复合材料学报 Acta Materiae Compositae Sinica
第31卷 第4期 8月 2014年
Vol. 31 No. 4 August 2014

文章编号：1000-3851(2014)04-0981-10

整体成型复合材料模型机翼设计方案优选与验证

罗楚养*[1]，熊峻江[2]，李伟东[3]，周玉敬[3]，张子龙[3]，魏仲委[1]

（1. 中国空空导弹研究院，洛阳 471009；2. 北京航空航天大学 交通科学与工程学院，北京 100191；
3. 北京航空材料研究院 中航工业复合材料中心，先进复合材料重点实验室，北京 100095）

摘　要： 采用多级优化方法，对给定外形和尺寸的复合材料模型机翼进行了设计方案优选。首先基于单因素的效能评估和灰关联度的综合效能评估对机翼进行了结构布局设计，然后采用有限元法对工字梁机翼进行结构细节优化与铺层设计，最后采用基于真空袋法的整体成型工艺制备了蒙皮-夹芯、蒙皮-加筋、C型梁和工字梁等4种典型结构的复合材料模型机翼，并利用三点弯曲试验对优选设计方案进行了验证。优化结果表明：工字梁机翼结构效能水平最高，其次是后C型梁机翼，结构效能最差的是蒙皮-腹板机翼，梁凸缘采用等厚度变宽度可获得近似等强度梁结构。试验结果验证了优化设计方案的有效性。

关键词： 复合材料机翼；优化设计；灰关联度；整体成型；有限元分析

中图分类号： TB332；V214.8　　**文献标志码：** A

Optimization design and testing of composite wing model via integral forming process

LUO Chuyang*[1], XIONG Junjiang[2], LI Weidong[3], ZHOU Yujing[3], ZHANG Zilong[3], WEI Zhongwei[1]

(1. China Airborne Missile Academy, Luoyang 471009, China; 2. School of Transportation Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China; 3. Science and Technology on Advanced Composites Laboratory, AVIC Composites Center, Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China)

Abstract: According to the given configuration and dimension of composite wing model, the multilevel optimization method was used to determine the design scheme of wing. First, the efficiency evaluation of single factor and comprehensive efficiency evaluation of grey correlation degree were introduced to obtain the optimum wing layout. Then, the structure detail optimization of I-beam wing based on the finite element method and ply design were carried out. Finally, four kinds of typical composite wing models (i. e. skin-foam structure, skin-stiffened structure, front C-beam structure and I-beam structure) were manufactured by using integral forming process based on the method of vacuum bag. Then the three point bending test was used to verify the optimization design. The optimization results show that the I-beam wing has the highest structural efficiency, then followed by the back C-beam wing. The skin-web wing performs with the least structural efficiency. The flange can gain approximate equal strength beam by using constant thickness and variable width. The effectiveness of the optimization method was verified by the experimental results.

Keywords: composite wing; optimization design; grey correlation degree; integral forming; finite element analysis

大量采用复合材料是未来飞行器结构设计的突出特点[1]。机翼作为飞机的主要受力部件之一，其设计涉及多门学科，如气动、结构和隐身等学科，其中机翼的气动设计和结构设计是机翼设计过程中最突出、最有代表性的问题。自20世纪70年代中期首次应用复合材料机翼结构以来，复合材料机翼的成型技术由最初的热压罐和共固化成型[2-4]发展到现在的以高性能低成本为目标的设计制造一体化

收稿日期： 2013-10-29；**录用日期：** 2013-12-30；**网络出版时间：** 2014-01-23 17:38
网络出版地址： www.cnki.net/kcms/detail/11.1801.TB.20140123.1738.004.html
基金项目： 国家自然科学基金(51075019)；航空科学基金(2013ZA12001)；中国空空导弹研究院科技创新基金(2012ZTB02)
通讯作者： 罗楚养，博士，研究方向为复合材料结构设计与分析。 E-mail：cyluo@ase.buaa.edu.cn

引用格式： *罗楚养，熊峻江，李伟东，等. 整体成型复合材料模型机翼设计方案优选与验证[J]. 复合材料学报，2014，31(4)：981-990. Luo Chuyang, Xiong Junjiang, Li Weidong, et al. Optimization design and testing of composite wing model via integral forming process [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2014, 31(4): 981-990.*

和整体成型技术[5-8]。与此同时，复合材料机翼的结构设计技术也取得了长足进展，由最初的等代设计发展到当前的翼面气动弹性剪裁设计和多目标综合优化设计。早期人们主要利用复合材料的弯扭耦合效应，以提高机翼的刚度和颤振速度为目标，对复合材料机翼进行气动弹性剪裁优化，如 Wan 等[9-10]采用遗传/敏度混合算法对大展弦比复合材料前掠翼进行了优化，在满足强度、位移、发散速度和颤振速度等约束条件的前提下，以铺层厚度为设计量，对结构进行重量最小化设计；研究表明：弯曲变形严重影响最终的优化重量，是设计大展弦比复合材料机翼结构时应该重点考虑的问题；按照应力设计准则对这类结构进行设计，往往很难满足弯曲变形的要求。Guo[11]则采用基于梯度的确定性优化方法，使复合材料机翼的颤振速度提高了30%，并实现了减重。Kameyama 和 Fukunage[12]则采用遗传算法对复合材料机翼进行了气动弹性剪裁优化。然而，以上气动弹性剪裁优化设计仅限于对复合材料材料铺层角度和铺层厚度的优化，而且未考虑铺层的连续性。为此，Seresta 等[13]将铺层角度和总厚度作为优化变量，并考虑了铺层的连续性，采用混合约束方法对复合材料机翼进行了铺层优化设计，研究表明该方法可得到一种相对安全的设计，并实现了减重。

实际上，复合材料机翼结构设计包括结构方案布局设计、结构细节设计和铺层设计等多个方面，与一般的金属机翼结构优化相比，复合材料机翼优化具有研究对象复杂、计算耗费大、涉及学科多、设计变量多、约束条件多且复杂等特点。针对以上问题，程文渊等[14]提出了基于分布式计算和遗传算法的复合材料机翼优化设计方法，研究表明该方法可解决大展弦比复合材料机翼副翼和舵面操纵反效问题。Hansen 和 Horst[15]提出了一种多级优化方法，在顶级使用进化策略驱动拓扑参数，在次级使用基于梯度的确定性优化方法，实现了复合材料机翼布局、材料和尺寸的优化。同样采用多级优化方法，Kim 等[16]则在第一级采用响应面法对机翼的扭转刚度和颤振速度进行优化，在第二级采用遗传算法对铺层厚度和铺层角度进行了优化，研究表明：第一级优化可使颤振速度提高 13%～15%，第二级优化结果可考虑失效裕度和剪心位置。Yin 和 Yu[17]基于多目标优化，考虑制造成本、结构重量和力学性能，采用两级优化方法对复合材料机翼进行了优化设计，研究表明该方法可找到帕累托最优解，并根据帕累托最优解得到制造成本与机翼结构重量之间的平衡。Zhao 等[18]、Liu 和 Toropor[19]也采用两级优化策略，以承载效率为目标，对机翼的铺层顺序和铺层厚度进行了优化。为了进一步减少设计变量和提高优化设计效率，An 等[20]基于锥形模型，提出了一种单级复合材料结构优化方法，与传统的多级优化设计方法相比，该方法引入铺层组作为设计变量，这极大地减少了设计变量的数目，提高了分析速度，这对大尺寸复合材料结构尤其适用。另外，该方法可便捷地对铺层厚度和铺层顺序进行优化，由于考虑了铺层的连续性，极大地降低了应力集中和生产难度。

整体成型可获得优异的力学性能，目前在飞机复合材料结构上应用越来越多。复合材料机翼是一个复杂的系统，如何选用合理的系统综合效能评估方法对机翼进行优化设计，是复合材料机翼设计的关键。以上文献中的研究大多是基于传统成型工艺的复合材料机翼优化设计与制备，很少涉及整体成型机翼的优化设计，并且在优化设计中主要对铺层顺序和铺层厚度进行优化。然而，铺层优化无法改变结构的布局形式，因此，对于一个布局不合理的结构，其无法从根本上改善设计。实际上，结构方案的优劣直接决定了机翼的承载效率，而结构细节优化和铺层优化则能进一步改善机翼的力学性能。考虑成型工艺的因素，复合材料铺层很难做到任意角度优化，故在薄壁结构中，铺层优化对结构的承载影响并不明显。因此，从某种程度上来说，结构方案与结构细节优化对提高机翼承载效率更为重要。为此，本文中采用多级优化方法，在给定的设计条件下，分别基于单因素的效能评估和灰关联度的综合效能评估，对复合材料机翼的结构布局进行优化设计。

1　设计条件与结构布局

复合材料模型机翼的结构外形如图 1(a)所示，整个机翼由左翼、右翼、中央翼和翼梢小翼组成，图 1(b)为机翼的最大和最小截面。机翼性能通过三点弯曲试验来考核，以载荷重量比为标准，最大位移不得超过 50.8 mm，若加载点位移超过 50.8 mm机翼仍未破坏，则按位移为 50.8 mm 时的载荷作为最终的承载。在以上限定条件下进行机翼内部结构设计与铺层设计。芯材采用 ROHA-

CELL®51 IG/IG－F 泡沫，增强体采用 USN125B 碳纤维预浸料，其材料力学性能参数如表 1 所示。表中：E_1 为 1 方向的拉伸模量；E_2 为 2 方向的拉伸模型；ν_{12} 为泊松比；G_{12} 为面内剪切模量；X_t 为 1 方向的拉伸强度；Y_t 为 2 方向的拉伸强度；τ_{12} 为面内剪切强度；τ_{13} 和 τ_{23} 为层间剪切强度；t 为单层厚度。

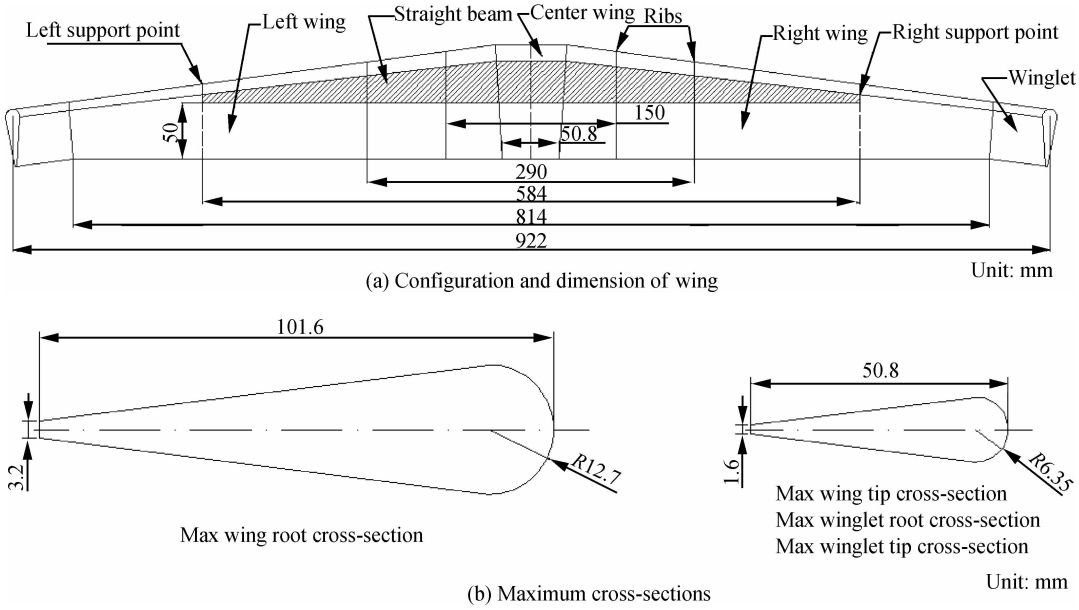

图 1　机翼外形尺寸

Fig. 1　Configuration and dimensions of wing

表 1　ROHACELL®51 IG/IG－F 泡沫和 USN125B 碳纤维复合材料力学性能参数

Table 1　Mechanical property parameters of ROHACELL®51 IG/IG－F foam and USN125B carbon composites

Material	E_1/GPa	E_2/GPa	ν_{12}	G_{12}/GPa	X_t/MPa	Y_t/MPa	τ_{12}/MPa	τ_{13}/MPa	τ_{23}/MPa	t/mm
Composite	140	7.1	0.3	4.5	1 385	22	80	63	63	0.122
Foam	0.07		0.3		1.9		0.8			

复合材料机翼设计主要包括机翼内部结构方案设计、结构细节设计和铺层设计 3 个方面。机翼内部结构的布局决定了机翼的刚度与承载效率，因此，应首先确定机翼的结构形式，然后再进行铺层和结构的细节设计。由于翼梢小翼不承载，因而主要对两支点间的主翼进行设计。根据机翼的外形设计了如图 2(a)～图 2(g)所示的 7 种机翼内部结构，图 2(a)为蒙皮-夹芯结构，采用泡沫芯来保持机翼外形，表面铺覆碳纤维蒙皮；图 2(b)在第一种结构基础上增加了腹板；图 2(c)对蒙皮进行了局部加厚，但去掉了腹板，即在机翼靠近前缘处沿翼展方向增加了两根矩形宽筋，矩形筋的位置如图 1(a)所示；图 2(d)～图 2(g)为梁式结构机翼，分别采用后 C 型梁、前 C 型梁、双 C 型梁和工字梁结构，翼梁凸缘的位置与矩形筋相同(如图 1(a)所示)。蒙皮-腹板和蒙皮-加筋机翼用于考察梁腹板和梁凸缘对机翼承载能力的影响，4 种梁式机翼用于考察不同梁结构以及布局对机翼承载效率的影响。为考察翼肋对机翼承载效率的影响，对前 C 型梁结构，同时计算了加肋与不加肋的情况，翼肋位置如图 1(a)所示。这样，共对 8 种机翼进行比较，采用 ABAQUS 有限元软件进行分析计算。由于机翼为对称结构，进行三点弯曲试验时，支点至小翼部分对分析结果无影响，故建立如图 3 所示的有限元模型，将试验中的加载端施加固支约束，在相应的支点处进行加载，模拟机翼的三点弯曲试验，这样，将有限元分析时施加的载荷乘以 2 即为机翼的实际承载。虽然泡沫不承担主要载荷，但相对较厚，能显著提高机翼刚度和屈曲载荷，因此，采用三维实体单元模拟泡沫较为合理；与全积分单元 C3D20 相比，采用 20 节点缩减积分三维实体单元 C3D20R 模拟泡沫可得到精确的应力和应变分析结果和更高的计算效率。由于复合材料蒙皮承担主要载荷，且厚度相对较薄，因此，宜采用 S8R 壳单元模拟蒙皮。机翼的铺层方案如表 2 所示，其中纤维 0°向沿翼展方向，纤维 90°向沿机翼弦向。

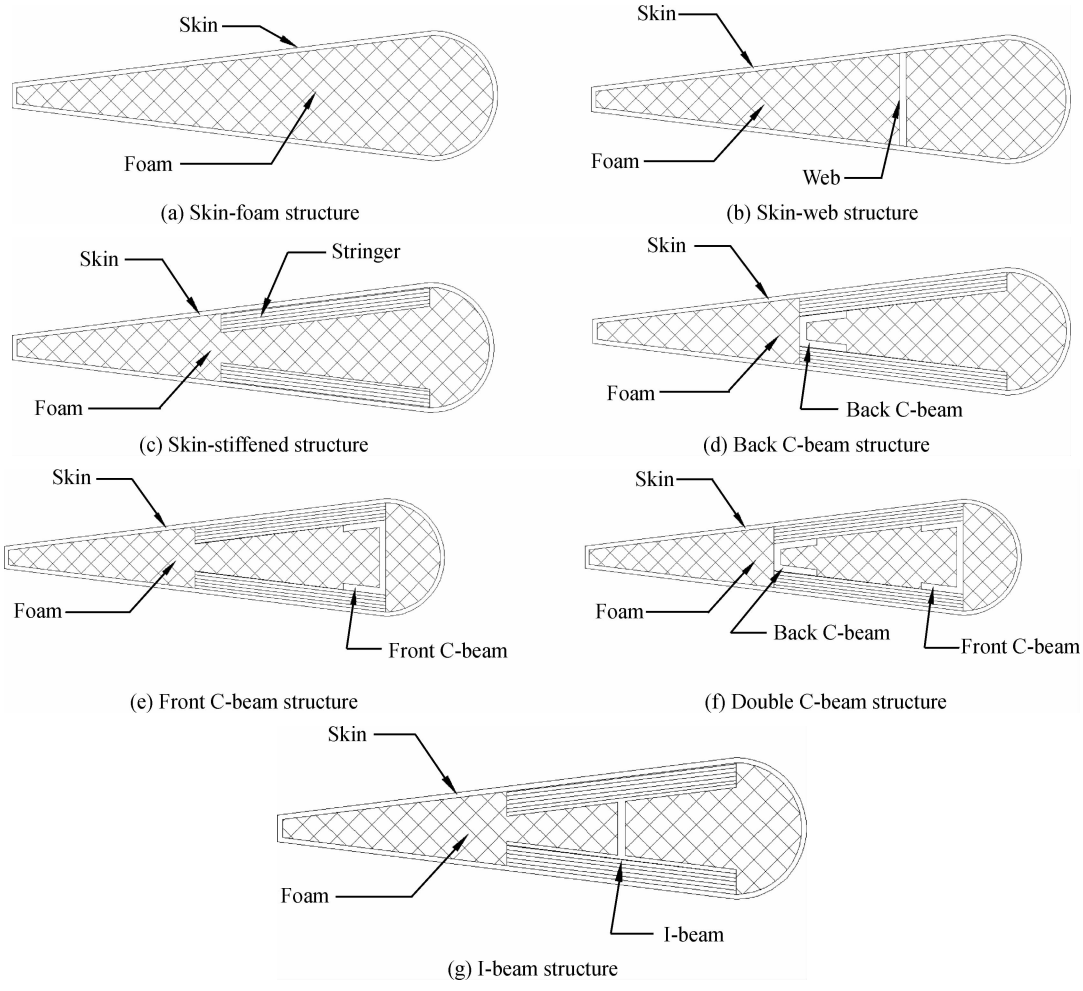

图 2　机翼截面设计

Fig. 2　Wing cross-section design

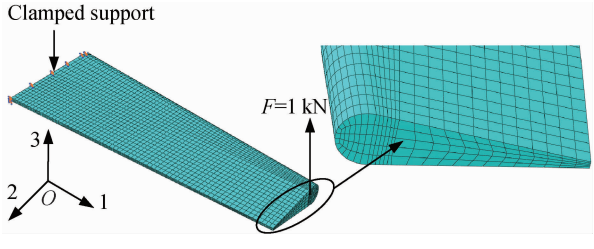

图 3　机翼三维有限元模型

Fig. 3　3D finite element model of wing

表 2　主翼铺层方案

Table 2　Layup scheme of main wing

Location	Layup
Skin	[45/−45/0/45/−45/0]
Web and rib	$[45/-45/45/-45/45/-45]_s$
Flange and stringer	$[0_3/45/0_3/-45/0_3/45/0_2/-45/0]_s$

2　机翼优化设计

2.1　基于单因素的效能评估

在不考虑多种因素相互影响的情况下，机翼设计主要考虑其刚度、强度和稳定性。定义以下变量作为比较机翼刚度和稳定性承载效率的准则：

$$\begin{cases}\Delta_1 = \dfrac{p_{cr}}{m} \\ \Delta_2 = \dfrac{F\bar{U}}{mU}\end{cases} \tag{1}$$

式中：Δ_1 为屈曲效率（$N \cdot g^{-1}$），即单位质量承受的失稳载荷，Δ_1 越大则结构抗失稳效率越高；Δ_2 为刚度效率（$N \cdot g^{-1}$），Δ_2 越大则刚度效率越好；p_{cr} 为屈曲载荷（N）；m 为机翼质量（g）；U 为位移（mm）；$\bar{U}$ 为限定的最大位移，这里 $\bar{U}=50.8$ mm；F 为计算时所加外载荷，这里 $F=1$ kN。

为了比较的方便，将计算得到的 Δ_1 和 Δ_2 做归一化处理：

$$\Delta'_{1,i} = \frac{\Delta_1^i}{\sum_{i=1}^{n}\Delta_1^i},\ \Delta'_{2,i} = \frac{\Delta_2^i}{\sum_{i=1}^{n}\Delta_2^i} \tag{2}$$

式中：Δ_1^i 和 Δ_2^i（$i=1,2,\cdots,8$）分别为机翼的屈曲效

率和刚度效率。表 3 给出了 8 种机翼的屈曲效率和刚度效率比较，对比蒙皮-夹芯、蒙皮-腹板和蒙皮-加筋机翼，可知腹板对机翼的屈曲载荷和刚度影响很小，而沿展向的加强筋则对提高机翼刚度和稳定性非常有效。对比蒙皮-加筋与梁式结构机翼，可知在有梁凸缘的情况下，增加腹板对提高刚度和稳定均是有利的。从刚度效率来看，工字梁机翼的效率最高，其次是后 C 型梁机翼，蒙皮-夹芯机翼的刚度效率最低。梁式结构机翼和蒙皮-加筋机翼的刚度效率比蒙皮-夹芯和蒙皮-腹板机翼的高了近一倍；而它们的屈曲效率则高了两倍多。对比加肋与不加肋的情况，可知，加肋对提高屈曲效率是有利的，但对刚度效率则是相反。机翼主要靠复合材料上下蒙皮来承受弯矩，机翼前后缘则主要传递剪力，机翼失稳主要由上蒙皮受压造成，故对上下蒙皮进行局部补强（即加筋或加梁）可大幅度提高蒙皮的承载；随着蒙皮承载能力的提高，机翼前后缘传递剪力的能力相对较弱，这时增加腹板则对机翼刚度和稳定性效率有利。翼肋是机翼的横向构件，对机翼的承弯能力影响不大，但相当于对蒙皮或翼梁增加了约束，故可提高屈曲载荷。综上所述，考虑刚度和稳定性效率，工字梁机翼均为最优设计。

表 3　8 种机翼的屈曲效率和刚度效率比较

Table 3　Comparison of buckling efficiency and stiffness efficiency of eight wings

Structure mode	m/g	Δ_1 /(N·g^{-1})	Δ'_1	Δ_2 /(N·g^{-1})	Δ'_2
Skin - foam	73.40	19.879	0.043	37.840	0.071
Skin - web	84.88	20.732	0.045	38.587	0.073
Skin - stiffened	147.49	66.819	0.145	70.609	0.133
Back C-beam	157.25	69.749	0.151	78.813	0.149
Front C-beam	160.71	70.257	0.153	73.631	0.139
Double C-beam	170.47	68.874	0.150	77.403	0.146
I-beam	158.96	73.754	0.160	80.579	0.152
Front C-beam with rib	165.30	70.605	0.153	71.837	0.136

考虑强度的情况下，机翼在三点弯曲下的破坏形式主要有泡沫失效、蒙皮前缘剪切破坏、蒙皮拉伸或压缩破坏以及翼梁破坏等。不同结构形式的机翼其破坏形式不同，为此，定义以下变量作为评价机翼静强度承载效率的准则：

$$\begin{cases}\Delta_3 = \dfrac{F\sigma_{\mathrm{t}}^{0^\circ}}{mS_{11}} \\ \Delta_4 = \dfrac{FS}{mS_{12}} \\ \Delta_5 = \dfrac{F\tau}{m\sigma_{\mathrm{eqv}}}\end{cases} \tag{3}$$

式中：Δ_3 为蒙皮拉压破坏时的承载效率（N·g^{-1}）；Δ_4 为蒙皮前缘剪切破坏时的承载效率（N·g^{-1}）；Δ_5 为泡沫剪切失效时的承载效率（N·g^{-1}）；S_{11} 为蒙皮最大拉伸或压缩正应力（MPa）；S_{12} 为蒙皮前缘最大纵横剪切应力（MPa）；σ_{eqv} 为泡沫最大等效应力(MPa)；$\sigma_{\mathrm{t}}^{0^\circ}$ 为 USN125B 复合材料的 0°拉伸强度（MPa）；S 为 USN125B 复合材料的纵横剪切强度（MPa）；τ 为泡沫剪切强度（MPa）。

将计算得到的 Δ_3、Δ_4 和 Δ_5 做归一化处理：

$$\begin{cases}\Delta'_{3,i} = \dfrac{\Delta_3^i}{\sum\limits_{i=1}^{n}\Delta_3^i} \\ \Delta'_{4,i} = \dfrac{\Delta_4^i}{\sum\limits_{i=1}^{n}\Delta_4^i} \\ \Delta'_{5,i} = \dfrac{\Delta_5^i}{\sum\limits_{i=1}^{n}\Delta_5^i}\end{cases} \tag{4}$$

式中：Δ_3^i、Δ_4^i 和 Δ_5^i（$i=1,2,\cdots,8$）为机翼的静强度效率。表 4 给出了 8 种机翼的静强度承载效率比较，可知，从蒙皮承载效率来看，蒙皮-加筋和梁式结构机翼比蒙皮-夹芯和蒙皮-腹板机翼高一倍左右；此外，8 种机翼的泡沫承载效率均低于其相应的复合材料的承载效率，可知在加载过程中泡沫将会先于复合材料破坏。对于没有腹板的情况，泡沫的破坏将使剪力完全由蒙皮前、后缘来传递，这将导致蒙皮提前出现破坏，因而其承载效率应由泡沫决定。在有腹板的情况下，剪力主要通过腹板来传递，由于弯曲正应力主要由蒙皮和梁凸缘承担，因

表 4　8 种机翼静强度承载效率比较

Table 4　Comparison of strength efficiency of eight wings

Structure mode	Δ_3 /(N·g^{-1})	Δ'_3	Δ_4 /(N·g^{-1})	Δ'_4	Δ_5 /(N·g^{-1})	Δ'_5
Skin - foam	14.357	0.072	17.397	0.071	13.755	0.098
Skin - web	14.100	0.071	18.643	0.076	9.260	0.066
Skin - stiffened	25.063	0.125	33.456	0.136	18.469	0.132
Back C-beam	27.466	0.137	36.916	0.150	27.048	0.193
Front C-beam	30.179	0.151	33.565	0.136	13.039	0.093
Double C-beam	30.423	0.152	35.503	0.144	12.790	0.091
I-beam	30.320	0.152	40.614	0.165	29.427	0.210
Front C-beam with rib	27.877	0.140	30.065	0.122	16.534	0.118

而泡沫破坏对承载影响不大，可认为承载由蒙皮(或翼梁)决定。由此可知，双 C 型梁结构的承载效率最高，其次分别为工字梁和前 C 型梁结构，但这 3 种结构的承载效率非常接近，承载效率最差的是蒙皮-夹芯机翼。但是，双 C 型梁结构的泡沫承载效率很低；相反，后 C 型梁和工字梁机翼的泡沫承载效率与蒙皮承载效率很接近，这两种结构的材料性能均可得到充分发挥。并且，从蒙皮前缘承剪和泡沫承剪效率来说，工字梁结构最好，其次为后 C 型梁结构。因此，综合考虑蒙皮抗拉和抗压承载效率、蒙皮承剪和泡沫承剪效率，工字梁机翼的强度效率最好。

综上所述，尽管双 C 型梁机翼具有最好的蒙皮抗拉、压承载效率，但工字梁机翼蒙皮承拉、压效率仅比双 C 型梁略低，而蒙皮承剪和泡沫承剪效率则比双 C 型梁要好很多；从刚度和稳定性来说，工字梁为最优结构；从工艺上考虑，双 C 型梁需要成型两个腹板，工艺更为复杂，而工字梁机翼则相对简单；综合考虑力学性能和工艺性，选用工字梁机翼作为最优设计方案。

2.2　基于灰关联度的综合效能评估

基于单因素的效能评估无法综合考虑多个指标共同作用下的最优方案。实际上，复合材料机翼的破坏模式是多种多样的，不同的破坏方式会造成不同的结构刚度下降，甚至直接导致机翼丧失承载能力。单因素只能通过经验来选择最重要的因素作为评估指标，再人为的综合考虑其他指标来做出最优选择，由此做出来的选择并不一定是最优的系统综合效能。从 2.1 节结果看出，从刚度和稳定性来看，工字梁机翼效果最好；但从蒙皮承受拉、压载荷破坏来看，则是双 C 型梁机翼效率最高，这时就需要综合考察各个指标的权重进行优化。机翼结构综合效能评估是一个多目标与多学科的综合优化问题，分系统各性能指标之间，以及各分系统效能之间往往互相影响和互为因果，难以采用单一性能指标评价系统或分系统效能。因此，必须综合考虑所有主要性能指标或主要效能，进行多目标或多学科的定量评判，为机翼优化设计提供定量参考。灰色系统研究的是部分信息明确、部分信息未知的小样本、贫信息和不确定性的系统，它通过对已知部分信息的生成去开发了解、认识现实世界，着重研究外延明确、内涵不明确的对象[21]，目前常被用作多目标优化的理论基础。灰色系统理论中的灰关联分析法不需考虑各指标的权重，具有数据少(每一序列可以少到 3 个数据)、不必考虑数据的分布及计算简便的特点，在优化评估方面得到了广泛应用[22-23]。为此，本节采用灰关联度算法，对 8 种机翼进行综合效能评估，并选出最优方案。

灰关联评估是以关联程度作为衡量尺度，对比分析序列曲线几何形状的相似程度，几何形状越接近，相应序列之间的关联度就越大，反之则越小。参考文献[21]，各效能的评价指标可表述为序列：

$$\boldsymbol{X}_i = [X_i(1) \quad X_i(2) \quad \cdots \quad X_i(n)] \tag{5}$$

式中：$i(i = 1, 2, \cdots, m)$ 为方案序号；n 为效能指标数；则 m 个备选方案的原始指标构成决策矩阵：

$$\boldsymbol{X} = [X_1 \quad X_2 \quad \cdots \quad X_m]^{\mathrm{T}} \tag{6}$$

为进行综合效能对比评估，需要将各效能指标序列初值化，取 X_1 方案序列作为基准，其余的设计方案与基准方案进行比较，而获得各性能指标的比较序列：

$$\boldsymbol{x}_i = [x_i(1) \quad x_i(2) \quad \cdots \quad x_i(n)] \tag{7}$$

式中：

$$x_i(j) = \frac{X_i(j)}{X_1(j)} \quad (j = 1, 2, \cdots, n) \tag{8}$$

根据灰色系统理论，选取各比较序列中各指标最优值，构造参考序列 $x_0(j)$，当第 j 项指标越大

越优时，则取各方案中该指标的最大值为最优值；反之，则取最小值。计算差列：

$$\Delta_i(j) = |x_0(j) - x_i(j)| \tag{9}$$

并确定差列的 2 级最大、最小值，即分别对应于全部差值序列中的最大值与最小值：

$$\Delta_{\min} = \min_i \min_j \Delta_i(j) \tag{10}$$

$$\Delta_{\max} = \max_i \max_j \Delta_i(j) \tag{11}$$

于是，便可计算灰关联系数 $[\gamma(x_0(j), x_i(j))]$ 及灰关联度 $[\gamma(x_0, x_i)]$：

$$[\gamma(x_0(j), x_i(j))] = \left[\frac{\Delta_{\min} + \zeta\Delta_{\max}}{\Delta_i(j) + \zeta\Delta_{\max}}\right] \tag{12}$$

$$[\gamma(x_0, x_i)]_{m\times 1} = \left[\frac{1}{n}\sum_{j=1}^{n}\gamma(x_0(j), x_i(j))\right]_{m\times 1} \tag{13}$$

式中：$\zeta \in [0,1]$ 为分辨系数，一般按最少信息原理取为 0.5，即 $\zeta = 0.5$[21]。将灰关联度排序，值越大表示与参考序列接近程度越高，即越接近最优，便可获得各效能评估的最佳方案。

根据表 3 和表 4，选用 5 个效率作为指标，5 个指标均为越大越优。由式(8)计算 8 种机翼方案的比较序列，并选取比较序列中指标最优的值构造参考序列表 5，由式(9)计算差列(如表 6 所示)，选取表中最大值、最小值得到 2 级最大值、最小值：$\Delta_{\max} = 2.710$，$\Delta_{\min} = 0$。

选取 $\zeta = 0.5$，计算灰关联系数 $[\gamma(x_0(j), x_i(j))]$ 和灰关联度 $[\gamma(x_0, x_i)]$ 分别为

$$[\gamma(x_0(j), x_i(j))] = \begin{bmatrix} 0.333 & 0.545 & 0.548 & 0.504 & 0.543 \\ 0.337 & 0.550 & 0.544 & 0.518 & 0.480 \\ 0.795 & 0.837 & 0.784 & 0.767 & 0.630 \\ 0.871 & 0.967 & 0.868 & 0.864 & 0.887 \\ 0.885 & 0.881 & 0.988 & 0.769 & 0.532 \\ 0.847 & 0.942 & 1.000 & 0.822 & 0.528 \\ 1.000 & 1.000 & 0.995 & 1.000 & 1.000 \\ 0.896 & 0.854 & 0.884 & 0.691 & 0.591 \end{bmatrix}$$

$$[\gamma(x_0, x_i)]_{m\times 1} = \left[\frac{1}{n}\sum_{j=1}^{n}\gamma(x_0(j), x_i(j))\right]_{m\times 1} = [0.495 \quad 0.486 \quad 0.763 \quad 0.891 \quad 0.811 \quad 0.828 \quad 0.999 \quad 0.783]^{\mathrm{T}}$$

根据计算结果，灰关联度排序为

$$\gamma(x_0, x_7) > \gamma(x_0, x_4) > \gamma(x_0, x_6) > \gamma(x_0, x_5) > \gamma(x_0, x_8) > \gamma(x_0, x_3) > \gamma(x_0, x_1) > \gamma(x_0, x_2)$$

可知，$\gamma(x_0, x_7)$ 最大，因此，工字梁机翼结构效能水平最高，其次是后 C 型梁机翼，结构效能最差的是蒙皮-腹板机翼。

表 5　机翼比较序列和参考序列

Table 5　Comparison sequence and reference sequence of wings

Structure mode	Δ_1	Δ_2	Δ_3	Δ_4	Δ_5
Skin - foam	1.000	1.000	1.000	1.000	1.000
Skin - web	1.043	1.020	0.982	1.072	0.673
Skin - stiffened	3.361	1.866	1.746	1.923	1.343
Back C-beam	3.509	2.083	1.913	2.122	1.966
Front C-beam	3.534	1.946	2.102	1.929	0.948
Double C-beam	3.465	2.046	2.119	2.041	0.930
I-beam	3.710	2.129	2.112	2.335	2.139
Front C-beam with rib	3.552	1.898	1.942	1.728	1.202
Reference sequence	3.710	2.129	2.119	2.335	2.139

表 6　机翼的差列

Table 6　Difference sequence of wings

Structure mode	Δ_1	Δ_2	Δ_3	Δ_4	Δ_5
Skin-foam	2.710	1.129	1.119	1.335	1.139
Skin-web	2.667	1.110	1.137	1.263	1.466
Skin-stiffened	0.349	0.263	0.373	0.412	0.796
Back C-beam	0.201	0.047	0.206	0.213	0.173
Front C-beam	0.176	0.184	0.017	0.406	1.191
Double C-beam	0.245	0.084	0.000	0.294	1.209
I-beam	0	0	0.007	0	0
Front C-beam with rib	0.158	0.231	0.177	0.607	0.937

2.3　工字梁结构优化

对图 2(g)所示的工字梁机翼，采用图 3 所示的有限元模型，对机翼的工字梁进行结构细节优化。设计了表 7 所示的 4 种凸缘形状方案，表中 B 为凸缘宽度，t 为凸缘厚度，其中方案 1 为变宽度等厚度凸缘，方案 2 为变宽度变厚度凸缘，方案 3 为等宽度等厚度凸缘，方案 4 为等宽度变厚度凸缘。铺层仍采用表 2 所示的铺层方案。4 种凸缘方案的计算结果如图 4 所示，图中显示，方案 1 的凸缘近似于等强度梁，最大应力沿展向逐渐减小，极大值出现在中央翼加载端；方案 2 的最大应力沿展向先增大，在 $x = 153$ 时达到极大值，然后迅速下降；方案 3 和方案 4 的最大应力均沿展向快速减小，方案 3 几乎是线性减小，变化速率较方案 4 大，这两种方案的最大应力也出现在中央翼加载处，均远大于前两种方案。综上所述，方案 1 为最优设计，即凸缘采用

变宽度、等厚度设计。

表 7　梁凸缘形状方案

Table 7　Schemes of flange shape

Scheme No.	Shapes of flange
1	$B=-0.113\,5x+37.5$; $t=3.05$
2	$B=-0.113\,5x+37.5$; $t=-0.011\,88x+3.904$
3	$B=25$; $t=3.05$
4	$B=25$; $t=-0.011\,88x+3.904$

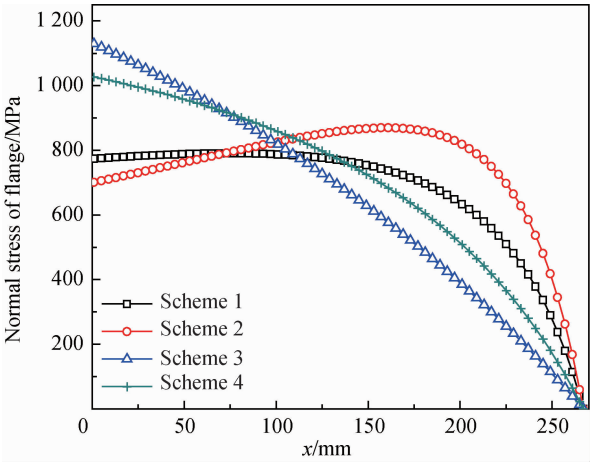

图 4　工字梁机翼凸缘正应力沿展向的变化

Fig. 4　Variation of normal stress of flange along spanwise for I-beam wing

综上所述，采用方案 1 的凸缘形状可获得近似等强度的工字梁，此时的工字梁最大正应力危险截面出现在中央翼加载处。由于梁凸缘主要承受弯矩，因而铺层主要以 0°为主；腹板则主要承受剪力，铺层以±45°为主；蒙皮的前后缘同样要分担一部分剪流，铺层也应以±45°为主。由此，对蒙皮-夹芯机翼、蒙皮-加筋机翼、前 C 型梁机翼和工字梁机翼进行了铺层设计(如表 8 所示)，并对这 4 种结构的机翼进行制备并测试了其三点弯曲力学性能，验证设计方法。

表 8　4 种机翼的铺层设计

Table 8　Layup design of four wings

Location	Layup
Skin	$[45/-45/45/-45/45/-45/0_2]$
Flange	$[0_3/45/0_3/-45/0_3/45/0_2/-45/0]_s$
Web	$[\pm 45]_{3s}$

3　机翼制备与力学验证

整体成型能保证纤维的连续性，可充分发挥纤维的承载能力，避免采用薄弱的层间来传递载荷。本文中采用真空袋法，整体制备了蒙皮-夹芯、蒙皮-加筋、前 C 型梁和工字梁 4 种结构的机翼[7]。其中最复杂的工字梁机翼的主要成型工艺包括工字梁成型和蒙皮成型两个过程。工字梁成型包括泡沫修形、C 梁铺覆、三角区填充、凸缘铺覆和固化成型等过程，蒙皮成型包括工字梁修形、局部补强、蒙皮铺贴和固化成型等过程。具体的固化工艺如下：将模具用真空袋密封并持续抽真空，以不大于 5 ℃/min 的升温速率将模具温度升至 90 ℃并保温 45 min；然后以同样的升温速率将模具温度升至 125 ℃并保温 1 h；自然冷却至室温后脱模，打磨除去产品余料和飞边便可得到如图 5 所示的复合材料模型机翼。

将复合材料模型机翼按图 6 所示的加载方式装夹在材料试验机上，对机翼进行三点弯曲测试，以位移来控制加载，加载速率为 2 mm/min，测试时机翼上翼面保持水平，支点处为点接触，测定形变时采取连续加载，试验机自动记录载荷-位移曲线。图 7 为 4 种机翼的载荷-位移曲线。

图 5　固化后的复合材料模型机翼

Fig. 5　Composite wing model after curing

图 6　机翼装夹

Fig. 6　Assembly of wing and tester

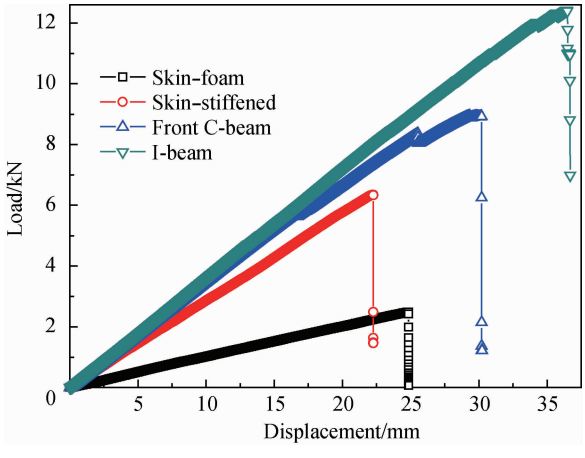

图 7　4 种机翼试验载荷-位移曲线

Fig. 7　Load - displacement curves of four wings

由图 7 可知，工字梁机翼的破坏载荷最大，其次为前 C 型梁机翼，蒙皮-夹芯机翼破坏载荷最小。由图 7 还可看出，梁式机翼的结构刚度比其他两种结构的机翼要大，工字梁机翼和前 C 型梁机翼的刚度很接近，蒙皮-加筋机翼的结构刚度比蒙皮-夹芯机翼有很大的提高，可知，梁凸缘对结构刚度的影响很大，这与前文优化设计结论一致。表 9 为 4 种结构机翼的载荷质量比，由表 9 可知，梁式结构机翼的承载效率远高于其他两种结构机翼的承载效率，工字梁机翼的承载效率最高，其次为前 C 型梁机翼，承载效率最差的为蒙皮-夹芯机翼，4 种机翼的效能排序与采用灰色关联度方法估算的排序完全一致，这证明了本文所采用的综合效能评估模型的正确性和有效性。

表 9　4 种机翼的质量、破坏载荷与载荷质量比

Table 9　Mass, failure load and load-carrying efficiency of four wings

Wing structure	M/g	P/N	$\frac{P}{M}$/ (N·g^{-1})
Skin - foam	238.0	2 487.87	10.453
Skin - stiffened	475.0	6 389.00	13.451
Front C-beam	468.3	8 947.82	19.107
I-beam	489.8	12 496.89	25.514

实际上，由于蒙皮-夹芯机翼采用的是等厚度蒙皮，同等质量下，机翼前缘部分的蒙皮承载效率要比后缘的高，因而，在等厚度蒙皮下，后缘的蒙皮并没有完全发挥其承载效率。其次，由于采用了薄蒙皮设计，因而机翼的刚度较低，这使得在同样的位移限制下，其承载较其他 3 种机翼要低很多。对于蒙皮-加筋机翼，机翼前缘的蒙皮加筋补强后，使得其承受弯曲正应力的能力以及机翼的刚度得到了大幅度提高，蒙皮各部分材料的承载效率均得到了充分发挥；但是剪力只能通过机翼前、后缘和泡沫来传递，由于前后缘的蒙皮未加厚，与承弯能力相比，机翼的承剪能力不足，因而导致其承载效率未能得到显著提高。而对于梁式结构机翼，由于截面形成了 2 个封闭腔体，机翼的扭转刚度得到大幅度提升，并且腹板能承担大部分的剪流，上蒙皮的载荷可直接通过腹板传递到下凸缘，这样，机翼的承弯和承剪效率均得到了充分的发挥，故其承载效率较蒙皮-夹芯和蒙皮-加筋机翼要高很多。综上可知，通过凸缘来提高机翼的承弯能力和弯曲刚度，通过腹板来提高机翼的承剪能力和扭转刚度，将机翼的承弯能力和承剪能力相匹配，便可充分发挥机翼各部分材料的效率，从而获得较高的承载效率。

4　结　论

（1）灰关联度综合效能评估方法综合考虑了机翼的强度、刚度和稳定性效率，克服了单因素方法的人为因素，为机翼优化设计提供定量参考。其评估结果表明：工字梁机翼结构效能水平最高，其次是后 C 型梁机翼，结构效能最差的是蒙皮-腹板机翼；工字梁的凸缘采用变宽度等厚度的设计方案可以获得近似等强度梁结构，此时的工字梁最大正应力危险截面出现在中央翼加载处。

（2）试验结果表明：梁式结构机翼的承载效率远高于其他两种结构机翼的承载效率，工字梁结构机翼的承载效率最高，其次为前 C 型梁机翼，承载效率最差的为蒙皮-夹芯机翼，4 种机翼的效能排序与采用灰色关联度方法估算的排序完全一致。这证明了此综合效能评估模型的正确性和有效性。

参考文献：

[1] 杨乃宾. 新一代大型客机复合材料结构[J]. 航空学报，2008，29(3)：596-609.
Yang Naibin. Composite structures for new generation large commercial jet [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica，2008，29(3)：596-609.

[2] Ahopelto E. Application of low temperature curing prepregs and vacuum bag molding technique to the manufacturing of a composite wing，AIAA - 1986 - 1019 [R]. Reston：AIAA，1986

[3] Anderson T C，Holzwarth R C. Design and manufacture of low-cost composite-bonded wing，AIAA - 1998 - 1870 [R]. Reston：AIAA，1998.

[4] Klein D J，Kosmatka J B. Novel designs and manufacturing processes of composite wings for small unmanned aircraft，AIAA - 2008 - 2249 [R]. Reston：AIAA，2008.

[5] Musicman A，Reinert H. Composite wing/fuselage integral concept，AIAA - 1980 - 0744 [R]. Reston：AIAA，1980.

[6] Teufel P，Maxwell M，Gardiner R. Low cost composite manufacturing method for a general aviation aircraft wing，AIAA - 2003- 2768 [R]. Reston：AIAA，2003.

[7] 罗楚养，益小苏，李伟东，等. 整体成型复合材料模型机翼设计、制造与验证 [J]. 航空材料学报，2011，31(4)：69-76.
Luo Chuyang，Yi Xiaosu，Li Weidong，et al. Design，manufacturing and testing of composite wing model via integral forming process [J]. Journal of Aeronautical Materials，2011，31(4)：69-76.

[8] 白江波，熊峻江，李雪芹，等. 复合材料机翼整体成型技术研究[J]. 复合材料学报，2011，28(3)：185-191.
Bai Jiangbo，Xiong Junjiang，Li Xueqin，et al. Research on processing technology of integral composite wing [J]. Acta Materiae Compositae Sinica，2011，28(3)：185-191.

[9] Wan Z Q，Yan C，Liu D G，et al. Aeroelastic analysis and optimization of high-aspect-ratio composite forward-swept wings [J]. Chinese Journal of Aeronautics，2005，18(4)：317-325.

[10] 万志强，杨　超. 大展弦比复合材料机翼气动弹性优化[J]. 复合材料学报，2005，22(3)：145-149.
Wan Zhiqiang，Yang Chao. Aeroelastic optimization of a high-aspect-ratio composite wing [J]. Acta Materiae Compositae Sinica，2005，22(3)：145-149.

[11] Guo S J. Aeroelastic optimization of an aerobatic aircraft wing structure [J]. Aerospace Science and Technology，2007，11(5)：396-404.

[12] Kameyama M，Fukunaga H. Optimum design of composite plate wings for aeroelastic characteristics using lamination parameters [J]. Computers & Structures，2007，85(3-4)：213-224.

[13] Seresta O，Gürdal Z，Adams D B，et al. Optimal design of composite wing structures with blended laminates [J]. Composites：Part B，2007，38(4)：469-480.

[14] 程文渊，常　艳，崔德刚，等. 基于分布式计算的复合材料机翼优化设计[J]. 复合材料学报，2007，24(1)：167-171.
Cheng Wenyuan，Chang Yan，Cui Degang，et al. Composite wing optimization design based on distributed computing [J]. Acta Materiae Compositae Sinica，2007，24(1)：167-171.

[15] Hansen L U，Horst P. Multilevel optimization in aircraft structural design evaluation [J]. Computers & Structures，2008，86(1-2)：104-118.

[16] Kim T，Lim J，Shin S，et al. Structural design optimization of a tiltrotor aircraft composite wing to enhance whirl flutter stability [J]. Composite Structures，2013，95：283-294.

[17] Yin H L，Yu X Q. Integration of manufacturing cost into structural optimization of composite wings [J]. Chinese Journal of Aeronautics，2010，23(6)：670-676.

[18] Zhao Q，Ding Y，Jin H. A layout optimization method of composite wing structures based on carrying efficiency criterion [J]. Chinese Journal of Aeronautics，2011，24(4)：425-433.

[19] Liu D，Toropov V V. A lamination parameter-based strategy for solving an integer-continuous problem arising in composite optimization [J]. Computers & Structures，2013，128：170-174.

[20] An W，Chen D，Jin P. A single-level composite structure optimization method based on a blending tapered model [J]. Chinese Journal of Aeronautics，2013，26(4)：943-947.

[21] 邓聚龙. 灰色系统基本方法[M]. 武汉：华中科技大学出版社，2005：35-75.
Deng Julong. The primary methods of grey system theory [M]. Wuhan：Huazhong University of Science & Technology Co.，Ltd.，2005：35-75.

[22] 游思明，熊峻江，晏　青，等. 飞行器气动-隐身综合性能评估的灰关联度分析模型[J]. 航空学报，2010，31(7)：1338-1350.
You Siming，Xiong Junjiang，Yan Qing，et al. Novel grey model to evaluate aerodynamic and stealth combination property [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica，2010，31(7)：1338-1350.

[23] 汪文君，熊峻江，罗楚养. 飞行器系统效能评估的改进模糊方法研究[J]. 航空计算技术，2011，41(4)：8-12.
Wang Wenjun，Xiong Junjiang，Luo Chuyang. System effectiveness rating for aircraft based on grey correlation degree methodology and fuzzy approach [J]. Aeronautical Computing Technique，2011，41(4)：8-12.