

飞行器结构与强度的现状与发展

西北工业大学 黄玉珊 诸德培

摘 要

本文综合评述飞行器结构与强度的现状与发展,着重讨论了当前的几个重大中心课题,以求有助于型号研制和学术研究,推动航空科学技术的发展。因篇幅有限,对于现有成熟的技术与方法,不求罗列俱全。本文内容偏重于结合飞机结构,但也涉及航天器结构。

一、总 论

在八十多年的航空发展史中,飞行器结构与强度学科经历了巨大的演变,获得了飞跃的进展,传统的强度校核方法变得成熟和老化,原来的边缘学科成为今日的中心课题,表1列举了第一架莱特飞机时代的结构设计特点与发展以后情况的对比,可以说,在航空发展初期,结构设计远不及飞行原理和动力装置重要,仅处于从属地位,而目前已成为对航空发展有决定性影响的因素。

人们熟知的一系列惨重的结构失效(表2)可以铭刻在航空发展史的里程碑上。这些失事反映了各个时期飞行器结构技术未能跟上迅速提高的飞行性能、经济和可靠性的全面要求;另一方面,它们在事后成为促进强度学科各门分支形成和发展的巨大动力。

飞机不断向更快、更重、更大、更贵的方向发展,半个世纪以来,飞行性能已经提高了一个数量级(表3)。

另一方面,据统计数据,飞机结构重量和全机设计起飞重量之比变化不大,保持在1:3左右,这说明结构效率有了很大提高,系采用更强的材料、更好的结构型式、更合理的设计、更精确的分析和更先进的试验方法的结果。

在航空材料方面,高强度铝合金和合金钢的强度分别为普通铝和钢的三倍以上,曾对提高结构效率起了很大作用。但是单纯强度高的材料会带来其他方面的问题,考虑到疲劳、断裂、应力腐蚀、高温性能等要求,不容许继续过高地增加工作应力,据统计五十年来材料比强度值变化并不大。钛合金大大提高了高温性能。复合材料比起金属来,有多方面显著的优点,拉伸疲劳断裂性能高,但对孔的敏感性大,且受湿度影响,性能不稳定,曾因此引起飞行失事。对今后的高性能飞机,包括军用机和民用机,仍需混合使用铝合金、钛合金、合金钢和高级复合材料,尤其是金属基复合材料;但趋势是增加复合材料的比例,减少铝合金和合金钢的比例。

1984年1月收到。

表 1 结构设计发展概况

Table 1 Advanced introduction of structural design

	1903年莱特飞机时代的 结构设计特点	航空发展以后的情况: 新结构、新材料、新方法
布 局	双翼机或带支撑的单翼机 (机翼相对厚度15~16%)	单翼机, 高速翼型 (相对厚度4~6%), 高速翼平面形 (小展弦比), 整体油箱, 多种外挂物, 变后掠, 可折叠
结构型式	杆系蒙布结构	薄壁结构, 整体结构, 夹层结构, 蜂窝结构, 复合材料结构
材 料	木, 钢丝, 张线, 亚麻蒙布	铝合金 (1930年起), 镁合金 (1930~1940年起), 不锈钢 (1940~1950年起), 钛合金 (1950年起), 复合材料和陶瓷材料 (1960年起)
设计要求	极简单的承载能力	强度、刚度、稳定性、耐震性、复杂环境要求, 结构完整性、耐久性、损伤容限, 计算机辅助一体化设计、优化设计、可靠性设计
分析方法	一般结构力学方法	飞行器结构力学、有限元素法、结构分析系统、结构综合分析、气动弹性力学、模态控制与分析技术、疲劳与断裂、高温结构力学、统计处理方法、结构可靠性分析法
试验技术	老式静力试验技术	多点自动控制协调加载系统, 地面振动试验, 数据采集处理系统, 疲劳与损伤容限试验, 先进的应力、变形、裂纹检测方法, 热强度试验, 复杂环境模拟条件

表 2 飞行器结构的重大失事

Table 2 Extraordinary failure of structure of flight vehicle

年 代	机 种	失 事 起 因	促 进 的 学 科
1903	英国 Langley 飞行机械	机翼扭转扩大变形	刚度指标
第一次世界大战 (1917)	英国的DH-9飞机 德国的D-8飞机	尾翼颤振	气动弹性力学
1954	英国彗星 (Comet) 喷气旅客机	气密座舱疲劳爆裂	疲劳
1958	美国B-47轰炸机	机翼疲劳断裂	疲劳
1970	美国F-111战斗机	机翼铰轴断裂	断裂
现代	高超音速飞机和航天器	热障	热强度和高温防护

表 3 飞行性能大幅度提高的实例

Table 3 Example of steep increase of flight property

年 代	机 种	飞行速度	飞行高度
1934	美国波音P-26A	377公里/小时	2286米
1970	美国F-15A	2655公里/小时 M = 2.5	18300米

在结构型式方面,也有类似的情况。一种结构效率好的新形式,也需经过静、动、热、疲劳与断裂、复杂环境条件等各方面的考验,有时还需要建立相应的新的强度学说、分析方法和试验条件,这需要花费较长的周期,目前仍以薄壁结构为主,混合使用各种新的结构型式,如整体结构、夹层结构、蜂窝结构、复合材料结构。

在解决一些严重的结构问题方面,尤其是对于航天器结构,二十多年来,人们正在研究突破传统的增加结构强度和刚度或调整结构参数分布的方法,采用伺服控制系统和结构结合的方法,以避免增加结构重量。例如为了减小升力面(机翼、尾翼)的机动、阵风载荷与防止发生颤振,六十年代开始研究发展模态主动控制技术,借以改变升力面的气动外形与气动弹性特性,起到抑制的作用。主动控制系统的引入,需要经过稳定性和可靠性的考验。

可以这样来描述八十年代的情况:一方面,飞行器结构面临的问题非常复杂,需要满足的要求是多方面的(静、动、热、疲劳与断裂、复杂环境);另一方面,涌现了大量革新的技术,这些技术的引入,可以克服某些困难,但往往又带来新的危险因素,一般需要经过10~30年或更长的研究周期才能达到完善的程度。下面的数据可以说明这一情况:在美国,1930~1940年间,平均每年有12种采用革新技术的飞机产生,而八十年代估计不会超过每年2种飞机。为了在新型号中采用新技术,往往于最初飞行前6~8年,就要在初步设计中加以考虑。新技术的提出到实际普遍采用需要比以前长得多的周期。

在设计分析方面,自1960年以来,由于电子计算机技术的突飞猛进,尤其是成功地发展了适用于复杂航空结构的有限元素法和结构分析系统之后,大大改变了传统的结构设计和强度校核方法,已开始逐步形成使总体、结构、气动、工艺设计一体化的计算机-图象辅助设计方法,并且应用基于有限元素法和数学规划法的结构综合分析技术,达到结构优化的目的。结构设计不再是一个简单的先设计后校核的过程,而是需要同时考虑大量错综复杂的条件,综合应用各方面的知识,形成一个互相交错影响而需反复迭代进行的各环节组成的流程图,成为飞行器系统工程中不可分割的一部分。这要求结构设计师不仅具有丰富的经验,善于选定优越的总体方案,而且要掌握先进的计算机辅助设计手段,拥有和运用各种功能的子程序,包括外形设计、结构设计、结构综合分析、弹塑性分析、气动弹性分析、主动控制系统分析等等,以达到满足结构可靠性要求和优化设计的目的。

二、现代结构设计程序

如前所述,飞行器性能的大幅度提高增加了结构的复杂性和设计费用。为了节省开支,减少总设计时数,缩短周期,也为了避免设计错误,取得较精确的结果和便于进行迭代设计,在飞行器设计、制造过程中提出了计算机图象辅助设计与制造(CADAM, Computer-graphics Augmented Design and Manufacturing)系统,这种系统的经济效益和常规设计相比可以提高几倍甚至40倍。

美国洛克希德公司于1965年开始至1966年3月建立了最初的软件系统,以后形成CADAM。它是一个设计软件包,包括许多可嵌入的分析系统,可以联机运用,也可以分批运用。这些系统可以进行某些步骤的图形设计、结构分析和数据处理。CADAM有

图象显示终端, 配备光笔控制、字母键盘控制、函数键盘控制、或通过数字转换器控制的输入方式, 输出方式有 X - Y 绘图仪、缩微胶卷、数字控制带、印刷报告、表格等, 发展方向还包括大型彩色显示、人机声音交流等系统。

CADAM 已用于 L-1011 Tristar、S-3A Viking 和许多航天器的打样研制, 另外用于洛克希德公司超过一半机种的外形设计。全系统具有 90 个显示器、4 台主计算机、6 个房间, 其中包括 IBM2250、IBM3250、Adages、Vector Generals 等机。CADAM 已由 50 个公司采用, 并在继续发展独立的研究与研制程序, 包括 SURFACE DESIGN、NETWORKS、KINEMATICS 等。

在草图设计 (Conceptional Design) 阶段, 可用 CADAM 的 TRANSLATE 程序, 在几秒钟内移动机翼、发动机、尾翼的相对位置, 列出许多布局的组合方案。对于各种图形, 可用先进的综合和评估技术系统 ASSET (Advanced Systems Synthesis and Evaluation Technique) 确定所达到的性能和费用指标。

在初步设计 (Preliminary Design) 阶段, 除了总体安排和几何设计外, 进行结构安排、细节设计, 可以分割出主结构元件和重量数据, 用子程序 MESH 建立有限元模型, 并用子程序 DETAIL 评估单独元件。

CADAM 还包括一系列生产、制造方面的程序。

结构综合分析技术最初是在 1960 年初提出的, 它利用先进的结构分析和优化方法组成计算机程序系统, 包括:

- (1) 一个有限元分析程序;
- (2) 一个通用优化程序;
- (3) 用户提供的补充程序, 包括
 - (a) 设计变量——如截面尺寸、总体几何尺寸;
 - (b) 目标函数——如重量;
 - (c) 约束——如应力、位移、屈曲、振动特性。

例如美国 NASA 的 Langley 研究中心的 PROSSS 程序包括:

SPAR——一种有限元分析程序;

CONMIN——一种有约束的优化程序。

在 CDC-NOS 计算机上运用。

结构优化方法的应用未跟上理论上的进展步伐, 这是由于具体程序不够有效, 或者使用不便和适用性不够。在七十年代初就发现主要困难是计算变量和所费机时太多, 人们转向逐步渐近的优化设计程序。

美国加利福尼亚大学的 ACCESS1 (Approximations Concept Code for Efficient Structural-Synthesis) 程序应用了改进的近似概念, 包括规定设计变量间的一定关系、约束的消除技术和近似分析方法, 以求得一系列容量小的数学规划问题, 但保留了设计问题的主要特点, 通过逐步改进达到最终优化目的。在 ACCESS1 内, 除了 CONMIN 外, 还用 NEWSUMT, 这是一种最常用的程序, 为一系列的无约束优化程序, 应用罚函数法和修正牛顿法。

目前结构综合分析要向更多变量的大型结构发展。

三、有限元素法与结构分析系统

1950~1960年, J. H. Argyris 教授、M. J. Turner、R. W. Clough 等分别提出了应用电子计算机进行复杂航空结构分析的理论基础, 并且进一步实现了具体程序方法, 创立了便于工程实际应用的有限元素法。由于这一方法的适用性和有效性特别好, 因此诞生以后, 一直获得突飞猛进的发展, 已形成一门独立的学科, 应用也已大大超出结构分析的范围。在飞行器结构分析中, 有限元素法已成功应用于美国阿波罗登月飞船、哥伦比亚航天飞机、巨型客机波音 747 等大型复杂结构的分析。除了线性问题, 它在非线性、稳定性、大变形、粘弹性、热应力、蠕变、振动、动力响应、断裂、疲劳裂纹扩展、温度场、油箱燃料晃动、噪音响应、颤振分析等方面都有很大的进展。有限元素法已成为飞行器结构设计的一种常规分析方法, 为适航性考核和新机验收提供依据。这一方法还在不断发展, 在飞行器结构分析中, 诸如大应变、瞬态响应、疲劳与断裂、结构与其他介质相互作用等边缘问题都有待于进一步研究解决。

有限元素法发展初期, 计算机程序的编制都是针对个别问题进行的, 缺乏通用性。随着有限元素法的应用范围的扩大、计算经验的积累与计算方法的改进, 计算机程序日趋完善, 又因有限元素法的通用性强, 非常适宜于标准化, 就出现了许多小型的通用程序。六十年代后期开始又逐步形成了一些大型的通用程序系统, 进而发展为具有商业价值的软件系统, 在国际市场上流通。较有名的航空航天结构分析系统有美国国家航空和航天局 (NASA) 的 NASTRAN 系统, 美国空军飞行力学试验所 (AFFDL) 的 MAGIC 系统, 西德斯图加特大学航空与航天结构静动力研究所 (ISD) 的 ASKA 系统。中国航空工业部也在发展 HAJIF 系统。大型结构分析系统的规模通常达数十万条语句。

结构分析系统的功能在不断地扩大和改进, 向着图象交流方向发展, 即通过图象显示设备进行人机对话, 完善输入与输出数据的前置与后续处理技术, 更密切地与计算机辅助设计相配合。

四、模态主动控制技术和模态分析方法

飞行器结构, 这里主要指升力方面, 由于动载荷作用和气动弹性效应, 有时会引起严重的过载或发生颤振现象。克服这类问题的传统方法是调整结构的刚度与质量分布, 有时也调整某些气动力参数和使用阻尼器, 这些统称为被动控制技术 (PCT: Passive Control Technology)。

六十年代人们提出主动控制技术 (ACT: Active Control Technology), 当预计结构会发生严重过载或颤振时, 感受元件发出讯息通过伺服控制系统改变升力面的气动外形, 以减少载荷和避免颤振。主动控制技术可以减小尾翼面积, 并起到提高结构效率的作用。

主动控制技术目前尚处于发展阶段, 这种新技术增加了控制系统, 又带来伺服系统的可靠性和结构-系统组合的稳定性问题, 形成新分支学科——气动伺服弹性力学 (Aero-Servo Elasticity), 在分析中, 除结构的自由度、特性参数外, 还包括系统的变量、特性参数。

也有人提出主动控制防止前轮摆振的方案。

在复杂航空结构动力分析中,广泛采用模态分析技术。自1970年以来,模态分析技术取得了比以往所有时期更大的进展。无论是分析方法还是试验技术,都发生了变革,至今仍在进一步发展中。

目前分析方法大多采用基于有限元素法的缩聚节点法(Guyan's Condense Method)和模态综合技术(Mode Synthesis Technique),并借助解析方法改进形状函数。在结构分析系统中都已相应地建立动力分析程序。在模态分析中也有考虑阻尼(复模态分析)和非线性的因素。

目前试验技术除了传统的单点激振频率响应函数法和多点激振纯模态响应法,如半自动技术MAMA(Manual-Apparatus)和自动技术GRAMPA(Ground Resonance Automatic Multipoint Apparatus)外,发展了许多新的方法,包括瞬态激振法、随机激振法和参数识别技术。

多点激振频率响应函数法是最近发展起来的一种方法,它结合了上述两种传统方法的优点,除了要解联立方程组外,信号处理和测量方法和单点法相同。

Ibrahim时域法不必测量系统的瞬态输入,利用时域中的自由衰减响应确定模态参数,但不能确定模态广义质量或刚度。

随机减量技术是1971年Henry A. Cole, Jr最先提出的一种试验方法,它对输入只有定性的要求,也只对响应进行数据处理。基本原理是通过统计平均,分离出随机输入引起的自由衰减响应部分,获得结构的频率与阻尼特性。

直接参数识别法是直接测定力输入值和结构的响应值,建立结构的机械阻抗特性矩阵,利用特征分析求出结构的模态参数。

五、疲劳与断裂的应用

自1954年彗星号飞机和1970年F-111飞机失事以来,疲劳与断裂一直是航空界极为注意的问题。目前美国军用规范有代表性地反映了现代先进技术水平,有关文件主要包括飞机结构完整性大纲(ASIP: Aircraft Structure Integrity Program)、耐久性(Durability)要求、损伤容限(Damage Tolerance)要求和地面试验。

ASIP系美国于1970年初建立的,其宗旨是为了保证军用机的战备状态,要求飞机结构具有足够的强度、刚度、损伤容限和耐久性,统称为结构完整性。ASIP要求在早期设计阶段进行损伤容限和耐久性设计,对材料、重量、性能、成本的综合研究,开展研制试验。在研制中全尺寸试验以协助确定结构设计是否适当。ASIP还要求在使用中尽早发现潜在的缺陷,有计划地对结构元件进行检查、更换或修理,并在使用中进行实测,为今后结构设计的载荷、环境条件、设计准则和方法提供改进的依据。ASIP超出了传统强度分析的范围,是一个从设计到使用的综合性的系统过程。

耐久性设计的目标是减少疲劳开裂或其他结构与材料的退化,把使用维护费用减到最小。通过材料选择、加工、检验、设计细节、应力水平及防护措施以达到良好的使用状态。在设计载荷环境条件下,飞机结构的经济寿命应大于设计使用寿命。

损伤容限设计是通过材料选择、应力水平的控制、抗断裂设计概念的应用、制造的工艺控制以及慎密的检查程序使飞行安全结构免于材料、制造和工艺等缺陷的潜伏有害

影响,其分析方法是:假定新结构含有初始损伤,进行疲劳断裂分析,预测初始裂纹(损伤)在变幅载荷下扩展到临界裂纹的周期,考虑分散系数后,制定使用检修期。初始损伤尺寸依据制造厂无损检测的能力确定,要考虑足够的检出概率。临界裂纹尺寸根据结构残余强度(Residual Strength)不小于破损安全载荷(Fail-Safe Load)确定,后者与裂纹可检性有关,在强度规范中规定。

全尺寸损伤容限试验一般利用现有试验件,包括经过研制试验、全尺寸静力试验或耐久性试验的部件。

疲劳与断裂学科已有很大发展,文献中已提出数以百计的计算模型或方法,但在机理研究上还需继续突破。飞行器结构设计中实际采用最多的仍是 Miner 法则、Paris 公式等最基本的公式,或考虑某些修正,分析结果的精确性和可靠性有待进一步提高。可以说,目前设计经验比定量分析更为重要,研制试验比全尺寸验证试验更为重要,疲劳断裂研究还需作长期的努力。对于先进的复合材料,以及起落架部件等,现有经验尚不足以制订相应的规范。

六、复杂的环境条件

现代超高速飞机的气动加热可达 $200\sim 800^{\circ}\text{C}$,航天飞机重返大气层时表面温度升至 1200°C 以上,这带来严重的热强度问题,技术上称为热障。此外如发动机的释热、太阳辐射、核爆炸的高温辐射都构成严重的热环境。为了突破热障,不仅要作热强度分析,包括热颤振、热疲劳、热冲击等复杂问题,而且要选择耐高温的材料,如钛合金、不锈钢、陶瓷、复合材料,并选择合适的结构型式,如波形、夹层、复合结构。对极高温度要进行热防护设计,通常有吸收式和辐射式两大类,前者如烧蚀式,采用树脂、碳、酚醛涤纶等烧蚀挥发散热材料;后者如采用钼、钛、陶瓷、石墨、硼-硅复合材料等构成外辐射内绝缘的双层或多层蒙皮或壁板。

航天器结构还必须能经受运输、发射时的振动冲击环境、轨迹飞行时的空间热真空环境、高能粒子(电子、质子)辐射、紫外线辐射、电磁场等环境,在冷热交变和宇宙环境下,材料及粘结剂会发生老化、疲劳。

七、结构可靠性分析

电子元件系统的可靠性设计已有大量研究。在飞行器结构设计中,结构的载荷环境条件、材料与结构特性,尤其是疲劳断裂性能,都有随机的因素,所以合理的分析方法应该用统计处理方法,预测结构的破坏概率,进行可靠性分析。

从 1960 年初,已有人提出结构可靠性设计的思想,在结构可靠性分析中,需综合考虑结构静强度、疲劳裂纹的形成、扩展、失稳、结构残余强度、载荷统计分布、裂纹检查周期和检测能力、初始损伤、结构变化等等大量因素。以可靠性为目标函数的优化设计结果也和经典的静强度优化设计有很大不同。由于可靠性分析需用到大量原始参量的统计分布数据,对于多危险部位的复杂结构分析又非常困难,作为一种实际的结构设计方法,尚有较大的距离。

八、结构试验

随着航空技术的发展,对飞行器结构试验的要求愈来愈高,试验的项目也因静、动、热、疲劳与断裂、复杂环境等多方面结构问题的提出而日益增多。

1970~1980年,全尺寸结构试验已采用电子计算机控制的电动液压伺服系统的自动闭合回路协调加载系统,对热强度试验还包括加温系统,可具有上百个加载器,几百个加载点,几百个测量通道,几千个应变片,并具有电子计算机数据采集处理系统,可在现场得出结果,测量次数在一次试验中可达几十万次。

各国都建成了有大型试验室的试验中心,目前世界上最大的美国洛克希德公司乔治亚分公司为C-5A军用运输机建立的主试验室,尺寸为 $189 \times 148 \times 43$ 米³,最大加载为1300000公斤,应力测量点达3850个,投资共1500万美元。在疲劳、高温、振动、摆振、落震等方面,各国也有大型的设施。

研制试验的测量技术已有很多革新,除一般电测法外,有激光全息摄影、云纹法、光弹性冻结、光弹性涂层、 x 光、声发射、光纤检测等等。

九、结 束 语

综上所述,飞行器结构与强度问题已经变得非常复杂,需要有一个庞大的研究队伍。为适应这种情况,各国都设立权威性的管理机构,制定法令性的强度规范,建立具有先进技术的试验中心和研究机关。为了解决当前遇到的重大课题,在研究中要发展相应的学科,广泛采用电子计算机技术,建立各种数据、报告、程序、手册、文献的資料庫,使技术储备充分领先于型号生产,在型号研制中又要充分取得新的经验和方法,这样才能使飞行器结构设计日益完善,促进飞行器系统工程的不断发展。

参 考 文 献

- [1] Hadcock, R. N., Introduction of New SDM Technology into Production Systems, J. Aircraft, V. 17, N. 9, (1980), PP. 609~617.
- [2] Smyth, S. J., CADAM Data Handling from Conceptual Design through Product Support, J. Aircraft, V. 17, N. 10, (1980), PP. 753~760.
- [3] J. Sobieszczyński-Sobieski & Bhat, R. B., Adaptable Structural Synthesis using Advanced Analysis and Optimization Coupled by a Computer Operating System, J. Aircraft, V. 18, N. 2, (1981), PP. 142~149.
- [4] Schmit, L. A., Jr., A New Structural Analysis/Synthesis Capability-ACCESS 1, AIAA Journal, V. 14, May(1976), pp. 661~671.
- [5] Zienkiewicz, O. C., The Finite Element Method, 3rd Edition, McGraw-Hill, London, (1977).
- [6] The NASTRAN Manuals, Theoretical, NASA SP-221[04]; User's, NASA SP-222[04]; Programmer's, NASA SP-223[04], (1978).
- [7] MAGIC, An Automated General Purpose System for Structural Analysis, AFFDL-TR-68-56, AD 685190, (1969).
- [8] Schrem, E. and Roy J. R., An Automatic System for Kinematic Analysis, Proceedings of IUTAM Tome 2, (1970), PP. 477~507. (固体力学中的有限元法, 译文集(下集), 科学出版社, (1977), 300~321页)。
- [9] Richard, S. Shevell, Technological Development of Transport Aircraft, J. Aircraft, V. 17, N. 2, (1980), PP. 67~80.
- [10] 美国空军损伤容限设计手册(上册), 黄玉珊等译, 西北工业大学, 1982年, 附有美国军用标准: MIL-

STD-1530 A(11), 飞机结构完整性大纲, 1975年12月11日; MIL-A-83444, 飞机损伤容限要求, 1974年7月2日; MIL-A-008866B(USAF), 飞机强度和刚度可靠性要求, 重复载荷和疲劳, 1975年8月22日; MIL-A-008867B(USAF), 飞机强度和刚度的地面试验, 1975年8月22日。

STATE-OF-ART AND FUTURE OF AIRCRAFT STRUCTURE DESIGN AND STRENGTH ANALYSIS

Huang Yushan and Zhu Depei

(Northwestern Polytechnical University)

Abstract

This paper reviews the state-of-art and the future of the design and the strength analysis of aircraft structures in brief. The emphasis is put on discussing some important topics for designers and researchers in this field so as to prompt engineering design and scientific research and to enhance the development of aeronautical science and technology.

After a general review, the discussion covers the following subjects: The modern procedure of aircraft structure design, the finite element method and the structure analysis program system, the mode active control technology and analysis method, the application of fatigue and fracture, the advanced composite structures, the serious environment conditions, the reliabitistic analysis for structures and structural test etc..

While the content mainly deals with the aircraft structures, quite a lot of its parts are concerned in or adapted to the aerospacecraft structures as well.