基于复合材料的高余压座舱设计

高海朋 刘 猛 王 浚

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 面对我国军机座舱余压偏低现象,设计高余压座舱实现高工效、舒适座舱环境.为解决座舱质量和环境工效之间的矛盾,选用复合材料代替目前铝合金材料,应用 First-Order Radio 优化算法实现优化.目前座舱余压 40 kPa,为提高工效,余压提高到 55 kPa,余压值增加 37.5%,座舱质量反减轻 26.1%,使得矛盾得到协调.基于描述材料特性的本构关系,建立分析材料性能参数对结构影响的有限元模型,并将灵敏度分析 Morris 算法引入模型参数分析中,结果表明,影响结构的主要参数是蒙皮及环向加强筋的弹性模量和泊松比.基于分析结果对材料设计提出了一些建议.所得结论可为高余压座舱设计提供参考.

关 键 词: 复合材料座舱; 高余压座舱; 环境工效; 座舱质量; 材料参数; 灵敏度分析

中图分类号: V 223

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2014)01-0099-05

Design of high overpressure cockpit based on composite material

Gao Haipeng Liu Meng Wang Jun

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

Abstract: In the face of the phenomenon of low overpressure of military airplane cockpits in our country, the design thought of high overpressure cockpits was proposed to realize high work efficiency and comfortable cockpit environment. To solve the contradiction between cockpit weight and environmental efficiency, a solution of using composite material to replace aluminium alloy was put forward and then the cockpit optimization was performed by means of the First-Order Radio optimization algorithm. The overpressure value increased by 37.5% from 44 kPa to 55 kPa, and the cockpit weight decreased by 26.1%. Based on the constitutive relation describing material properties, finite element models analyzing the effect of material property parameters on structures were established, also, sensitivity analysis algorithm of Morris was introduced to model parameters analysis. The results show that the major parameters that affect structures are elasticity modulus and Poisson ratio of skin and circumferential reinforcing ribs. And then some suggestions about material design were proposed based on analysis results and the conclusion can provide reference for the design of high overpressure cockpit.

Key words: composite material cockpit; high overpressure cockpit; environmental efficiency; cockpit weight; material parameters; sensitivity analysis

各国战机座舱余压在设计原理上大同小异,但采用的数值标准互有差异,如前苏联米格系列余压 29.4 kPa、苏-27 余压 34.4 kPa;美国 F 系列余压 34.4 kPa;英国鹞式余压 24.5 kPa;法国幻影余压 29.4 kPa;我国座舱余压 29.4 kPa[1]. 可以看出,美国座舱余压较英、法、俄等国家座舱余压要高.从俄罗斯(前苏联)压力调节系统来分析,米格 19、米格 21 等第二代战斗机余压为 29.4 kPa,苏-27 第三代战斗机为保证飞行员执行战斗任务的舒适性、创造好的飞行条件,在结构设计

收稿日期: 2013-03-25; **网络出版时间**: 2013-09-11 09:15

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20130911.0915.007.html

作者简介: 高海朋(1984 -),男,河北吴桥人,博士生,ghphpg@sina.com.

时,提高了座舱结构强度,将座舱余压设计为34.4 kPa,比歼七、歼八余压29.4 kPa提高了5 kPa,与美F-16和F-18一致[2].另外,俄罗斯轰炸机采用双余压为39.2 kPa和19.6 kPa;英国轰炸机为62.7 kPa和27.4 kPa;美国轰炸机为34.3 kPa和18.6 kPa,特别地,美国B-52轰炸机采用的双余压为51.6 kPa和31 kPa,美B-70轰炸机余压最大值可达72.7 kPa;我国采用双余压为39.2 kPa和19.6 kPa[3].

我国座舱余压偏低,工效问题引起人们重视,设计高余压座舱实现高工效、舒适座舱环境.但飞机座舱设计需追求最优质量,以降低能耗、增强机体灵活性[4].设计高余压座舱,会导致质量增加,影响机动性和经济性[5].为解决质量和环境工效之间的矛盾,采用材料替代,并对复材座舱进行优化,使矛盾得到协调.

为对高余压座舱设计做进一步研究,基于本构关系,建立座舱有限元模型.借助灵敏度分析Morris算法,对材料参数对结构的影响进行分析.

1 座舱参数化建模

1.1 材料参数与评估准则

座舱材料选取T300/4211,单向层压板纵向拉伸强度 $X_t = 1\,415$ MPa,纵向压缩强度 $X_c = 1\,232$ MPa,横向拉伸强度 $Y_t = 35$ MPa,横向压缩强度 $Y_c = 157$ MPa,剪切强度 $S = 63.9$ MPa,纵向模量 $E_1 = 126$ GPa,横向模量 $E_2 = 8$ GPa,泊松比 $\nu_1 = 0.33$,纵横剪切模量 $G_{12} = 3.7$ GPa,密度 $\rho = 1.8 \times 10^3$ kg/m^3 [6].

复材结构应力情况复杂,要考虑各种耦合影响,强度判断采用Tsai-Wu失效准则,表达式[7]为

$$F_{11}\sigma_1^2 + 2F_{12}\sigma_1\sigma_2 + F_{22}\sigma_2^2 + F_{66}\sigma_6^2 + F_1\sigma_1 + F_2\sigma_2 = 1 \quad (1)$$

式中,$F_{11} = \dfrac{1}{X_tX_c}$;$F_{22} = \dfrac{1}{Y_tY_c}$;$F_{66} = \dfrac{1}{S^2}$;$F_1 = \dfrac{1}{X_t} - \dfrac{1}{X_c}$;$F_2 = \dfrac{1}{Y_t} - \dfrac{1}{Y_c}$;$F_{12} = -\dfrac{1}{2}\sqrt{F_{11}F_{22}}$;$\sigma_6 = \tau_{12}$.

1.2 优化模型

选座舱在已知余压作用下,结构质量最小为目标函数,选用First-Order Radio算法进行优化.座舱总长度2.3 m,外直径1.8 m.座舱由蒙皮、环向加强筋和轴向加强筋组成.据层合板设计原则,确定蒙皮铺层顺序为$[0/45/-45/90]_s$,加强筋铺层顺序为$[0/45/-45/90]_{3s}$.以各层厚度为优化参数,取应力和位移为状态参量.初始值:蒙皮厚度 $d = 3$ mm,环向筋截面尺寸50 mm × 5 mm,轴向筋截面尺寸25 mm × 5 mm.座舱施加对称边界条件,建立有限元模型(图1).

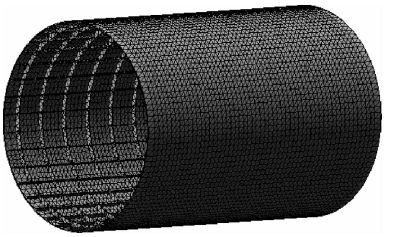


图1 座舱有限元模型

2 优化结果与曲线对比

2.1 优化结果

对参数化座舱模型施加55 kPa余压,运用First-Order Radio算法优化,得复材座舱应力和位移结果,分别如图2、图3所示.

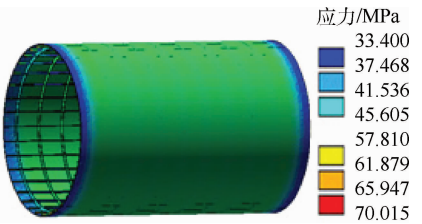


图2 座舱应力结果

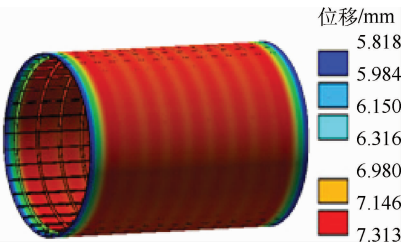


图3 座舱位移结果

以复材座舱蒙皮为例,其优化过程各层厚度与应力关系曲线如图4所示,优化后各层最大应力分布情况如表1所示.复材座舱优化过程,座舱质量与应力关系曲线,如图5所示.

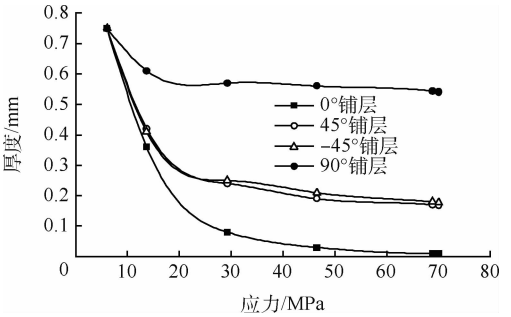


图4 蒙皮各层厚度与应力关系

图5是在座舱参数化模型承载55 kPa余压条件下,运用First-Order Radio优化算法计算得到的迭代结果,反映了迭代过程中,座舱质量与应力的

关系. 随着迭代进行,座舱结构各参数趋于合理,结构质量逐渐减小,最终趋于平稳. 另外,应力值达到许用值,从而座舱结构达到最优.

表 1　各层最大应力分布情况　　MPa

层号	顶层	中间层	底层
1	69.537	69.536	69.537
2	69.620	69.576	69.620
3	69.713	69.666	69.713
4	70.015	69.862	70.015

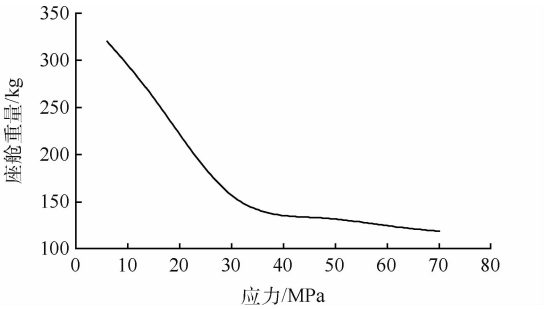


图 5　优化过程座舱质量与应力的关系

2.2　对比分析

据目前铝合金座舱建立座舱模型,座舱材料 6061 合金,弹性模量 $E = 70$ GPa,泊松比 $\nu = 0.33$,屈服强度 $\sigma_s = 55.2$ MPa,密度 $\rho = 2.72 \times 10^3$ kg/m^3 [8]. 强度判断采用畸变能屈服准则,表达式[9]为

$$\sqrt{[(\sigma_1-\sigma_2)^2+(\sigma_2-\sigma_3)^2+(\sigma_3-\sigma_1)^2]/2}=\sigma_s \tag{2}$$

式中,$\sigma_1,\sigma_2,\sigma_3$ 分别为三向应力状态主应力.

对建立的合金座舱和复材座舱分别施加不同余压,每种载荷作用下,均选取座舱质量最小为目标函数,选用 First-Order Radio 算法进行优化设计. 对两种材料座舱,经数据处理得到座舱余压和质量关系曲线,见图 6,复材座舱关系曲线与合金座舱关系曲线相比,在相同承载条件下,质量减轻近 46.2%;在相同座舱质量条件下,余压值增加近 75%. 目前座舱余压 40 kPa,若余压提高到 70 kPa,座舱使用复合材料代替合金,可保持质量不变;若余压提高到 55 kPa,座舱使用复合材料代替合金,余压增加 37.5%,座舱质量反减轻 26.1%.

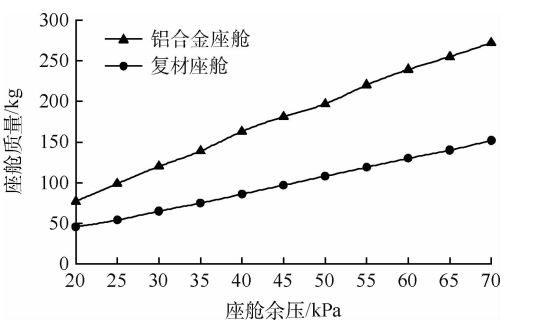


图 6　不同材料座舱余压和质量关系曲线对比

3　材料性能参数对结构的影响

鉴于结构材料设计是在考虑多因素下的一种折中,不同材料参数对结构性能影响很大. 本文采用满应力设计法,就座舱各向异性材料参数进行分析,使每个物理量逼近最佳值.

3.1　本构关系

用结构分析软件进行分析时,座舱选用复材层合板结构材料,各单层是正交各向异性材料,材料主轴为 1,2,3,其中 1 为平行纤维方向,2 为单层面内垂直纤维方向,3 为垂直于板中面方向. 其本构关系[10]为

$$[\varepsilon_{11},\varepsilon_{22},\varepsilon_{33},\varepsilon_{23},\varepsilon_{13},\varepsilon_{12}]^{\mathrm{T}} = \boldsymbol{S}[\sigma_{11},\sigma_{22},\sigma_{33},\sigma_{23},\sigma_{13},\sigma_{12}]^{\mathrm{T}} \tag{3}$$

式中 $\boldsymbol{S}$ 为柔度矩阵,表达式为

$$\boldsymbol{S}=\begin{bmatrix} \frac{1}{E_1} & -\frac{\nu_{21}}{E_2} & -\frac{\nu_{31}}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{12}}{E_1} & \frac{1}{E_2} & -\frac{\nu_{32}}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{13}}{E_1} & -\frac{\nu_{23}}{E_2} & -\frac{1}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{23}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{13}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{bmatrix}$$

3.2　灵敏度分析 Morris 算法

灵敏度分析可定性或定量地评价座舱材料参数不确定性对模拟结果的影响,包括局部灵敏度分析和全局灵敏度分析. 局部灵敏度分析用于检验单个参数的变化对模拟结果的影响,其特点是一次只针对一个参数[11]. 全局灵敏度分析是针对局部灵敏度分析方法存在不足进行的改进,使灵敏度分析的结果更接近实际,能为模拟提供更全面的信息.

Morris 算法主要步骤是先对参数进行取值,做初等变换,化简成如下矩阵 $\boldsymbol{B}$ 形式,即假设模型中有 k 个参数,每个参数的取样点个数为 p. m 个参数分别在对应的 p 个取样点上取值,可获得向量 $\boldsymbol{X}=[x_1,x_2,\cdots,x_k]$,构造 $m\times k$ $(m=k+1)$ 阶矩阵 $\boldsymbol{B}$:

$$\boldsymbol{B}=\begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ 1 & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ 1 & 1 & 0 & \cdots & 0 \\ 1 & 1 & 1 & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & & \vdots \\ 1 & 1 & 1 & \cdots & 1 \end{bmatrix} \tag{4}$$

式中,每1列代表1个参数,1代表参数取值为已改变的值,0代表参数为原值.矩阵中相邻2行只有1个参数取值不同,把相邻2行记作1组,将每行参数分别代入模型,可获得模型的输出结果.比较该组中2行结果之差,可得2行中唯一不同参数的灵敏度.将矩阵 $\boldsymbol{B}$ 中 k 组参数分别代入模型中,可得到对应的 k 个参数的灵敏度.另外,考虑矩阵中第1行和第3行,2行中有2个参数取值不同,将这2行参数当作1组输入模型中,计算结果的差值,可得2个参数影响下的联合灵敏度.同样考虑第2行和第4行,可计算出第2个和第3个参数影响下的灵敏度.依次,可分别计算任意2个及多个参数影响下的灵敏度,考虑第1行和最后1行,可计算所有参数共同作用产生的总灵敏度.

3.3 蒙皮材料参数分析

弹性模量作为设计变量时,蒙皮材料弹性模量和座舱最大应力关系如表2所示;泊松比作为设计变量时,座舱最大应力和3个泊松比的关系如表3所示.

表2 蒙皮材料弹性模量和座舱最大应力关系 MPa

迭代次数	E_1	E_2	E_3	应力
1	126 000	8 000	8 000	71.43
2	124 960	8 610	8 050	68.57
3	123 890	9 010	8 070	66.86
4	123 350	9 320	8 080	65.75
5	123 020	9 510	8 085	65.02

表3 蒙皮材料泊松比和座舱最大应力关系

迭代次数	ν_{12}	ν_{13}	ν_{23}	应力/MPa
1	0.330	0.330	0.330	71.43
2	0.339	0.364	0.297	67.97
3	0.345	0.382	0.253	66.54
4	0.351	0.411	0.193	64.66
5	0.355	0.423	0.151	63.13

从表2分析,蒙皮弹性模量的调控可使座舱应力减小8.97%,能给结构性能带来好处.表2数据可为蒙皮材料设计提供参考,据3个弹性模量的影响程度,在材料设计时可降低2.36%的 E_1,但重点要增加18.88%的 E_2 和1.06%的 E_3,E_2 的增加对降低座舱应力起着关键作用.结合灵敏度分析Morris算法,E_1 的灵敏度为0.005 3,E_2 的灵敏度为 -0.083 3,E_3 的灵敏度为 -0.012 5,因此,从灵敏度分析,蒙皮弹性模量 E_2 对座舱应力来说是敏感参数.

从表3分析,3个泊松比引起座舱应力降低11.62%,响应是明显的,蒙皮泊松比是比弹性模量较敏感的参数.据表3中3个泊松比的影响程度,在材料设计时可适当减小 ν_{23},但重点要增加7.58%的 ν_{12} 和28.18%的 ν_{13},ν_{13} 的增加对降低应力起着关键作用.结合灵敏度分析Morris算法,ν_{12} 的灵敏度为 -3.78,ν_{13} 的灵敏度为 -10.52,ν_{23} 的灵敏度为0.84,因此,从灵敏度分析,ν_{13} 对应力来说是敏感参数.

3.4 环向加强筋材料参数分析

弹性模量作为设计变量,环向加强筋材料弹性模量和座舱最大应力关系如表4所示;泊松比作为设计变量,座舱最大应力和3个泊松比的关系如表5所示.

表4 环向加强筋材料弹性模量和座舱应力关系 MPa

迭代次数	E_1	E_2	E_3	应力
1	126 000	8 000	8 000	71.43
2	125 780	8 540	8 430	67.99
3	125 320	9 570	9 470	66.54
4	124 980	9 980	9 970	65.56
5	124 870	10 110	10 080	65.33

表5 环向加强筋泊松比和座舱应力关系

迭代次数	ν_{12}	ν_{13}	ν_{23}	应力/MPa
1	0.330	0.330	0.330	71.43
2	0.339	0.337	0.297	67.95
3	0.346	0.351	0.295	66.54
4	0.349	0.353	0.293	65.66
5	0.351	0.353	0.289	65.44

从表4分析,环向加强筋材料参数调控可使座舱应力减小8.54%,能给结构性能带来好处.表4中,E_1 减少仅0.896%,E_2 增加26.38%,E_3 增加26.01%,因此,在材料设计时,E_1 维持不变,重点增加 E_2 和 E_3,且两者增加程度都超过26%,两者增加对降低座舱应力起关键作用.结合灵敏度分析Morris算法,E_1 的灵敏度为0.006 4,E_2 的灵敏度为 -0.084 2,E_3 的灵敏度为 -0.082 4,因此,从灵敏度分析,环向加强筋弹性模量 E_2 和 E_3 对座舱应力来说是敏感参数.

从表5分析,3个泊松比变化引起座舱应力降低8.39%,响应是明显的.表5中,ν_{23} 减少仅0.041,ν_{12} 增加6.36%和 ν_{13} 增加6.97%,因此,在材料设计时,ν_{23} 维持不变,重点增加 ν_{12} 和 ν_{13},且两者增加的程度都接近7%,两者增加对降低座舱应力起关键作用.结合灵敏度分析Morris算法,ν_{12} 灵敏度为 -9.63,ν_{13} 灵敏度为 -9.46,ν_{23} 灵敏度为0.63,因此,从灵敏度分析,环向加强筋 ν_{12} 和 ν_{13} 对座舱应力来说是敏感参数.

3.5 轴向加强筋材料参数分析

弹性模量作为设计变量,轴向加强筋材料弹性模量和座舱最大应力关系如表6所示;泊松比作为设计变量,座舱最大应力和3个泊松比的关系如表7所示.

表 6　轴向加强筋材料弹性模量和座舱应力关系　MPa

迭代次数	E_1	E_2	E_3	应力
1	126 000	8 000	8 000	71.43
2	125 080	8 040	8 030	70.32
3	124 340	8 090	8 050	69.54
4	123 250	8 120	8 070	68.93
5	122 050	8 140	8 080	68.36

表 7　轴向加强筋泊松比和座舱应力关系

迭代次数	ν_{12}	ν_{13}	ν_{23}	应力/MPa
1	0.330	0.330	0.330	71.43
2	0.334	0.333	0.295	70.97
3	0.337	0.335	0.292	69.94
4	0.341	0.337	0.291	69.32
5	0.341	0.340	0.287	69.11

从表 6 分析,轴向加强筋材料弹性模量调控仅使座舱应力减小 3.2%,没有使座舱应力发生明显减小. 表 6 中,E_1 减少仅 3.1%,E_2 增加仅 1.75%,E_3 增加仅 1%,因此,轴向加强筋材料弹性模量调控对降低座舱应力影响作用不大. 结合灵敏度分析 Morris 算法,E_1 的灵敏度为0.007 9,E_2 的灵敏度为 -0.010 4,E_3 的灵敏度为 -0.009 2,因此,从灵敏度分析,轴向加强筋弹性模量对座舱应力来说不是敏感参数.

从表 7 分析,3 个泊松比仅引起座舱应力降低 3.24%,没有使应力发生明显减小. 表 7 中,ν_{23} 减少 0.043,ν_{12} 增加 0.011,ν_{13} 增加 0.01,因此,轴向加强筋泊松比调控对座舱应力影响不大. 结合灵敏度 Morris 算法,ν_{12} 灵敏度为 -0.75,ν_{13} 灵敏度为 -0.57,ν_{23} 灵敏度为 0.44,因此,从灵敏度分析,轴向加强筋泊松比对座舱应力来说不是敏感参数.

4　结　论

针对我国座舱余压偏低现象,设计高余压座舱实现高工效、舒适座舱环境. 余压增大会导致质量增加. 为解决质量和工效之间矛盾,选用复材替代铝合金,并完成复材座舱优化. 目前座舱余压 40 kPa,为提高工效,余压提高到 55 kPa,余压增加 37.5%,座舱质量反减轻 26.1%,矛盾得到协调.

基于材料本构关系,建立座舱有限元模型,借助灵敏度分析 Morris 算法,以蒙皮、环向加强筋和轴向加强筋等结构为研究对象,对材料参数对结构的影响进行分析. 结果表明,影响结构的主要参数是蒙皮及环向加强筋的弹性模量和泊松比.

基于材料参数分析结果对材料设计提出一些建议:蒙皮弹性模量可使座舱应力减小,在材料设计时重点增加弹性模量 E_2 和 E_3,泊松比变化可引起座舱应力降低,材料设计时重点增加泊松比 ν_{12} 和 ν_{13};环向加强筋材料设计时,重点增加弹性模量 E_2,E_3 及泊松比 ν_{12},ν_{13},这些参数对降低座舱应力起着关键作用;轴向加强筋弹性模量和泊松比对座舱应力影响不大.

参考文献（References）

[1] 肖华军. 航空供氧防护装备生理学[M]. 北京:军事医学科学出版社,2008:107 - 110
Xiao Huajun. Aviation oxygen protection equipment physiology [M]. Beijing: Military Medicine Science Press, 2008: 107 - 110 (in Chinese)

[2] Murugan S, Flores E S. Optimal design of variable fiber spacing composites for aircraft skins [J]. Composite Structures, 2012, 94(4): 626 - 633

[3] 张彦考. 全复合材料舱段组合结构优化设计[J]. 西北工业大学学报,2008,51(11):1048 - 1050
Zhang Yankao. Composite structural optimization design of all composite material cabin [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2008, 51(11): 1048 - 1050 (in Chinese)

[4] Simmons M C, Schleyer G K. Pressure loading of aircraft structural panels[J]. Thin-Walled Structures, 2009, 47(4): 496 - 506

[5] Lewis S J. The use of carbon fibre composites on military aircraft [J]. Composites Manufacturing, 2006, 17(1): 95 - 103

[6] Kotzakolios T, Vlachos D E, Kostopoulos V. Response of metal composite laminate fuselage structures using finite element modelling [J]. Composite Structures, 2011, 93(5): 665 - 681

[7] 刘丰睿,赵丽滨,刘海涛. 复合材料舱段三维应力分析及设计[J]. 材料工程,2008,52(5):449 - 450
Liu Fengrui, Zhao Libin, Liu Haitao. Analysis and design of composite material cabin three-dimension stress [J]. Materials Engineering, 2008, 52(5): 449 - 450 (in Chinese)

[8] 冯军. 复合材料技术在当代飞机结构上的应用[J]. 航空制造技术,2009,17(2):101 - 102
Feng Jun. The application of composite material technology in modern aircraft structure[J]. Aviation Manufacturing Technology, 2009, 17(2): 101 - 102 (in Chinese)

[9] Ardema M D, Chambers M C, Patron A P. The weight estimation and analysis of fuselage and wing of transport aircraft [J]. Technical Memorandum, 2009, 32(5): 445 - 450

[10] Heimbs S, Vogt D, Hartnack R. Numerical simulation of aircraft interior components under loads[J]. Int J Crash Worthiness, 2008, 23(5): 511 - 521

[11] Langdon G S, Nurick G N, Cantwell W J. The response of fibre metal laminates panels subjected to uniformly distributed loading[J]. Eur J Mech A/Solids, 2009, 32(2): 107 - 115