

面向客机族的总体参数优化方法

余雄庆 张 帅

(南京航空航天大学飞行器先进设计技术国防重点学科实验室,南京,210016)

摘要:客机族是一组共享通用部件或子系统的、但性能或使用要求不同的相关飞机产品的集合。开发客机族可占领更多的市场份额,是民机取得商业上成功的重要策略之一。由于要考虑通用性要求,客机族总体设计中参数优化问题有别于传统的单一机型总体设计中参数优化问题。研究并提出了一种有效的客机族总体设计阶段中参数优化方法。以设计中短程客机为背景,定义了客机族的总体布局形式,开发了飞机族总体设计综合分析模型,重点讨论了如何定义飞机族总体参数优化问题中设计变量、设计约束和设计目标。应用自适应进化算法求解该客机族总体参数优化问题。计算结果表明,优化后获得的总体参数能满足各机型设计要求,且能兼顾各机型的经济性。

关键词:客机;总体设计;客机族;优化设计;通用性

中图分类号:V221 **文献标识码:**A **文章编号:**1005-2615(2012)05-0718-07

Optimization for Conceptual Design of Airliner Family

Yu Xiongqing, Zhang Shuai

(Key Laboratory of Fundamental Science for National Defense-Advanced Design Technology of Flight Vehicle, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: The airliner family is a set of airliners that uses a common sub-system or components while meeting different performance or operation requirements. The airliner family can share a larger market, which is one of the key strategies for success in business. Due to the shared demand, the optimization for conceptual design of airliner family is different from that of traditional conceptual airliner design. An effective optimization method is studied for conceptual design of the airliner family. A short/medium haul airliner family is used as an example for demonstration of the method. The configurations of the airliner family are presented. A global analysis code is modified to evaluate the conceptual design. The optimization formulation for the conceptual design is presented in detail, including design variables, design constraints, and objectives. A self-adaptive evolution algorithm is used to solve the optimization problem. The results after optimization indicate that the specific design requirements for each aircraft are satisfied, and design objectives (direct operating costs) are reasonably compromised for the airliner family.

Key words: airliner; conceptual design; airliner family; optimization design; commonality

商用飞机制造商为了占领更多的市场份额,在开发飞机产品时往往采用飞机族(或称飞机系列)策略。飞机族是一组共享通用部件或子系统的、但性能或使用要求不同的相关飞机产品的集合。由于飞机族中许多部件或子系统具有通用性,可以缩短设计

周期,降低生产成本,同时也使得飞机的使用和维护的费用大大降低。因此,飞机族的理念已成为飞机工业界研发飞机产品的重要策略^[1],也是民机取得商业上成功的重要策略之一。

飞机族策略分为“事后”和“事前”系列化两种

方式。所谓“事后”系列化,是指首先设计一种基本型,然后根据不同市场需求,通过对基本型的改型来发展成系列型号;而“事前”系列化,是在飞机研发初期,就开始主动地考虑未来市场的不同需求,同时对飞机族中各型号的方案进行设计。“事前”系列化是从更高的系统层次(整个飞机系列)来考虑飞机设计问题,属于一种更先进的飞机设计理念^[1]。近期研制的客机往往采用“事前”系列化策略。例如,波音公司在开发B787客机时,就同时设计了基本型(B787-8)、高密短程型(B787-3)、加长型(B787-9)等几种型号;空客公司在研制A350时,也同时考虑了基本型(A350-900)、缩短型(A350-800)、加长型(A350-1000)3种型号;中国商飞在C919总体设计阶段就对C919的基本型、缩短型和加长型3种型号同时进行了方案论证。

由于飞机族的设计要同时考虑多个机型的设计要求与目标,与之相应的设计方法有别于传统的单机型的设计方法。在总体设计阶段的一个重要问题就是飞机族总体参数优化。传统的飞机总体参数优化方法已不能直接应用于飞机族总体参数优化问题,必须研究新的方法。

虽然飞机族策略已被飞机工业界广泛采用,但从公开发表的文献来看,关于飞机族总体参数优化的方法研究并不多。在有限的可查阅到的国外文献中,Simpson等应用多目标遗传算法对2座、4座和6座的通用飞机族的总体参数设计进行了初步研究^[2];Pate等研究了模块化无人机族的优化方法^[3];Willcox等对翼身融合布局客机族的总体设计中有关问题进行了初步研究^[4];Allison等应用基于分解的方法来确定飞机族的总体参数^[5]。近几年国内学术界也开始重视这方面的研究,雍明培等对飞机族总体设计中的有关问题进行了一些探索^[1,6],蒙文巩针对民机应用多学科优化方法初步研究了总体参数优化问题^[7]。但这些方法还不够成熟,离工业界的实际应用还有一定的距离。

本文以开发中短程客机为背景,研究客机族初步方案设计阶段中总体参数设计优化问题,试图从客机族总体布局、综合分析模型、总体参数优化模型和优化方法几个方面,探索一种有效的客机族总体参数优化方法。

1 客机族总体布局形式

以开发一种中短程客机族为研究背景,在总体

初步设计中要求同时考虑3种型号,即基本型、增程型和加长型。3种型号的座级和航程见表1。这3种机型的起飞和着陆性能的设计要求明显高于同类飞机,3种机型的起飞和着陆性能的具体要求见第3节中的设计约束。

表1 3种型号的座级和设计航程

| 型号 | 全经济舱座位数 | 设计航程/km |
|-----|---------|---------|
| 基本型 | 122 | 2 000 |
| 增程型 | 122 | 3 000 |
| 加长型 | 137 | 2 000 |

中短程客机族将装配2台先进的高涵道比涡扇发动机,其基本型总体布局形式如图1所示。总体布局特点:(1)采用尾吊二台发动机布局,目的是为以后改装新型发动机(开式转子发动机)预留了安装空间;(2)采用大展弦比的下单翼,同时为满足较苛刻的起飞和着陆性能要求,增升装置采用了前缘缝翼和双缝后退襟翼;(3)尾翼布局采用T形尾翼。



图1 基本型的总体布局形式

增程型外形与基本型一致,但在机翼里需要储存更多的燃油,因此最大起飞质量较基本型更大。考虑到增程型的起飞质量较大,可改装最大起飞推力更大的发动机。

加长型的机身是在基本型机身基础上增加3.25 m,如图2所示。由于加长型的高载大于基本型的高载,最大起飞质量较基本型更大,可选用最大起飞推力更大的发动机。

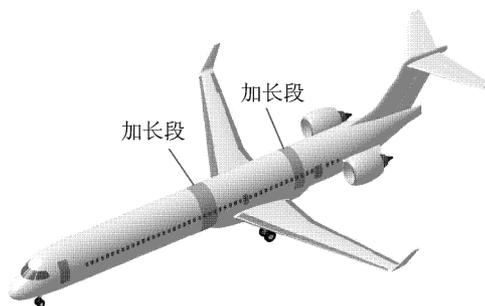


图2 加长型的总体布局形式

上述客机族总体布局形式中,3种机型的机翼、尾翼、起落架等部件完全一样,基本型的机身和增程型的机身完全一样,加长型的机身是通过加长基本型机身而获得。在该客机族中,不同的商载和航程要求,只需配装不同的发动机和加长机身来实现。这充分体现了客机族中部件共享的原则,既降低了设计、制造和使用成本,又能满足航空公司对不同座级和航程的需求。

为了满足3种机型的设计要求,同时又能兼顾3种机型的经济性,需要确定出合理的客机族总体参数。面向客机族的总体参数优化方法,为确定出合理的总体参数提供了一种有效的方法。

2 客机总体设计综合分析模型

客机总体设计综合分析程序是总体参数优化的基础,其主要功能是对总体设计方案的气动、质量、性能和经济性等特性进行综合评估。

在总体初步设计阶段,各学科分析模型主要采用工程算法。在本文研究中,应用了南京航空航天大学和中国商飞上海飞机设计研究院合作开发的面向客机总体初步设计的计算工具(客机总体设计综合分析程序)。该程序主要包括几何、动力、气动、质量、性能、操稳、直接运营成本(Direct operation costs, DOC)等几个学科的分析模型。几何分析模型^[8]描述飞机各主要部件的外形,包括机翼、机身、尾翼、鼓包、发动机短舱以及翼梢小翼的外形尺寸及位置参数。这些参数确定后就可以绘制出三面图,计算出飞机的平均气动弦长、外露面积,客舱容积和油箱容积。动力分析模型^[8-9]根据发动机的主要设计参数(海平面最大静推力、涵道比、比推力及总压比等),估算出发动机的推力和油耗特性、特征尺寸和质量。质量分析模型^[10-12]的功能是计算各部件结构质量、基本空重、使用空重、零燃油质量、最大起飞质量以及飞机在使用时的重心变化范围。气动分析模型^[8-9,12-13]用于计算飞机高、低速构形的升力特性、阻力特性、力矩特性、气动导数和操纵导数。性能分析模型^[9]主要用于起飞性能、着陆性能、航线性能和商载航程的分析。操稳分析模型^[10,14]主要用于对飞机的平衡特性、稳定性和操纵性进行校核。DOC模型^[12]用于估算轮挡成本和座公里成本。

上述各分析模块均采用MATLAB语言编写。

气动导数计算则是通过动态链接库的方式在MATLAB环境下直接调用DATCOM程序^[15]。各模块计算精度已经过初步测试,满足总体初步设计阶段的精度要求。通过一个统一的数据文件来存储和传递各类数据,将各专业的分析模块集成在一起,形成喷气客机总体综合分析模型,如图3所示。

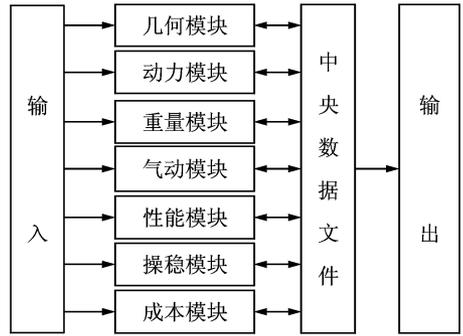


图3 喷气客机总体综合分析模型

在应用该程序时,只需输入客机的主要几何数据、发动机主要参数、巡航速度和高度、运营环境参数,通过计算(1 min以内),便可输出该方案的几何、发动机的推力和油耗、质量、气动、性能和操稳特性以及直接运营成本。在客机总体参数优化计算过程中,这些输出数据中部分数据将用于设计约束和设计目标的评估。

上述综合分析模型是针对单个型号设计开发的,在将其应用于客机族总体参数优化时,还需对质量分析模型进行适当修改。这是因为在质量分析模型中,机翼和起落架的质量与最大起飞质量有关,而实际上各机型的最大起飞质量并不一样,这样会导致各机型的机翼和起落架的质量不一样,不符合客机族中机翼和起落架共享的原则。因此,在客机族总体参数优化计算时,机翼、起落架的质量应该按客机族中最大起飞质量的状态进行估算。在优化计算结果出来之前,尚不能确定在客机族中具有最大起飞质量的机型是加长型还是增程型,因此首先需要对加长型和增程型的质量分别进行单独计算,以确定哪个机型的起飞质量更大。在此基础上,选取最大质量机型对应的机翼与起落架质量,对另外2个机型中的相应部件质量数据进行替换,并重新进行全机质量计算。这样得到的各机型具有统一的机翼和起落架质量。客机族质量计算分析流程如图4所示。

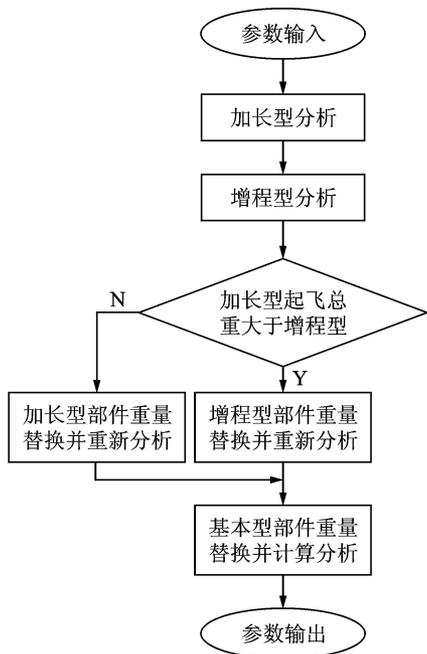


图4 客机族质量分析模型的修改流程

3 总体参数优化问题及求解方法

由于客机族总体参数优化要兼顾3种型号,其优化模型的表述与单个机型的优化模型明显不同。本节首先定义客机族总体参数优化问题,然后阐述该问题的求解方法。

3.1 总体参数优化问题

定义工程设计优化问题的三要素是设计目标、设计变量、设计约束。对于客机总体参数优化问题,一般用直接运营成本作为设计目标^[16];机翼外形参数、发动机的海平面最大起飞推力和燃油质量作为设计变量;设计要求中提出的性能指标构成设计约束。

与传统的单一机型总体参数优化相比,面向飞机族的总体参数优化的特点:(1)要同时考虑多个机型的设计要求(约束条件);(2)设计变量划分为两类,一类为通用设计变量,它表示飞机族内通用部件的变量;另一类为专用设计变量,用来表示飞机族中各型号总体参数差异;(3)目标函数应反映整个飞机族的直接运营成本,而不仅仅是单个飞机型号的直接运营成本。

中短程客机族总体参数优化问题中的目标函数、设计变量和设计约束定义如下:

(1) 目标函数

设计目标是使DOC1、DOC2、DOC3 尽量小。其中,DOC1、DOC2、DOC3 分别为基本型、增程型、加长型的轮挡直接运营成本,其值的大小主要与飞机

的质量特性(最大起飞质量、使用空重和基本空重)、发动机特性(起飞最大推力、质量、压气机轴数、涵道比、总增压比等)、商载、航段距离、轮挡油耗、燃油价格以及运营环境和经济环境有关,它能较全面地反映出客机的经济性。

(2) 设计变量

应选取对设计目标和设计约束有重要影响的参数作为设计变量。客机族设计变量包括通用设计变量和专用设计变量。通用设计变量包括机翼参考面积、展弦比、1/4 弦处后掠角,其取值范围见表2。专用设计变量包括3种型号起飞时襟翼偏度、发动机海平面静推力和燃油质量,其取值范围见表3。

表2 通用设计变量取值范围

| 通用设计变量 | 取值范围 |
|-----------------------|----------|
| 机翼参考面积/m ² | 80~110 |
| 展弦比 | 8.5~10.5 |
| 1/4 弦处后掠角/(°) | 20~30 |

表3 专用设计变量取值范围

| 机型 | 专用设计变量 | 取值范围 |
|-----|--------------|-------------------|
| 基本型 | 起飞时襟翼偏度/(°) | 5, 10, 15, 20, 25 |
| | 发动机海平面静推力/kN | 70~100 |
| | 燃油质量/kg | 4 000~7 000 |
| 增程型 | 起飞时襟翼偏度/(°) | 5, 10, 15, 20, 25 |
| | 发动机海平面静推力/kN | 80~110 |
| 加长型 | 燃油质量/kg | 6 000~9 000 |
| | 起飞时襟翼偏度/(°) | 5, 10, 15, 20, 25 |
| | 发动机海平面静推力/kN | 80~110 |
| | 燃油质量/kg | 5 000~8 000 |

(3) 设计约束

设计约束包括设计要求规定的性能指标要求,包括航程、起飞和着陆、爬升、初始巡航高度、抖振升力系数余量、油箱容积等,其中增程型和加长型起飞和着陆性能稍低于基本型(表4)。为减少优化计算量,操稳要求未直接作为优化计算过程中设计约束,而是在优化计算后,用客机总体设计综合分析程序评估操稳特性,若操稳特性不满足要求,可适当调整尾翼参数,直至满足操稳特性要求。各机型设计约束的取值范围见表4。

上述设计约束中,有3个设计变量(燃油质量、发动机推力、机翼面积)对设计约束的值有重要影响,其中燃油质量对设计航程有重要影响;发动机推力对起飞场长、第二阶段爬升梯度、初始巡航高度的最大爬升率有决定性的影响;机翼面积对着陆场长、进场速度、油箱容积、抖振升力系数有决定性影响。

表4 3种机型的设计约束的取值范围

| 设计约束 | 基本型 | 增程型 | 加长型 |
|---------------------------------------|--------|--------|--------|
| 设计航程/km | ≥2 000 | ≥3 000 | ≥2 000 |
| 起飞场长/m | ≤1 220 | ≤1 350 | ≤1 350 |
| 第二阶段爬升梯度 (单发失效) | ≥2.4% | ≥2.4% | ≥2.4% |
| 初始巡航高度的 最大爬升率/(m·s ⁻¹) | >1.5 | >1.5 | >1.5 |
| 抖振升力系数的余量系数 | >1.3 | >1.3 | >1.3 |
| 着陆场长/m | ≤1 270 | ≤1 400 | ≤1 500 |
| 进场速度/(m·s ⁻¹) | ≤60 | ≤62 | ≤62 |
| 油箱容积-最大燃油量 所需体积 | >0 | >0 | >0 |

3.2 优化问题的求解

应用工程优化软件(OPTIMUS)求解上述客机族总体参数优化问题。该优化问题的求解过程为:首先在优化软件中集成客机总体设计综合分析程序,建立客机族总体参数优化计算环境,如图5所示。然后按照上述客机族总体参数优化问题,定义设计变量、设计目标和约束。最后选定合适的优化算法,进行优化计算,获得优化结果。

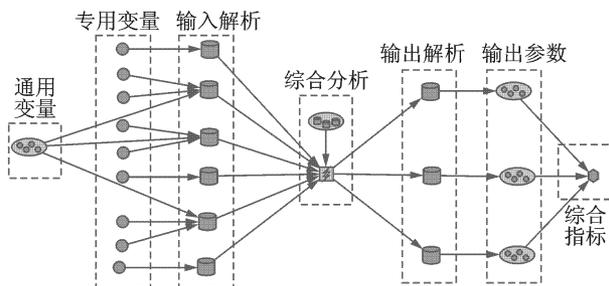


图5 客机族总体参数优化的计算环境

3.1节中客机族总体参数优化问题是一个多目标优化问题,而且设计变量中既有连续变量(机翼面积、展弦比等),又有离散变量(襟翼偏角),同时考虑到客机总体设计综合分析程序运行一次的时间不长,因此优化算法选用OPTIMUS软件中提供的一种自适应进化算法。进化算法是一种高效并行随机搜索算法,它通过交叉和变异算子,使得高适应度的个体有更高的概率被选中,从而加快算法的收敛速度。自适应进化算法中的交叉概率和变异概率可以随个体适应度的变化而变化,提高了进化算法的性能,更加适合于设计变量多、可行域分散的复杂优化问题寻优,提高全局最优解搜索的能力。

4 优化结果及分析

首先用传统的优化方法(每个机型优化时不考

虑部件的通用性)分别对每个机型总体参数进行优化计算,然后用面向飞机族的总体参数优化方法(考虑部件的通用性)同时对3个机型进行优化计算,目的是对比两种优化结果之间的区别。

4.1 3个机型单独优化结果

针对3种不同机型,选取其轮挡DOC为优化目标,分别进行优化计算,结果如表5所示。优化结果中可以看出,增程型的展弦比和后掠角稍大,这与其航程长、燃油量大的特点相对应。同时,由于增程型的航程增加了1/3,其轮挡DOC变大。加长型具有最大的起飞质量,因此相应的机翼面积最大。

表5 单一机型的优化结果

| 设计变量和性能参数 | 基本型 | 增程型 | 加长型 |
|-----------------------|--------|--------|--------|
| 机翼参考面积/m ² | 95.17 | 100.67 | 104.21 |
| 展弦比 | 10.32 | 10.45 | 10.08 |
| 1/4弦处后掠角/(°) | 25.53 | 28.06 | 26.30 |
| 燃油质量/kg | 5 662 | 7 700 | 6 031 |
| 最大起飞质量/kg | 44 910 | 47 420 | 48 247 |
| 设计航程/km | 2 003 | 3 001 | 2 001 |
| 轮挡DOC/元 | 78 152 | 97 686 | 80 921 |

4.2 客机族优化方法的结果

应用面向客机族的总体参数优化方法时,选取适当的权重系数,通过对3个机型的DOC加权求和,将多目标优化问题转化为单目标优化问题。考虑到基本型是该机型设计的主要机型,而增程型与加长型均为需要兼顾考虑的机型,因而选取基本型、增程型和加长型的DOC目标权重分别为0.5, 0.25和0.25。

表6~8中给出了客机族优化的结果,其中表8中的 M_f 为设计燃油质量, M_{to} 为最大起飞质量, R_{des} 为设计航程。

表6 通用设计变量的优化结果

| 通用设计变量 | 优化结果 |
|---------------------|--------|
| 机翼面积/m ² | 101.87 |
| 展弦比 | 10.43 |
| 1/4弦处后掠角/(°) | 24.16 |

表7 各机型发动机推力需求的优化结果

| 机型 | 发动机海平面静推力/kN |
|-----|--------------|
| 基本型 | 82.30 |
| 增程型 | 83.44 |
| 加长型 | 87.04 |

表8 客机族优化方案的主要性能指标

| 机型 | M_f /kg | M_{to} /kg | R_{des} /km | DOC/元 |
|-----|-----------|--------------|---------------|--------|
| 基本型 | 5 865 | 45 911 | 2 001 | 78 749 |
| 增程型 | 8 140 | 48 046 | 3 002 | 98 363 |
| 加长型 | 6 250 | 48 435 | 2 001 | 81 102 |

4.3 对比分析

对比表5和8中的数据可以看出,若单独从一个机型的角度来看,面向客机族所得到的优化方案(考虑通用性)的经济性不如单个机型优化方案(不考虑通用性)的经济性。在考虑通用性的情况下,基本型、增程型和加长型的最大起飞质量分别增加2.23%,1.32%和0.34%,DOC分别增加0.76%,0.69%和0.22%。由于单独机型优化时没有考虑机翼参数的通用性要求,导致优化计算出的机翼外形尺寸各不同,3个机型需要分别设计和制造3个机翼,因而会增加设计制造的周期和费用。而考虑了机翼通用性的总体设计方案,能大大降低整个飞机族的设计制造的周期和成本,所付出的代价只是每种型号的经济性有少量的损失。

对比表5和6,面向客机族优化得到的机翼面积介于基本型单独优化的机翼面积和加长型单独优化的机翼面积之间。该机翼面积能满足3种机型的设计要求,且综合权衡了3种机型的设计目标(直接运营成本)。

从表7可看出,加长型对发动机推力的需求最大,但3种机型的发动机推力需求相差并不大。因此从提高客机族中部件通用性的角度出发,基本型和增程型的发动机可选用与加长型一样的发动机型号。进一步的计算结果表明,若基本型和增程型采用与加长型一样的发动机(即推力为87 kN),它们的DOC将分别增加0.069%和0.067%,对经济性的影响微乎其微。

5 结 论

基于“事前”系列化飞机设计理念,本文研究了一种面向客机族的总体参数优化方法。以中短程客机族(基本型、增程型和加长型)总体参数设计为例子,进行了优化计算。计算结果表明:

(1)在考虑通用性的条件下,优化获得的机翼参数既能满足3种机型的设计要求,又能权衡3种机型的设计目标(直接运营成本)。虽然每种型号的经济性有少量的损失,但能大大降低整个飞机族的设计制造的周期和成本。

(2)3种型号的发动机推力需求相差不明显,因而也可将3种机型的发动机考虑为通用部件,从而可进一步增加飞机族的通用性。

(3)本文建立的客机族总体参数优化方法及其

计算环境可作为客机族总体参数设计的一种辅助工具,有助于设计人员确定出合理的总体参数。

参考文献:

- [1] 雍明培,余雄庆. 基于模块化产品平台的飞机族设计技术探讨[J]. 飞机设计,2006(6): 30-37.
Yong Mingpei, Yu Xiongqing. Aircraft family design using modular product platform methodology—an exploratory study[J]. Aircraft Design, 2006(6): 30-37.
- [2] Simpson T W, D'Souza B. Assessing variable levels of platform commonality within a product family using a multiobjective genetic algorithm [R]. AIAA 2002-5427,2002.
- [3] Pate D J, Patterson M D, German B J. Methods for optimizing a family of reconfigurable aircraft [R]. AIAA 2011-6850,2011.
- [4] Willcox K, Wakayama S. Simultaneous optimization of a multiple-aircraft [J]. Journal of Aircraft, 2003, 41(4): 616-622.
- [5] Allison J, Roth B, Kokkoaras M, et al. Aircraft family design using decomposition-based methods [R]. AIAA 2006-6950,2006.
- [6] 雍明培. 基于模块化通用平台策略的飞机族设计优化方法[D]. 南京:南京航空航天大学航空宇航学院,2008.
Yong Mingpei. Design optimization method for modular platform-based aircraft family [D]. Nanjing: College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2008.
- [7] 蒙文巩. 民机系列总体综合优化设计研究[D]. 北京:北京航空航天大学航空科学与工程学院,2012.
Meng Wengong. Conceptual optimization synthesis for civil aircraft family [D]. Beijing: School of Aeronautics Science and Engineering, Beihang University, 2012.
- [8] Isikveren A T. Quasi-analytical modelling and optimisation techniques for transport aircraft design[D]. Stockholm, Sweden: Royal Institute of Technology, 2002.
- [9] Jenkinson L R, Simpkin P, Darren R. Civil jet aircraft design [M]. Washington DC, USA: AIAA Inc, 1999.
- [10] Howe D. Aircraft conceptual design synthesis [M]. London and Bury St Edmunds, UK: Professional

Engineering Publishing Ltd, 2000.

- [11] Chai S, Crisafulli P, Mason W H. Aircraft center of gravity estimation in conceptual/preliminary design [R]. AIAA-1995-3882, 1995.
- [12] 陈剑波. 客机质量特性和直接使用成本估算方法研究 [D]. 南京:南京航空航天大学航空宇航学院, 2011.
Chen Jianbo. The estimation methods of weight and direct operating cost for civil aircraft [D]. Nanjing: College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2011.
- [13] Feagin R C, Morrison W D. Delta method, an empirical drag buildup technique [R]. NASA CR-151971, 1978.
- [14] 张帅. 操稳特性快速评估及其在飞机设计中的应用 [D]. 南京:南京航空航天大学航空宇航学院, 2008.
Zhang Shuai. Rapid evaluation for the stability and control of the aircraft and its application in aircraft design [D]. Nanjing: College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2008.
- [15] Williams J E, Vukelich S R. The USAF stability and control digital DATCOM [R]. ADA086557, 1979.
- [16] Moore M D, Huynh L C, Waters M H, et al. Economic optimization of an advanced subsonic transport [R]. AIAA 97-5545, 1997.