

文章编号:1674-8190(2016)03-349-06

某支线飞机概念设计阶段机翼气动弹性设计

张旭,岳良明,王斌

(中国航天空气动力技术研究院 第二研究所,北京 100074)

摘要: 在飞机的总体方案概念设计阶段,需要对飞机机翼进行气动弹性设计,以避免在后期设计中,因气动弹性问题而对设计方案进行较大更改。以某支线飞机的总体方案论证为背景,研究并归纳该飞机概念设计阶段气动弹性设计与分析的理论基础和计算方法,建立机翼的梁架式模型,初步设计模型刚度与质量分布,并进行机翼的静气动弹性响应与载荷分析、振动特性及颤振特性分析。结果表明:该支线飞机机翼的气动弹性特性合理,符合设计要求。

关键词: 支线飞机;总体方案设计;气动弹性;静气动弹性;飞行载荷;固有振动特性;颤振

中图分类号: V215.3

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2016.03.013

Aeroelastic Design for Wing of a Regional Jet in Conceptual Design Phase

Zhang Xu, Yue Liangming, Wang Bin

(The Second Research Institute, China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China)

Abstract: Preventing from considerable modifications for design afterwards, aeroelastic design of wing should be considered in conceptual design of airplanes. With the background of conceptual design for a regional jet, theoretical bases and calculation methods of aeroelastic design in aircraft conceptual design are summarized, and a beam-frame model of wing is developed. Based on the model, the stiffness and mass distribution is designed. Then an analysis of static aeroelastic responses, flight loads, vibration characteristics, and flutter characteristics is carried out. The results indicate that the aeroelastic design of the regional jet is well satisfied with the requirements.

Key words: regional jet; conceptual design; aeroelasticity; static aeroelasticity; flight loads; natural vibration characteristics; flutter

0 引言

在飞机的大部分设计和研发阶段,都需要考虑气动弹性和载荷的影响。为了避免在设计时因气动弹性问题而作出较大更改,通常在一些总体参数确定之初,即飞机总体方案概念设计阶段,对飞机尤其是机翼进行气动弹性初步设计,防止飞机气动弹性失稳现象的发生^[1]。

国内外对机翼的气动弹性设计进行了大量研究,例如,Gareth A. Vio等^[2]以气动弹性响应为优

化目标,采用进化算法对某典型复合材料机翼进行了优化设计;Edward J. Alyanak^[3]将多学科工具引入概念设计流程,在很大程度上提高了设计效率;霍应元等^[4]联系工程实际对翼面刚度特性、机翼-发动机短舱颤振特性等进行了讨论;蔡天星等^[5]采用基于 Euler 方程和有限元的 CFD/CSD 耦合方法分析了大展弦比机翼的气动弹性时域响应,实现了静、动气动弹性一体化计算。目前,大部分设计手段均适用于初步设计及详细设计阶段,但针对概念设计阶段的气动弹性设计并不多见。

本文以某支线飞机的总体方案论证为背景,研究并归纳飞机概念设计阶段气动弹性设计与分析的理论基础和计算方法,初步设计机翼的刚度模型

收稿日期:2016-03-03; 修回日期:2016-03-28

通信作者:岳良明,250819185@qq.com

与质量模型,分析并检验其气动弹性特性。

1 气动弹性模型

1.1 结构模型

飞机的基本数学模型必须能够在整个关注的频率范围内正确模拟其振动特性。大型商用飞机的频率范围典型值为0~40 Hz,小型商用飞机则为0~60 Hz。因此,模型需要在上述频率范围内产生固有频率、模态质量和正则模态形状,且模型应能够充分模拟飞机的复杂性,包括操纵面、发动机特性以及得到精确的模态形状。

1.1.1 刚度模型

对于具有细长大展弦比机翼的飞机,建立数学模型的传统方法是在其拥有“梁式”结构的基础上,采用沿部件参考轴(例如弹性轴)布置的梁模型来模拟每个飞机部件(例如机翼、机身、平尾、垂尾等)。

在细节结构还未定义的概念设计阶段,通过比例的方法沿用已有飞机的刚度值和质量值,因此“梁式”刚度模型适用于飞机概念设计阶段的气动弹性设计。

1.1.2 质量模型

为了进行质量分布的模拟,可以将机翼分成若干段(或片条),每段中心位于梁式模型的结构参考点(节点)。对于每一段机翼,质量集中在参考位置上,通过刚性连接元素连接在梁轴节点上。这种形式的集中质量可以表示各分段的质量、惯性矩和质量矩。刚性元素用来考虑各段质心相对参考轴的偏离,从而定义与梁式刚度矩阵伴生的结构质量矩阵。

1.2 气动模型

考虑气动弹性影响的场合一般需要采用非定常气动力模型来表示作用在弹性结构上的力,气动力模型必须能够计及气动力相对结构运动的衰减和相位滞后,因此由偶极子格网法得到振荡运动的气动力影响系数矩阵(AIC)是复数矩阵,且为减缩频率的函数,必须在一定范围的减缩频率和马赫数下求取 AIC 矩阵。

气动模型中包括与刚性模态、弹性模态相关的

项,即在零减缩频率下可求得线性刚性飞机导数。减缩频率下的气动矩阵应用于颤振分析和突风/湍流计算,而准定常(零减缩频率)气动力则应用于静气弹和机动分析。

2 气动弹性分析基础

2.1 振动特性分析方程

结构固有振动特性计算是在无阻尼结构自由振动的基础上求解结构振动的频率与模态。当把结构离散为有限元素后,其无阻尼自由振动运动方程^[6-7]为

$$\mathbf{M}_s \ddot{\mathbf{x}} + \mathbf{K}_s \mathbf{x} = 0 \quad (1)$$

式中: \mathbf{M}_s 为结构整体质量矩阵; \mathbf{K}_s 为结构整体刚度矩阵; \mathbf{x} 为结点位移列阵。

设 $\mathbf{x} = \mathbf{f}e^{i\omega t}$, 代入式(1)中,得

$$(\mathbf{K}_s - \omega^2 \mathbf{M}_s) \mathbf{f} = 0 \quad (2)$$

要使式(2)中的 \mathbf{f} 有非零解,则

$$\det(\mathbf{K}_s - \omega^2 \mathbf{M}_s) = 0 \quad (3)$$

式(3)为系统的特征方程,求解该特征方程,得到 ω_i (固有振动频率)后,再代回式(2),即可求得特征向量 \mathbf{f}_i (固有振型(模态))。通常,可根据所研究问题的具体需要,只算出结构的前若干阶频率与模态即可。

2.2 静气动弹性响应分析方程

一般地,静力学分析平衡方程可写为

$$\mathbf{K}_{aa} \mathbf{u}_a + \mathbf{M}_{aa} \ddot{\mathbf{u}}_a = \mathbf{P}_a \quad (4)$$

将气动力项引入式(4),去除单点约束、多点约束,并进行 Guyan 减缩(静态缩聚)后,可得静气动弹性运动方程:

$$[\mathbf{K}_{aa} - \bar{q} \mathbf{Q}_{aa}] \mathbf{u}_a + \mathbf{M}_{aa} \ddot{\mathbf{u}}_a = \bar{q} \mathbf{Q}_{ax} \mathbf{u}_x + \mathbf{P}_a \quad (5)$$

式中: \mathbf{K}_{aa} 为结构刚度矩阵; \bar{q} 为来流动压; \mathbf{Q}_{aa} 为气动力影响系数矩阵; \mathbf{u}_a 为结构变形矢量; \mathbf{M}_{aa} 为结构质量矩阵; \mathbf{Q}_{ax} 为单位气动力载荷矩阵; \mathbf{u}_x 为额外给定自由度矢量,用来定义气动力控制面的偏转和全机的刚体运动; \mathbf{P}_a 为外加载荷矢量(例如机械力、热力等)。 $\bar{q} \mathbf{Q}_{aa} \mathbf{u}_a$ 表示由结构弹性变形引起的气动力增量, $\bar{q} \mathbf{Q}_{ax} \mathbf{u}_x$ 表示由控制面偏转引起的气动力。下标 a 对应分析时的形式,即去除了单点约束、多点约束,并进行了 Guyan 减缩^[8]。

对式(5)求导并进行相关计算,可以求出弹性

稳定性、操纵性导数及相应的配平参数值,此外,还可得出变形、应力和应变。

2.3 颤振特性分析方程

气动弹性运动方程^[9]为

$$M\ddot{q} + Kq = \frac{1}{2}\rho V^2 Aq \quad (6)$$

式中: q 为广义坐标列阵; M 为广义质量矩阵; K 为广义刚度矩阵; A 为广义气动力影响系数矩阵。

其中, A 的表达式^[10]为

$$A = F_p^T S D^{-1} \left(\frac{\partial F_H}{\partial x} + i \frac{k}{b} F_H \right) \quad (7)$$

式中: F_p 为网格气动作用点处的模态矩阵; $S = \text{diag}(\Delta S_1, \dots, \Delta S_n)$ 为面积加权阵, 对角项为各气动网格的面积; D 为非定常气动力影响系数; F_H 为控制点的模态矩阵; k 为减缩频率; b 为参考长度。

广义非定常气动力矩阵(A)是关于马赫数与减缩频率 $k = \omega b / V$ 的复函数。颤振方程求解常用的方法包括 $V-g$ 法、 $p-k$ 法等, 由于 $p-k$ 法可以反映一定的亚临界特性^[11], 本文采用该方法进行颤振求解。

3 机翼气动弹性设计

3.1 梁架式模型设计

某支线飞机机翼展弦比为 9.5, 属于大展弦比机翼, 其特点是翼根效应区相对较小, 弦向变形可以忽略。

综合考虑该飞机总体方案概念设计阶段的特点, 本文所提方案的气动弹性模型采用经典的梁架式, 根据初步确定的机翼气动外形、结构布局形式, 设计如下:

(1) 主梁位置由翼肋刚心连线确定, 自全机对称面至翼梢共由 23 段梁元组成;

(2) 在机翼主梁两侧沿展向布置刚度较大的无质量杆, 用来模拟翼肋和气动插值;

(3) 沿机翼展向设计 11 个弹性杆, 在弹性杆的两端结点处布置设计的集中质量;

(4) 发动机吊舱由刚性元模拟, 挂架用弹性杆模拟, 刚度可调。

干净机翼和带发动机机翼模型分别如图 1~

图 2 所示。

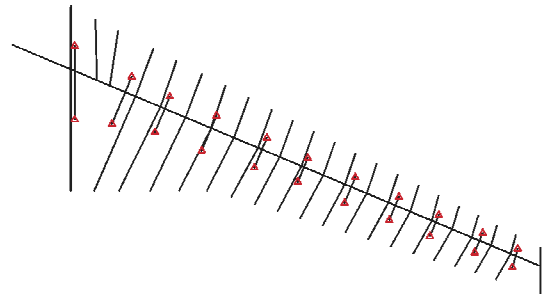


图 1 干净机翼梁架式模型

Fig. 1 Beam model of clean wing

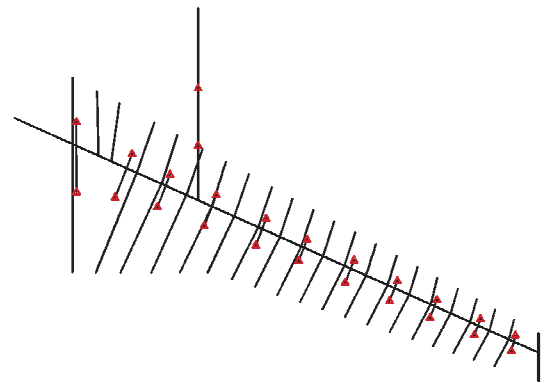


图 2 带发动机机翼梁架式模型

Fig. 2 Beam model of wing with engine

3.2 模型刚度设计

根据设计经验和大展弦比机翼主梁刚度沿展向呈指数分布的特点, 对某支线飞机的机翼主梁刚度进行设计和多轮变参数分析, 最终选择气动弹性特性较优的一组刚度(主梁各梁元的杨氏模量相同)。机翼主梁刚度沿展向的变化趋势分别如图 3~图 5 所示。

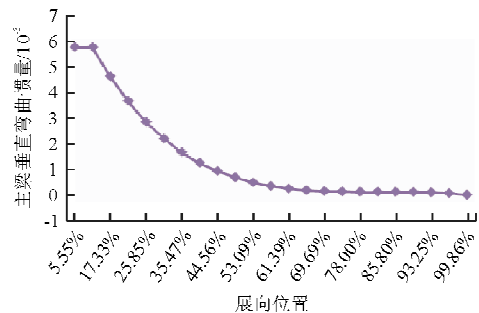


图 3 机翼主梁垂直弯曲惯量沿展向变化曲线

Fig. 3 Vertical bending inertia of wing main beam vs. spanwise position

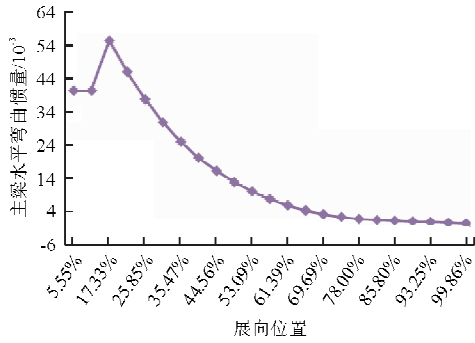


图 4 机翼主梁水平弯曲惯量沿展向变化曲线
Fig. 4 Horizontal bending inertia of wing main beam vs. spanwise position

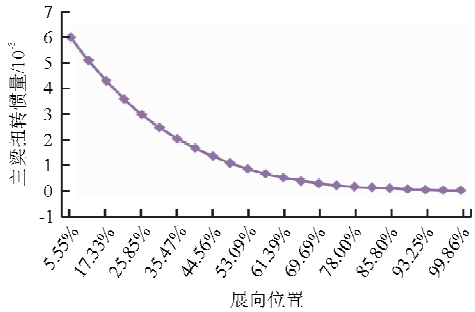


图 5 机翼主梁扭转惯量沿展向变化曲线
Fig. 5 Torsion inertia of wing main beam vs. spanwise position

3.3 模型质量设计

根据重量估算结果,机翼重量 2 583 kg,发动机与挂架总重 3 254 kg,参考同类机型集中质量布置,对该方案的机翼质量进行设计和变参数分析。

3.4 机翼静气动弹性响应与载荷分析

根据设计要求,选取计算状态为:飞行高度 35 000 ft, $Ma=0.78$,动压 9 221.5 Pa,攻角 3° ,计算结果如表 1 所示。

表 1 机翼静气动弹性响应与载荷分析结果
Table 1 Static aeroelastic responses and flight loads

响应与载荷	刚性	弹性
翼尖最大变形/m	—	0.650
翼尖扭转角/ $^\circ$	—	1.450
翼根剪力/ (10^5 N)	-2.353	-2.067
翼根弯矩/ $(10^6 \text{ N} \cdot \text{m})$	-1.648	-1.394
翼根扭矩/ $(10^5 \text{ N} \cdot \text{m})$	-1.197 0	-0.887 4

3.5 干净机翼振动特性分析

机翼根部采用固支约束,得出该飞机机翼的固

有振动特性如表 2 所示,由于篇幅所限,表 2 仅列出了前 5 阶振动模态的固有频率,且未给出振型图。

表 2 干净机翼振动特性
Table 2 Vibration characteristics of clean wing

阶数	模态名称	固有频率/Hz
1	机翼一阶弯曲	2.83
2	机翼二阶弯曲	8.68
3	机翼水平一弯	9.73
4	机翼三阶弯曲	19.72
5	机翼一阶扭转	24.80

3.6 干净机翼颤振特性分析

在该机翼颤振计算中,非定常气动力计算采用亚声速偶极子格网法,颤振求解采用 $p-k$ 法。颤振分析 $V-g$ 和 $V-f$ 曲线分别如图 6~图 7 所示。

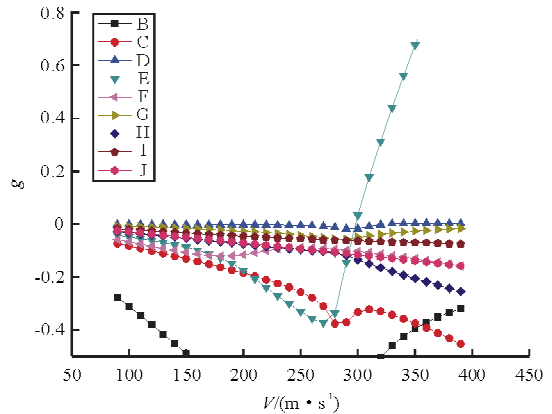


图 6 干净机翼颤振分析 $V-g$ 曲线
Fig. 6 $V-g$ curve of clean wing

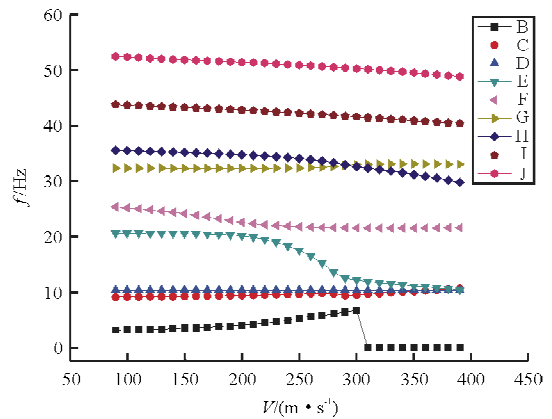


图 7 干净机翼颤振分析 $V-f$ 曲线
Fig. 7 $V-f$ curve of clean wing

计算所得机翼的颤振速度 $V_f=296 \text{ m/s}$, 颤振频率 $\omega_f=11.4 \text{ Hz}$, 颤振型式为机翼三阶弯曲与一阶扭转耦合。在飞行包线内, 该干净机翼不会发生颤振失稳现象。

3.7 带发动机机翼振动特性分析

机翼根部采用固支约束, 得出该飞机带发动机机翼的固有振动特性如表 3 所示。

表 3 带发动机机翼振动特性

Table 3 Vibration characteristics of wing with engine

阶数	模态名称	固有频率/Hz
1	发动机俯仰	2.62
2	机翼一阶弯曲	2.84
3	发动机侧向摆动	3.83
4	发动机水平摆动	5.44
5	机翼二阶弯曲	7.12
6	机翼水平一弯	9.20
7	发动机俯仰 2	12.01
8	机翼三阶弯曲	20.57
9	机翼水平二弯	26.67
10	机翼一阶扭转	28.69

从表 2 可以看出: 带发动机机翼的一阶弯曲、三阶弯曲频率无明显变化; 但发动机安装使得机翼二阶弯曲频率降低, 而一阶扭转频率明显提高。

3.8 带发动机机翼颤振特性分析

采用 3.6 节所述计算方法, 颤振分析 $V-g$ 和 $V-f$ 曲线分别如图 8~图 9 所示。

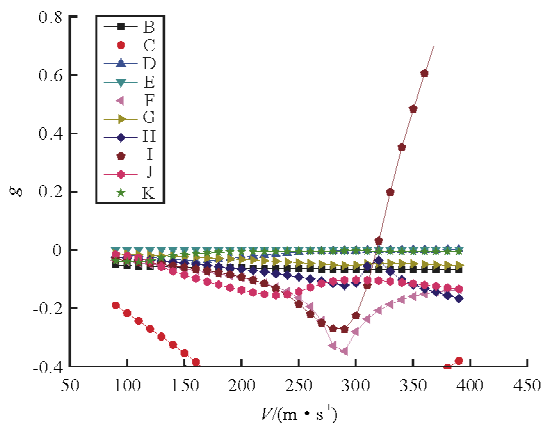


图 8 带发动机机翼颤振分析 $V-g$ 曲线

Fig. 8 $V-g$ curve of wing with engine

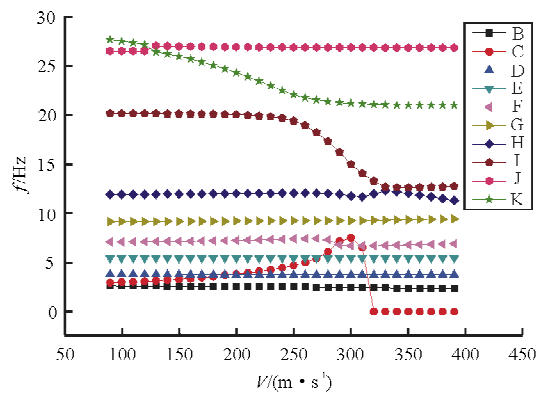


图 9 带发动机机翼颤振分析 $V-f$ 曲线

Fig. 9 $V-f$ curve of wing with engine

计算所得带发动机机翼的颤振速度 $V_f=318 \text{ m/s}$, 颤振频率 $\omega_f=13.48 \text{ Hz}$, 颤振型式为机翼三阶弯曲与一阶扭转耦合。同样, 该机翼在飞行包线内不会发生颤振。

4 结 论

(1) 在概念设计方案中, 本文所研究的某支线飞机巡航时翼尖最大变形为 0.65 m , 约为半翼展的 4.3% , 与同级别机型相仿, 该飞机的机翼刚度设计符合要求。

(2) 机翼颤振特性分析结果表明, 该设计方案中的飞机机翼在飞行包线内不会发生颤振, 进一步说明该支线飞机的机翼刚度设计、质量分布等是合理的。

(3) 发动机的安装在一定程度上提高了机翼的扭转刚度, 从而提高了扭转频率, 减弱了与机翼三阶弯曲的惯性耦合, 提高了颤振速度。

参考文献

[1] 陈桂彬, 杨超, 邹丛青. 气动弹性设计基础[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2004.
Chen Guibin, Yang Chao, Zou Congqing. Elements of aeroelastic dynamics[M]. Beijing: Beihang University Press, 2004. (in Chinese)

[2] Gareth A Vio, Georgia Georgiou, Jonathan E Cooper. Design of composite structures to improve the aeroelastic performance[C]. AIAA-2012-1458, 2012.

[3] Edward J Alyanak. Modeling for conceptual design: an aeroelastic approach[C]. AIAA-2012-1425, 2012.

[4] 霍应元, 谭申刚, 郭润江. 大型飞机气动弹性设计的工程考虑[C]. 昆明: 第十一届全国空气弹性学术交流会, 2009.

- Huo Yingyuan, Tan Shengang, Guo Runjiang. Engineering considerations for aeroelastic design of large aircraft[C]. Kunming; The 11th National Symposium on Aeroelasticity, 2009. (in Chinese)
- [5] 蔡天星, 徐敏, 郭敏杰, 等. 基于 CFD/CSD 的大展弦比机翼气动弹性研究[J]. 强度与环境, 2011, 38(3): 19-23.
Cai Tianxing, Xu Min, Guo Minjie, et al. Aeroelastic analysis of high-aspect ratio wing based on CFD/CSD [J]. Structure & Environment Engineering, 2011, 38(3): 19-23. (in Chinese)
- [6] 王勛成, 绍敏. 有限单元法基本原理和数值方法[M]. 北京: 清华大学出版社, 1997: 278-282.
Wang Xucheng, Shao Min. Basic principles and numerical methods of finite element technique[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 1997: 278-282. (in Chinese)
- [7] 王尚文, 余旭东. 飞行器结构动力学[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1986: 97-112.
Wang Shangwen, Yu Xudong. Structural dynamics of aircraft[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 1986: 97-112. (in Chinese)
- [8] Guyan R J. Reduction of stiffness and mass matrices[J]. AIAA Journal, 1965, 3(2): 380.
- [9] Wright J R, Cooper J E. 飞机气动弹性力学及载荷导论[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2010.
Wright J R, Cooper J E. Introduction to aircraft aeroelasticity and loads[M]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University Press, 2010. (in Chinese)
- [10] 吕斌, 吴志刚, 杨超. T型尾翼颤振特性分析方法[J]. 工程力学, 2008, 25(2): 230-234.
Lü Bin, Wu Zhigang, Yang Chao. Analysis of T-tail flutter [J]. Engineering Mechanics, 2008, 25(2): 230-234. (in Chinese)
- [11] 管德. 飞机气动弹性力学手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 1994.
Guan De. Manual of aircraft aeroelastic dynamics[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1994. (in Chinese)

作者简介:

张旭(1985—),男,工程师。主要研究方向:飞机总体设计、气动弹性分析与设计。

岳良明(1982—),男,工程师。主要研究方向:飞机总体、气动设计。

王斌(1980—),男,高级工程师。主要研究方向:飞机总体设计、气动优化。

(编辑:马文静)