

飞机与发动机性能匹配分析

王晓蓉¹, 刘虎平¹, 李瑞军²

(1.航空工业第一飞机设计研究院, 西安 710089; 2.中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘要:为了在设计初期快速实现飞/机发动机一体化设计, 确定1套系统的飞机/发动机性能匹配方法和流程, 开发飞机/发动机性能匹配计算程序, 对某型飞机/新研发发动机性能匹配特性进行分析。根据确定的新研发发动机方案, 针对新研发发动机/原喷管性能匹配问题进行计算分析。结果表明: 通过研究分析为新研发发动机设计提供了牵引性设计指标, 确定了发动机循环参数, 可为后续方案的迭代和优化提供借鉴。

关键词: 飞机; 航空发动机; 性能匹配; 喷管性能

中图分类号: V235.13

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2020.06.002

Performance Matching Analysis of Aircraft and Engine

WANG Xiao-rong¹, LIU Hu-ping¹, LI Rui-jun²

(1.AVIC the First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China; 2.AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: In order to realize the integrated design of aircraft / engine quickly in the early stage of design, a method and process of performance matching of aircraft / engine was determined. An aircraft / engine performance matching calculation program was developed to analyze the performance matching characteristics of an aircraft / new engine. According to the new engine scheme, the performance matching problem of the new engine / original nozzle was calculated and analyzed. The results show that the research and analysis provide the traction design index for the design of the new engine and determine the engine cycle parameters, which provide reference for the iteration and optimization of the subsequent scheme.

Key words: aircrafts; aeroengine; performance matching; nozzle performance

0 引言

纵观飞机的发展过程, 发动机性能的不断改进对飞机性能的改进一直起着决定性作用, 同时飞机的发展又促进了发动机的发展。飞机的种类繁多, 根据不同的用途, 对发动机的要求也各不相同。要成功地设计出高性能的现代飞机, 需要考虑飞机性能要求以及飞机与发动机的相互影响, 进行飞机和发动机之间的协调和匹配^[1-2]。开展飞机/发动机的匹配研究能够在飞机方案设计阶段为发动机的选型提供指标支持, 提出飞机对发动机的性能需求。同时, 通过性能匹配与优化, 使飞机/发动机的性能达到最优^[3-4]。

Daniel 等^[5-9]进行飞机/发动机性能匹配评估研究; Mattingly 等^[10]发展基于飞机/发动机一体化设计

的基本理论, 为实现飞发一体化研究奠定了基础。基于以上理论基础, 国内开展了多项不同研究背景下的飞/发一体化研究。陈玉春等^[11-12]完成基于一体化设计技术的多用途战斗机用涡扇发动机循环参数优化研究, 建立飞航导弹/涡扇发动机一体化设计的优化设计模型, 并给出了算例和分析; 张冬青等^[13]采用飞机/发动机一体化分析方法, 开展2种典型组合循环发动机方案总体性能对比研究。以上研究都获得了有意义的结论, 但仅适用于特殊的应用场景。

面对飞行器的任务和配装发动机不同, 以及考虑到飞机和发动机研制初期适用于工程的思路。本文建立了1套基于一体化设计技术的飞机/发动机性能匹配评估模型, 并开发了相应的计算程序, 对某型飞

收稿日期: 2019-07-01 基金项目: 航空动力基础科研项目资助

作者简介: 王晓蓉(1990), 女, 硕士, 工程师, 主要从事动力装置系统设计工作; E-mail: wangxiaorong900213@163.com。

引用格式: 王晓蓉, 刘虎平, 李瑞军. 飞机与发动机性能匹配分析[J]. 航空发动机, 2020, 46(6): 6-10. WANG Xiaorong, LIU Huping, LI Ruijun. Performance matching analysis of aircraft and engine[J]. Aeroengine, 2020, 46(6): 6-10.

机与新研发动机进行性能匹配分析。

1 飞机/发动机性能匹配方法与流程

飞机/发动机性能匹配技术的核心是在已知飞机作战和使用需求的前提下,从一体化角度通过任务分析和约束分析、发动机设计点主要热力循环参数(涡轮前温度 TTIT、涵道比 RBP、总增压比 ROP、风扇压比 RFP 等)的多目标优化分析和选择、飞机/发动机性能的迭代分析和评估,确定出飞机和发动机的优选技术方案。飞机/发动机性能匹配评估流程如图 1 所示。

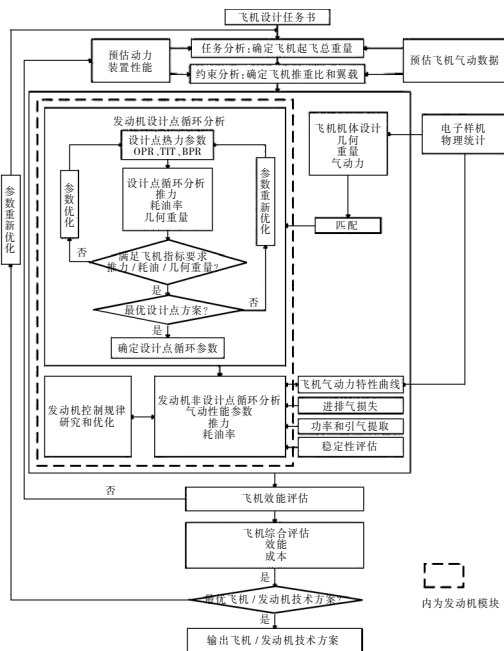


图 1 飞机/发动机性能匹配评估流程

1.1 约束分析

约束分析的目的是确定满足飞机战术技术要求的可行域,从中选出初步设计的飞机起飞推重比和翼载。

确定起飞推重比与翼载解空间的主要设计手段是求解由飞机受力分析得到的“主控方程”

$$\frac{T_{SL}}{W_{TO}} = \frac{\beta}{\alpha} \left(\frac{q(C_D + C_{DR})}{\beta(W_{TO}/S)} + \frac{1}{V} \cdot \frac{d(h + \frac{V^2}{2g})}{dt} \right) \quad (1)$$

式中: T_{SL}/W_{TO} 为起飞推重比; W_{TO}/S 为机翼载荷; β 为瞬时质量比; α 为推力比; q 为动压; C_D 、 C_{DR} 为阻力系数; V 为飞行速度; h 为飞行高度。

式(1)可相应简化,从而提供不同航段下的 T_{SL}/W_{TO} 和 W_{TO}/S 的关系式。

1.2 任务分析

任务分析是在约束分析的基础上,通过整个飞行

剖面的计算,确定飞机起飞总质量、发动机最大安装推力和机翼面积,从而对所研究的飞机和发动机有量级的初步共识。

飞机起飞总质量 W_{TO} 为

$$W_{TO} = W_P + W_E + W_F \quad (2)$$

式中: W_P 为负载质量,包括投放载荷和永久载荷; W_E 为飞机空质量,利用文献[5]中 Roskam 模型进行预估; W_F 为燃油质量,为使用燃油质量和余油储备燃油质量之和,使用燃油质量与各航段的燃油因子有关,可根据各航段的飞行条件和耗油率计算燃油因子,例如巡航或作战/待机任务段燃油因子为

$$f_i = W_i/W_0 = \exp\left(\frac{-\Delta T \cdot C}{L/D}\right) \quad (3)$$

式中: W_i 为第 i 个航段的飞机质量; ΔT 为飞行时间; C 为发动机安装耗油率,利用文献[5]进行预估; L/D 为飞机升阻比。

1.3 循环分析

发动机设计点循环分析的目的在于估算出发动机性能参数(主要是推力和耗油率)和设计极限(最大的允许涡轮温度和最大转速、极限流量等)、飞行状态(高度和马赫数等)与设计选择(压气机压比、风扇压比、涵道比、涡轮前温度等)之间的关系。以发动机性能指标为前提,计算分析比较得出设计点参数的取值可行范围。

发动机非设计点循环分析是根据给定的设计点参数,通过所有重要航段的飞行性能计算,确定整个工作包线内所有工作状态的发动机性能。

1.4 飞机性能计算

飞机性能计算,主要是在发动机循环参数和设计点选定后,估算当前飞机性能^[14-15],并与飞机设计任务书相比较,评估发动机是否满足飞机设计任务要求。若满足要求则可进行具体设计,否则仍须重复上述分析,直至满足方案要求。

1.5 综合评估

综合评估是对已经得到的 1 组可行设计方案进行分析,以判断该设计方案是否达到了某些特定的性能要求。最后在综合考虑各种因素要求的前提下得到最佳设计方案,以供飞机、发动机进行具体设计。

2 算例与分析

2.1 确定飞机的起飞推重比和翼载

为获得可匹配某飞机的新研发动机方案,需依据

飞机对新研动力的要求进行多约束条件分析,而飞机对新研动力的具体要求,必须通过一体化计算的方法来获得。

起飞推重比和翼载是飞机总体设计首要确定的参数,也是确定发动机优选方案的重要参考指标。本文利用“飞机/发动机性能匹配仿真平台”进行约束分析、任务分析,确定飞机的最大起飞质量及组成。

某型飞机的典型任务剖面如图 2 所示。设计约束如下:负载质量:17.2 t(投放载荷 17 t,永久载荷 0.2 t);作战半径:4500 km;起飞滑跑距离:2450 m;着陆滑跑距离:1800 m。

根据上述飞机典型任务剖面,计算得到各航段燃油因子以及瞬时质量比,如图 3 所示。

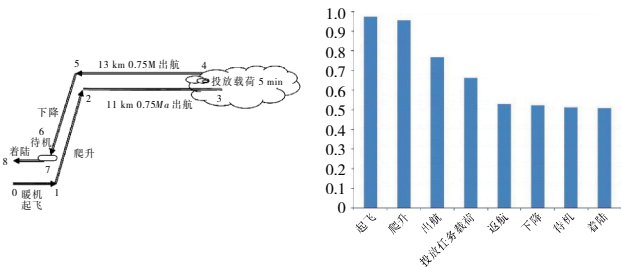


图 2 飞机典型任务剖面

图 3 航段瞬时质量比

依据第 1.2 节计算模型,可得飞机的最大起飞质量 $W_{TO}=168\text{ t}$,见表 1。

表 1 质量组成参数

质量类型	估算质量/t	质量系数
设计最大起飞质量	168	1.0
使用空机质量	78.5	0.47
燃油质量	72.2	0.43
负载质量	17.2	0.10

通过飞机的受力分析,选取典型约束航段求解第 1.1 节的式(1),计算起飞推重比和翼载所满足的解空间,并在解空间里选取合理的起飞推重比和翼载。其中典型约束航段的约束条件见表 2。

表 2 典型约束航段的约束条件

序号	航段名称	约束条件
1	起飞	大气条件:ISA、ISA + 15 起飞滑跑距离:不大于 2450 m
2	巡航	11 km, $Ma=0.75$,爬升率:不小于 1.5 m/s
3	实用升限	15 km, $Ma=0.85$,爬升率:不小于 0.5 m/s
4	作战	11 km $Ma=0.85$,爬升率:不小于 0.5 m/s
5	着陆	大气条件:ISA、ISA + 15 起飞滑跑距离:不大于 1800 m

本文利用“飞机/发动机性能匹配仿真平台”约束分析模块进行计算,确定起飞推重比和翼载,如图 4 所示。

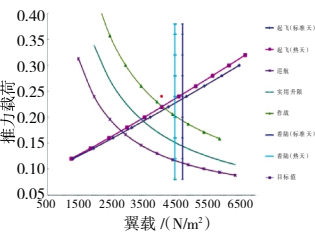


图 4 起飞推重比与翼载解空间

选取图 4 目标点为起飞推重比 $T_{SL}/W_{TO}=0.24$ 、机

$$F_{w}=(T/W)\times W_{TO}/N_e=98.98\text{ kN}\tag{4}$$

考虑到某型飞机安装因素(功率提取、引气、进排气损失等)会引起较大的性能损失,假设起飞时安装损失为 15%,则所需发动机提供的台架推力为

$$F_{to,Required}=98.98\times1.154=114.22\text{ kN}\tag{5}$$

2.2 发动机循环参数选取

2.2.1 发动机巡航性能指标

选取巡航状态作为发动机设计的目标状态,以巡航单位推力与巡航耗油率作为发动机设计的目标参数。

2.2.1.1 巡航推力

$$F_{cr}=W(K^{-1}+\gamma)/N_e\tag{6}$$

式中: F_{cr} 为巡航推力; W 为巡航段飞机质量; K 为巡航段升阻比; γ 为巡航段爬升梯度; N_e 为发动机数量。

假设巡航高度为 11 km,马赫数为 0.75,巡航升阻比为 14.8,根据式(6)计算得飞机所需巡航推力为 26.46 kN,但考虑到发动机引气、功率提取等推力损失以及未来载质量需求的增加,提出将安装推力增大 15%的要求,则发动机提供的巡航推力目标值为 29.45 kN。

2.2.1.2 耗油率

考虑到巡航耗油率对航程的影响及可达到的技术水平,要求在原配装发动机巡航耗油率基础上降低 5%,则新研发动机巡航耗油率为 0.0679 kg/(N·h)。

2.2.1.3 单位推力

考虑到尽可能降低新研发动机的换装成本,以及与飞机原装进排气系统的接口尺寸兼容,假定进口尺寸及流量与原配装发动机的相当,进口换算流量为 295 kg/s,则物理流量为 105 kg/s。得到巡航单位推力为 289.49 m/s。

2.2.2 发动机设计点循环参数分析

发动机优选方案的选取根据发动机需求指标,进行发动机主要热力循环参数(涵道比 RBP、风扇压比

RFP、总压比 ROP、涡轮前温度 TTIT)对发动机性能的影响分析,选取合适的 1 组热力循环参数。

本文选取双轴混排涡扇发动机进行建模分析,发动机模型如图 5 所示。

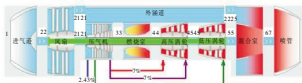


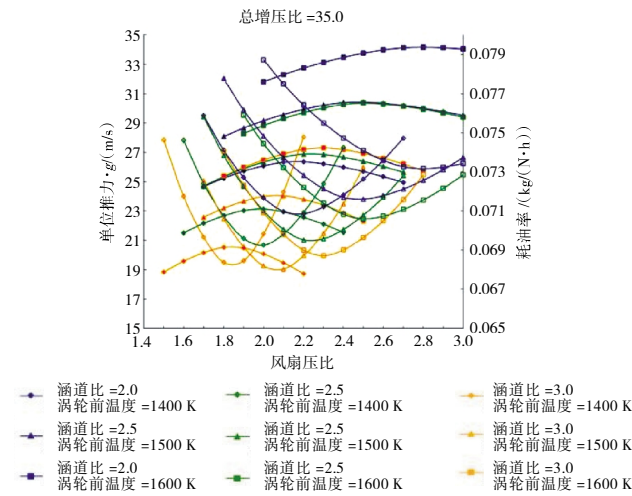
图 5 双轴混排涡扇发动机模型

发动机部件效率的合适选取是进行热力循环参数分析的基础。本文参考文献[10],并考虑到技术水平的发展,选取具有前瞻性的部件效率,见表 3。

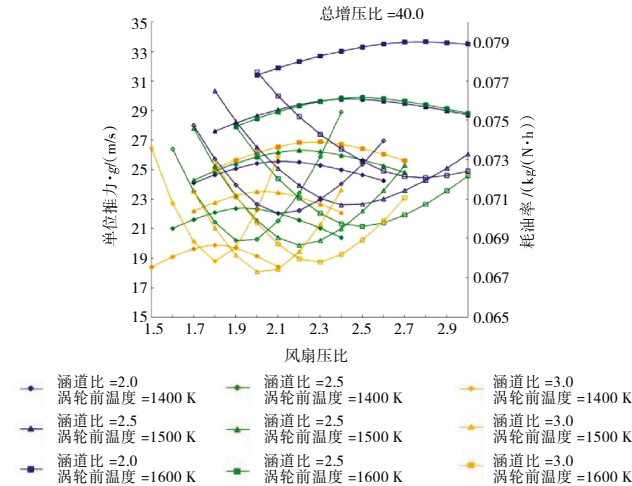
表 3 部件多变效率和总压损失

部件特性	选取值	参考值
风扇内涵效率	0.908	0.890
风扇外涵效率	0.878	
压气机效率	0.908	0.900
燃烧室总压损失	0.945	0.960
燃烧效率	0.995	0.995
涡轮效率	0.918	0.890

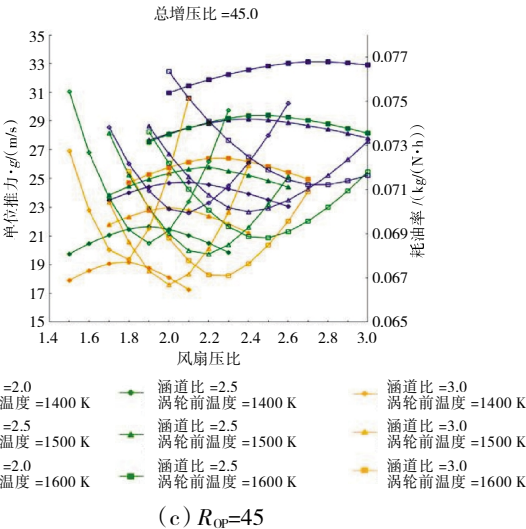
(1) 风扇压比的选取。选取总压比为 35、40、45,涡轮前温度为 1400~1600 K,涵道比为 2.0、2.5、3.0,风扇压比对发动机单位推力及耗油率的影响如图 6 所示。



(a) $R_{OP}=35$



(b) $R_{OP}=40$



(c) $R_{OP}=45$

图 6 风扇压比对发动机性能的影响

从图中可见,当其他热力循环参数确定时,存在着最优的风扇压比使得单位推力最大,耗油率最小。且通过大量数据分析可知,过大或者过小的风扇压比使得内外涵气流能量不匹配,反映在内外涵出口总压比(P_{16}/P_6)的值偏离 1.0,此时造成单位推力减小或者耗油率增大。因此,在循环分析时,要考虑内外涵出口总压比(P_{16}/P_6)保持在 1.0 附近,使得方案最优。

综合图 6 中的计算数据及所需发动机单位推力和耗油率需求,选取最优的风扇内涵压比为 2.5。

(2) 其他循环参数的选取。确定风扇内涵压比为 2.5,迭代风扇外涵压比使得内外涵气流能量(P_{16}/P_6)达到最优。选取涵道比分别为 2.0、2.5、3.0,总压比为 29.4~49.0,涡轮前温度为 1400~1700 K,各循环参数对发动机性能的影响如图 7 所示。

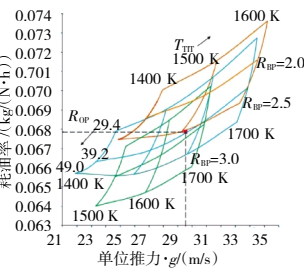


图 7 循环参数分析

基于第 2.2.1 节确定的发动机耗油率与单位推力指标 (图 7 中红点),即可确定发动机设计点的热力循环参数,见表 4。

表 4 优选的发动机循环参数

循环参数	计算优选值
风扇内涵压比	2.5
风扇外涵压比	2.42
涵道比	2.5
总压比	39.2
燃烧室出口温度/K	1500~1600

2.3 其他飞/发性能匹配

第 2.2 节计算分析确定了新研发发动机的循环参数,得到满足飞机基本需求指标的新研发发动机方案。进一步判断该设计方案是否

达到某些特定的性能要求,对飞机/发动机匹配方案进行综合评估。

考虑到低成本的换装新研发动机,需评估其与飞机原装排气系统的性能匹配是否满足原位换装的需求。

排气系统属于推进系统的重要部件,对发动机性能和共同工作线有非常大的影响。发动机出口/喉部面积为

$$A_8 = \frac{W_8 \cdot R \cdot T_{s8}}{P_{s8} \cdot V_8} \quad (7)$$

式中: W_8 为喷管出口燃气流量; R 为气体常数; T_{s8} 为喷管完全膨胀时出口喉部静温; P_{s8} 为喷管完全膨胀时出口喉部静压; V_8 为喷管出口排气速度。

从式(7)中可见,喷管的喉部面积除与流量相关外,还与气动热力参数密切相关,且喷管喉部面积对发动机性能有很大影响。经过计算分析,一般混排涡扇发动机喷管喉部面积增大,会使喷管进口压力降低,风扇共同工作点向流量增加、压比降低方向移动,风扇喘振裕度增大。喷管落压比减小,导致推力减小,耗油率增大。

新研发动机和原配装发动机的热力循环参数差异较大,很难保证其理想的喷管喉部面积一致。相较原配装发动机,新研发动机喷管出口喉部面积初步理论计算结果减小4.7%,二者设计值的不匹配导致巡航推力减小6.7%,巡航耗油率增大4.5%,起飞推力减小5.2%,起飞耗油率增大3.8%。因此,若换装新研发动机而不重新设计原装喷管,对飞机性能影响较大。

3 结束语

通过飞机/发动机性能匹配分析,可以在方案初期有效解决飞机/发动机匹配问题,提高飞/发性能匹配,并能够提出优化的发动机性能指标要求,为飞机方案设计提供依据。本文对飞机/发动机性能匹配技术进行了深入研究,建立了1套系统的匹配方法和流程,并利用飞机/发动机性能匹配仿真平台完成了某型飞机/新研发动机性能匹配分析。通过分析得到新研发动机的牵引性设计指标、循环参数,根据现有的飞机和新研发动机方案,进一步分析新研发动机/原配装喷管等的性能匹配情况,对飞机/发动机匹配方案进行综合评估,为后续方案的收敛和优化奠定基础。

参考文献:

- [1] 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,1996(2):4-8.
- ZHANG Hui,PENG Youmei. Integrated design of aircrafts/propulsion

system [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 1996 (2):4-8. (in Chinese)

- [2] 钱飞,宋文艳,骆广琦.某型飞机/发动机一体化性能计算[J].航空动力学报,2013,28(5):1112-1118.
- QIAN Fei,SONG Wenyan,LUO Guangqi. Calculation of integrated performance for aircraft/engines [J]. Journal of Aerospace Power, 2013,28(5):1112-1118. (in Chinese)
- [3] 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 Daguang,WANG Jiayun,et al. An integrated selection of design parameters for airplane/engines with high maneuverability [J]. Journal of Propulsion Technology, 1996,17(6):18-23. (in Chinese)
- [4] 梁彩云,谢业平,李泳凡,等.飞/发性能一体化设计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 Yeping,LI Yongfan,et al. Application of integrated aircraft/engine technology in aeroengine designing [J]. Aeroengine, 2015,41(3):1-5. (in Chinese)
- [5] Daniel P R. Aircraft design: a conceptual approach [M]. 4th ed. California: AIAA Education Series, 2006:87-110.
- [6] Denis H. Aircraft conceptual design synthesis [M]. London: Professional Engineering Publishing, 2000:53-78.
- [7] L.R.詹金森,P.辛普金,D.罗兹.民用喷气飞机设计[M]. 北京:中国航空研究院,2001:142-236.
- Jenkinson L R,Simpkin P, Rhodes D. Civil jet aircraft design [M]. Beijing: China Academy of Aeronautics, 2001:142-236. (in Chinese)
- [8] Mohammad H S. Aircraft design: a systems engineering approach [M]. British: Wiley, 2013:93-158.
- [9] Tulapurkara E G,Venkattraman A,Ganesh V. An example of airplane preliminary design procedure-jet transport [R]. Indian: Department of Aerospace Engineering, 2007.
- [10] Mattingly J D,Heiser W H,Pratt D T. Aircraft engine design [M]. 2nd ed. California: AIAA Education Series, 2005:25-78.
- [11] 陈玉春,王锐,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 multi-role fighters [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(3): 554-561. (in Chinese)
- [12] 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 Yuchun,LIU Zhende,WANG Xiaodong,et al. Maneuverable missile and turbofan engine integrated design-design optimization [J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(4):303-306. (in Chinese)
- [13] 张冬青,宋文艳,柴政,等.组合循环发动机飞机/发动机性能一体化分析[J].航空动力学报,2017,32(10):2498-2508.
- ZHANG Dongqing,SONG Wenyan,CHAI Zheng,et al. Aircraft/engine performance integrated analysis on combined cycle engine [J]. Journal of Aerospace Power, 2017,32(10):2498-2508. (in Chinese)
- [14] Boeing. Jet transport performance methods [R]. Chicago: Boeing, 1989.
- [15] Martin E E. Aircraft performance [M]. London: Hodder Headline Group, 2000:39-139.

(编辑:刘亮)