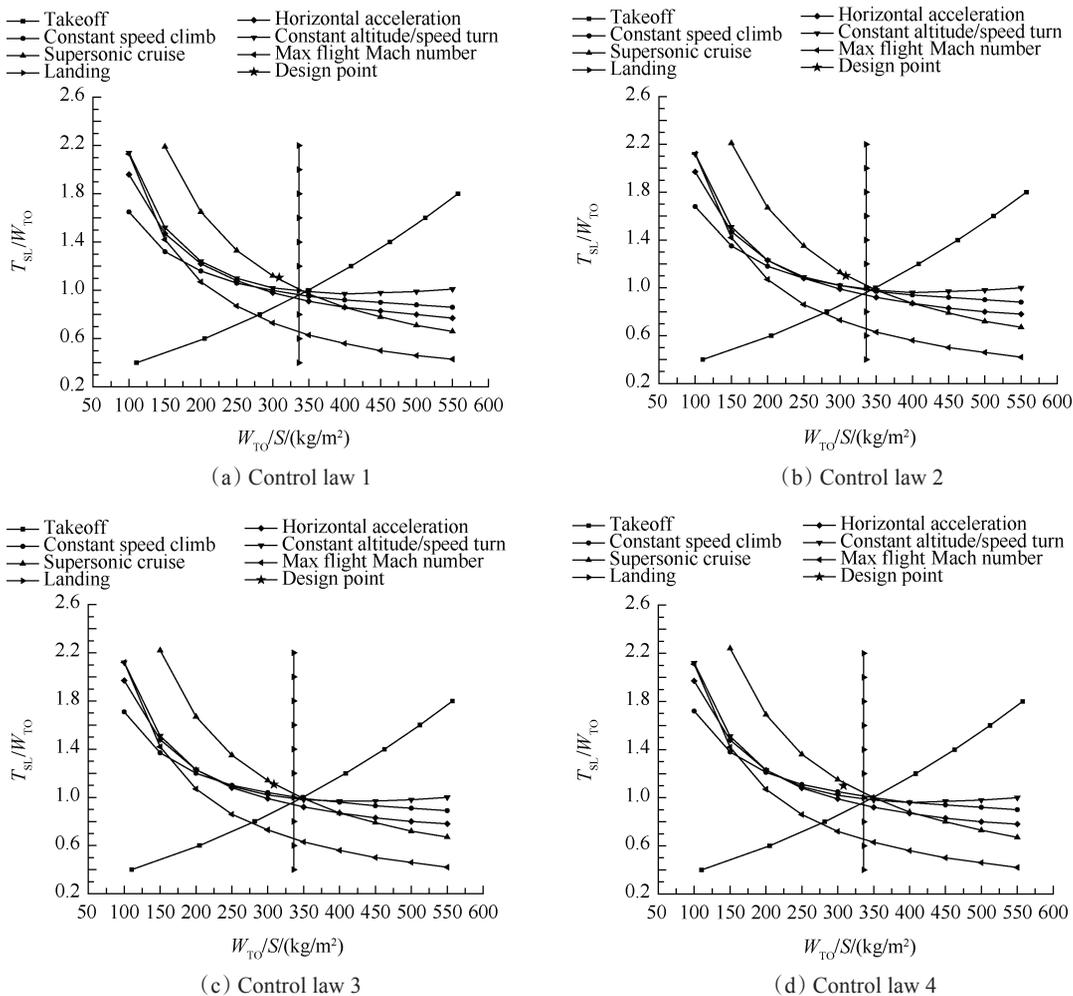


Fig. 5 Result of constraint analysis with different control law

5 结论

通过本文研究,得到以下结论:

(1) 本文建立了飞机/发动机性能一体化设计模型,根据先进战斗机飞行任务剖面和各航段任务需求,实现了飞机主要几何设计参数和发动机循环参数的优化选择,对已有战斗机换发和新一代战斗机及其发动机设计具有重要的意义。

(2) 发动机节流比增大,能够扩大飞机设计的约束可行域,使飞机设计点落在可行域范围内。但过大的节流比会加大发动机燃烧室的设计难度,同时对涡轮的冷却提出更高要求。

(3) 选取不同的发动机控制规律能够扩大飞机设计的约束可行域,但是发动机燃油消耗量会增加,飞机起飞总重也有所增加。

(4) 在飞机/发动机性能一体化设计过程中,通过

采用恰当的节流比并选取合理的发动机控制规律,能够有效扩大飞机设计的约束可行域,同时能够降低发动机燃油消耗量,降低飞机起飞总重。

参考文献:

- [1] Herrick P W. Fighter Aircraft / Propulsion Integration [R]. AIAA 86-2658.
- [2] Hess P J. Engine Aircraft Systems Integration Course [R]. AIAA 92-3762.
- [3] William H Ball. Rapid Calculation of Propulsion System Installation Correction [R]. AIAA 74-1174.
- [4] Beale D K, Collier M S. Validation of a Free Jet Technique for Evaluating Inlet-Engine Compatibility [R]. AIAA 89-2325.
- [5] Beale D K, Zelenak M. Development and Validation of a Free Jet Technique for Inlet-Engine Compatibility Testing [R]. AIAA 92-3921.
- [6] Jack D Mattingly, William H Heiser, David T Pratt. Aircraft Engine Design [M]. USA: AIAA Education Series, 2002.
- [7] 汪家芸, 张 津, 朱一锬, 等. 飞机/发动机一体化评估系统研究[J]. 航空学报, 1992, 13(10): 517-526.
- [8] 张 津, 陈大光, 汪家芸, 等. 机动飞机/发动机设计参数的一体化选择[J]. 推进技术, 1996, 17(6): 18-23. (ZHANG Jin, CHEN Da-guang, WANG Jia-yun, et al. An Integrated Selection of Design Parameters for Airplane/ Engines with High Maneuverability [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1996, 17(6): 18-23.)
- [9] 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.
- [10] 陈玉春, 王晓峰, 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.
- [11] 陈玉春, 刘振德, 王晓东, 等. 飞航导弹/涡扇发动机一体化设计-优化设计[J]. 推进技术, 2006, 27(4): 303-306. (CHEN Yu-chun, LIU Zhen-de, WANG Xiao-dong, et al. Maneuverable Missile and Turbofan Engine Integrated Design-Design Optimization [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2006, 27(4): 303-306.)
- [12] 陶增元, 王如根. 飞机推进系统总体设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002.
- [13] 张 津, 胡 军. 旅客机/涡扇发动机设计参数一体化选择研究[J]. 北京航空航天大学学报, 1996, 22(2): 445-227.
- [14] 刘鹏超, 宋文艳, 骆广琦, 等. 某型飞机发动机的安装推力计算[J]. 航空工程进展, 2010, 1(3): 268-272.
- [15] 王占学, 乔渭阳, 蔡元虎. 某型弹用涡喷发动机安装性能分析[J]. 推进技术, 2003, 24(1): 12-16. (WANG Zhan-xue, QIAO Wei-yang, CAI Yuan-hu. Analysis of Installation Performance of the Missile Turbojet Engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2003, 24(1): 12-16.)
- [16] 商旭升, 王 远, 吴朝晖. 喷水预冷却发动机与导弹一体化设计[J]. 推进技术, 2013, 34(6): 721-727. (SHANG Xu-sheng, WANG Yuan, WU Zhao-hui. Integrated Design for Missile and Jet Pre-Cooling Engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2013, 34(6): 721-727.)
- [17] 王亚梅. 飞推综合控制仿真研究[D]. 成都: 电子科技大学, 2008.
- [18] 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.
- [19] 骆广琦, 桑增产, 王如根, 等. 航空燃气涡轮发动机数值仿真[M]. 北京: 国防工业出版社, 2007.

(编辑: 梅 瑛)