

文章编号:1000-6893(2009)01-0001-11

支撑机翼跨声速民机的多学科优化设计

朱自强, 王晓璐, 吴宗成, 李筠

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

Multi-disciplinary Optimization of Strut-braced Wing Transonic Transport

Zhu Ziqiang, Wang Xiaolu, Wu Zongcheng, Li Yun

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

摘 要: 弗吉尼亚理工大学(VPI)的多学科分析与设计(MAD)中心采用多学科优化设计(MOD)对一种支撑机翼(SBW)外形的跨声速民机做了较为系统和广泛的概念设计研究。本文介绍了对各学科做近似计算的方法和工具,并将它们集成形成了一种完整的概念设计层次的 MOD 方法。该方法能实现空气动力和结构/重量的紧密耦合,完成两者间的平衡设计并取得最佳协调。作为工业界伙伴的 LMAS 对该软件注入了更多实践经验,并评估与验证了该软件。对于能装载 325 位旅客,巡航飞行 $Ma=0.85$ 下飞行航程 13 890 km 的典型飞行剖面,大量优化计算结果表明 SBW 飞机可比常规飞机起飞总重量(TOGW)轻 9.2%~17.4%,燃油消耗少 16.2%~19.3%,发动机体积减小 21.5%~31.6%,成本降低 3.8%~7.2%。同时进行了技术水平和优化约束条件的灵敏度分析研究。所有结果清楚地表明 SBW 外形是可明显提高飞行性能的未来跨声速民机的一种新型外形。

关键词: 支撑机翼; 跨声速民机; 多学科优化设计; 起飞总重量; 灵敏度分析

中图分类号: V221⁺.2 **文献标识码:** A

Abstract: In this article, a systematic and comprehensive investigation is made of the conceptual design for the use of a strut-braced wing (SBW) configuration in a transonic transport by means of multidisciplinary optimization design (MOD) carried out in the Multidisciplinary Analysis and Design (MAD) center of Virginia Polytechnic Institute (VPI). A suite of approximate analysis methods and tools of several disciplines are introduced and assembled into a complete conceptual-level MOD code, which can realize the tightly coupled interaction between aerodynamics and structural weight, perform their balanced design and obtain their best synergism. LMAS, as an industry partner, which placed great emphasis on injection of their practical experiences into the MOD code, reviewed and validated the VPI MOD code. For a 325 passenger transport capable of flying a 13 890 km range at $Ma=0.85$, numerous optimization design results reveal that the SBW configuration is 9.2%~17.4% lighter in take off gross weight (TOGW), burns 16.2%~19.3% less fuel, requires 21.5%~31.6% less engine power and costs 3.8%~7.2% less than its equivalent cantilever wing aircraft. Technology impact study and sensitivity of the constraints are analyzed and presented in this article. All the results clearly illustrate that the SBW configuration is one of the candidates of future transonic transports which can provide significant performance enhancement over existing transonic transport concept.

Key words: strut-braced wing; transonic transport; multidisciplinary optimization design; take off gross weight; sensitivity analysis

近半个世纪来跨声速民机有了很大的发展,但它的外形布局却变化很小,都是圆柱机身和低单翼加上翼吊或尾吊发动机,与 50 年前的 Boeing 707 基本一样。对于一架停放在机场上的常规的翼吊民机,除非具有专业训练的观察者,都很难分辨出是波音还是空客设计生产的飞机,它们

的区别都反映在诸如高升力系统、控制系统或翼梢处的减阻装置等方面。为了使未来民机性能上有巨大的提高,外形可能有较大的变化。为此,美国 NASA 在 20 世纪 90 年代初发起了一个 REVCON (Revolutionary Vehicle Concept Program) 项目,建议对多种气动形式作概念设计,探讨可能的性能优势和相关技术,其中包括翼身融合体 (Blended Wing Body, BWB)、连接翼、C 形机翼、双机身飞机以及支撑机翼 (Strut-braced Wing,

收稿日期:2008-05-23; 修订日期:2008-06-06

基金项目:国家自然科学基金(10472013);航空科学基金
(04A51044)

通讯作者:朱自强 E-mail: zhuzq@buaa.edu.cn

SBW)。本文将探讨和介绍采用多学科优化设计(Multidisciplinary Optimization Design, MOD)方法对 SBW 作概念设计以及提高飞行性能的潜能。

SBW 并不是一个新概念,过去在低速飞机设计上应用较多,由于 SBW 可以减轻机翼承受的弯矩,从而可增大机翼的展弦比和减小机翼的厚度,不仅减小了诱导阻力而且减薄的机翼具有较小的波阻,并允许机翼减小后掠角以增大层流流动范围,增大升阻比。同时也减小机翼的结构重量。高空气动力效率可减少燃油消耗和要求更小、更安静、价格更低的发动机,它的排污和噪声也更低。为将此种概念推广适用于跨声速,曾有不少研究^[1-4]。但对于是否能成为跨声速飞行的民机外形,它到底有多大好处,关键技术是什么,一直没有定论。当然文献[2]提出了设计 SBW 的很多计算方法。文献[3]明确提出在负 g 过载条件下要阻止撑杆翼的弯曲需要付出较大附加重量的代价。

由于气动力和结构是紧密耦合和相关的,要采用 MOD 进行概念设计以充分探讨 SBW 所能发挥的潜能,而过去的研究都只是传统的设计方法。

1 MOD 和各学科计算方法

20 世纪 90 年代以来民机由于全球化的竞争、经济与生态的压力以及需求新产品等原因,航空公司要求性能好、生产周期短和更廉价的产品。巨大的市场驱动力使航空公司成为民机设计未来挑战的重要影响者,民机产品的设计和生也已由过去的技术驱动型的设计转变为市场驱动型(风险、成本和周期都是最小)的产品设计,其设计

模式也要求由传统的设计模式走向更加综合性的现代化的设计方法和模式,核心思想是将模拟、模型化、计算和设计工具结合在一起,将复杂系统作为一个整体来设计,因而 MOD 是它的一个重要和必要的设计工具^[5]。

Virginia Tech 大学(VPI)的多学科分析和设计(MAD)中心受 NASA 资助(1997—2001 年)用 MOD 方法对 SBW 外形作为民机外形的潜能进行了广泛与系统的概念设计研究,在 NASA 和 LMAS(Lockheed Martin Aeronautical System)帮助下建立与验证了适用于常规机翼和 SBW 的 MOD 综合设计软件。LMAS 作为此项研究的工业界合作伙伴,不仅为 MOD 软件以经验公式、数据或参数等注入了更多工业实践经验,使之更加实用,并加入了预估 2010 年技术可能发展的参数,同时提出对比的常规机翼飞机详细的数据,并以此预估和验证了 MOD 软件。在修改和验证基础上开展不同飞机的优化计算研究。

MOD 软件综合了空气动力、结构/重量、性能和稳定/操纵等学科,形成多个计算模块,优化采用 Vanderplatts 的设计优化工具(DOT)。MOD 选择 15~26 个设计变量,表 1 给出了典型的设计变量表,其中包括翼展、弦长、厚度比、撑杆翼几何和发动机位置等几何参数,以及如发动机最大推力和巡航高度等附加参数。约束条件可有 17 个不等式条件(见表 2),包括如航程、燃油体积、重量收敛性、单发故障时侧滑力矩、巡航的翼剖面 Cl 限制、跑道长度、巡航爬升率和进场速度等约束限制。在优化过程中随时能显示出它们起作用或遭到破坏,可使使用者随时监控优化的进程。对于设计变量还有上下限的限制。起飞总重

表 1 设计变量

Table 1 Design variables

序号	名称	序号	名称
1	机翼/SBW 结合处的半翼展展向位置	14*	机翼折点处翼型厚度比
2	翼展	15	机翼翼梢翼型厚度比
3	内翼 1/4 弦线后掠角	16	SBW 翼型厚度比
4	外翼 1/4 弦线后掠角	17	中心处机翼蒙皮厚度
5	机翼上反角	18	SBW 拉伸力
6	支撑翼 1/4 弦线后掠角	19	垂尾尺度因子
7	SBW 空气动力支杆弦向长度	20	燃油重量
8*	SBW 空气动力支杆垂向高度	21	零燃油时的重量
9	机翼中心弦长	22*	所需推力
10	机翼折点处弦长	23	发动机在半翼的展向位置
11	机翼翼梢弦长	24	平均巡航高度
12	SBW 弦长	25*	经济飞行剖面时燃油重量
13	机翼中心翼型厚度比	26*	经济飞行剖面时平均巡航高度

注: * 为研究后期增添的

表 2 约束条件表

Table 2 Constraint conditions

序号	名称	序号	名称
1	零燃油重量的收敛性	10*	巡航爬升率大于 2.4%
2	计算的航程大于 13 890 km	11*	跑道长度小于 3 353 m
3*	初始巡航爬升率大于 152 m/min	12	进场速度小于 225 km/h
4	巡航时剖面 Cl 限制小于 0.7	13*	二次进场爬升率大于 2.1%
5	燃油重量小于燃油允许重量	14*	着陆距离小于 3 353 m
6	单发可用推力大于单发要求	15*	经济飞行剖面计算的航程大于 7 408 km
7	翼梢挠度小于在机场滑行时最大翼梢挠度(7.62 m)	16	经济飞行剖面 Cl 限制小于 0.7
8*	机翼重量收敛性	17*	巡航高度时推力大于该高度的阻力
9*	最大机体和装载量重量收敛性		

注: * 为研究后期增添的

量(TOGW)、经济飞行剖面(其中燃油重量仅能维持 7 408 km 的巡航距离)的起飞总重量、燃油重量以及最大航程等都用来作为优化目标函数,由于 TOGW 最小作为优化目标函数通常是总体检测一个鲁棒系统很好的度量^[6],也是常规民机通常采取的优化目标函数,故在研究中多数情况以此作为一个标准的优化目标函数。图 1 为优化流程图,其中空气动力模块计算各种阻力和机翼的载荷,后者进入结构模块并计算飞机结构重量。

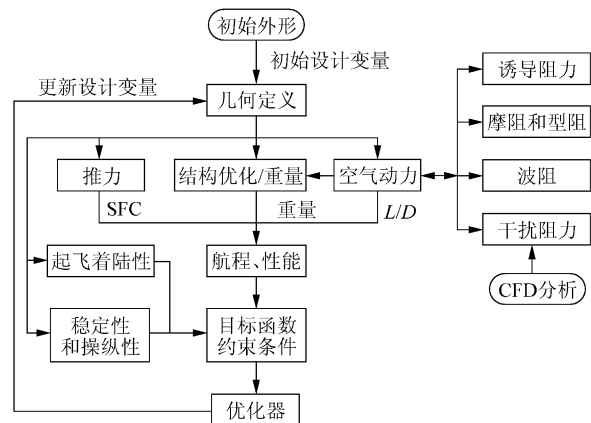


图 1 MOD 流程图

Fig. 1 MOD code architecture

发动机模块计算单位燃油消耗率(SFC),并与升阻比(L/D)和飞机结构重量一起计算航程;跑道性能模块计算起飞与着陆性能;稳定与操纵模块则确定发动机故障时的偏航力矩与飞机可提供的力矩;优化模块计算目标函数和约束条件,并优化调整设计变量,循环直至优化结束。

1.1 优化问题的提法

典型的设计状况为:可承载 325 位旅客,13 890 km 的航程,巡航飞行 $Ma=0.85$,并包括

可飞 926 km 的储备燃油和确定的非巡航飞行状态所需的燃油储量。图 2 为典型的飞行剖面,它基本上是取用 Boeing 777-200IGW 的飞行剖面(航程 13 668 km,305 位旅客,巡航飞行 $Ma=0.85$)

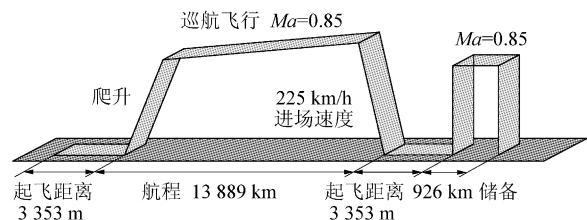


图 2 优化设计 SBW 的飞行剖面图

Fig. 2 SBW mission profile for optimized design

本文也研究了 7 408 km 的经济飞行剖面条件下优化外形,这时飞机在减少旅客载荷完成经济剖面飞行的同时也应具有全载荷飞行 13 890 km 的能力。正如前面指出过研究中不仅讨论了当前技术水平(1995 年,相当于 Boeing 777 的水平),也考虑了 2010 年可能发展的水平下 SBW 的潜能,LMAS 提供了可应用于部件重量、尾容量系数、SFC、诱导阻力、波阻和层流流动的一些放大因子(设 1995 年的技术因子为 1.0),新技术考虑到:自然层流流动、其他气动力、系统、结构重量和推力等方面的进步,表 3 给出了各种技术进步的比较。其中自然层流技术考虑了机翼、撑杆翼、机身和发动机短舱上存在着层流流动;其他气动力技术包括机身和短舱上使用小肋技术、减小诱导阻力的主动载荷管理技术、超临界翼型和全动式的控制面等;系统技术包括综合(积分)模块飞行控制、光传操纵、光电源、简单的高升力装置和先进的飞行管理系统;结构技术反映于复合材料机翼和尾翼、增强的机身蒙皮等;推进系统技术反映了 SFC 的降低。

表3 各种技术的比较

Table 3 Comparison of several technology groups		
先进技术	1995年	2010年
自然层流技术	无层流流动	机翼、SBW和尾翼上转换 x/c 位置为后掠角和马赫数的函数 机身和短舱上的转换雷诺数设定为 2.5×10^6 层流技术因子
其他气动技术	空气动力因子=1.0	翼型技术因子(波阻) 诱导阻力技术 机身湍流阻力技术因子
系统技术	水平尾翼容量系数、系统技术因子皆为1.0	水平尾翼容量系数减小 控制系统重量技术因子 液压系统重量技术因子 电子系统重量技术因子 设备系统重量技术因子
结构技术	技术因子=1.0	机翼重量技术因子 水平尾翼重量技术因子 垂直尾翼重量技术因子 机身重量技术因子
推进系统技术	SFC=1.0	单位燃油消耗率因子

1.2 各学科计算方法

(1) 空气动力学

气动力方面要计算诱导阻力、废阻、跨声速波阻和干扰阻力^[7]。给定一个任意非平面机翼/支撑翼外形用离散涡格法在 Trefftz 平面计算其诱导阻力,并提供相应于最小阻力的最优载荷分布,后者输入结构模块。为了估计翼梢发动机诱导阻力减小,采用如图3所示减小量随展弦比和升力系数变化的曲线^[8]。

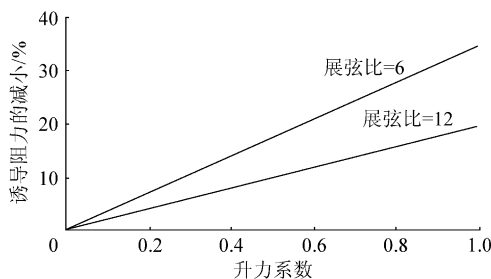


图3 翼梢发动机诱导阻力减小曲线

Fig. 3 Induced drag reduction of the wingtip-mounted engine

废阻计算中为估计层流流动范围,在 Boeing 757 和 F-14 的试飞数据之间引入一个层流技术因子(从0到1)来估计转换雷诺数^[9](见图4)。确定转换位置后,采用参考温度法和 Van Driest 公式分别计算层流和湍流的摩擦阻力,并用 Schlichting 的组合公式计算总摩擦阻力和不同的

形状因子分别考虑机翼和机身的厚度效应。

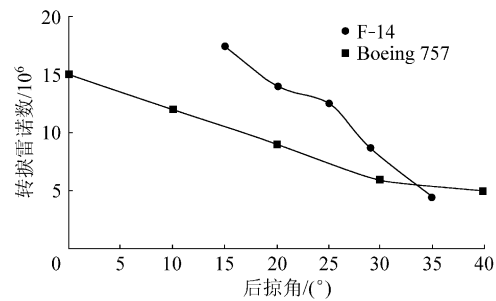


图4 转换雷诺数随后掠角的变化

Fig. 4 Transition Reynolds number vs sweep angle

根据简单后掠翼理论考虑后掠角影响后的 Korn 方程来计算波阻^[10]。计算中首先按式(1)计算阻力发散马赫数为

$$Ma_{dd} = \frac{\kappa_a}{\cos \Delta} - \frac{t/c}{\cos^2 \Delta} - \frac{C_L}{10 \times \cos^3 \Delta} \quad (1)$$

式中: κ_a 为翼型技术因子,对 NACA6 系列翼型取 0.87,对超临界翼型取 0.95; t/c 为厚度比,其中 t 为翼型厚度, c 为弦长; C_L 为升力系数; Δ 为后掠角。按 Lock 建议阻力变化的半经验形状曲线^[11]:

$$C_D = 20(Ma - Ma_{crit})^4 \quad (2)$$

并设阻力发散马赫数定义为

$$\frac{\partial C_D}{\partial Ma} = 0.1 \quad (3)$$

从式(2)和式(3)解得

$$Ma_{crit} = Ma_{dd} - \left(\frac{0.1}{80}\right)^{1/3} \quad (4)$$

故当 $Ma > Ma_{crit}$ 时波阻系数为

$$C_{D_{wave}} = 20(Ma - Ma_{crit})^4 \frac{S_{strip}}{S_{ref}} \quad (5)$$

式中: S_{strip} 为机翼上所取局部狭条面积,一般在展向可取 8 个狭条; S_{ref} 为参考面积; C_D 为阻力系数; Ma_{crit} 为临界马赫数。此模型计算的阻力和马赫数变化的曲线与 Boeing 747 飞行数据的比较表明两者吻合^[7]。

干扰阻力的计算很重要但很困难,低速的翼/身和翼/支撑翼间的干扰阻力是根据 Hoerner 给出的试验数据,其中考虑机翼与机身、机翼与支撑翼的干扰;以及升力、后掠和相交角度等引起干扰阻力的因素,并用曲线拟合方法形成计算公式^[7]。P. A. Tetrault^[12]用 CFD 方法(VGRID 的非结构网格与 USM3D 的 Euler 方程软件)对机翼/支撑翼间跨声速干扰阻力计算做了专题研究。为了简单,假设支撑翼呈圆弧状,并与机翼垂直相交,计

算中半径由 1 ft(1 ft=0.305 m)变至 4 ft,整理计算结果并归纳成简化公式:

$$C_D = \frac{18}{\text{空气动力支撑高度}} \quad (6)$$

注:单位为 count(1 count=0.000 1 阻力单位)。其中空气动力支撑高度如图 5 所示,图 6 为 CFD 计算和简化公式计算的比较。

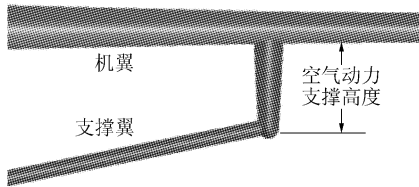


图 5 机翼/支撑翼间空气动力支撑高度
Fig. 5 Wing/Strut aerodynamic offset

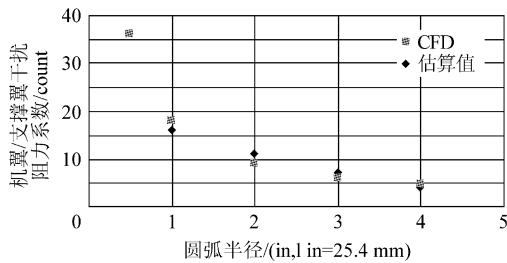


图 6 机翼/支撑翼干扰阻力随圆弧半径的变化
Fig. 6 Wing/Strut interference drag vs arch radius

已有的常规翼飞机用上述计算的空气动力特性与 LMAS 的结果吻合,图 7 为两者的比较。

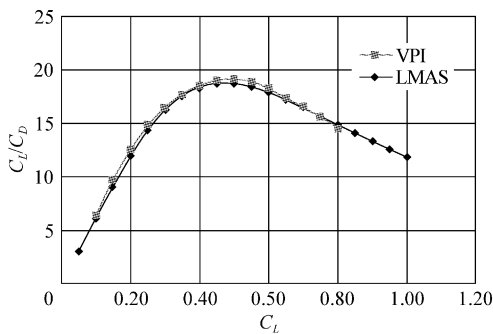
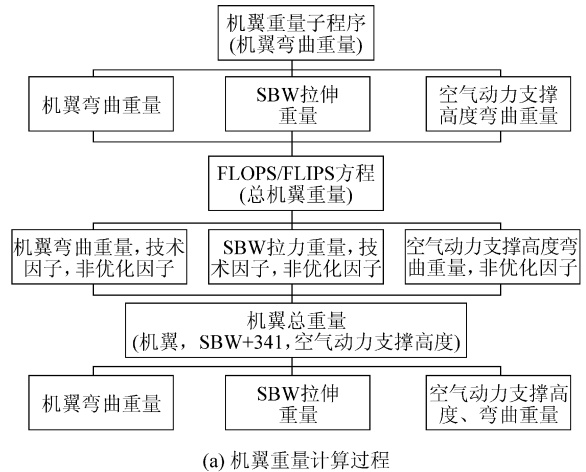


图 7 VPI MOD 结果与 LMAS 结果的比较
Fig. 7 Comparison of VPI and LMAS drag polar

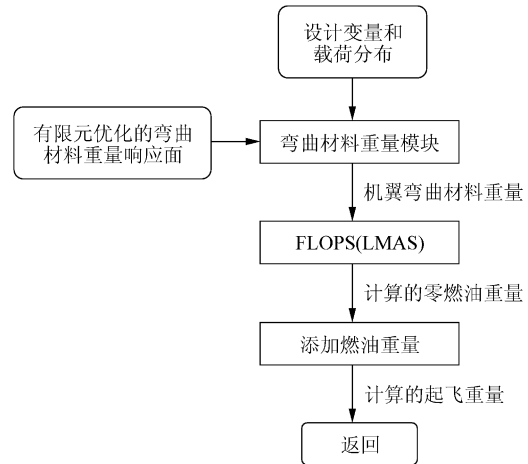
(2) 结构和重量

最初是按照 NASA 提供的 FLOPS (Flight Optimization System) 中的公式来计算各部分重量的,后又根据 LMAS 提供的公式做了修改,这里无法给出具体公式,只能介绍计算特点^[7,13],由于上述系统中公式都无法估计 SBW 的重量,MOD 软件添加了利用分段线性梁模型来表示覆盖在翼盒上下表面二层平板模型作为机翼受弯材料来计算

弯曲材料的重量^[14]。图 8(a)和 8(b)分别为机翼重量和重量模块的计算过程。一般来说,重量计算都是隐式函数,如: $W_{\text{机身}}(W_{\text{最大直径}}, W_{\text{零燃油}}, W_{\text{燃油}})$, $W_{\text{机身}}(W_{\text{机翼}}, W_{\text{零燃油}}, W_{\text{燃油}})$, $W_{\text{零燃油,计算}}(W_{\text{机翼}}, W_{\text{机身}})$, $W_{\text{最大直径}}(W_{\text{燃油}}, W_{\text{零燃油,计算}})$ 需要迭代求解。



(a) 机翼重量计算过程



(b) 重量模块流程图

图 8 重量模块计算示意图

Fig. 8 Weight system calculation illustration

发动机重量以 GE-90 作为参考重量,按发动机所需推力与参考推力比来界定尺寸,再取得重量,并加上进气道与反推力装置的重量的。

(3) 稳定和操纵

双发飞机有一台发动机故障时, FAR25.149 规定飞机在 1.2 倍失速速度下必须能保持平衡飞行,允许工作的发动机可用最大推力,倾斜角不大于 5°,可保持一定的侧滑角。此项约束限制可表述为 $C_{n_{\text{可用}}} \geq C_{n_{\text{要求}}}$ 。 $C_{n_{\text{要求}}}$ 为

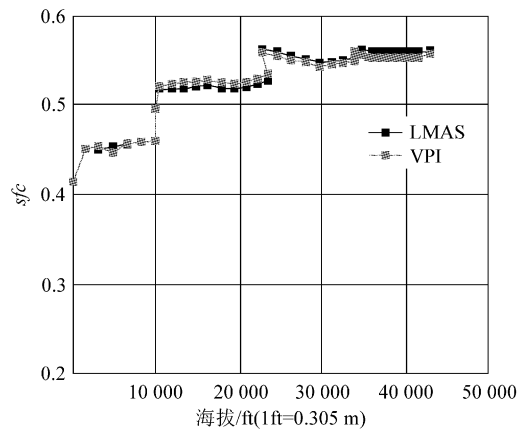
$$C_{n_{\text{要求}}} = \frac{(T + D_{\text{ewm}}) \cdot l_e}{q \cdot S_{\text{ref}} \cdot b}$$

式中: T 为一个发动机的最大推力; D_{ewm} 为故障发动机的阻力; l_e 为发动机间的侧向距离; q 为来流

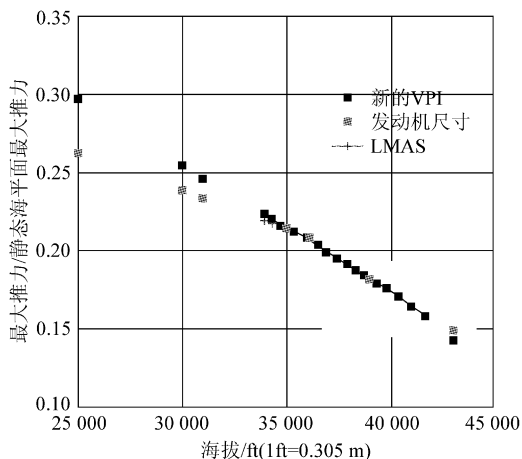
动压; b 为机翼翼载。立尾的侧向力是保证 $C_{n_{要求}}$ 的绝大部分, 可用的侧向力矩由方向舵、推力矢量和环量控制来提供。基于 DATCOM 的半经验方法^[15] 计算所有稳定和操纵导数。由侧向力平衡可求得所需侧滑角。按滚动力矩为零而求得副翼所需偏角。从侧向力矩满足大于 $C_{n_{要求}}$ 条件获得方向舵的偏角。

(4) 推力

研究中取用 GE-90 量级的发动机和 LMAS 所提供的发动机平台数据, 发动机重量假定与推力成正比。修正后的发动机尺寸和重量分别传递给气动力和结构重量模块, 根据巡航时所需的推力、初始巡航爬升率、跑道长度、巡航爬升率和二次进场爬升率等约束条件要求来弹性调整发动机尺度。模块中考虑了单位燃油消耗率和最大推力随马赫数和高度的变化^[7,13]。图 9 给出了模块计算 SFC 和最大推力与 LMAS 数据的比较。



(a) SFC随海拔的变化
(在相同马赫数下)



(b) 最大推力/静态海平面最大推力随海拔的变化
($Ma=0.85$)

图9 发动机模型和发动机尺寸的比较

Fig. 9 Comparison of engine model and engine deck

(5) 其他

飞机航程用 Breguet 方程计算, 巡航高度是作为设计变量由优化器确定, 由于起飞过程已消耗部分燃油, 只用 95.6% 的 TOGW 计算, 用常规方法计算起降性能。

2 计算结果和 SBW 提高飞机性能潜能的讨论

2.1 SBW 飞机优于常规飞机

计算研究包括在不同技术水平(2010 年和 1995 年)和航程要求下 TOGW 最小或燃油重量最小的优化, 并做了灵敏度分析和航程影响等总计 75 种状态的计算。飞机外形有常规机翼和 3 种 SBW 外形共 4 种飞机。总体上 SBW 飞机比常规飞机轻 9.2%~17.4%, 燃油消耗少 16.2%~19.3%, 发动机体积减小 21.5%~31.6% 和成本降低 3.8%~7.2%^[13]。这里仅给出一个 TOGW 最小的优化典型结果^[16] (采用了 Boeing 777-200IGW 的飞行剖面, 即航程 13 668 km, 305 位旅客, 巡航飞行 $Ma=0.85$)。

图 10 为常规机翼飞机外形的优化结果。图 11 和图 12 分别给出了机身吊挂和翼下吊挂发动机的 SBW 飞机外形和结果。图上也包含了 TOGW 的减少量, 例如翼下吊挂发动机的 SBW 飞机比常规飞机可降低 19% 的重量, 这是一个很可观的量, 表明了只有通过 MOD 设计方法才能完成气动和结构设计的平衡, 从而实现展弦比的增大, 厚度比的降低和后掠角的减小, 同时减小机翼重量的效果。巡航升阻比也提高了 10%。图 13 为翼梢发动机的 SBW 飞机外形和结果。尽管翼梢发动机可减少诱导阻力, 但它减少 TOGW 的效果没有翼下吊挂发动机外形飞机的效果好。表 4 给出了数据的比较。

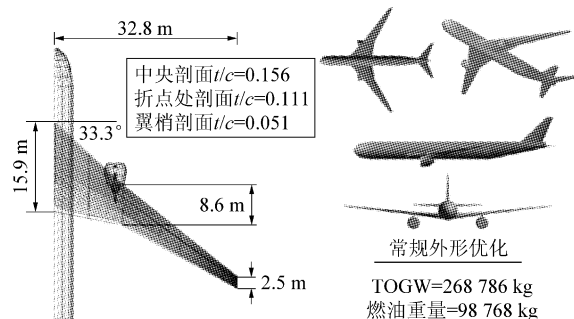


图10 常规机翼飞机优化算例

Fig. 10 Optimized cantilever wing transonic transport

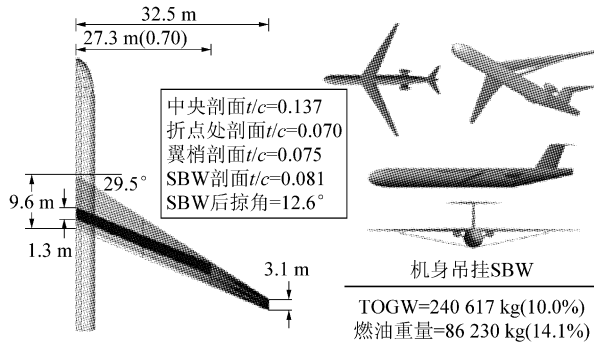


图 11 机身吊挂 SBW 优化算例

Fig. 11 Optimized fuselage-mounted engines strut-brace wing case

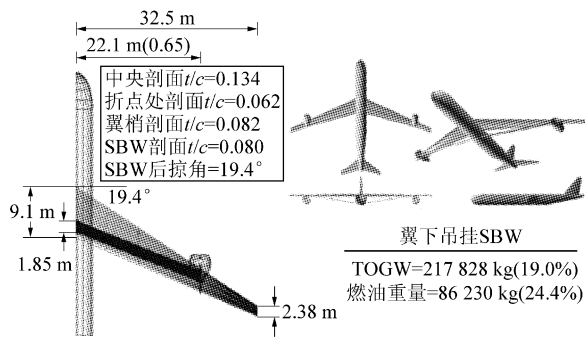


图 12 翼下吊挂 SBW 优化算例

Fig. 12 Optimized wing-mounted engines strut-brace wing case

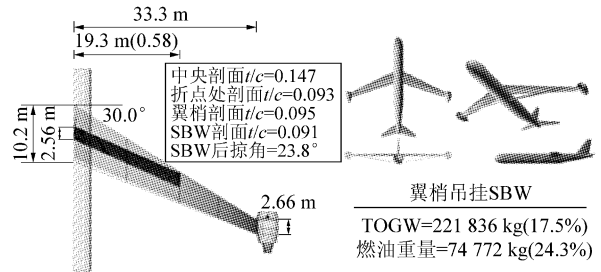


图 13 翼梢吊挂 SBW 优化算例

Fig. 13 Optimized wingtip-mounted engines strut-brace wing case

2.2 航程的影响

图 14 和图 15 分别为 TOGW 最小优化时所得各种飞机航程与 TOGW/燃油重量的关系曲线。由曲线可知 SBW 的优点随着飞行航程的增大更为明显。例如翼下吊挂的 SBW 飞机在 20 372 km 航程时比常规飞机重量可小 23.7%。在同样最大燃油装载量(181 437 kg),翼下吊挂的 SBW 飞机的最大航程要比常规飞机的大 17.4%,达 25 928 km(具有 22 224 km 航程的飞机可达地球的任何地点)。因此 SBW 外形相比于常规外形,或在给定航程下可以更轻,或在给定燃油量下可飞得更远。

表 4 优化结果的比较

Table 4 Comparison of optimization results

外形	翼展 /m	参考面积/m ²	展弦比	1/4 弦线后掠角 / (°)	SBW 1/4 弦线后掠角 / (°)	中心处机翼 t/c	折点处机翼 t/c	翼梢处机翼 t/c	SBW 机翼 t/c	巡航 L/D	发动机推力/kg	燃油重量/kg	机翼重量/kg	TOGW /kg
常规机翼外形	65.7	458.8	9.23	33.3	/	0.156	0.111	0.051	/	21.79	36 998.9	98 767.9	35 412.9	268 786.1
机身吊挂 SBW	64.9	410.7	10.30	29.5	12.6	0.137	0.070	0.075	0.081	22.58	31 614.3	86 229.7	31 951.0	240 616.7
翼下吊挂 SBW	64.9	371.8	11.40	19.4	19.4	0.134	0.062	0.082	0.080	23.93	27 247.2	74 655.9	25 932.3	217 828.2
翼梢吊挂 SBW	66.6	429.7	10.30	30.0	23.8	0.147	0.093	0.095	0.091	24.60	28 225.3	74 771.5	28 559.1	221 835.7

2.3 技术水平的灵敏度分析

图 16 和图 17 给出了常规飞机和翼下吊挂 SBW 飞机对技术水平的灵敏度分析。由图可知 SBW 外形比常规布局外形对自然层流技术更敏感,这与它的机翼厚度和后掠角减小增大了层流流动的范围有关。而其他技术水平的进步使常规外形飞机更受益。但在两种技术水平下,无论在

TOGW 还是燃油重量上,SBW 外形都要优于常规布局外形。

2.4 成本分析比较

MOD 中用 FLOPS 中的价格模块估计购机成本、直接运营成本和间接运营成本,总成本为三者之和。优化计算结果表明,3 种 SBW 外形的购机成本比常规外形成本要低 5.5%~16.0%,

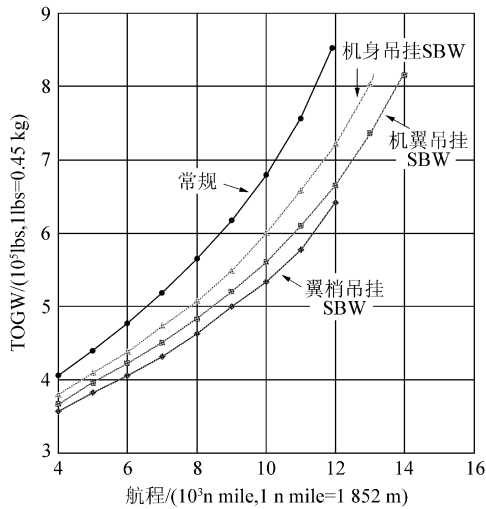


图 14 TOGW 最小优化的各种飞机航程与 TOGW 的关系

Fig. 14 Effect of range on TOGW for all optimization configurations at minimum-TOGW

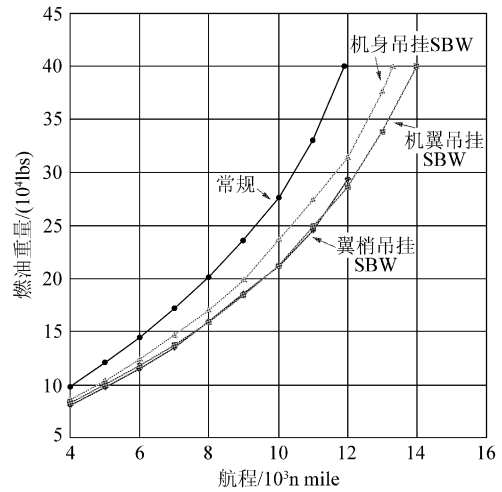


图 15 TOGW 最小优化的各种飞机航程与燃油重量的关系

Fig. 15 Effect of range on fuel weight for all optimization configurations at minimum-TOGW

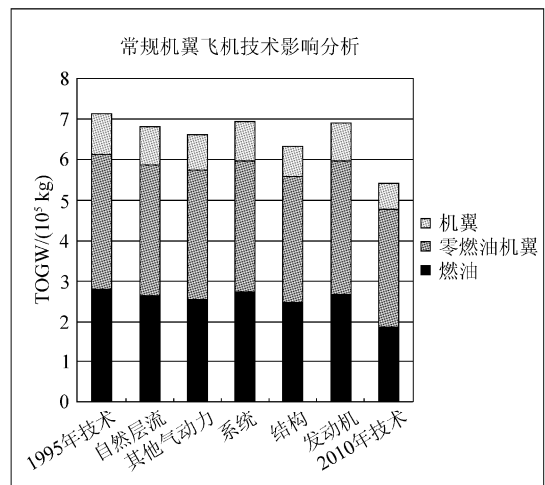
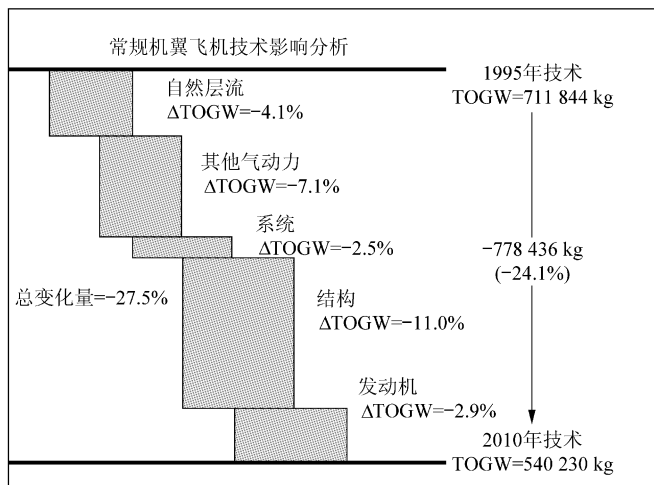


图 16 常规机翼飞机灵敏度分析

Fig. 16 Cantilever sensitivity analysis

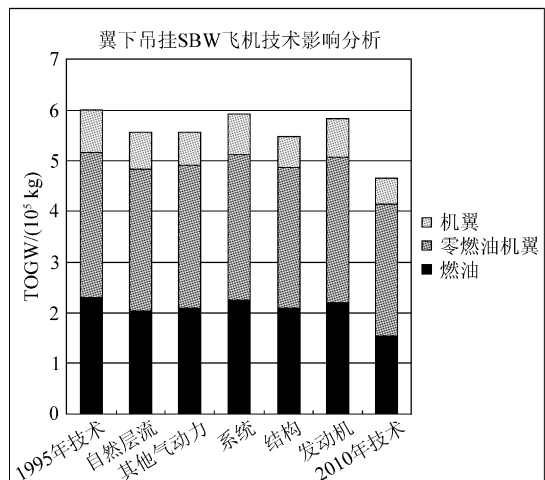
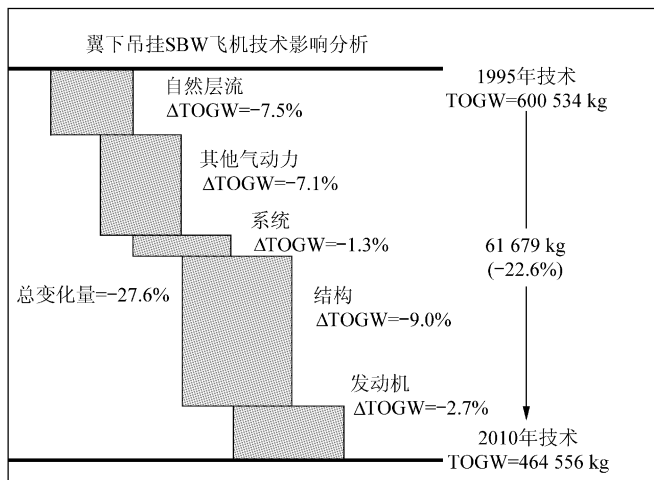


图 17 翼下吊挂 SBW 灵敏度分析

Fig. 17 Underwing-engine SBW sensitivity analysis

购机成本是零燃料重量的函数,故翼梢发动机的 SBW 收益最大。直接运营成本是燃油重量的函数,故 SBW 外形的直接运营成本自然要比常规外形的低 8.1%~14.3%,翼梢发动机的 SBW 还是改善最多,虽然在成本上它占优,但由于它要满足 FAR 的单发故障飞行条件最困难,为此需要立尾的环量控制和矢量喷管等技术和措施,比较复杂。SBW 外形的间接成本只比常规外形的低 0.8%~1.6%,因间接成本仅较弱地取决于 TOGW。SBW 外形的总成本比常规外形的低 3.8%~7.2%^[13]。可见,SBW 外形的成本降低不如前述 TOGW 和燃油重量的减少那样显著,这是因为成本还很强地依赖乘客和其他不会变化的参数。

2.5 优化约束条件作用的灵敏度分析

为了更好地了解 SBW 外形飞机的 MOD 设计过程,需要研究约束条件对 MOD 的总体过程的作用,帮助人们了解多学科优化和单学科优化间的联系。为了比较各种约束条件的重要性,可以计算每一约束条件的对数导数,它表示 1% 的约束条件变化引起的优化目标函数(TOGW)变化的百分数,因此可以分析优化设计中约束条件的敏感程度^[17]。表 5 给出了灵敏度分析中的约束条件,图 18 给出了各约束条件的对数导数。表 6 给出了不同外形飞机约束条件重要性的排序。由图 18 可见航程约束条件影响最大,要比第 2 大的约束条件(机场跑道长度)的影响大 6 倍,这是可以理解的。因为燃油重量主要取决于航程约束。由图 18 和表 6 可知,跑道长度、巡航爬升率和截面最大升力系数等也很重要,SBW 外形的支撑翼载荷接触因子限制影响不明显。灵敏度的量化比较表明 SBW 外形对约束条件的灵敏度总体

上要比常规外形小些^[17]。

表 5 灵敏度分析的约束条件

Table 5 Restraint conditions for sensitivity analysis

名称	内容
航程	13 890 km+926 km<计算的航程
初始巡航爬升率	初始巡航爬升率>2.53 m/s
巡航允许的最大剖面 Cl	计算的巡航最大 Cl<0.8
燃油能力	燃油重量<燃油能力
发动机故障	所需的 C _n <可用的 C _n
翼梢挠度	翼梢挠度<6 m
巡航爬升率	计算的爬升率>0.024
跑道长度	跑道长度<3 353 m
进场速度	进场速度<225 km/h
二次进场爬升率	计算的爬升率>0.021
着陆距离	着陆距离<3 353 m
支撑翼载荷接触因子	0<载荷接触因子<0.8

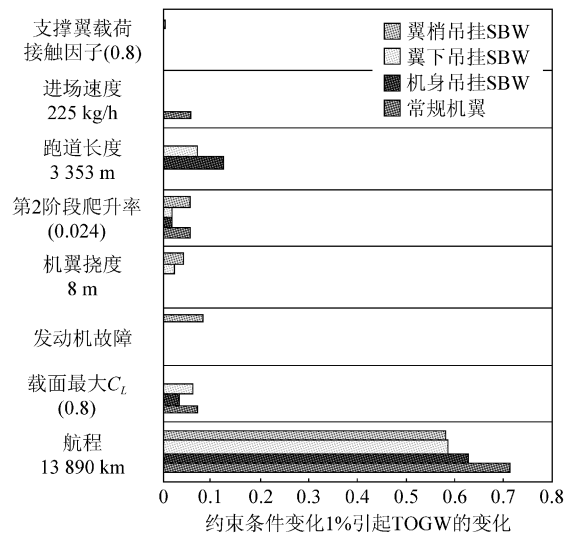


图 18 约束条件的对数导数比较

Fig. 18 Logarithmic sensitivity of design configuration with respect to constraints

表 6 不同外形飞机的约束条件重要性排序

Table 6 Rankings of constraints for different aircraft configurations

序号	常规外形	机身吊挂 SBW	翼下吊挂 SBW	翼梢吊挂 SBW
1	航程	航程	航程	航程
2	剖面最大 Cl	跑道长度	跑道长度	发动机故障
3	进场速度	剖面最大 Cl	剖面最大 Cl	巡航爬升率
4	巡航爬升率	巡航爬升率	翼梢挠度	翼梢挠度
5	跑道长度	载荷接触因子	巡航爬升率	载荷接触因子
6	—	—	载荷接触因子	剖面最大 Cl

3 MOD 和工程创新思想

MOD 可以挖掘出 SBW 外形飞机优于常规

飞机飞行性能的潜能,取得很好的效果,但这些结果的取得离不开工程创新思想,包括:①为了避免 SBW 在 -1g 和 -2g 载荷下受弯,提出了一个套

筒缓冲机理,它类似于起落架缓冲冲击载荷的装置,使 SBW 将只受 $+g$ 的载荷(拉伸),而在 $-1g$ 载荷下不受载,使 SBW 外形犹如常规机翼一样,此概念在广泛征求工程师认可意见后,LMAS 根据起落架有关数据基础上给出 MOD 提供一个 341 kg 的估计重量值;②在 SBW 和主机翼间采用垂直的空气动力支撑(见图 5),以避免机翼和 SBW 间的跨声速干扰阻力和更为有效地进行接口处的气动设计,并根据 CFD 数值计算方法归纳出工程估算数据进入 MOD。在随后的 REVCON 中作为 SBW 外形的飞行验证的 A-7 SBW 验证机外形设计中,采用 CFD 方法进一步发现了接口处的气动力干扰的机理——机翼下翼面和 SBW 上翼面间形成的局部二维喷管流动,在最小面积处的堵塞而导致下游形成了强激波(见图 19)^[18]。若将接口处 SBW 的上翼面设计得更平坦以减小有效面积以使其低于临界值,则可有效地减少甚至消除激波,减小干扰阻力。空气动力支撑的存在并不是气动力干扰的主要原因,由此可见先进设计需要将工程创新思想和多学科优化设计的工具有机地结合,这将促使飞行器的巨大发展。

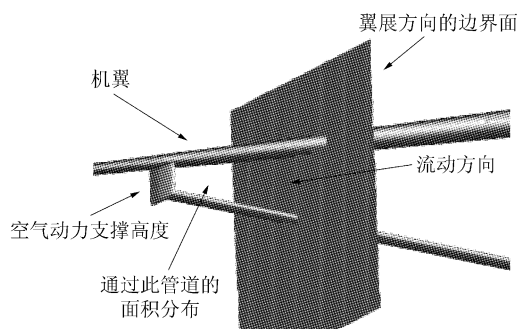


图 19 接口处流动的示意图

Fig. 19 Illustration showing wing/pylon/strut intersection

4 结束语

讨论了 SBW 作为一种跨声速民机的概念设计,这是一个空气动力和结构/重量非常紧密耦合的设计问题。为了实现 SBW 概念的优点,必须采用多学科优化的设计方法,它将关联着机翼厚度比、后掠和翼展的气动力和结构重量,取得了最优协调。结合工程创新思想,以防止某些可能的缺点与不足。计算结果表明了 SBW 外形明显地优于常规飞机外形。即使考虑与机翼弹性、颤振

等相关的进一步研究也没有改变上述结论。在当今剧烈的市场竞争下,要改变飞机常规外形具有相当的风险,需要慎重地将所有技术变为成熟,从各个方面仔细论证确实具有更高性能而不存在可能发展为严重的缺陷,这需要时间和机遇。相对其他先进气动外形形式的飞机,SBW 飞机从外表上看除了多了个 SBW 和机翼变成一个高单翼外,其余与常规飞机基本类同,因此可能更容易被旅客、机组和航空公司接受。

参 考 文 献

- [1] Pfenninger W. Design considerations of large subsonic long range transport airplanes with low drag boundary layer suction[R]. AD-821759, 1958.
- [2] Jobe C E, Kulfan R M, Vachal J D. Wing planforms for large military transports[R]. AIAA-78-1470, 1978.
- [3] Park H P. The effect on block fuel consumption of a strutted vs. cantilever wing for a short Haul transport including strut aeroelastic considerations[R]. AIAA-78-1454, 1978.
- [4] Turriziani R V, Lovell W A, Martin G L, et al. Preliminary design characteristics of a subsonic business jet concept employing an aspect ratio 25 strut braced wing[R]. NASA-CR-159361, 1980.
- [5] 朱自强,王晓璐,吴宗成,等. 民机设计中的多学科优化与数值模拟[J]. 航空学报, 2007, 28(1):1-13. Zhu Ziqiang, Wang Xiaolu, Wu Zongcheng, et al. Multi-disciplinary optimization and numerical simulations in civil aircraft design[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(1):1-13. (in Chinese)
- [6] Jensen S C, Rattie I H, Barber E A. Role of figures of merit in design optimization and technology assessment [J]. J of Aircraft, 1981, 18(2):76-81.
- [7] Grasmeyer J H. Multidisciplinary design optimization of a strut-braced wing aircraft[D]. Blacksburg, USA: Virginia Polytechnic Institute and State University, 1998.
- [8] Miranda L R, Brennan J E. Aerodynamic effects of wing-tip-mounted propellers and turbines[R]. AIAA-86-1802, 1986.
- [9] Braslow A L, Maddalon D V, Bartlett D W, et al. Applied aspects of laminar-flow technology[C]//AIAA Viscous Drag Reduction in Boundary Layers. 1990: 47-78.
- [10] Mason W H. Analytic models for technology integration in aircraft design[R]. AIAA-90-3262, 1990.
- [11] Hilton W F. High speed aerodynamics[M]. London: Longmans, 1952.
- [12] Tetrault P A. Numerical prediction of the interference drag of a streamlined strut intersecting a surface in transonic flow[D]. Blacksburg, USA: Virginia Polytechnic Institute and State University, 2000.
- [13] Gundlach J F, Naghshineh-Pour A H, Gern F, et al.

- Multidisciplinary design optimization and industry review of a 2010 strut-braced wing transonic transport[R]. VPI-MAD-99-06-03, 1999.
- [14] Naghshineh-Pour A H, Kapania R, Haftka R. Preliminary structural analysis of a strut-braced wing[R]. VPI-AOE-256, 1998.
- [15] Roskam J. Methods for estimating stability and control derivatives of conventional subsonic airplanes[M]. Kansas, USA: Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1971.
- [16] Gern F, Ko A, Grossman B, et al. Transport weight reduction through MDO: the strut-braced wing transonic transport[R]. AIAA-2005-4667, 2005.
- [17] Ko A, Grossman B, Mason W H, et al. The role of constraints in the MDO of a cantilever and strut-braced wing transonic commercial transport aircraft[R]. SAE-2001-01-5609, 2001.
- [18] Ko A, Mason W H, Grossman B. Transonic aerodynamics of a wing/pylon/strut juncture [R]. AIAA-2003-4062, 2003.

(责任编辑:赵利)