

行政院及所屬各機關出國報告
(出國類別：研究會議)
ASC-TRM-01-09-001

2001 年華人航空技術研討會報告

服務機關：行政院飛航安全委員會
出國人職稱：科長、副主任
姓名：古石平、官文霖
出國地區：大陸 四川成都市
出國期間：民國九十年九月二十三日至二十八日
報告日期：民國九十年十月二日

行政院及所屬各機關出國報告提要 系統識別號 C09005564
出國報告名稱：2001年華人航空技術研討會報告
頁數：136頁含附件：是

出國計畫主辦機關：行政院飛航安全委員會
聯絡人：鄧嵐嵐 電話：(02) 2547-5200 分機 175

出國人員姓名：古石平、官文霖
服務機關：行政院飛航安全委員會
單位：人事、調查實驗實驗室
職稱：科長、副主任 電話：(02) 2547-5200

出國類別：1 考察2 進修3 研究4 實習5 其他

出國期間：民國九十年九月二十三日至二十八日
出國地區：大陸 四川成都市

報告日期：民國九十年十月二日

分類號/目：~~ASC-TRM-01-09-001~~ H2. 航空

關鍵詞：轉包生產、複合材料、支線飛機、反推力裝置

內容摘要：

本屆 2001 年華人航空技術研討會算是第二屆，第一屆於 1998 年在大陸珠海舉辦。本屆會議重點有三：民機或零組件之轉包生產技術與趨勢、大陸近將發展支線飛機、如何有效整合華人能量而朝向未來共同接單等。中國航空第一集團公司從人力、技術與合作中的民機轉包生產項目—MD-80/90 機頭元件、MD-11 中央機翼隔板組件、B717 機頭次組件、B757-200 之水平尾，垂直尾及機身-48 段、A320 登機門、A340 反推力裝置組件等均有許多討論。中國航空第一集團公司轄下的沈飛、西飛與成飛對複合材料之設計、生產與修補有先進的能量，故大陸發展支線飛機專案中複合材料將會大幅使用。另外，台灣由漢翔為首，相關私人航太企業組成衛星廠的合作模式應是兩岸未來航太產業合作的參考模式。

本文電子檔已上傳至出國報告資訊網

行政院及所屬各機關出國報告審核表

出國報告名稱: 2001年華人航空技術研討會報告

出國計畫主辦機關名稱: 行政院飛航安全委員會

出國人姓名: 古石平、官文霖

職稱: 科長、副工程師

服務單位: 行政院飛航安全委員會

出國計畫主辦機關審核意見:

- 1. 依限繳交出報告
- 2. 格式完整
- 3. 內容充實完備
- 4. 建議具參考價值
- 5. 送本機關參考或研辦
- 6. 送上級機關參考
- 7. 退回補正, 原因:
 - (1) 不符原核定出國計畫
 - (2) 以外文撰寫或僅以所蒐集外文資料為內容
 - (3) 內容空洞簡略
 - (4) 未依行政院所屬各機關出國報告規格辦理
 - (5) 未於資訊網登錄提要資料及傳送出國報告電子檔
- 8. 其他處理意見:

層轉機關審核意見:

- 同意主辦機關審核意見
 - 全部
 - 部份 _____ (填寫審核意見編號)
- 退回補正, 原因: _____ (填寫審核意見編號)
- 其他處理意見:

目 錄

行政院及所屬各機關出國報告提要	1
行政院及所屬各機關出國報告審核表	2
一、摘要	3
二、出席人員與論文主題	5
三、重要論文討論	7
3.1 發展民機產業滿足市場需求.....	7
3.2 探討兩岸航太產業合作模式.....	8
3.3 民航機認證與 FAA/DER 互動關係之探討.....	11
3.4 飛行結構完整性分析在客艙改型中應用.....	13
3.5 結合全球衛星定位與地理資訊系統於飛航事故調查之應用.....	16
3.6 大氣數據系統及其展望.....	24
3.7 飛機飛行控制及仿技術之發展趨勢.....	26
3.8 逢甲大學與漢翔公司之教育訓練策略聯盟.....	29
3.9 成飛參訪紀要.....	31
四、結論	37
五、參考文件.....	38
附錄 A 中國航空第一集團公司簡介.....	38
附錄 B 四川簡介.....	41
附錄 C 會議議程與出席人員名單.....	43
附錄 D 大陸生產的飛航記錄器簡介.....	48
附錄 E 重要參考論文	50

一、摘要

本屆 2001 年華人航空技術研討會算是第二屆，第一屆於 1998 年在大陸珠海舉辦。本屆會議重點有三：民機或零組件之轉包生產技術與趨勢、大陸近將發展支線飛機、如何有效整合華人能量而朝向未來共同接單等。中國航空第一集團公司從人力、技術與合作中的民機轉包生產項目—MD-80/90 機頭元件、MD-11 中央機翼隔板組件、B717 機頭次組件、B757-200 之水平尾，垂直尾及機身-48 段、A320 登機門、A340 反推力裝置組件等均有許多討論。

中國航空第一集團公司轄下的沈飛、西飛與成飛對複合材料之設計、生產與修補有先進的能量，故大陸發展支線飛機專案中複合材料將會大幅使用。另外，台灣由漢翔為首，相關私人航太企業組成衛星廠的合作模式應是兩岸未來航太產業合作的參考模式。有關飛航安全的議題，大氣數據系統、飛航仿真以及航機事故調查於會中均有熱烈之討論，大陸的千山電子儀器（隸屬於中國航空第二集團公司）所有能力生產軍民用的飛航記錄器。

二、出席人員與論文主題

本次 2001 年華人航空技術研討會是由中國航空第一集團公司(以下簡稱 AVIC-1)主辦，台灣的中國航空太空學會與美華航太工程師協會共同協辦。受到美國 911 事件影響，本次旅美的航空代表只有術數位參加。本次會議出席人員約有 50 至 60 人(如圖 1)，發表論文約有 20 篇。大陸地區以 AVIC-1 出席成員最多，四川成都飛機製造公司(以下簡稱成飛)次之。台灣代表共有 17 位，出席單位包括：中國航空太空學會、行政院飛航安全委員會、適航認證中心、漢翔公司、經濟部航太小組、工研院航太中心、逢甲大學、駐龍公司、拓凱工司、瑞麗公司等。

四川省有 8600 餘萬人口，其中成都市佔 300 多萬人，自古有天府之國的稱號。四川著名的名勝古蹟甚多，較有國際名聲的有都江堰、三星堆、九寨溝、樂山大佛、峨眉山等。本次會議選在成都市召開，AVIC-1 也安排參觀成飛之民品與相關航電產品生產部門。會議分兩天進行論文發表與討論，第三天至成飛參觀。成飛成立於 1958 年，目前員工有 2 萬餘人。研製之主要軍機包括：殲-5、殲-7、殲-7 各種改型機等；民航機之轉包產品有波音 B757-200、MD-80/90 之後機身段及水平尾與垂直尾。



圖 1 2001 年華人航空技術研討會合影

目 录

大会综合发言

发展民机产业 满足市场需求

中国航空工业第一集团公司常务副总经理 杨育中	3
美华航太工程师协会总会长欧阳小平博士	6
探討兩岸航太產業合作模式	
臺灣航太空協會理事 唐銘	7

航空制造技术展望

乘信息化高速列车 实现航空制造技术跨越

中国成飞(集团)公司董事长、总经理 杨延涛	19
臺灣航太工業中衛體系推動簡介	
臺灣航太空學會 丁聰	30
用信息技术推动技术协作, 构建面向市场的航空网络化制造技术体系	
空联集团 赵秉雄	61
开展支线飞机航空电子系统的国际合作, 发展航空电子产业	
航空无线电电子研究所 吴锦型	69

Technology, Quality and Vision In Modern Aircraft Industry & Business Globalization

美华航太工程师协会 C. C. TIEN	186
大气数据系统及具展望	
成都航空仪表公司 李智 周书生	197
飞机飞行控制及其仿真技术的发展趋势	
西安自动飞行控制所 张成强 王敬文	215
结构强度技术进步是未来高性能、高可靠性发动机研制的保证	
沈阳发动机研究所 周北亭	232
Recent Development for Small Turbomachines in Feng Chia University	
台湾逢甲大学 T. M. Liou, Dean J. J. Yeuan	240

航空制造技术展望

西安飞机工业有限责任公司 双建峰	74
热障涂层在航空发动机上的应用及其发展前景	
西安航空发动机有限公司 卢建柱 孙奇忠	85
复合材料缝合结构在飞机上的应用展望	
成都飞机设计研究所 彭现生 侯庆茂	89
数字产品定义在飞机制造中的应用	
沈阳飞机工业(集团)有限公司 郭王夫 赵致崎	107
航空发动机整体叶盘制造技术	
中航一集团第 625 研究所 刘家志	114

航空应用工程技术展望

民航模擬器與 FAA/DER 互動關係的探討	
臺灣航太工程師協會美國分會理事長 游登公司 沈方強	123
New Trends in Aerospace Engineering Education	
華盛頓大學航空航太系 K. Y. Lin	130
結合全球衛星定位與地理資訊系統於飛航事故調查之應用	
臺灣飛航安全委員會 蔡文輝 李寶如 鍾文聰	167
飛行結構完整性分析在客機改型中應用	
美國 SIE 工程公司 歐屏	179

三、重要論文討論

本節將以九個小節分別探討本次研討會較重要的論文，並介紹成飛的主要軍民生產產品及技術。

3.1 發展民機產業滿足市場需求

發表單位與作者：中國航空第一集團公司/楊育中

摘要：中國航空工業正在轉型由獨立法人主體整合為一大集團，以發展支線飛機來整合西飛、成飛、沈飛及上海飛機製造公司。第一集團將與波音公司於天津附近共同設立複合材料中心，上海廠將以發展國際民機轉包生產中心。新支線飛機之研發可以朝向國際或區間合作，但以大陸內之技術整合為核心。

重點：中國將民航飛機產業(簡稱民機)列入國家之新興發展產業之一，第一集團公司以獨立自主之基礎，以市場為導向，以用戶需求為出發點來發展多種形式之國際合作。1999年7月第一集團公司自中國航空工業總公司獨立出來，共有26萬名員工，53個工業企業，30個科學研究所，20餘個子公司。另外設有中國航空研究所，擁有一批國家級試飛及試驗設施。航空產品包括：戰轟機、殲擊轟炸機、運輸機、教練機、偵察機與民航機等。多種用途的航空用途引擎與導彈等，其他生產民品多達3000於種且涉及各領域。

主要發展措施如下：

(1) 研發新式支線飛機

根據市場需求以確定支線飛機發展方向，以現有基礎發展必要的先進技術與國際合作。支線飛機將以中國自有的技術水平研發出適合大中國地區的渦扇支線客機。

(2) 促進現有支線飛機之改裝

不段提昇性能與品質，加強市場行銷並擴大市場佔有率，全面提高售後服務品質。

(3) 積極發展轉包生產

提昇民航機工業之製造能力及管理水平，為自主發展之新式支線飛機奠定基礎。與現有航空零組件轉包生產同時，積極促進轉包

生產之專業化，採取新模式與多種合資方式，快速建立一批專業化之生產中心。

(4) 加強民用飛機之先進研究能量

建立完善之民機設計、製造、試驗、取證等規範與標準作業程序，突破氣動力設計、延長結構之壽命設計等關鍵技術，以奠定民機發展技術之基石。

結論：經歷一世紀發展的航空工業正處於國際化與集團化之變革趨勢中。中國航空第一集團公司將以加速調整與重組，形成以航空產業為主，並發展相關多元產品之結構體，把集團建設成產品具競爭力、創新技術、有增值力資本、與國內外影響力的集團公司。

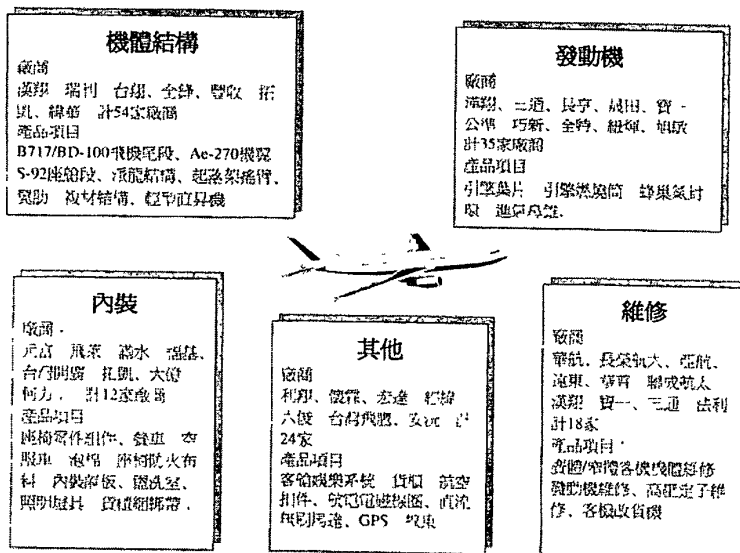
3.2 探討兩岸航太產業合作模式

發表單位與作者：航空太空學會/唐鋒

摘要：跟據台灣當前航太產業的實際產能與技術，探討未來兩岸航空業之合作與共同研發之問題。

重點：

一、台灣航太產業發展現況

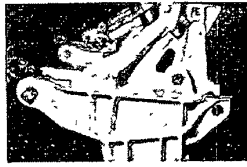


結構：

拓凱：排氣導管，C-17盥洗設備

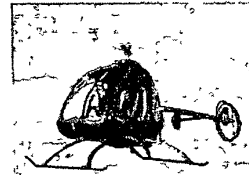
緯華：直昇機

(瑞利:起落架搖臂)



材料零件

(緯華:直昇機)



(三通:發動機葉片)



(長亨:輔助動力系統 燃燒)



發動機：

三通, 全鋒, 晟田: 發動機風扇導

Gongin Precision, 長亨: 發動機燃燒筒

內裝：

飛萊: 空廚系統

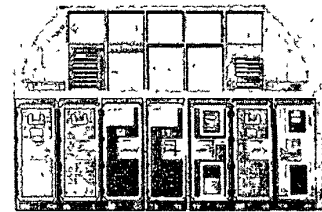
台灣開廣: 椅布

元富: 座椅零組件

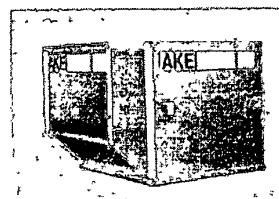
滿水: 泡綿

福基: 內裝編織物

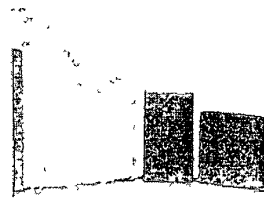
懷霖: 航空貨櫃



(飛萊: 餐車及空廚系統)



(懷霖: 航空貨櫃)



(滿水: 泡綿)



(福基: 椅布編織物)

航電系統/其他：

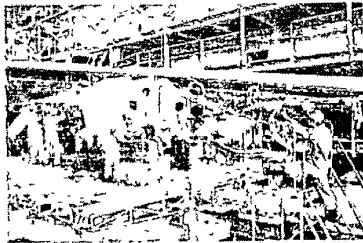
航太中心：客艙娛樂系統

台灣飛鷹公司：衛星導航系

統宏達科技：航空扣件



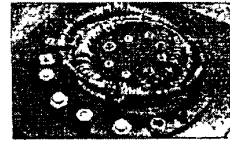
(航太中心·客艙娛樂系統)



(長榮航太·B747-400 派龍維修)

維修：

漢翔, 亞洲航空, 中華航空
長榮航太, 聯成航太

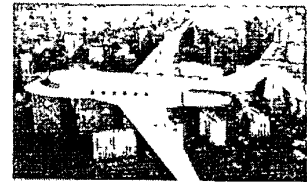


(宏達科技·航太扣件產品)

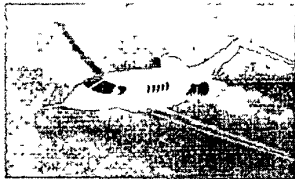
國際合作計畫



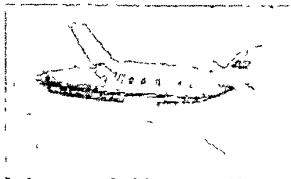
B-717 尾翼製造(波音/漢翔)



BD100尾翼製造(龐巴迪亞/漢翔)



SJ-30 商務飛機
(史威靈/台翔)



Ae-270合資開發
(Aero Vodochody/漢翔)



S-92 駕駛艙造製
(塞考斯基/漢翔)

從兩岸航空產品選擇/發展策略之未來互動方向

	大陸發展策略	台灣發展策略	雙方潛在互動方向
區間客機	主製造、合夥製造	合夥製造、承包	若大陸提出計畫，台灣可積極參與
商務飛機	主製造、合夥製造	合夥製造、承包	若大陸提出計畫，台灣可積極參與
直昇機	主製造	合夥製造、承包	彼此合作，完承製造並共同爭取國外技術及訂單
主/次系統件	合夥製造、承包	合夥製造、承包	彼此合作，完承製造並共同爭取國外技術及訂單
零組件	承包	合夥製造、承包	彼此合作，完承製造並共同爭取國外技術及訂單
維修	合夥提供	主提供、合夥提供、承包業務	短期內共同合作大陸及台灣維修業務，長期共同開發亞太地區維修業務

結論：基於兩岸三通所帶來的市場競爭力與合作契機，共同研製通用的區間客機（大陸稱為支線民機）為可行方式。規劃中長期合作計劃以建立產業交流與戶訪機製，從中探討產業垂直分工之生產供應鏈與委製作業流程。採用共同分攤利潤與風險，結合雙方互補製造能力來共同研製百人座區間客機。

3.3 民航機認證與 FAA/DER 互動關係之探討

發表單位與作者：美華航太學會/沈方楠

摘要：飛機結構是由數十萬個零組件組成，每個零件需要符合完全之設計及製造規範。美國航太工業居世界之首，聯邦航空總署（FAA）根據多年的航太公司之設計與飛航經驗而訂定了大型民航機之適航規則-FAR.25（Federal Aviation Regulation）。對於全球許多航太產業逐漸興起，如何有效整合美國 FAR 與各航空公司工程部門的航空管理文件（Designated Engineering Representative、DER）是本文之論述重點。

重點：

飛機製造廠商之工程部門，於新飛機認證初期發展階段時，必須準備一份周延的認證計劃書送交到 FAA 的飛機檢定單位(FAA/ACO)。該計劃書包括了整架飛機設計細節所依循的航空法規，以結構分析部門為例，十二項認證計劃報告書如下：

1. 機頭結構
2. 機身結構
3. 機翼結構
4. 後機身結構
5. 水平尾翼結構
6. 發動機櫃架結構
7. 機身內裝強度
8. 起落架結構
9. 飛機控制強度
10. 顫振與發散
11. 耐久性及破壞性
12. 外載荷

十二項任正計劃書中，必須陳述如何符合 FAR.25 之每項要求，並列出 FAA/DER 名單，分配給 FAA/DER 之工作項目及時間表、未來認證之招集會議進行名單。實際認證階段會以認證處理行動專案 (CAI)，FAA 會檢視每項認證是否符合 FAR.25 要求，並認證頒布設計規定文件 (CIP)，及數千份工作討論摘要紀錄 (record summary)。

進入驗證過程時，數百份專業分析報告及實驗計劃報告需在 TIA (Type Inspection Authority) 頒發 60 天以前遞送至 FAA/ACO 工程部，經過 30-60 天內 ACO 檢證合格後，飛機製造廠商會收到 TIA，此時新飛機才獲准首次適航。

漫長的試飛期間會遭遇許多問題，FAA/ACO 人員會邀請美國各方的航太專家進行討論，該會議主要人員是由 FAA 於 1979 年通過的 (國家特殊人才資源計劃、NRS) 成員。新飛機一旦通過飛機的性能及安全要求，經由 FAA 試航人員審查後，FAA 會頒發飛機生產執照 (Production Certificate) 及型式執照 (Type Certificate) 給飛機製造廠商。FAA 訂定的 19 項討論分組如下：

1. Advanced composite material
2. Fracture mechanics/Metallurgy
3. Advanced avionics/Electrical
4. Crash dynamics

5. Flight loads/Aeroelasticity
6. Aircraft computer software
7. Flight management
8. Non-destructive evaluation
9. Flight environment icing
10. Flight deck human factors
11. Advanced control systems
12. Manufacturing quality assurance technology
13. Software quality assurance
14. Metallurgy structural material and processes
15. Electromagnetic interference
16. Propellers
17. Propulsion control systems
18. Aeronautical communication
19. Engine systems dynamics/safety

FAA/DER 之專業部門有六：機身部門、系統與設備部門、試飛與評估部門、推進部門、空中電子部門、聲波部門。飛機製造廠通過此兩大部分與 FAA 之當地飛機認證辦公室（aircraft certification office）來執行其適航業務之運轉，最後完成民航機適航認證工作

結論：

由於民航機認證與 FAA/DER 緊密相關，因此歐美已發展之航太工業國及發展中之航太工業國家需要共同建立一部民航機之設計與驗證法規，並施於航太專業人才之培育任務，否則民航機之發展將會面臨瓶頸之挑戰。

3.4 飛行結構完整性分析在客艙改型中應用

發表單位與作者：美國 SIE 工程顧問公司/戴羿

摘要：本文概述國際上客貨機之改裝市場情況，著重第探討客貨機改裝中所涉及之飛機結構問題，包括：設計、分析、適航認證等。

重點：

SIE(**Structural Integrity Engineering**)是一發展航空航天工程和顧問的公司。SIE 專攻與飛機和飛機部分認證，結構設計，結構分析和材料測驗等問題。SIE 也活躍於結構分析與結構可靠性的研究與發展。SIE 公司有經驗的按時與預算之內有效地完成大或小型，簡單或者複雜計劃。該公司職員包括來自：聯邦航空總署指定工程代表 (**Designated Engineering Representatives**、DER) ，有對於飛機和旋翼機的批准權利。SIE 攻淤的經驗和知識應用於涉及證明的項目的多樣化範圍， 材料評估，設計和分析。

SIE 公司服務項目：certification、structural dynamics、fatigue、damage tolerance、structures design、aerodynamics、composite analysis、loads analysis、stress analysis、fracture control。

【軍機】

過去 25 年中 SIE 涉及了之軍機的結構完整性計畫包括：B1 Bomber、B2 Stealth、C17、F15、F16、F22 ATF。SIE 公司於過去六年內參與美國空軍的機械設備和部分結構完整性計畫：Lockheed Martin F22 先進戰術計劃與 P&W 119 發動機。SIE 完成的實體化包括：結構、耐久性及巡航飛彈任務控制飛機 (CMMCA)之複合材料損害容忍度估測。

SIE 人員為 Northrop 飛機公司分析修改了不同的負載光譜需要的結構疲勞分析軟體 (Fatigue Analysis Software)。我們發展列舉的損害容忍度軟體以決定壓力強度因素和週期性測試斷裂成長分析的二尺度爆裂聲成長分析軟體。SIE 也主導了損壞分析 (failure analysis) 和海軍飛機之傳動裝置的損壞成長之工程回應。該工程分析考量了斷裂強健性 (fracture toughness)，疲勞爆裂成長 (fatigue crack growth)，壓力腐蝕和腐蝕斷裂疲勞 (stress corrosion cracking and corrosion fatigue)。

【大型商用飛機】

SIE 公司有廣泛經驗與 FAA 及其他國家的飛機適航機關有密切關係。SIE 已發展設計內部負載發展，壓力分析，疲勞，氣動力負載分析，和損害的容忍度分析包括：

- Supplemental Type Certificates for DC-8 and B-727 series aircraft operational weight increases
- Supplemental Type Certificates for B-727 freighter floor modifications.
- Development of Supplementary Structural Inspection Documents for passenger to freighter converted aircraft.
- Provision of engineering and STC certification assistance for clients developing:
 - B-737 cargo doors
 - B-727 passenger to freighter main cabin conversions
 - A340, B-747, B-757 and B-767 antennae installations
 - DC-8 hushkits and DC-8 nacelle and pylon modifications
 - Stage 3 noise attenuation hushkits for B-707 series aircraft
 - DC-8 engine mounts
 - Avionic equipment installation

【區間客機及通用飛機】

SIE 公司已經 FAA 的輔助類型證明書與加拿大運輸部取消機翼生活極限之批准工作包括：Beech 99 Airliner series aircraft、deHavilland Twin Otter 300 series aircraft。

以支持新類型飛機之適航計劃，SIE 完成了損害容忍度分析，爆裂聲成長分析和發展的疲勞測驗負載光譜。這些計劃包括了：deHavilland DHC-8-400 fuselage、Global Express wings and fuselage、G-IV wing、G-IV, Fokker 100, ATR 42, Donier 32a engine mount 等。

結論：

面對全球航太工業之不景氣，許多老舊的客機如 B737-400, B727 均是改裝成貨機很好的對象，從中可以節省許多成本。SIE 公司是以專業的工程顧問公司也多次協助 FAA 發展客貨機改裝後之適航指令之製定。SIE 對於航機事故調查中有關結構損壞與強度分析十分有興趣，也

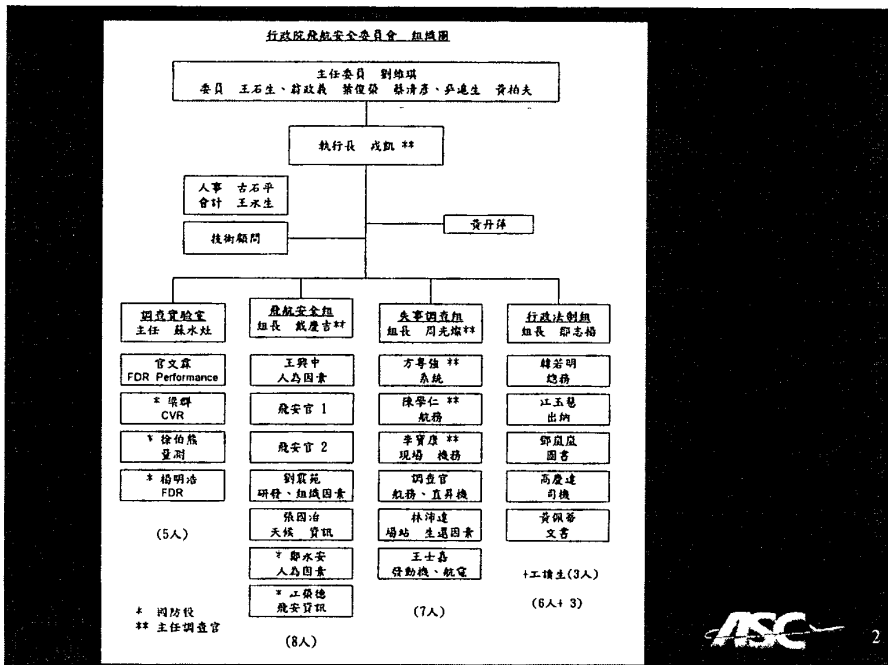
也意願與 ASC 合作，即接受 ASC 之委託分析工作。

3.5 結合全球衛星定位與地理資訊系統於飛航事故調查之應用

發表單位與作者： 行政院飛航安全委員會/官文霖、李寶康、蘇水灶


摘要： 本文是以航機之事故調查為應用領域，著重於事故現場之測繪資料、遙測影像、數值地形資料與飛航軌跡以及地理資訊系統整合。以實際的飛航事故為主題，探討本文述及之相關技術及應用，並說明應用於飛航事故調查之結果。

重點：



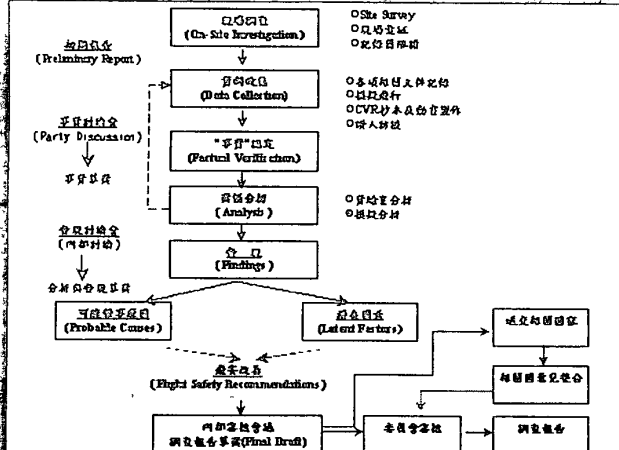

前言：航機事故調查之特性

- 調查小組 (Go Team) 之成立與到現場
- 主任調查官對各個調查小組之分配與授權 (AR) 之過程
- 現場調查官對事故現場指揮與更迭之過程與此間報章媒體調查官之關係
- 事故現場 (On Site) 的主要調查工作 (在訂定協議會議前主要工作)
 - 巡視現場以收集易消失之證據 (殘骸標示、照相、測繪事故現場圖、交談表分佈圖、抽取飛機殘餘上各種物品)
 - 檢視航務與機務各樣文件、檢組人員與證人訪談等
 - 紀錄器錄音 (CVR & FDR (QAR)) 與模擬飛行器製作 3D 飛航軌跡
 - 於事故三十天內完成初步調查報告 (Preliminary Report)
 - 召開事實確認會議、完成事實報告 (Factual Report)
- 完整的航機事故調查程序
 - 現場調查、資料收集、事實認定、案情分析、發現與飛安改善等
 - 可能的專業分組為飛機操作組、維修組、航管與空管組、機場組、航運組、航運組、航運組 (機務維修組、機場組)、人為因素組與行班之處理



前言：航機事故調查之特性

- 航機事故的分析方向非常具體化，目的為找出 (Probable Causes) 及 (Latent Factors) 以修正類似的事件再發生
- 常見的分析包括：結構性飛機剝離、燃料系統失效、空速管失效、解制報告、物航設備失效功能測試等
- 按照國際民航組織 (ICAO) 的第十三號附件格式來製作調查報告

前言:事故現場之測繪資料收集

•巡視現場主要工作：確認第一撞擊點位置、航機之撞擊方向與速度、觸地姿態與撞地角度、殘骸與地面軌跡分布狀況、及現場周圍環境與天候等

•事故現場位置圖：標示事故現場位置，與地標相關性(機場，助導航設施)。

•事故現場近景圖：標示事故現場及周圍之環境(地形、地貌及特殊地標)，
•並將航機發生事故時之飛航軌跡、碰撞點位置、主殘骸位置，
•及現場目擊證人位置等資料繪入圖中，使事故現場之環境能清楚呈現。

•殘骸分佈圖用於顯示航機事故後地面刮痕與殘骸分布情形，應涵蓋項目：

•航機第一撞擊點及相關撞擊地面物或其他障礙物之位置與屬性。

•航向及地面軌跡，地面軌跡包括深度，寬度等。

•螺旋槳或飛機觸地所造成之刮痕。

•主殘骸及組件：如發動機、螺旋槳或渦輪葉片、操縱翼面、起落架等。

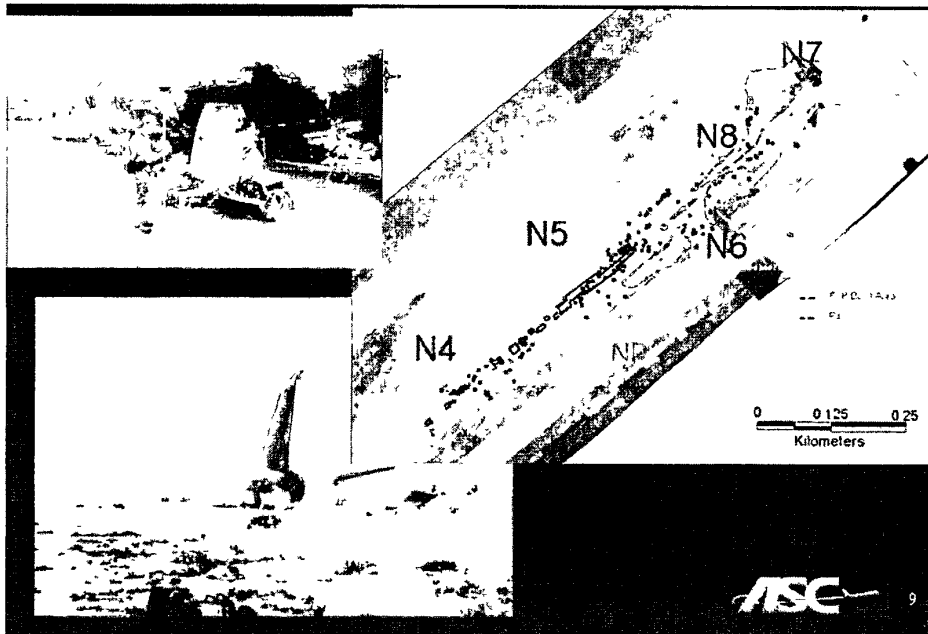
•殘骸破片散佈情形，燃油流布區及燃燒區等。

測繪工具：

•皮尺、滾輪、磁羅盤及傾斜儀(輕便且易於取得)

ASE 8

前言:事故現場之測繪資料收集

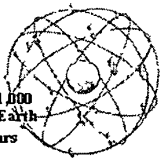


ASE 9

飛航事故調查之測量資料與遙測影像整合
全球衛星定位系統之特性

Basic GPS System

- Space Segment
 - 24 Satellites
 - 6 Orbital Planes
 - 4 Satellites per Plane
 - Orbit at Approximately 11,000 Nautical Miles Above the Earth
 - Orbits Once Every 12 Hours
- Ground Control Segment
 - Master Control Station, Colorado Springs



全球衛星定位系統 (GPS)

SA 效應於 2000 年 5 月關閉

GPS 之單機定位精度

- SPS 之水平、垂直方向單點定位誤差約分別為 7.6m 及 9.2m (2σ)
- GPS 時間精度介於 10^{-9} 秒至 10^{-12} 秒，速度精度約 5 cm/s 至 20 cm/s

GPS 之差分定位精度

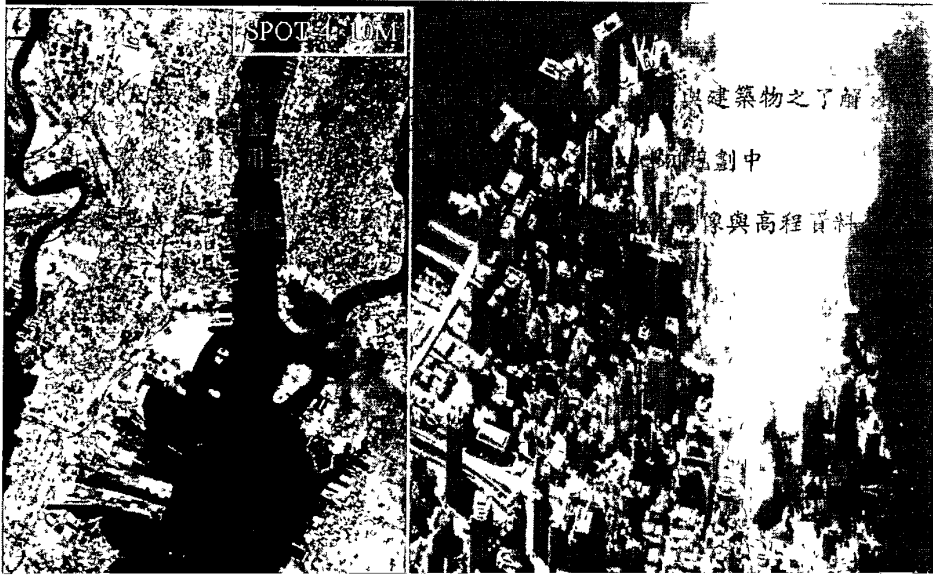
- C/A 電碼之差分定位精度可達 3m ~ 5m
- C/A 電碼與載波之即時差分定位 (RTK) 或後處理
- 定位精度可達 5cm ~ 30cm

飛航事故調查之測量資料與遙測影像整合
全球衛星定位系統之特性

GPS & PDA 系統
整合 GPS、PDA 及 EMAP

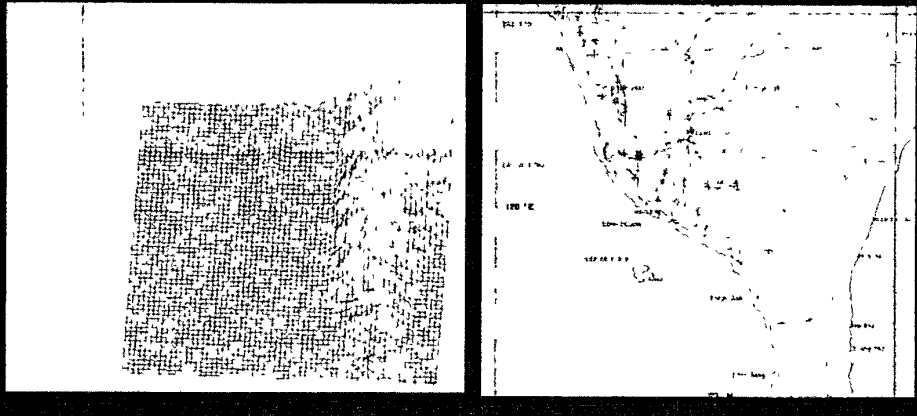
精密測量系統
整合衛星定位儀與雷射測距儀

飛航事故調查之測量資料與遙測影像整合
遙測影像之處理與校正

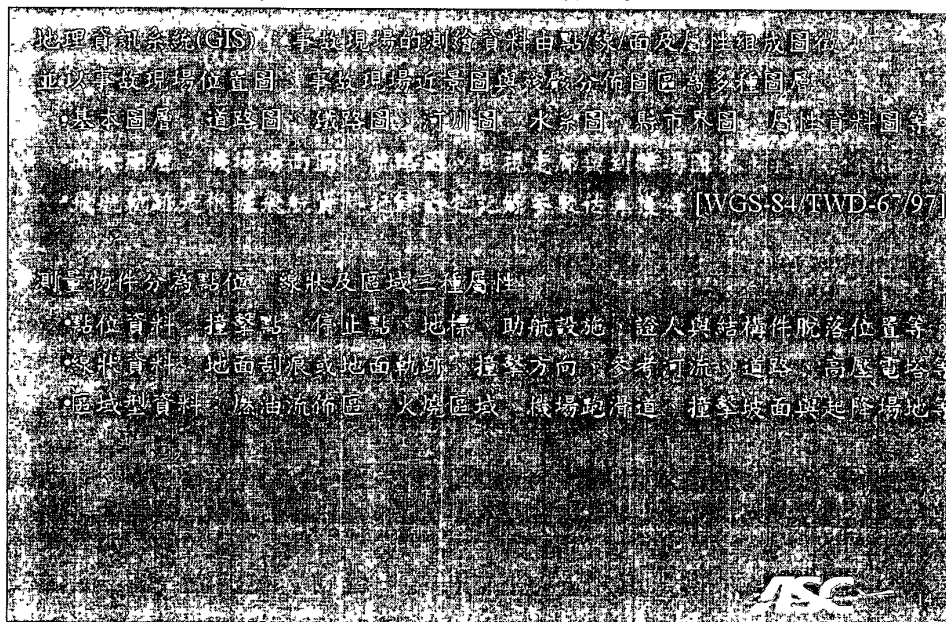


飛航事故調查之測量資料與遙測影像整合
數值地形資料之處理

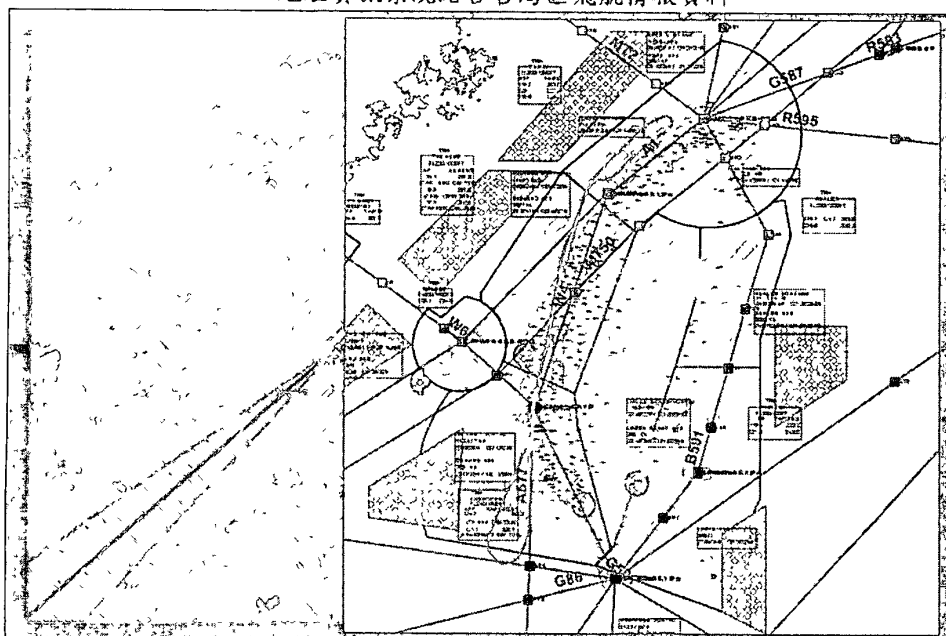
- 應用數值地形資料(DTM)用以了解航機之飛航軌跡週遭之地形高度及變化，並以地理資訊系統或飛航動畫系統模擬之。
- 台灣地區的數值地形資料採用TWD67座標(農林航測所測製)，精度為40m。
- 美國國家影像及製圖局(NIMA)提供全球數值地形資料(DTO)。精度為500m



飛航事故調查之測量資料與遙測影像整合
事故現場測繪資料與地理資訊系統之整合

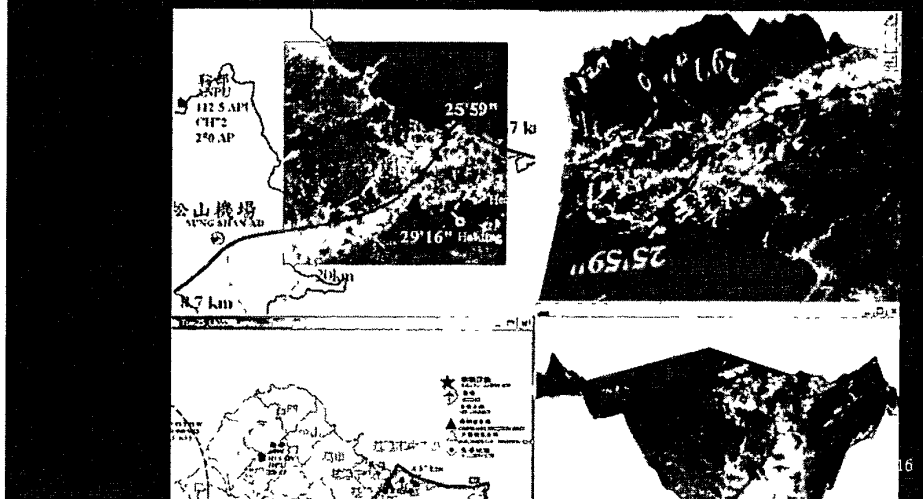


飛航事故調查之測量資料與遙測影像整合
地理資訊系統結合台灣區飛航情報資料



例(一)：目視走廊與數值地形資料之結合

民國88年4月21日，上午約10時30分，一架BK117 B-1型直昇機，由台北松山機場轉場飛渡至台東豐年機場途中失去聯絡。次日下午約3時，發現該機撞毀於台北縣瑞芳鎮粗坑口山區。本事故導致正、副駕駛，及一名機務人員罹難。



例(二)：飛航軌跡與衛星影像之結合

• 飛航軌跡重建為計算航機之三度空間運動軌跡

• 飛航軌跡與衛星影像之結合有助於顯示地面助航設施、跑滑道面與特殊地面物的分布情形。



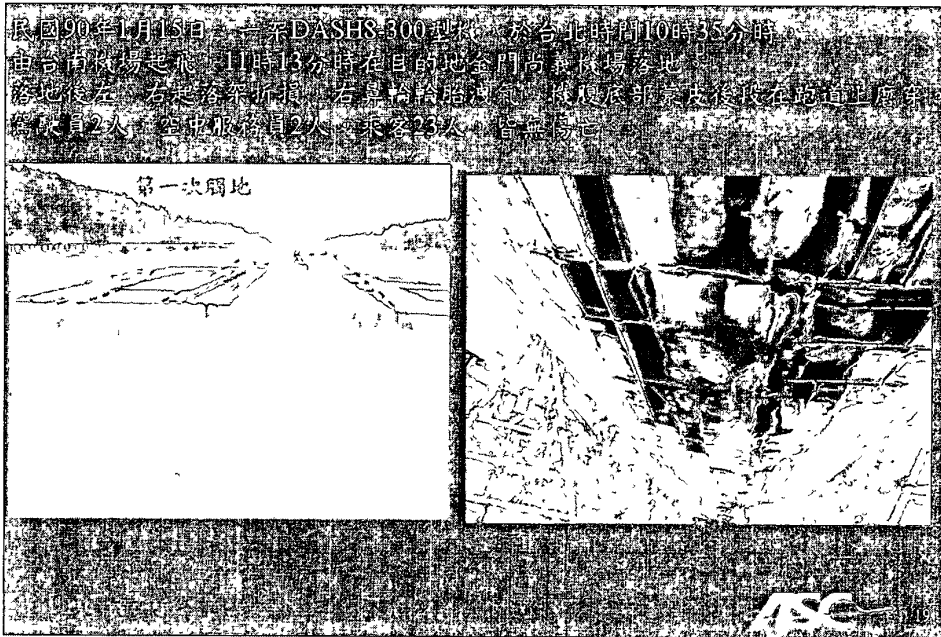
該機FDR並無記錄風向與風速資料，飛航軌跡是以塔台提供之280/06與320/04平均風向與風速資料計算，其結果與GPS定位測量獲得之地面軌跡不合。

經過調查與計算後，發現50呎以上使用280/06，50呎以下使用090/12之風向與風速之飛航軌跡與地面軌跡吻合。且該機也有記錄左右定位台資料，經過計算證實飛航軌跡與左右定位台之航向偏移也吻合。

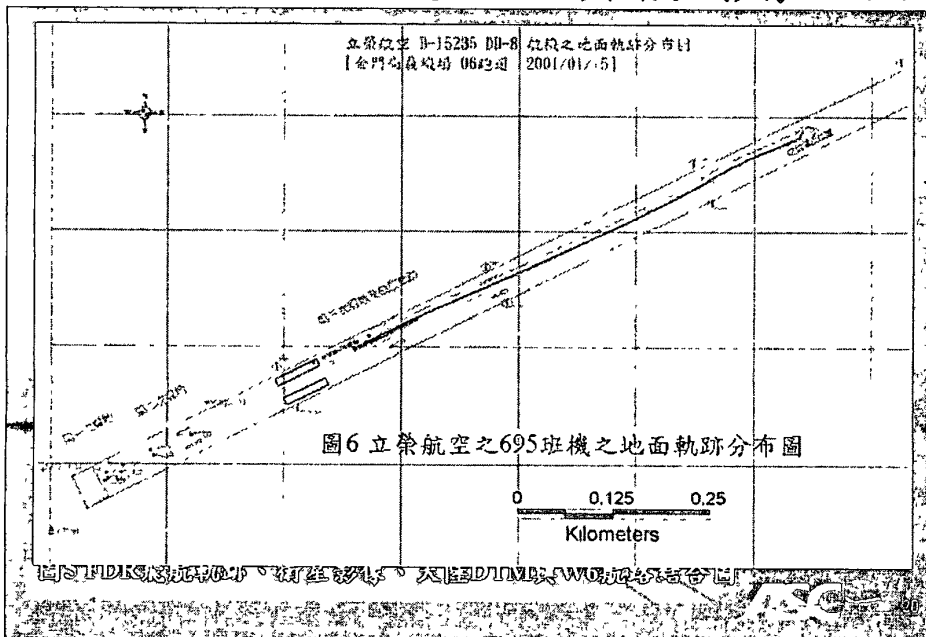
MD-82型機於嘉義水上機場降落後滑出跑道之飛航軌跡與地面軌跡比較圖

ASC 13

例(三):地面軌跡、飛航軌跡與衛星影像之結合



例(三):地面軌跡、飛航軌跡與衛星影像之結合



結論：

飛航安全為航空事業永續發展之首要工作

專業分工與國際合作為事故調查之發展趨勢

1. 結合全球衛星定位與地理資訊系統應用於飛航事故調查有其獨特的需求與特色。

精確而快速 (RTK)

GIS 系統與雷達軌跡、飛航軌跡套疊容易

2. 本方法已成功地應用於實際的飛航事調查中。

事故現場之測繪資料

飛航軌跡

遙測影像

數值地形資料

3. 台灣區飛航情報資料之數位化處理更有助於航機滑出跑道與空中接近事件的調查。

所有資料以 WGS-84 & TWD-67/97 為座標

機場圖、航路圖、目視走廊與到離場圖等採模組化設計

3.6 大氣數據系統及其展望

發表單位與作者：成都航空儀表公司/周樹生

摘要：大氣數據系統於固定翼與旋翼飛機上之應用與提高飛機飛行之安全性及經濟性之作用。本文介紹了飛機上用於測量期氣壓高度、空速、大氣靜溫、攻角等參數之大氣數據系統之基本原理及發展趨勢。

重點：

大氣數據系統 (Air Data System、簡稱 ADS) 不僅是軍/民機載的重要航空電子設備，也是飛機所需主要大氣參數訊號之來源。大氣數據訊號處理中心透過傳感器，將量測到的總壓、靜壓、總溫、攻角等原始訊號或資料之誤差補償後，計算輸出的氣壓高度、真實空速、指示空速、馬赫數、升降速率等，以供導航、飛控、火控、發動機控制系統及座艙顯示儀表等。

成都航空儀表公司有十分專業能力來發展大陸內的各種飛機用途的大氣數據系統。軍機大氣數據系統及直昇機大氣數據系統均有卓越的研發成果，目前也以國際標準來訂定大氣數據系統-MIL-STD-1553B、ARINC-423/429/422、RS-232/485 等，圖 2 為大氣數據系統之功能方塊圖。

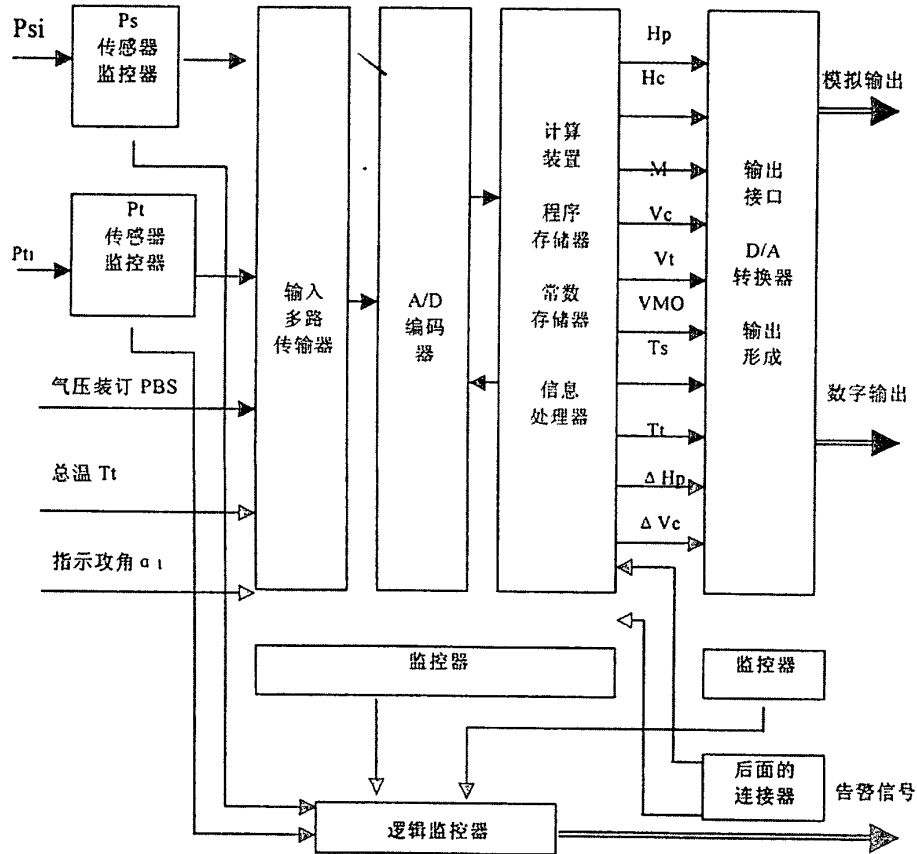


圖 2 大氣數據系統之功能方塊圖

結論：

提高研製水平，推動大陸國內之大氣數據系統和大氣數據計算機技術之發展。

3.7 飛機飛行控制及仿技術之發展趨勢

發表單位與作者：西安自動飛行控制所/王敏文

摘要：本文對飛行控制與仿真技術作概略性描述，並深入探討主動控制與電傳飛控技術所扮演之重要性。仿真技術是飛行控制系統發展過程應用的主要手段，文中也對大陸之仿真技術作了介紹。

重點：

飛行控制系統對飛機之性能、操縱品質、執行任務之能力有著極重要的作用。近 20 年來，隨著航空技術，控制理論與微電子技術之發展迅速，飛行控制已扮演著保證先進飛行平台性能及新任務能力之關鍵技術之一。表 1 描述 1970 年末期至今之數位式電傳飛控系統(Fly By Wire System、FBWS)之關鍵技術與相關比較。1980 年代初期採用主動控制技術(Active Control Technology、ACT)飛展出來的電傳飛控系統進入了實用階段，代表性的系統包括：F-8C DFBW、F-104G CCV、FBW Jaguar、AFTI/F-16.T-2CCV、J8ACT DFBW 等。1980 年代末期至今屬於第三代電傳飛控系統蓬勃發展，於軍/民機之應用已十分普遍，例如：第三代戰鬥機【JAS-39、F16-C/D、EAP、RAFALE】，B-2 先進戰略炸機，民航機【A-320/33/0/340、B-777】等。圖 3 數位式飛行控制系統之比較圖。

飛行控制系統發展過程中使用兩大類仿真技術—數值仿真與系統實物仿真(或半實物仿真)。數值仿真主要應用於系統和模組設計過程；實物與半實物仿真主要用途為系統整合、驗證及確認過程。隨著電腦計算與成像技術之進步，發展“虛擬原型機”將改變傳統飛控系統之發展過程，並縮短研發時間與成本。

【飛行控制系統之發展趨勢】

整合飛行及火控(IFFC)技術以及整合飛行/噴推控制(IFPC)技術為機載系統整合之主流與關鍵。第三代新式戰鬥機均已成地應用該項技術，例如：F-16C/D、EF-2000、RAFALE 及 F-22。

飛行/噴推控制(IFPC)技術各國正積極地研發中，為了提昇新式軍機之機動性、失速特性與垂直/短起降特性，採用二維或三維向量噴嘴設計之推進系統使其核心技術。歐美正研究中的主要機種與技術甚

多，例如：F-18 HARV（高攻角研究機）、X-31（增強戰鬥機機動性驗證機）、NF-16DV/STOL（二維或三維向量噴嘴推進系統）、F-15 ACTIVE（先進技術整合系統）、X-36（無尾技術研究機）等。圖 4 美國 NASA 發展之 F-111 實驗機之任務自適機翼之飛試圖。

結論：

新式主動式飛行控制技術為未來研究方向，局部氣流主動控制（Active Flow Control、AFC）及適應性機翼（Mission Adaptive Wing、MAW）是主要重點方向。飛行控制與航電系統之整合種重點為未來航電導航系統（FANS）、自主式地形跟隨/避讓以及自動進場與著陸（LASS/WASS）控制系統之工程化架構、規範及完整補償方法。

表 1 數位式電傳飛控系統之關鍵技術與相關比較

機種	系統主要功能	系統結構		CPU 類型	主作動器
		主系統	備份系統		
JAS-39	DFBW, RSS, MLC, FPBL, AP	二余度數字	三余度模擬	MIL-STD-1750A (Fairchild 9450)	鈦鎢 DDV+液壓功率作動器
F-16C/D	DFBW, RSS, MLC, α 限制器, AP	四余度數字	非相似軟件	MIL-STD-1750A	電液 ISA
V-22	DFBW, α 限制, AFCS	二余度數字	單通道軟件	MIL-STD-1750A	電液 ISA
RAFALE C	DFBW, RSS, MLC, FPBL, DFC, AFCS	三余度數字	二余度模擬	Motorola 68020	電液 ISA
EF-2000	DFBW, RSS, MLC, FPBL, GA, AP	四余度數字	—	Motorola 68020	電液 ISA、DDV+電液功率作動器
A-320	DFBW, RSS, FPBL, GA, AP	非相似余度	機械（平尾、方向舵）	INTEL 80186(SEC) Motorola 68020(LLAC)	電液 ISA
B-777	DFBW, RSS, FPBL, GA, AP	非相似余度	二余度模擬+機械（平尾、扰流片）	INTEL 80486 Motorola 68040 AMD 29050	電液 ISA

表中：DFBW—數字電傳飛行控制系統，RSS—放宽靜安定性；MLC—動載荷控制，DFC—直接力控制，FPBL—飛行參數邊界限制，AP—自動駕駛儀，AFCS—自動飛行控制系統；GA—阵风緩和；DDV—直接驅動閥，ISA—組合式伺服作動器。

数字式飞行控制系统	飞行关键性的电传飞行控制系统	• F-8C DFBW	• JAS-39 • F-16/CD • A-320 • LAVI • RAFALE • EAP • UH-60 • X-29 • AFTI/F-16 • FBW JAGUAR	• F22 • B-777 • X-31A • YF-22
	非飞行关键性的电传飞行控制系统	• F-18 • JA-37 • YC-14 • A-7 DIGITAL	• A-129	• C-17
		• DC-9-80 • TORNADO(AP) • DC-10(AP)	• B747 • F-15L • B-737-300 • B757/767-200 • A-310 • Bae-146	
		• MIRAGE 2000 • F-16A • YF-16 • F-4 SFCs	• F-117A	
模拟式飞行控制系统	非飞行关键性的电传飞行控制系统	• A11-1G • C-141 FBW • CH-47 VALT	• B-767 SPOILER • BEL1214 ELEVATOR	
	高权控制增益系统	• B-1 • TORNADO(CAS) • F-15B	• B-1B	
	自动飞行控制系统	• A300B		
	1970	1980	1990	2000年

圖 3 數位式飛行控制系統之比較圖

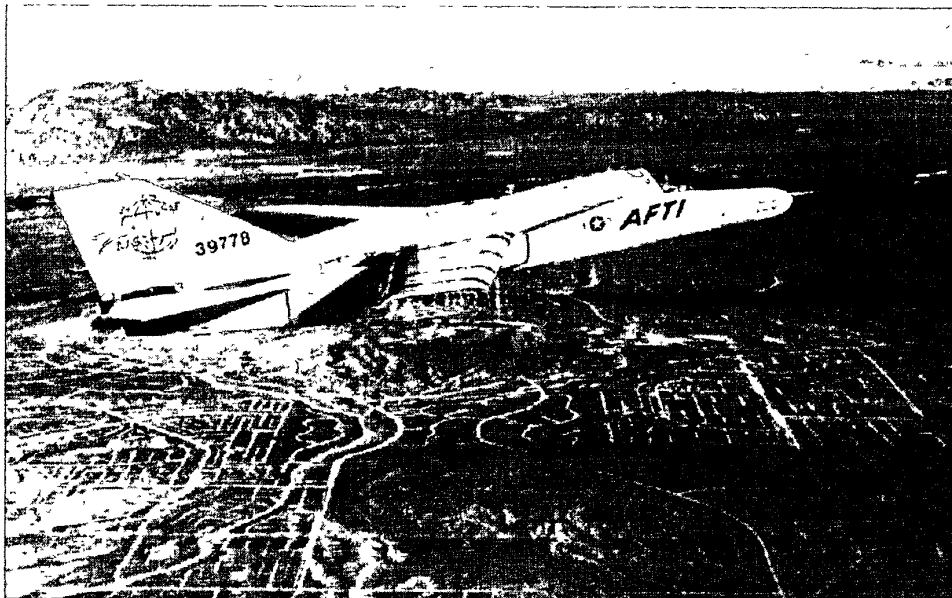


圖 4 美國 NASA 發展之 F-111 實驗機之任務自適機翼之飛試圖

3.8 逢甲大學與漢翔公司之教育訓練策略聯盟

發表單位與作者：逢甲大學航空系/郭文雄主任

摘要：逢甲大學與漢翔公司於 90 年 5 月簽署策略聯盟，加強雙方之優勢互補，於產學合作，教育訓練，人才培育提供一有利機制。該校航空系課程逐漸重視實習課程，相關實習課程之師資與教學資源均由漢翔公司提供。本實習教育與訓練之目的是使學生有機會學習最先進之飛機製造維修相關技術，學生畢業後有最佳之就業競爭力，有最好的機會進入漢翔服務，且可以縮短進漢翔後的在職訓練。

重點：

逢甲大學地處台灣中部與許多航太工業彼鄰而居，大型的國營及財團法人公司包括：漢翔、台翔與中科院等；相關衛星工廠計有拓凱與耐特等。逢甲大學與漢翔公司於 90 年 5 月簽署策略聯盟，加強雙方之優勢互補，於產學合作，教育訓練，人才培育提供一有利機制。實際策略聯盟項目如下所列：

項目	名稱	逢甲對口單位	漢翔對口單位
1	實習教育與訓練	航空系	教育訓練中心
2	飛機體結構關鍵製程技術開發	航空系	飛機機體事業部
3	飛航飛行課程	航空系	國防系統與科技事業部
4	氣渦輪機組件設計開發	航空系	發動機事業部
5	醫療器材輔具合作開發	工工系	醫療器材籌備處
6	知識管理專案	圖書館	知識管理專案室
7	電子商務平台建置	圖書館	電子商務專案室

實習教育與訓練策略聯盟部分，航空製造維修技術日新月異，且設備昂貴，一般學校難以在短期內獲得大幅改善，最有效之方式為『將學生的所有訓練教育委託漢翔代為訓練，師資由漢翔資深專家擔任，材料費及設備維修費均由漢翔提供。』該項實習教育與訓練之目的有四：(1) 提昇實習課程之質量，加強實作能力；(2) 學習先進的飛機製造維修技術；(3) 提昇學生未來就業競爭力，縮短就業在職訓練；(4) 落實產學合一，學以致用之精神。

逢甲航空系三四年級學生將「航空工程實驗」設為必修課程，每學期共 54 小時。內容涵蓋飛機次系統、發動機維修技術、結構組裝、復合材料修補、品質檢驗、航料檢驗、飛控模擬等。

飛機結構關鍵製程技術開發策略聯盟部分，及整合逢甲大學各系與漢翔公司的飛機機體事業部共同研發飛機之結構關鍵製程技術。具體的合作項目有五：(1) 以漢翔需求之關鍵技術為研究子題；(2) 漢翔配合計劃執行，提供必要的材料與設備；(3) 技術開發與教育訓練並重；(4) 雙方共同經費支付計劃；(5) 以本計劃為前導，未來共同提出產學合作大型計劃。

飛航飛行課程策略聯盟部分，整合漢翔相關軟硬體設備，課程及師資互相結合，培訓逢甲大學飛行學員。本課程最低學分為 26 學分，包括三大主題：(1) 航空工程專業知識；(2) 飛行模擬及技術；(3) 飛航管理及氣象。其中，有關飛行術科可能合作對象有三：美國俄亥俄大學(Ohio University)，澳洲墨爾本科技大學(RMIT)，及飛亞國際航空飛行學校。會議中與逢大航空系郭主任曾多次討論飛安相關課程問題，未來可能聘請飛安會及民航局相關專家至該校傳授。

結論：

兩岸三通如箭在弦，未來大中華地區之航太零組件製造及維修市場均將大幅成長，有鑒於過去產學教育落差太大，學校教育常落後產業界需求，而造成無法學以致用，增加就業之訓練成本，因此該校基於培育人才，充分發揮產學合一，因而架構本策略聯盟，該校航空系負責實習教育與訓練，飛機體結構關鍵製造技術開發，與民航飛航課程。

3.9 成飛參訪紀要

成飛集團是生產現代殲轟機的重点軍工企業，是波音、空中客車的部件製造商，是中國 500 家特大型企業之一，成立於 1958 年。成飛集團機電產品有限責任公司，是成飛集團下屬的全資子公司，公司擁有 20 多個分支機構，總資產 1.3 億元，員工 1 萬 6 千餘員，廠區有 500 餘萬平方公尺，並有壹專用機場。主要從事洗滌設備、液壓千斤頂的研製和生產。公司具備 CAD 計算機設計技術，先進的生產設備，完善的微機管理系統和通過認證的 ISO9001 質保體系。具有雄厚的技術，能夠年產洗滌設備 4500 台、液壓千斤頂 30000 台，是中國最大的洗滌設備研製生產基地。享有德國“BOWE”公司的商標使用權，並與日本三菱重工業株式會社在洗滌設備的研製、生產上有良好業務往來，產品遍布中國并遠銷世界 20 多個國家和地區。成飛機電研製、生產的六大系列 50 多種規格的洗滌設備涵蓋賓館、飯店、醫院、學校、部隊、洗衣公司等各個領域，成飛機電緊跟時代潮流，走在中國洗滌機械行業的前列。

四川成飛集成科技股份有限公司是以成都飛機工業集團有限責任公司聯合成都航空儀表公司、吉利集團有限公司、南京航空航天大學西北工業大學共同發起，經國家經貿委批准設立的，以工模具設計、研製和製造為主業以計算機集成技術開發與應用為特征的高科技股份有限公司。四川成飛集成科技股份有限公司承襲了成飛公司原汽模中心、航空型架車間和航空模具車間精良的裝配、先進成熟的技術，秉承了“市場第一、客戶至上、科技興企”的經營理念，致力於加快重大技術裝備國產化基地建設和企業技術進步。公司總資產 16393.25 萬元，注冊資本 8041 萬。擁有大型計算機工作站 100 余台，各類設備近 600 台，圖 5 為成飛廠區鳥視圖。



圖 5 成飛廠區鳥視圖

【成飛公司製定“十五”市場營銷戰略】

成飛集團公司的“九五”時期堅持“軍民結合，航空為本，多種經營，走向世界”的發展方針，以及“強壯主體，豐滿兩翼”的經營戰略，面向市場求發展，取得了良好的成績，五年累計實現銷售收入 57 億元，比“八五”時期增長了 46%，實現利潤 1.63 億元。其中，轉包生產的民機部件發展到 6 個，合作的承包商增加到 5 個，涉及到麥道、波音和空客 3 個機型，5 年累計創匯 6743 萬美元，使公司在激烈的國際競爭中站穩了腳跟；非航空產品實現銷售收入 6.6 億元，比“八五”時期增長了 2.3 倍，到“九五”末，公司非航空產品企業已經走出困境，總體開始盈利。同時，成飛（集團）公司初步建立起了比較完善的市場營銷網絡，在全國建立銷售網點 29 個，“成飛”品牌的產品已經輻射到了全國 24 個城市；形成了一支年輕而又具有較好業務能力和專業水平的銷售人員隊伍。從而確保了公司連年盈利的良好經濟形勢，使非航空產品的發展出現了走向良性循環的重要轉機。

“十五”時期，成飛將繼續實施“一體兩翼”的經營戰略，面向市場求發展，大力加強市場開發和營銷工作，增強市場競爭力，提高經濟效益，同時，促進公司組織結構向“啞鈴”型轉變。要以市場為導向、以銷售為龍頭、以效益為中心的經營發展方向，堅持航空產品和非航空產品兩個領域並舉的市場策略，認真研究、分析、把握市場，努力開拓國際、國內兩個市場，加強新產品的研究和開發，以先進的技術為市場提供先進的產品，提高產品的市場競爭力；要加強對營銷工作的領導和管理，堅強營銷體系的創新和建設，努力培養和造就一支責任心強、業務水平高、作風強硬的營銷人員隊伍，努力開拓公司營銷工作新局面。到 2005 年，實現銷售收入突破 50 億元、創匯 1.13 億美元，實現公司的跨越式發展。

【成飛之軍品】

目前，大陸空軍的殲轟機包括：殲-6: 4000 架、殲-7: 700 架、殲-8: 100 架、殲-8II: 200 架、殲-11(SU-27):72 架。

成飛所研製的軍品甚多，目前有公佈的軍機包括：FT-5、F7、F-7III、F-7MG、F-7FS 及 FC-1 等。因此，成飛擔負著主力殲轟機【殲-7: 700

架】之成產與改製研發之責。

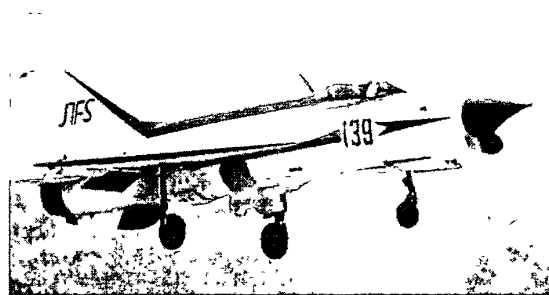
1961年，根據中蘇兩國政府協定，蘇聯向中國轉讓米格-21飛機及其發動機的製造特許權，提供全套生產技術資料，飛機、發動機散裝件，以及當時缺少的成品、原材料。航空研究院及其所屬的沈陽飛機設計研究所（601所）等單位對米格-21飛機進行了全面的“技術摸透”，利用自己的力量解決了其中的許多技術和製造問題，製造出中國的殲-7飛機。

隨後，根據部隊使用殲-7飛機的實踐，成都飛機公司和貴州飛機公司陸續對殲-7飛機做了多次改良殲-7飛機。成都飛機公司和貴州飛機公司陸續對殲-7飛機做了多次改進改型，先後試製了殲-7I、殲-7II、殲-7III、殲-7A、殲-7M、殲-7M、殲教-7等飛機。其中以最新一代的殲-7III性能最為優越。

殲-7M是由殲-7II改進發展而來，專供出口的一個比較成功的型別。該機裝配了由英國進口的七項電子設備，採用了大陸內八個改進項目。飛機具有平視顯示、高精度快速射擊和對地攻擊等性能。殲-7III飛機是一種高中空、高速全天候殲擊機，用於白天、夜間和複雜氣象條件下作戰。此機型與殲-7II相比，零件變化率為80%，成品變化率為43%，採用新材料37項，新成品190項。主要改進有：配備了全天候雷達和比較先進的火控系統，採用新的渦輪噴射J-13發動機，改進了彈射救生裝置，增加了機背油箱，改變了飛機部分結構和外形等。



J-7



F-7FS

【成飛公司生產之民機組件】

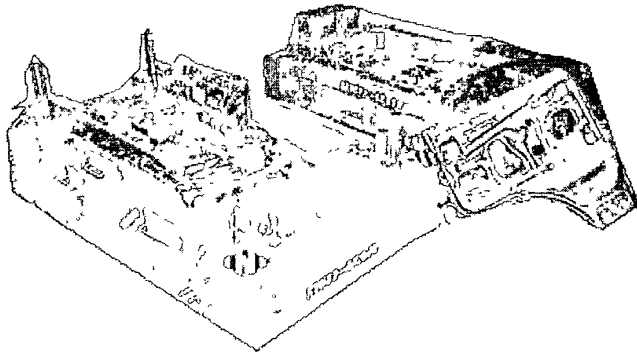
成飛目前主要的民機轉包生產包括：MD-80/90 機頭元件、MD-11 中央機翼隔板組件、B717 機頭次組件、B757-200 之水平尾，垂直尾及機身-48 段、A320 登機門、A340 反推力裝置組件等。

成都飛機工業集團有限責任公司轉包生產的波音 B757-200 飛機尾段與機身-48 段。波音 B757-200 轉包生產合約為成飛公司、中國航空技術進出口公司與美國諾斯諾夫·格魯曼公司於 1995 年 12 月在美國簽約，合約規定由成飛公司製造波音 B757—200 尾段組件，包括：垂尾、平尾和 48 段，研發期為 29 個月、27 個月和 32 個月。波音 B757—200 尾段 48 段，是整個尾段製造中技術難度最大的項目，該段組件直徑為 3.3 米，長度 7 米，有 28 項特種工藝，零組件達 1400 餘項。

【成都成飛汽車模具中心】

成都成飛汽車模具中心是成都飛機工業公司下屬的一個獨立自主、自負盈虧的汽車工藝裝備專業製造，更是中國計經委、航空部的重點技改項目，投資 1.2 億元，現有員工 290 餘人。主要產品有汽車覆蓋件沖壓模具、主模型、檢驗夾具、焊裝夾具、汽車白環件等。

成飛汽模中心通過一期、二期技改工程的實施，引進了各種關鍵設備。其中大型數控銑床 8 台（最大規格的 NC 五面加工機床行程可達 6000×4000×2000mm），中型數控銑床 2 台、大型三坐標激光掃瞄測量機 1 台、中型三向滑線測量機 4 台、大型沖壓設備 6 台、以及相配套的 16T、32T 吊車及普通機械加工設備共計 87 台。汽模中心配置了 48 台（套）工作站和微機，引進了國外先進的應用軟件，形成了模具中心自己的網路體系。實現了掃瞄、建模、設計、數控和 NC 加工一體化。成飛汽模中心已利用先進的技術和成熟的經驗，為大陸國內十多家汽車製造廠商提供了模具、驗具、主模型等，取得了良好的社會效益。



四、 結論

本屆 2001 年華人航空技術研討會算是第二屆，第一屆於 1998 年在大陸珠海舉辦。本屆會議重點有三：民機或零組件之轉包生產技術與趨勢、大陸近將發展支線飛機、如何有效整合華人能量而朝向未來共同接單等。中國航空第一集團公司從人力、技術與合作中的民機轉包生產項目—MD-80/90 機頭元件、MD-11 中央機翼隔板組件、B717 機頭次組件、B757-200 之水平尾，垂直尾及機身-48 段、A320 登機門、A340 反推力裝置組件等均有許多討論。

中國航空第一集團公司轄下的沈飛、西飛與成飛對複合材料之設計、生產與修補有先進的能量，故大陸發展支線飛機專案中複合材料將會大幅使用。另外，台灣由漢翔為首，相關私人航太企業組成衛星廠的合作模式應是兩岸未來航太產業合作的參考模式。有關飛航安全的議題，大氣數據系統、飛航仿真以及航機事故調查於會中均有熱烈之討論，大陸的千山電子儀器（隸屬於中國航空第二集團公司）有能力生產軍民用的飛航記錄器。

值得一提的是，逢甲大學與漢翔公司的策略聯盟計劃，該策略聯盟旨在培育人才，充分發揮產學合一，該校航空系負責實習教育與訓練，飛機體結構關鍵製造技術開發，與民航飛航課程。

五、 參考文件

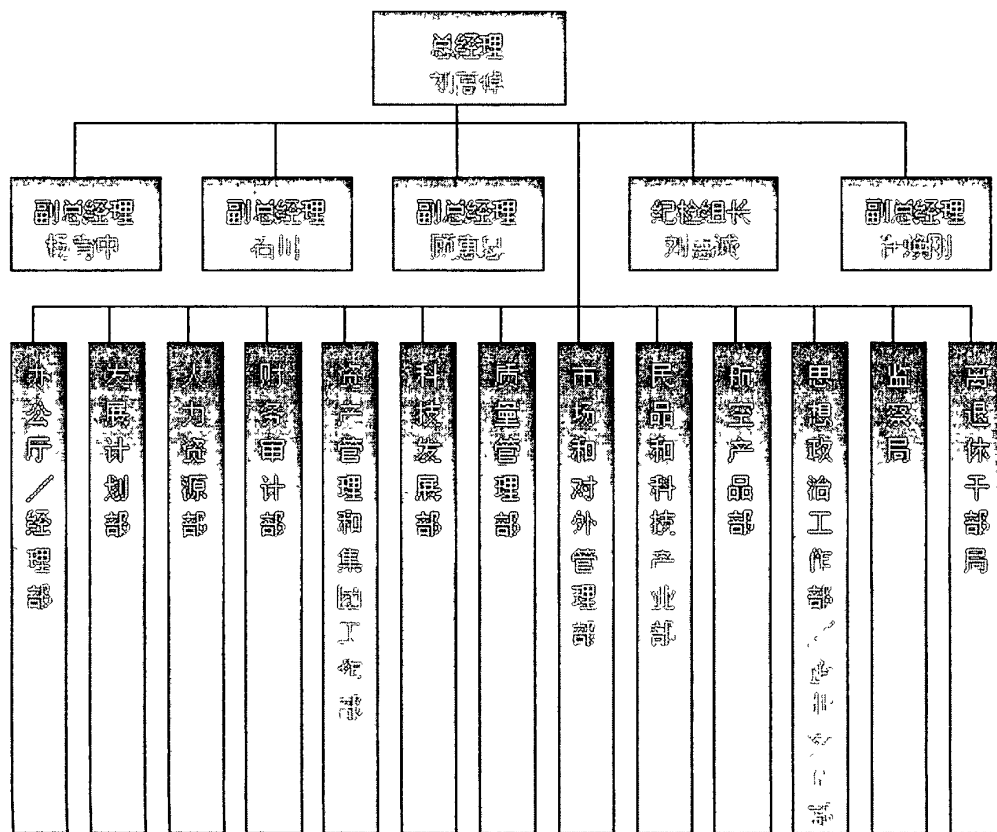
附錄 A 中國航空第一集團公司簡介

1999年7月1日成立的中國航空工業第一集團公司，是在中國航空工業總公司的基礎上分立組建的特大型工業集團。主要擔任軍、民用飛機和相關的發動機、機載設備、武器火控系統和民用產品的研發、生產、銷售、售後服務等業務。它繼承了中國航空工業近半個世紀的發展成就，因而有着堅實的物質基礎，同时又由於引入新的機制而勃勃生機。

中國航空工業第一集團公司(簡稱“中航第一集團公司”，AVIC I)是在原中國航空工業總公司所屬部分事業單位基礎上組建的特大型國有企業。集團公司拥有大中型工業企業 53 家，科研院所 31 個，從事航空外貿、物資供銷、科技與產品開發等專業公司與事業單位 20 個；企業員工 23.6 萬人，科研院所員工 4.5 萬人；資產總額 349 億元。

航空產品包括殲擊機、殲擊轟炸機、運輸機、教練機、偵察機。殲擊機有正在成批生產的殲 7、殲 8 及其改進改型飛機；殲擊轟炸機有 FBC-1 (飛豹)；轟炸機形成轟 5、轟 6 系列；教練機有殲教 6、殲教 7、殲教 5。民用飛機有中短程運輸機運 7 及其改型機，並與國外合作生產大型支線飛機(區間客機)。非航空產品已形成工業燃氣輪機、汽車、摩托車、制冷與環保設備等 8 大類 3000 多種。集團公司還經營飛機租賃、通用航空、工程勘察設計與承包建設、房地產開發等業務。

下圖為中國航空工業第一集團公司之組織架構圖



中國航空工業第一集團公司之軍品

戰鬥機

殲5 飛機	沈陽飛機工業(集團)有限公司製造
殲6 飛機	沈陽飛機工業(集團)有限公司製造
殲7 飛機	成都飛機工業公司製造
殲8 飛機	沈陽飛機設計研究所、 沈陽飛機工業(集團)有限公司研製
殲8II 飛機	沈陽飛機研究所設計、 沈陽飛機工業(集團)有限公司製造

轟炸機

FBC-1 飛機	西安飛機設計研究所設計 西安飛機工業公司(集團)公司研製
轟-6 飛機	西安飛機工業公司(集團)公司製造

教練機

殲教 1 飛機 沈陽飛機工業（集團）有限公司研製
殲教 5 飛機 成都飛機工業公司製造
殲教 6 飛機 沈陽飛機工業（集團）有限公司製造
殲教 7 飛機 貴州航空工業總公司製造

空空導彈

PL-9 導彈 洛陽光電技術發展中心
 西安東方機械場

民用航空產品：民用飛機 轉包生產

民用非航空產品：

交通運輸類：微型轎車 汽車發動機 客車 吉普車 專用汽車 汽車
零部件

摩托車 摩托車發動機 摩托車零部件
汽車大型覆蓋件模具 汽車中小沖壓件模具 汽車保養修理設

備

汽車模擬駕駛儀 洗車設備 加氣機
高速列車及軌道列車零部件

制冷類：中央空調 空調器 空調壓縮機 冰箱壓縮機 家電電機
熱交換器

機械裝配類：食品機械 包裝機械 醫療器械 制藥機械 機床機工具
冶金機械及備件 石化備件 液壓基礎件 壓力容器

能源設備：燃氣輪機機組 風力發電機組

環保設備：固體廢棄物處理設備 煙塵處理設備 污水處理設備 城市垃
圾轉運系統

材料類：材料 制品

紡織機械類：紡織機械箭杆組機 紡織機械噴水織機 紡織機械并條機
紡織機械並務機自調勻整系統 服裝機械 化纖設備 配套

產品

電子信息類：計算機及配件 試驗測控設備 電子元器件 衛星定位系統
電子產品

軟件 集成線路 數據網路系統

附錄 B 四川簡介

省会：成都

面积：48.5 萬平方公里

人口：8493 萬人（1998 年末）

位置：位于中國內陸西南腹地，占據着四川盆地的绝大部分

海拔：四川省地形西高東低。

西部為高原、山地，平均海拔在 3000 米左右；

东部為盆地、丘陵，海拔在 1500 米左右；

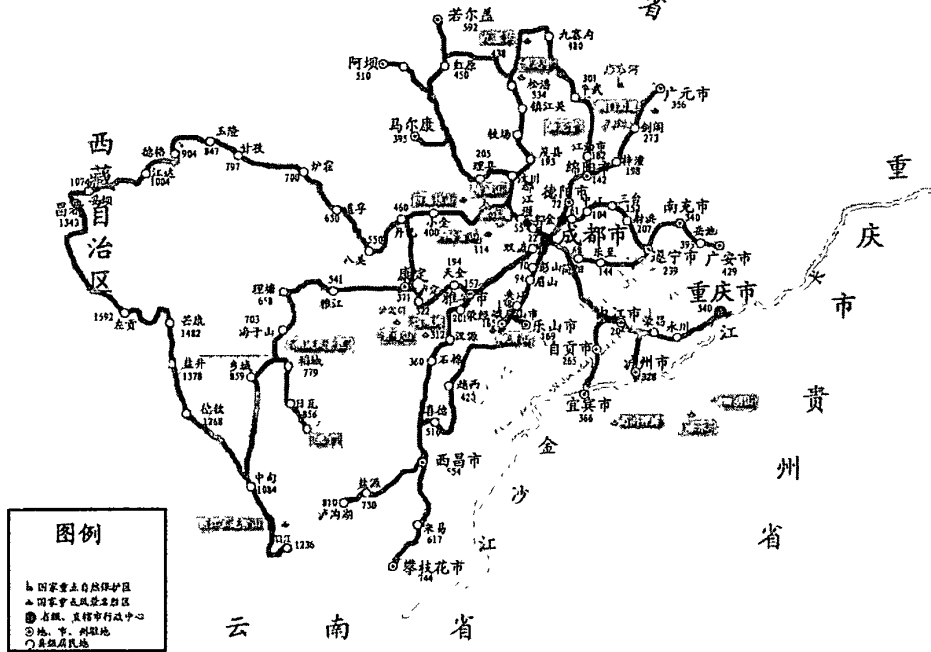
中部為盆地，海拔 500 米左右，由北向南傾斜。

四川，古称巴蜀，商朝以前，四川稱“蜀”，見證於中國最早的文字甲骨文。“蜀”字是象形文，是一條蚕，後來才有“巴”字，巴蜀即指四川。到了春秋戰國時期便有了“沃野千里”、“水旱眾人，不知飢餓”、“天府之國”的美譽之詞，由此可見四川的富饒與美麗。

巴山蜀水，種多毓秀，從高原、山地、峽谷到盆地、丘陵、平原，從江河湖泊到溫泉瀑布，從岩溶地形到丹霞地貌，一應俱全，自古人稱“天下山水之勝在蜀”。而被譽為“國寶”的大熊貓 85%棲息在四川，四川因此又被譽為“大熊貓的故鄉”。

在巴蜀美麗的大地上，還聚居藏、彝、羌、苗、納西等 15 個少數民族，燈會、花會、轉山會、賽馬會、火把節，民風民俗豐富多彩，川酒川菜享譽中外，傾倒了無數海內外遊客。古老而秀麗的巴蜀大地將熱情的恭迎四方佳賓來川旅遊觀光。

青海省 四川省部分重点线路图



附錄 C 會議議程與出席人員名單

目 錄

8月24日 (日)	09:00-21:00	成都智享酒店大廳開幕
9月24日 (一)	07:30-09:00	酒店內自助早餐 (二層西餐廳)
09:00-12:00	全體會議 正場 (何昌輝致辭-盛工社)	
09:00-09:15	中區一區團長小區總經理助理宣佈委任給并芬芬	
09:15-10:15	宣講論文	
10:15-10:45	茶歇并茶伴	
10:45-12:00	宣講論文	
12:00-12:30	自助工作午餐 (二層西餐廳)	
12:30-14:30	宣講論文	
14:30-15:45	茶伴	
15:45-17:00	宣講論文	
18:00	晚宴-夜視 (禮堂+行政會議)	
9月25日 (二)	07:30-09:00	酒店內自助早餐 (二層西餐廳)
09:00-10:30	分組討論 正場	
10:30-10:45	茶歇	
10:45-12:30	分組討論	
12:30-12:50	自助工作午餐 (二層西餐廳)	
12:50-14:15	酒店休息	
14:15-14:30	酒店大堂在 盛工社管理成都飛機工業有限公司	
14:30-17:30	參觀成都飛機工業有限公司	
18:30	當地風味晚餐	
9月26日 (三)	07:00-08:30	酒店內自助早餐 (二層西餐廳)
08:30-19:00	參觀都江堰和三聖壩	
19:00-20:30	晚餐	
20:30	晚間回酒店	
9月27日 (四)	07:30-08:00	酒店內自助早餐 (二層西餐廳)
12:00	午餐	
(注：會議期間4月有西醫、牙科診療)		

會議代表名單

姓名	職務	單位	房號
楊建中	安科總經理	中電-盛通	
楊卜平	總經理助理	中電-盛通	
歐陽小平	全國總會長	華南航空工程師協會	
田長燾	總會長 (軍工部隊)	高華航太工程師協會	
蔣在社		高華航太工程師協會	
李金梅		高華航太工程師協會	
范利輝		高華航太工程師協會	
林坤源		高華航太工程師協會	
陳 輝		高華航太工程師協會	
向鴻志		高華航太工程師協會	
高樹國		高華航太工程師協會	
黃 偉	理事	台灣航太學會	
廖 輝	理事	台灣航太學會	
張北峰	特別助理	台灣航太學會	
傅 明	主任 賴少中	台灣航太學會	
謝維宏	特別助理	台灣航太學會	
鄧國台	組長	台灣航太學會	

會議代表名單

姓名	職務	單位	房號
劉德榮	院長	台灣空軍大學工學院	
郭文雄	系主任	台灣空軍大學工學院	
李寶康	副團長	台灣飛安委員會	
黃石平	科長	台灣飛安委員會	
黃文蔚	安檢室主任	台灣飛安委員會	
孫華興	產業分析師	台灣工研院經濟中心	
陳文雄	董事長	台灣航太公司	
毛啟祥	執行主任	台灣航太公司	
王偉生	董事長	台灣航太公司	
張國政	董事長	台灣航太公司	
吳克任	市場部副部長	中電-盛通	
李朝陽	秘書	中電-盛通	
王啟發	秘書	中電-盛通	
謝國輝	業務總經理	中電-盛通	
杜英發	社長	中電-盛通管理學院	
張 勇	副社長	中電-盛通管理學院	

會議代表名單

姓名	職務	單位	房號
周世忠	總經理	中航廣告	
楊桂清	董事長總經理	飛工(香港)公司	
蔣炳華	副總經理兼工程師	飛工(香港)公司	
林 德	副總經理	飛工(香港)公司	
李健強	總經理	成都航空投資公司	
馬 札		成都飛機設計研究所	
張成駿		成都飛機設計研究所	
李斌主	總經理	成都飛機設計研究所	
李文正	所長	成都飛機設計研究所	
趙清生	科技部主任	航空航太工程研究所	
鄧正亮	副院長	中國航空動力研究院	
張國政	總經理	西安飛機工業公司	
蔣志平		華南航空工程師協會	
田 宇		中航盛通航太	
吳柏成	工程師	中航盛通航太	
王維文	員工	中航盛通航太	
蔣 志	所長	飛工(香港)公司	



中国航空工业第一集团公司

市场和对外合作部 外事处 王丽敏

王丽敏 1963
副处长

地址 中国北京东城区
交道口南大街67号
邮编 100009
信箱 北京1688信箱

电话 (010) 64093425
传真 (010) 64011632
电子信箱 wanglm@avic.com.cn
公司主页 www.avic1.com.cn



中国航空工业第一集团公司

汤小平
总经理助理

地址 中国北京东城区
交道口南大街67号
邮编 100009
信箱 北京1688信箱

电话 (010) 6404561
传真 (010) 64011632
电子信箱 tangxp@avic.com.cn
公司主页 www.avic1.com.cn



王昆生
Wang, Kun Sheng
董事长
Chairman

駐龍精密機械股份有限公司
Drewloong Precision, Inc
公司 814高雄縣仁武鄉八德二路166號
No. 166, Baode Second Rd, Jenwu Hsiang,
Kaohsiung Hsien, 814 Taiwan R.O.C.
TEL: 886-7-3181000 FAX: 886-7-3182000
統一編號: 21830154 Mobile: 0907218558
E-mail: kwang@drewloong.com.tw



中航国际旅行社
(中央国际社)

陳晰 主任
工程師

地址 北京前门大街三河国际大厦
交通路口
邮编 北京2351
电话 189222
手机 010-65672266 6518629189828
传真 010-65684679
E-mail: chenxi@aviat.com.cn



沈文振

沈文振
副总裁

拓凱實業股份有限公司
台中市工業區26路13號
電話 (04) 3531229
傳真 (04) 3531247 *S9016*
統一編號 5290175
E-mail: walter@topkey.com.tw



四川航空工業局

郭清華
辦公室副主任
Guo qing hua

地址 四川 成都市双桥路北1号 邮编 610065
电话 (028) 4352086 4351833-8522 传真 (028) 4351531



中国航空工业第一集团公司

市场和对外合作部

周巽伍
副部长

地址 中国北京东城区
交道口南大街67号
邮编 100009
信箱 北京1688信箱

电话 (010) 64093414
传真 (010) 64011632
电子信箱 zhousw@avic1.com.cn
公司主页 www.avic1.com.cn



刘鑫
副社长

电话 (010) 64910703 84822211-323
传真 (010) 64818417
手机 13501335427
E-mail: liuxin@aviationnow.com.cn
北京朝阳区安远门内大街六里14号
邮政编码 100024

www.Aviationnow.com.cn

JASON DAI, Ph.D.
Senior Engineer

FBA-AD

STRUCTURAL INTEGRITY
SIE
ENGINEERING

11 St. Louis, Missouri, Suite B200 • Fax at W-98208
Fax: 314-710-7146 • Fax: 325-10-0574 • email: jpdai@SIE.com



李世杰

副总工程师
研究员级高级工程师

成都飞机工业(集团)有限责任公司

中国成都 800 信箱
电话: (028) 7401064(办)
传真: (028) 7415764 / 401319
邮编: 610092

瑞利企業股份有限公司 航太事業部
助理管理師

何 光 珍



總公司：台北市中正區仁愛路四段二二二號
電話：(02) 2311-2111
傳真：(02) 2311-2112
航空部：台北市中正區仁愛路四段二二二號
電話：(02) 2311-2111
傳真：(02) 2311-2112
E-mail: hrg@rui.com.tw



經濟部航太工業發展推動小組
(辦事處)

主任：唐 鋒



台北市忠孝西路一段一三二號一三樓
電話：(02) 2751-1111
傳真：(02) 2751-1112
E-mail: kxw@era.gov.tw

漢翔航空工業股份有限公司 總經理
中國航空太空學會理事

胡 謹 博士



台北市西區滬光路68號11樓之1
電話：(02) 2251-1111
傳真：(02) 2251-1112
E-mail: chinhu@ms.aic.com.tw

天府麗都喜來登飯店
Sheraton
Chengdu Lido
HOTEL

廖 冬

(86 29) 6760 968 8088
A/C: 86 29 6760 968 8088
www.sheraton.com/chengdu

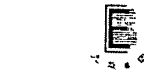


經濟部航太工業發展推動小組
(辦事處)

主任特別助理：唐 鎮 亞



台北市忠孝西路一段一三二號一三樓
電話：(02) 2751-1111
傳真：(02) 2751-1112
E-mail: kxw@era.gov.tw



成都中國光大國際旅行社
中國國際旅行社總社出境旅遊指定辦理點

張利
291-NG 11
旅行社經理

地址：成都華興路1號2樓208室
電話：0106116
傳真：(028) 6708228 0785554
E-mail: 02816815567
E-mail: 13709015112



經濟部航太工業發展推動小組
(辦事處)

主任助理：雷 震 台



台北市忠孝西路一段一三二號一三樓
電話：(02) 2751-1111
傳真：(02) 2751-1112
E-mail: kxw@era.gov.tw

漢翔航空工業股份有限公司
飛機事業部

毛 曾 奇




台北市西區滬光路68號11樓之20
電話：(02) 2251-1111
傳真：(02) 2251-1112
E-mail: juncer@ms.aic.com.tw

606 SAERI 中国航空工业沈阳发动机设计研究所
强度设计研究室

周柏卓 研究员 室主任
工学博士

沈阳市沈河区万莲街1号
沈阳 428信箱35分箱 110015
电话: 024-24820057-3070(O)-4361(L)
手机: 13654033700

 **沈阳飞机设计研究所**

陈绍杰 研究员、教授

中国复合材料学会常务理事
国际力学交流工作委员会委员

地址 沈阳市皇姑区塔湾街10号 传真 024-8618800
邮编 110035
沈阳市725信箱2部
电话 024-86366207 电传 024-86367931

ACI 财团法人航空器设计製造
通航驗證中心 國際事務所

International Affairs Division
AIRCRAFT CERTIFICATION INSTITUTE


Benjamin P. H. Chang 张本雄
Senior Engineer 正工程師

台北市敦化北路310號之10(二樓) Tel: 886-2-2779-2523
址 No. 310-10 Dun Hua N. Rd., Fax: 886-2-2547-4737
Taipei, Taiwan, R.O.C. 105 E-mail: benjamin@aci.org.tw
郵箱 27987570 http://www.aci.org.tw

 **鹏運航空**
PENG DA AIRLION

6668136

联系人: 徐小平 付日莲 宋勇 李智祥
地址 成都市红星路二段九十四号
电话 (028)6663838 传真 (028)6663092

 **戴亚隆**
副总经理
研究员级高级工程师


成都飞机工业(集团)有限责任公司

四川省成都市黄田坝
电话: (028)7401104
传真: (028)7415634
邮编 610092

九州航空免费送票中心



九州航空免费送票中心
地址: 成都市红星路二段九十四号
电话: (028) 7795798-7714068


 **李更苗**
副总工程师
研究员级高级工程师

成都飞机工业(集团)有限责任公司

四川省成都市 95 信箱 204 分箱
电话: (028)7401053
传真: (028)7415634
邮编 610092




成都中国光大国际旅行社
中国国际旅行社成都出境旅游指定代理机构

 **中航国际旅行社**
(中央国际社)

陈晰 总经理
工程师

地址 北京市建国门外大街23号
邮编 100020
电话 010-65673280 65486291/3923
传真 010-65684679
E-mail: cxi@china-air.com



ZHANG LI
张莉
销售经理

四川省成都市 95 信箱 204 分箱
电话: (028) 7795798
邮编 610015
传真: (028) 666238 6705358
手机: (028) 6615156
E-mail: 3708018112

附錄 D 大陸生產的飛航記錄器簡介



FJ-- 30 Flight Data Recording System

FJ-- 30 Flight Data Recording System is a crash protected digital magnetic tape recording system used to acquiring and recording flight data on-board. It consists of three parts, airborne acquisition recorder, ground checker and ground data processing station. Its design conforms with ARINC 717/573, and its crash survivability meets the requirements of TSO-C51a Standard. The airborne recorder has been awarded CCAR - TSOA and Maintenance Organization Certification. It is compatible with 980 - 4100 series of Flight Data Recorders of foreign countries.

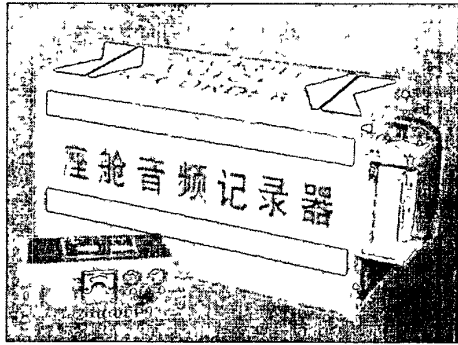
FJ- 30 family which consists of FJ-30, FJ-30A and FJ-30B has been used in national military and civil aircrafts.



FJ-20M flight data recording system

FJ-20M flight data recording system which incorporates data acquisition unit and crash-survivable memory unit is a kind of separable solid state flight data acquiring and recording system.

With the adoption of the advanced techniques of computers, data compression and solid state memory, it has high reliability and is easy to maintain. The system is mainly equipped in the fighters of the air force.



FJ --40A Cockpit Voice Recording System

FJ-- 40A Cockpit Voice Recording System is a protected magnetic tape recording system consisting of cockpit voice recorder, voice monitor and detecting processor. It is designed according to ARINC 557 and the crash survivability meets the requirements of TSO -- C84. The system has been awarded CCAR -- TSOA and Maintenance Organization Certification. Its products are inter-changeable and compatible with A100 series and AV -- 557 series of Cockpit Voice Recorder of foreign countries.

FJ--40A Cockpit Voice Recording System have been used in various transport planes, helicopters, and etc

千山电子儀器所是中國航空工業第二集團公司所屬的航空機載电子設備廠，是中國的飛行参数採集記錄器和作艙音頻記錄器（即飛機"黑匣子"）的誕生地和國家定點研發生產廠家。

2001 年華人航空技術研討會 會議文集

主辦單位：中國航空工業第一集團公司 (AVIC-1)

協辦單位：美華航空工程師協會

台灣航空太空學會

二〇〇一年九月

发展民机产业 满足市场需求

——在“2001年华人航空技术研讨会”上的讲话

中国航空工业第一集团公司常务副总经理 杨育中

尊敬的各位来宾，女士们、先生们：

“2001年华人航空技术研讨会”在美丽的成都市召开，就世界民用航空发展趋势、航空应用工程技术、航空制造技术等问题进行研讨。首先让我代表中国航空工业第一集团公司和刘高倬总经理向与会各位代表表示热烈的欢迎；同时愿借此机会，向各位简要地介绍一下当前中国航空工业和中国航空工业第一集团公司的有关情况。

今年是新中国航空工业创建50周年。在这期间，中国航空工业逐步形成了具有相当规模和基础，配套齐全的科研、生产、试验相结合的工业体系，取得了令人瞩目的成就。1999年7月1日成立的中国航空工业第一集团公司是在原中国航空工业总公司基础上分立组建的特大型国有公司，由中央管理。共拥有26万员工，53个工业企业，30个科研院所，20多个直属公司；同时设有中国航空研究院，拥有一批国家级试飞、试验设施。航空产品包括歼击机、歼击轰炸机、运输机、教练机、侦察机和民用客机，多种系列型号的航空发动机、机载系统和设备以及多种型号的导弹等，民用产品有3000多种，涉及许多领域。

集团公司成立后，我们加强了发展战略研究，提出了依靠技术创新和体制创新，振兴航空主业、建设大集团、实现跨越式发展的战略目标。我们把加快民机产业发展作为集团公司实现跨越式发展的重要战略举措，并对此进行了深入研究。我们认为，民用飞机工业是航空工业重要组成部分，在很大程度上体现了一个国家航空工业的发展水平。中国需要发展自己的民用飞机产业，这是我国国民经济和航空工业自身发展的需要。首先，中国航空运输业有着巨大的潜力，这是公认的事实。从战略角度看，中国航空工业不能放弃这样一个巨大

市场。其次，中国航空工业曾为国防现代化做出了重要贡献。随着国际形势的变化，单纯以军事目的而构造的航空工业体系，其生存就面临着严峻挑战。航空工业自身的发展，要求军民型号相互结合、相互补充、相互推动。第三，民机产业会带动高科技产业的发展，进而有利于整个国民经济的发展。

我国民用飞机产业的发展受到了政府的高度重视。最近，国家提出把民用飞机产业列入国家集中发展的新兴产业之一，对我国民用飞机的发展确实是一个难得的机遇。中国政府关于西部大开发战略的实施，又为国产支线飞机的发展提供了良好商机。中航第一集团公司一定要抓住这些难得的历史机遇，力争通过一段时间的艰苦努力，使我国民用飞机制造业上一个大台阶，走上健康发展之路。在发展民机产业时，我们将坚持，一要独立自主，自主创新，在此基础上开展多种形式的国际合作。二要面向国内外两个市场，以市场为导向，以用户的需求为出发点，特别是要研究中国市场和用户的特点。

在发展我国民机产业方面，我们将采取以下措施：

第一，开展新型支线飞机研制。根据市场需求，确定支线飞机发展方向，充分利用现有基础，有计划地加强预先研究和技术攻关，坚持自主创新，下决心主要依靠自己的力量，通过必要的国际合作，发展一种适合中国国情的具有先进水平的涡扇支线客机，争取首先在国内进而在国际航空市场中占有一席之地。同时，集团公司将以研制新支线飞机为契机，推动民用飞机产业布局的调整，促进民机研制与生产的有机结合。

第二，抓紧对现有支线飞机的改进改型。不断提高性能和质量，加强市场营销，扩大市场占有率，全面提高售后服务水平，为今后支线飞机的进一步发展奠定坚实的基础。

第三，大力发展转包生产，提升民用飞机工业的制造能力和管理水平，为自主发展民机打好基础。在抓好现有航空零部件转包生产的同时，大力促进转包生产的专业化，广泛吸引投资，采取新机制和多种合资合作方式，尽快建立一批专业化生产中心，从而使集团公司转包生产出现一个较快的发展局面。

第四，加大民用飞机的预先研究力度。建立和完善民机设计、制造、试验、取证等的规范、标准和程序；突破总体综合设计、先进气动力设计、长寿命结构设计等关键技术，打好民机发展的技术基础。

女士们，先生们，航空工业经过一个世纪的发展，正处于新的变革当中，国际化、集团化成为一个重要趋势。中国航空工业第一集团公司将通过加速调

整与重组，形成以航空业务为主，相关业务多元发展的业务结构体系，把集团公司建设成为产品有竞争力、技术有创新力、资本有增值力、内部有凝聚力、国内外有影响力的大型集团公司。

在新世纪，航空工业将会有更大的发展，我们愿意与全球航空业界的华人朋友携手合作，发展航空事业，造福人类社会。

最后，祝 2001 年华人航空技术研讨会圆满成功。

谢谢各位！

探討兩岸航空太產業 合作模式

台灣航空太空學會 理事
唐鋒

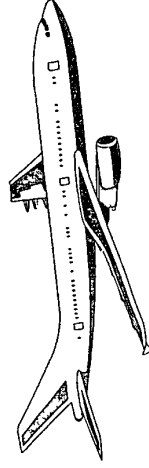
一、台灣航空產業發展現況

機體結構

廠商：
漢翔、瑞利、台翔、全鋒、豐收、拓
凱、緯華...計54家廠商
產品項目：
B717/BD-100飛機尾段、Ae-270機翼、
S-92座艙段、派龍結構、起落架搖臂、
翼肋、複材結構、輕型直昇機...

發動機

廠商：
漢翔、三通、長亨、晟田、寶一、
公準、巧新、全特、紐輝、旭敏...
計35家廠商
產品項目：
引擎葉片、引擎燃燒筒、蜂巢氣封
環、進氣鼻錐...



內裝

廠商：
元富、飛萊、滿水、福基、
台灣開廣、拓凱、大億、
柯力.....計12家廠商
產品項目：
座椅零件組件、餐車、空
服車、泡棉、座椅防火布
料、內裝隔板、盥洗室、
照明燈具、貨櫃網綁帶...

其他

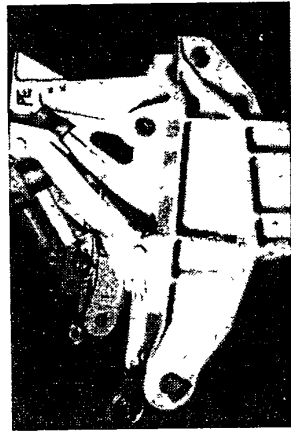
廠商：
利翔、懷霖、宏達、經緯、
六俊、台灣飛鷹、安沅...計
24家
產品項目：
客艙娛樂系統、貨櫃、航空
扣件、航電電磁線圈、直流
無刷馬達、GPS、線束...

維修

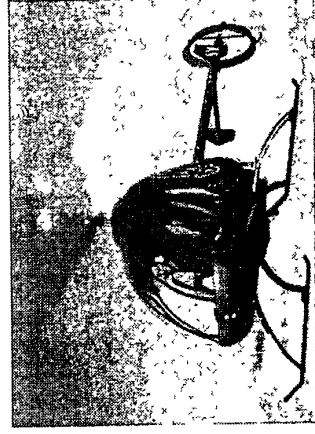
廠商：
華航、長榮航太、亞航、
遠東、華普、聯成航太、
漢翔、寶一、三通、法利...
計18家
產品項目：
廣體/窄體客機機體維修、
發動機維修、高壓定子維
修、客機改貨機...

結構：
 拓凱：排氣導管，C-17盥洗設備
 緯華：直昇機

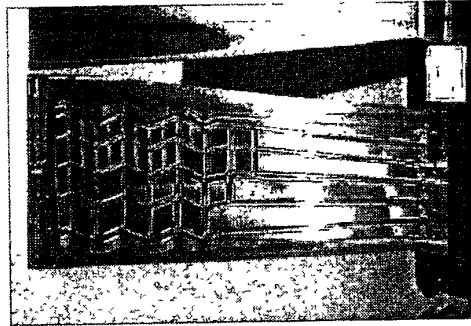
(瑞利:起落架搖臂)



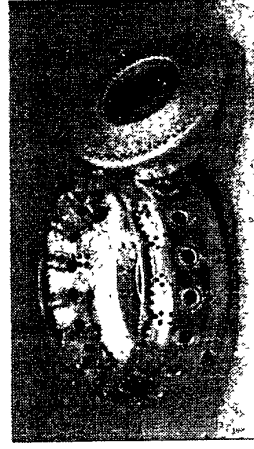
(緯華:直昇機)



(三通:發動機葉片)



(長亨:輔助動力系統:燃燒)



發動機：
 三通, 全鋒, 晟田: 發動機風扇導
 Gongin Precision, 長亨: 發動機燃燒筒

內裝：

飛萊：空廚系統

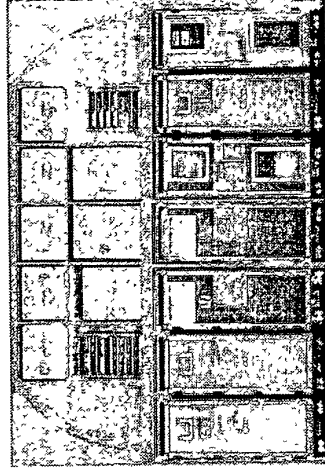
台灣開廣：椅布

元富：座椅零組件

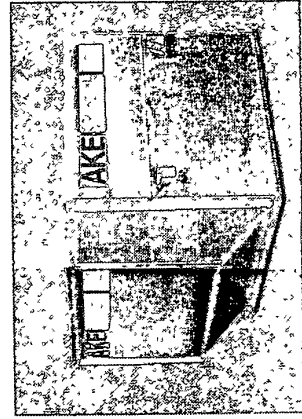
滿水：泡綿

福基：內裝編織物

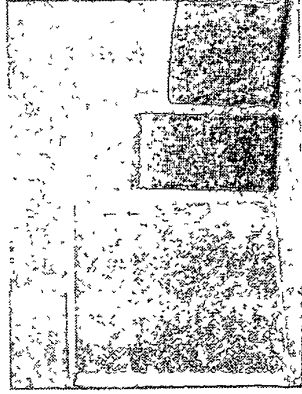
懷霖：航空貨櫃



(飛萊：餐車及空廚系統)



(懷霖：航空貨櫃)



(滿水：泡綿)



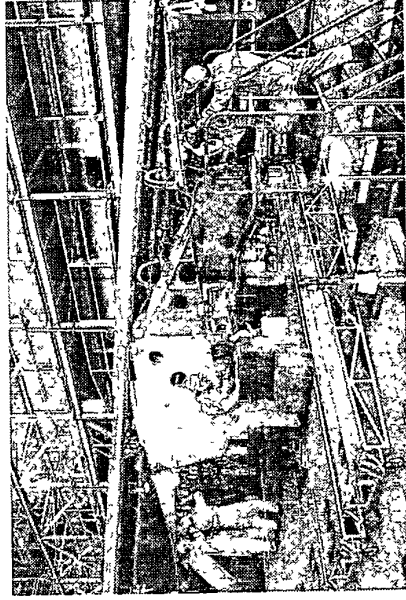
(福基：椅布編織物)

航電系統/其他：

航太中心：客艙娛樂系統

台灣飛鷹公司：衛星導航系

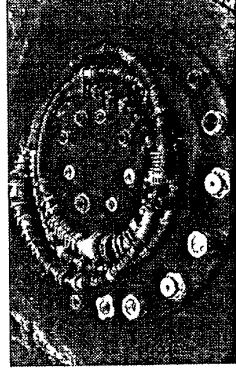
統宏達科技：航空扣件



(長榮航太：B747-400 派龍維修)



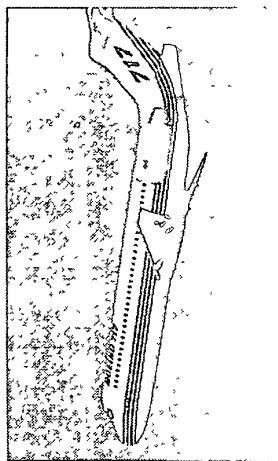
(航太中心：客艙娛樂系統)



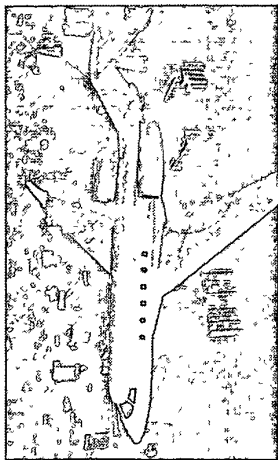
維修：
漢翔，亞洲航空，中華航空
長榮航太，聯成航太

(宏達科技：航太扣件產品)

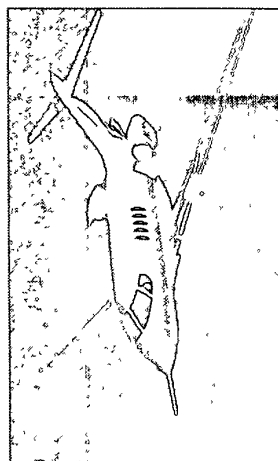
國際合作計畫



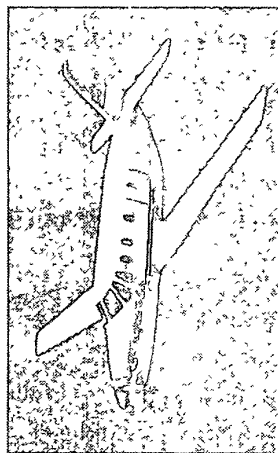
B-717 尾翼製造(波音/漢翔)



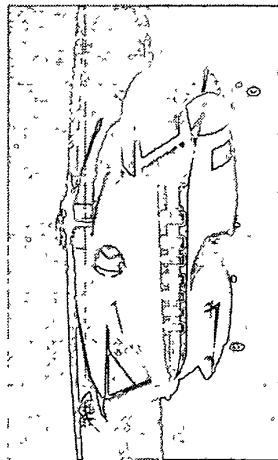
BD100尾翼製造(龐巴迪亞/漢翔)



SJ-30 商務飛機
(史威靈/台翔)



Ae-270 合資開發
(Aero Vodochody/漢翔)



S-92 駕駛艙造製
(塞考斯基/漢翔)

二、台灣航太產業資源

台灣航太產業已列入政府發展之新興產業，結合政府資源，產學合作及產業能籌建立與製程改善等方面共同努力合作下，架構台灣航太產業基礎進軍國際航太合作市場。

(一)大型國際合作生產計畫—波音 B717

- 漢翔公司參與波音區間客機 B717 國際合作計畫。
- 漢翔負責機尾段結構工程設計製造、組裝等工作建立區間客機工程後代能力。
- 政府利用主導性產品資源投資國際合作參與金。
- 自國外採購結構件物料，政府以零關稅進口

(二)航太另組件－發動機葉片 CFMS6

- 製造廠家申請政府主導性產品開發關鍵性生產技術，除補助開發經費支援外，另可降低生產成本。
- 採分工合作方式組成完整發動機零組件中衛體系，建立專業製造核心技术，降低生產成本，提昇生產競爭力。

三、合作模式之探討

(一)雙方合作關鍵要素

- 要選擇兩岸三通最適用機型
- 要考慮未來市場的競爭力。
- 要考量符合雙方的合作條件。

(二)建立雙方合作窗口

- 規劃中長期合作專案計畫
- 建立產業交流，互訪的機制
- 探討產業垂直分工之生產供應鏈
- 探討雙方相互委製之作業流程

(三)百人座區間客機研製合作

- 建立大中華地區間客機，進軍世界市場
- 採共同分攤利潤和風險分攤
- 結合雙方互補製造專業能力

從兩岸航空產品選擇/發展策略之未來互動方向

	大陸發展策略	台灣發展策略	雙方潛在互動方向
區間客機	主製造、合夥製造	合夥製造、承包	若大陸提出計畫，台灣可積極參與
商務飛機	主製造、合夥製造	合夥製造、承包	若大陸提出計畫，台灣可積極參與
直昇機	主製造	合夥製造、承包	彼此合作，完承製造並共同爭取國外技術及訂單
主次系統件	合夥製造、承包	合夥製造、承包	彼此合作，完承製造並共同爭取國外技術及訂單
零組件	承包	合夥製造、承包	彼此合作，完承製造並共同爭取國外技術及訂單
維修	合夥提供	主提供、合夥提供、承包業務	短期內共同合作大陸及台灣維修業務，長期共同開發亞太地區維修業務

开展支线飞机航空电子系统的国际合作， 发展航空电子产业

航空无线电电子研究所 吴铭望

一、航空电子系统在民机中的重要性

航空电子系统在民机中的重要性，是随着飞机在人类生活中的作用不断提高而提高的。由于现代生活的快节奏，各国间经济贸易和其他各种交往的逐步增多，民用飞机已经成了不可缺少的最佳选择。

围绕着民机的安全、准点、经济这几个目标发展起来的导航、通讯、自动驾驶等功能的航空电子设备，对民机的飞行起着越来越重要的作用。事实上，50年代飞机上的航空电子设备比较简单，性能也比较差，它们在飞机总成本中占的比例还不到10%，但随着飞机作用的不断提升，人们就把增加飞机功能和提高飞机性能的很多措施，归集到航空电子设备功能的增加和性能的改进上，因此飞机上电子设备数量迅速增加，虽然在70年代以后发展了航空电子综合系统，采用了总线技术、综合处理技术和多功能显示器等，机载设备的数量和重量有了显著的减少，但是航空电子在飞机总成本中的比重仍在不断上升，到90年代，这个比例在一些设备先进的飞机上，已经上升到了25%左右。

随着在天空中飞行的飞机越来越多，为了进一步提高空中飞行的安全性和经济性，推出了新航行系统的概念，飞行环境正在发生显著变革，以卫星定位、导航和监视所形成的无线飞行网络构成了灵活的自由飞行环境，由此发展出来的航空电子设备或系统，将能进一步提高空中飞行管理能力，增强飞行安全性和降低运行成本。由此，也可以看出航空电子设备（系统）对改进飞机飞行性能具有极其重要的意义。

近20年来，中国民航的发展速度比世界平均增幅高出两倍多，民机总

周转量、旅客运输量和货物运输量的年平均增幅都达到 15%以上。进入 21 世纪以后，中国客运能力还将随着国民经济的快速发展而迅速增长，特别是西部大开发将引发对支线客机需求的大增。为此，中航一集团在中国政府的支持下已经成立了相应的支线客机股份有限公司，集中资金和技术力量，来加快我国支线客机的研制速度。

二、支线飞机航空电子组成

航空电子系统采用新一代综合化系统。主要由自动飞行系统（包括自动飞行控制计算机系统、推力管理系统和飞行管理计算机系统）、通讯系统（包括高频通信系统、甚高频通信系统、无线电调谐单元、选择呼叫系统、ARINC 寻址通信和报告系统、旅客广播系统、服务内话系统、音频综合系统、驾驶舱话音记录器等）、指示和记录系统（包括飞行数据记录系统、电子飞行仪表系统、发动机指示和机组告警系统等）、导航系统（包括飞行环境数据系统、姿态航向系统、仪表着陆系统、自主定位和非自主定位系统以及飞行管理系统）中央维护系统等组成。主仪表板初步考虑采用六个 8×8 英寸的 LCD 显示器，组成“玻璃座舱”，用来显示电子飞行仪表系统的参数以及发动机参数和机组人员告警系统的有关参数，这六个显示器在功能上互为冗余。

以上分系统的基本配置的进场着陆等级为 CAT II，可选装设备可满足 CAT IIIa。

航空电子系统的总体设计及设备选择应适应现代航空业发展的趋势及要求，适应支线飞机所固有的特点：

- 应能为驾驶员提供尽可能完善的飞行环境/飞机状态信息，这包括驾驶舱图形显示和文字提示能力，所飞航路上可以得到的完整的无线电话音和数字化通信手段。

- 支持空地协商式的工作模式，包括国际民航组织大力推广的“基于飞行数据机载系统的飞行操纵品质保障技术”。

- 支线飞机可能面临更频繁的转手/过户/改造要求，这要求航空电子系统具有便于更新的能力，包括支持用户自己实施的改造能力。

- 支线飞机相对于干线飞机而言，外场维护能力较弱，故航空电子系统

应具有更方便的自检测能力，以提高维修性。

三、支线飞机航空电子系统研制和生产途径的探讨

我国支线飞机已经立项启动了，国内、外很多同行都在关注其中的航空电子如何搞，当然，这也是我们所关心的问题。

就民机航空电子系统设计来说，我们建议与外商联合设计。我们所是航空电子系统和设备的研究所，既有通讯、导航、控制/显示、计算机、软件、电磁兼容等研制航空电子设备所需的各种专业人才，也有航空电子系统综合和总体的专业人才，而且我们所对民机航空电子系统也早已开始进行研究，因此，虽然我们没有直接搞过支线飞机的航空电子系统的设计，但是，由于各种航空电子系统设计的基本原理是相通的，所以我们完全有条件研制支线飞机的航空电子系统，如果能与国外有经验的航空电子厂商合作，就一定能开发出令人满意的支线飞机航空电子系统。具体来说，我们可以通过建立系统级的仿真试验平台，完成顶层的系统优化设计，并初步确定全系统采用的航空电子设备等。

至于航空电子设备，我们的意见是尽量采用现有的货架产品，以减少系统研制风险和缩短系统的研制周期。但是，为了今后的维修和升级需要，应该把主要航空电子设备在中国采用 SKD、CKD 组装模式建立相应的生产、测试线。为了不影响飞机的研制进度，用于支线飞机的前几套设备可以采用高级散件组装，后几套采用低级散件组装。中国定点的组装生产单位，可以通过这些机载电子设备散装件的组装、调试、试验等过程，确定工艺程序，建立生产线。为了确保产品质量和降低生产线的建设成本，中国支线飞机股份公司将有必要根据每个单位的技术能力和已有的生产条件来选择中方的定点生产单位。我们所在航空电子方面的专业面比较宽，也有一定的管理经验，因此我们所可以承担一部分专业对口的设备生产任务。

四、支线飞机航空电子设备的售后服务和系统的升级换代

从支线飞机对航空电子设备（系统）的要求来看，除了价格因素外，主

要考虑的是要有设计优化的系统和工作可靠、性能优良、维修方便的设备等；但是，从用户使用的角度来考虑，除了上述性能指标等因素外，航空电子设备的售后服务工作也相当重要。定期检修和保养、故障情况下的快速修理、较低的售后服务费用等等，都是售后服务的重要指标。另外，适时地进行航空电子系统（或设备）的升级换代有时也是必须的。当然，在支线飞机上采用升级换代的航空电子系统还要按照规定的程序，办理相应的适航手续。所有上述的售后服务或升级换代工作，由中国国内的航空电子系统研制单位和设备制造生产单位来承担或参与是有利的。由于大多数航空电子设备（或组件）是外方生产或由中外合作组装、生产的，因此，售后服务和升级换代工作也可以采取与中外合作的方式。

这里还要指出的一点是，飞机上航空电子系统应该满足的标准或规范必须在系统设计阶段考虑，其中包括系统的测试性。由于系统测试性与故障检测有关，因此测试性也是衡量系统设计水平的一项重要指标。根据系统设计的测试性要求，整个航空电子系统乃至每个航空电子设备都要提供相应的高复盖率的故障检测手段以及相应的测试结果信息。航空电子系统在飞行过程中采用相对简捷的测试手段，以便对故障部件作出快速定位，采取必要措施，保证飞机安全飞行；而在地面检修时，系统或设备自身更为完备的测试手段将为地面自动测试设备提供检测信号，以便自动测试设备能正确地对故障进行定位，缩短维修时间，提高飞机的可使用性。因此，在系统设计中，对每一个设备的自测试性能都要进行严格评估，并作为是否能选中该设备的重要依据。

在系统设计之初，还要同步考虑的就是用于系统维修的自动测试设备的研制。我们在这方面也有相当的技术贮备和实际经验。考虑到航空电子系统综合的设计是与国外航空电子厂商合作进行的，因此，我们也建议与外商共同开发相应的航空电子系统的自动测试设备。

五、发展航空电子产业

我所在航空电子系统综合技术及分系统的研制、生产条件方面都已有一定的水平；另外，我所在前几年就已经开始的国际合作项目，如与美国柯林

斯公司的软件验证，以及与美国霍尼威尔公司的 S 模式应答机的合作研制和生产。应该说，这些项目都已取得了良好的效果，合作的双方都是受益者。我们希望借这次支线飞机立项的机遇，我所与国外航空电子厂商的合作能再前进一大步，使我们之间的合作范围更广一点、项目更多一点、层次更高一点。我们相信，只要合作双方都是真诚的、合作又是互利的，这样的合作就一定能取得成功。

由于中国有较大的航空电子产品发展的空间和市场，我所又在航空电子的研制、生产方面具备了一定的条件和经验，因此，通过与国外著名航空电子厂商的合作，一定能较快、较好地发展我国的航空电子产业。

另一方面，我所地处上海，我们还可以利用上海地区高科技产业集中的优势和上海市政府各项优惠政策，把航空电子系统及相关分系统发展成为一个规模大、效益好的产业。上海市政府在 1998 年发布的《上海市促进高新技术成果转化的若干规定》的附件中，已把航空电子综合技术列为要发展的高新技术，并将它的相应产品作为要发展的产业加以重点扶持。因此，我们有理由相信，在各级领导的支持下，在上海建成一个航空电子产业的基地是完全可能的，我们将与其他地区的兄弟厂所一起，努力发展我国的航空电子产业，为振兴我国的航空事业作出应有贡献。

民航機認證與 FAA/DER 互動關係的探討

美華航太工程師協會美西分會理事長 波音公司 沈方楠

前 言

在本世紀中由于航太高科技迅速發展的結果，促使世界各地的資訊與運輸工業需要更敏捷的方式來傳遞。因此，在電信方面則依靠人造衛星來扮演其重要的角色，而在運輸方面則由飛機來擔負其艱巨的任務，使旅客與貨物能夠迅速而安全的到達目的地，為必要的要求條件。

飛機結構是由數萬個零元件組裝而成，每一個零元件要符合安全的考量來設計與製造，其中包括設計技術的使用，飛機生產過程的適當運用、材料的研發與應用及組裝飛機員工的技術培訓等，都是很重要的一環。

美國航太工業在世界上居其首要地位，亦為高科技產品之一，因此美國交通部聯邦航空管理署則擔任監督飛機製造廠商的職責，首先航空管理署根據各航太公司多年設計累積的經驗與飛行實驗的結果而發行了一組聯邦飛行載具設計準則，其中 FAR(Federal Aviation Regulations 25)版本是適用於大型民航運輸機的適航標準。

飛機製造廠商首先是根據市場上的需要及航空公司的要求，來共同訂立了一份新機種的特徵，其中包括航程的長短，載各量的多少，貨艙容積的大小，油箱的容量，飛行設備的舒適度，通信與娛樂器材的選擇等條件來設計一架物美價廉、性能好、重量輕、安全性高的民用運輸機，當此新機種訂立的共同設計條件以期滿足各航空公司的需要(通常由幾家國內與世界各國主要的大航空公司為代表)，飛機製造廠商就要開始一連串的研發工作，來達到生產新機種的目的，首先飛機

公司的研發部門與飛航安全部門共同與聯邦航空管理署聯絡，雙方在初期各會議中根據此飛機的特徵來共同訂立設計此飛機必須遵守的設計規則，FAR25 適航法規中訂立了許多飛機結構設計條款，例如飛行速度的規範，飛機的起飛和落地最大重量及前後的重心安排，飛機油量的分配及續航的能力，貨艙載重的標準及航行中可能遭遇的種種狀況，例如遇到亂流或飛機控制系統的故障等等因素都必須列入結構設計的條件中，同時 FAR25 法規中經常會有條款的修訂是根據更嚴格的設計標準，例如地理環境的客觀因素(機場的水平面高度、跑道的粗糙標準度、海洋性的氣候)而須要特別加強結構或材料的特別處理，來承諾飛機能安全起飛與降落的航行要求，因此在飛機結構驗證期間，飛機製造廠商與聯邦航空管理署飛機檢定單位(ACO)及航空公司專業人員，經常會因為某些特殊法規要求，而大家共聚一堂切磋以達共識，同時并發布特別公文來指導飛機的設計，這就是一架新的民航機通過設計、實驗、製造、試飛等過程，而最後獲得美國交通部聯邦航空管理署頒發的飛機製造檢定書，此時飛機公司才能正式的將新飛機交到航空公司使用，而其期間需要漫長的三至四年時間來完成製造飛機的任務，并且需要完全符合聯邦航空安全法規的嚴格規定。

民航機認證

由于高科技發展的迅速，促使太空與航空載具的設計與製造，要更嚴格的配合世界各地社會環境的要求來執行其運輸的目的，因此在航空運輸方面要發展到大型、舒適、快捷，而且更安全的運輸載具，由于這樣複雜的要求因素，于是美國交通部聯邦航空署訂立了一項聯邦航空法規，并且命令美國境內的航空工業界要嚴格的遵守其規範，但是如何確定航空工業是否已經依照其規定執行，那就要由航空署來督導其設計與製造其飛行載具，這就是所謂的驗證的工作。

飛機製造廠商的工程研發部門，在新機型認證初期發展階段時，必須要準備一組很周詳的認證計劃書遞送到美國聯邦航空署飛機檢定單位(FAA/ACO)審核，此計劃書中包括整架飛機細節設計所依據的航空法規，就以結構分析部門為例，就有十二項的認證計劃報告書如下：

- (1) 機頭結構
- (2) 機身結構
- (3) 機翼結構
- (4) 後機身結構
- (5) 水平尾翼結構
- (6) 發動機掛架結構
- (7) 機身內裝強度
- (8) 起落架結構
- (9) 飛機控制強度
- (10) 顫振與發散
- (11) 耐久性與破壞耐性
- (12) 外載荷

以上十二項的認證計劃報告書中，必須陳述如何附和聯邦航空法規的每一項要求，並且在此計劃報告書中例出 FAA/DER 的名單，以及細部分配給 FAA/DER 認證計劃的工作範圍與時間表，以備在未來認證過程中，FAA/ACO 的各項專業認證召集人，可以根據此項提供的資料與 FAA/DER 聯絡，並且在驗證期間來共同審核飛機結構設計分析與實報告是否附和航空法規的規定，因此在這驗證階段期間，有很多的認證處理行動專案(CAI)，認證發布的特別設計規定文件(CIP)，及成千件的雙方工作討論摘要記錄(Record Summary)要處理，最後要把每一項的 CAI, CIP 和 Record Summary 都列入認證基本手冊中，做為未來驗證的依據。

適航部門在認證期間，根據各研發工程部門送交的認證計劃書中，所陳述的法規條款來歸類，同時將這些法規條款輸入在他們的電腦資料庫中，一旦需要某項資料時，電腦會很快的追蹤到其專業分析報告的法規條款，並且可以很迅速的找到那位 FAA/DER 負責審核的工作，以及送交此專業報告給適航部門的正確日期。

一旦進入驗證過程時，則有上百本的專業分析報告及實驗計劃報告要在 TIA (Type Inspection Authority) 頒發六十天以前遞送到 FAA/ACO 的工程部，以便 ACO 專業召集人可以在這短短的期間內審核及歸入檔案，在同時飛機廠商已經開始地面振動實驗，通常如果一切實驗很順利，也需要一個月的時間，才能通過 FAA/ACO 的人員的驗

證，此時得到 TIA 後，新機才能核准首次試航。

在漫長的一年的試飛期間，除了一般的飛機性能，結構設計的修改，發動機噪音的改進，振動實等試飛專案外，並且在地面上執行疲勞與破壞耐性實驗，來證明其設計製造的飛機結構可以通過二到三倍的適用年限(Service Life)，通常新機型的適用年限是根據其機型飛行任務(航程的長短)來訂立飛機飛行總共小時數，降落的次數及機艙壓周期數，而在試航期間，試航部門會收集其飛行狀態對其飛機結構的影響(外載荷、變形、加速度的變化)，當試航單位將其飛行記錄資料送交到分析部門時，他們會根據這些寶貴的資料來修正其專業分析的電腦程式(軟體)，同時又修正其結構設計(堅件)，但是在正常情形下，其飛行記錄的結果會與預估及風洞實驗的資料很接近，而且多半設計與分析的結果都較為保守，一旦飛機的性能與安全要求通過 FAA 試航人員的審察後，FAA 將會頒發飛機生產執照(Production Certificate)及型式執照(Type Certificate)給飛機製造廠商，此時在廠中生產的新飛機也會在短期內製造完成，而能正式的將飛機運交到航空公司手中使用。

由于民航機認證法規非常的繁雜，其中難免會遭遇到無法解決的問題，而不能立刻找到合理的解答，于是在 1979 年，美國交通部聯邦航空署的組織下成立了一個“國家特殊人才資源計劃”(NRS)，在此計劃中儲備了一組航太方面的專家，其職責是專門解決航太方面的技術與法規問題，在這計劃中經常發布未來先進航太科技研究發展的方針與安全設計有關的政策性命令，以促使美國在航空太空方面的領域，具有世界上的領導地位，這計劃中，總共有十九個領域，每一個領域由一位孚有眾望的專家來領導，他們除了經常性的發表其專業研究發展及如何運用先進的航空技術報告外，而且以科技專業顧問指導的身份給 FAA 一些寶貴的意見，一旦 FAA 在政策上或專業技術上有所不能決定的方案時，他們將會以此專門專案的召集人的身份來成立一個特別委員會，此委員會的主畏成員是邀請世界上的航太專家，大家共聚一堂來商討如何解決其問題及如何來制定未來的航太科技政策與設計法規，這十九個領域區分如下：

- (1) Advanced Composite Material
- (2) Fracture Mechanics/Metallurgy

- (3) Advanced Avionics/Electrical
- (4) Crash Dynamics
- (5) Flight Loads/Aeroelasticity
- (6) Aircraft Computer Software
- (7) Flight Management
- (8) Nondestructive Evaluation
- (9) Flight Environmental Icing
- (10) Flight Deck Human factors
- (11) Advanced Control Systems
- (12) Manufacturing Quality Assurance Technology
- (13) Software Quality Assurance
- (14) Metallic Structural Material and Processes
- (15) Electromagnetic Interference
- (16) Propellers
- (17) Propulsion Control Systems
- (18) Aeronautical Communication
- (19) Engine Systems Dynamics/Safety

FAA/DER

當民航客機設計認證期間，飛機製造廠商的工程部門，據有很重要的地位，尤其是專業工程師更扮演重要的角色，由于聯邦航空管理署的工程部門有限的預算，因此只能雇用少數的專業人員來督導民航客機的研發，爲了補足其工作人員的不足，于是他們特別訂立一項法規，以授權予各飛機公司工程部門的專業工程師來代表航空管理署的方式履行監督的工作，這就是所謂的 FAA/DER (FAA/DESIGNATED ENGINEERING REPRESENTATIVE)職位的產生。

FAA/DER 所扮演的角色是雙重的身份，一方面他們是飛機製造廠商的員工來執行其專業性質的工作，另一方面他們又擔負著航空管理署授予監督飛機結構與設備安全設計的職責，但又聯邦政府的員工，因此 FAA/DER 必須將自己訂立在很超然的地位上，而將飛機設計必須

遵守航空安全法規為宗旨，絕不可為外界因素的介入而動搖自己的立場，他們不但有責任向飛機公司的飛航安全部門主管定期報備，同時也要向聯邦航空管理署工務部門經常性的聯絡，于是 FAA/DER 是建立一個介于飛機製造廠商與聯邦航空管理署橋梁的工作。

由于 FAA/DER 工作的重要性，美國交通部聯邦航空管理署對於各飛機公司工程部門專業工程師的揀選有很嚴格的規定，除了對他們的學歷、工作經驗、做事態度等，有嚴格的審核外，另外最重要的一項是對此專業人員過去曾與航空管理署飛機檢定部門互相專業資訊的傳遞，解決特殊問題的方式及判斷主導的管理能力，都占有優先考慮的因素，當主要條件審核及基本民航法規考試通過後，此時會與申請 FAA/DER 的當事者約訂面試的時間，以作為最後決定性的審核做準備，當面試時，至少有三至四位航空管理署工務部專業與管理人員當面詢問有關的專業問題，以及與 FAA 條款的聯貫性，因此當事人必須對其專業工作有很正確的瞭解，而且對其符合 FAR-25 條款有深刻的研究和心得，當口試這一關通過後，FAA 只授予此專業人員推薦的權利，這就是所謂實習 DER，并且是在有經驗的公司 DER 督導下執行工作，當實習 DER 真正介入新機種驗證的工作時，FAA 會在此期間觀察他的主導能力，通常還需要二至三年的觀察期，最後才授予他全責來驗證其指定的專業項目。

由于培養一位 FAA/DER 的不易，飛機製造公司通常將他們放在公司于核心的地位，而且有很多人員安排到管理的經理職位，因此 FAA/DER 的工作是有相當的保障，而且他們工作品質也受到相當的肯定，但是一旦介入新機種設計與驗證的工作時，他們就要擔負著督導飛機安全設計與製造的重要的職責。

FAA/DER 其職位與責任的重要性，于是飛機製造廠商都會為他們保有責任風險，并且為了統一管理與職務運轉方便起見，于是在公司品管過程部門下設計了 DER 管理部門，管理部門根據飛機的專業性質，再細部化分成六個專業部門如下：

- (1) 機身部門(Airframe)
- (2) 系統與設備部門(System & Equipment)
- (3) 試飛與評估部門(Flight & Evaluation)

(4) 推進器部門(Propulsion)

(5) 空中電子部門(Avionics)

(6) 聲波部門(Acoustics)

以上每一專業部門有一位資深管理 DER 負責其行政管理的工作，他們工作的職責包括管理一般性質的 DER 業務處理，還有經常與聯邦航空管理署當地的飛機檢定辦公室(ACO)的管理人員解決定期性質的飛機認證程式與訂立符合安全法規的時間表，但其中最重要的職責是評估其部門下每一位專業 DER 的工作考評，這也是為公司本身責任風險(Liability)做一個保障，除了 DER 專業部門外，公司又設立了與其平行的一般行政法規部門，專門負責下面的職務：

(1) 工業和法規調整業務(Industry & Regulatory Affairs)

(2) 法規承諾檔案(Compliance Archives)

(3) 發動機噪音與發散物(Noise/Emissions)

(4) 適航(Airworthiness)

(5) 法規調整訂立(Regulatory Initiatives)

行政法規部門是負責提供最新的政府航空法規的資料給 FAA/DER，並且也負責協調 FAA 定期性訓練該公司 FAA/DER 的工作，而且在最後認證期間負責核對每一本專業報告書是否符合其認證計劃報告中 FAR25 條款的規定，及遞送上百件的專業工程分析報告書給聯邦航空署飛機認證單位審核。飛機製造廠商是通過此兩大部分與聯邦航空管理署當地飛機認證辦公室(Aircraft Certification Office)來執行其適航業務的運轉，最後完成民航機適航認證工作。

結 語

由于民航機認證與 FAA/DER 的相互緊密關係，因此不論是歐美已發展的航太工業國家及正要發展航太的工業國家，必需要訂立一部健全的民航機設計與驗證法規和實施航太專業人材的培植任務，此兩項都不可缺一，否則民航機的發展將會面臨瓶頸的挑戰。

結合全球衛星定位與地理資訊系統 於飛航事故調查之應用

臺灣飛航安全委員會 官文霖¹、李寶康²、蘇水電³

摘要 本文是以航機之事故調查為應用領域，著重于事故現場之測繪資料、遙測影像、數值地形資料與飛航軌迹以地理資訊系統整合。以實際的飛航事故為主題，探討本文述及之相關技術及應用，并說明應用於飛航事故調查之結果。

一、前言

航機的事故調查是一項整合航太、儀電、人為因素、地理資訊與衛星定位等技術的工作，過去十年我國經歷了幾次大型空難，基於積極改善飛安環境，行政院於八十七年五月設立航空器飛航安全委員會（以下簡稱本會）。本會執掌我國民用航空器之失事與重大意外事件調查工作，過去三年本會致力發展於系統性、客觀性與專業化的調查技術。本文著重於事故調查的特性、事故現場之測繪資料之收集、處理與整合工作。第一節主旨為簡述事故調查與現場測繪的特性。第二節著重於事故現場之測繪資料、遙測影像、數值地形資料與飛航軌迹以地理資訊系統之整合，第三節以實際的飛航事故為主題，探討本文述及之相關技術及應用，并說明如何協助飛航事故調查。

1.1 航機事故調查之特性

航機事故現場可能是高山峻嶺、陡峭林壁、平坦草原、機場內或是水面及海上，因為地點的多樣性會造成到達現場及搜證之不同困難度。若是重大意外事故發生於機場的跑滑道上，完成測繪資料之收集更有時間急迫性。一般而言，航機事故調查是於接獲相關單位通報後才組成機動小組（Go Team）趕赴現場，整個調查專案最高指揮官為主任調查官（IIC），對於機場以外地區的事故通常需要直升機、定翼機、或船艦運送。

航機事故現場（On Site）的主要調查工作有七：巡視現場、收集易消失之證據、殘骸標示、照相、測繪事故現場圖及殘骸分布圖、抽取飛機殘骸上各種流體之樣品以及機組人員與證人訪談等。

完整的航機事故調查六大程式：現場調查、資料收集、事實認定、案情分析，發現與飛安改善等。調查的規模因事故而定，可能的專業分組為飛航操作組、記錄器組、航管與天氣組、地面作業組（機務維修組、機場組）、生還因素組、人為因素組與行政支援組等。於航機事故事實認定會議之前，調查人員著重於現場搜證，記錄器解讀，證人訪談、檢視航務與機務簽核文件，仿真飛行與製作 3D 飛航動畫等，並於事故三十天內完成事故初期報告（Preliminary Report）。事實認定會議由主任調查官召開，旨在綜合所有調查成員的意見與未來分析方向，並將事故的事實資料按照國際民航組織（ICAO）的第十三號附約格式來製作事實報告（Factual Report）。一般而言，航機事故的分析方向十分多樣化，目的為找出可能肇因（Probable Causes）與潛在因素（Latent Factors），以防止類似的事件再發生。常見的分析包括：結構件強度測試、逃生裝置測試、危險物品成分化驗、解剖報告、助航設施之功能測試等。航機事故調查完成分析工作得製作完整的調查報告（Final Report）有四：事實部分、分析結果與討論、發現與飛安改善建議等。調查報告定稿前需經歷繁瑣的審查會議，圖 1 為航機事故調查流程圖。

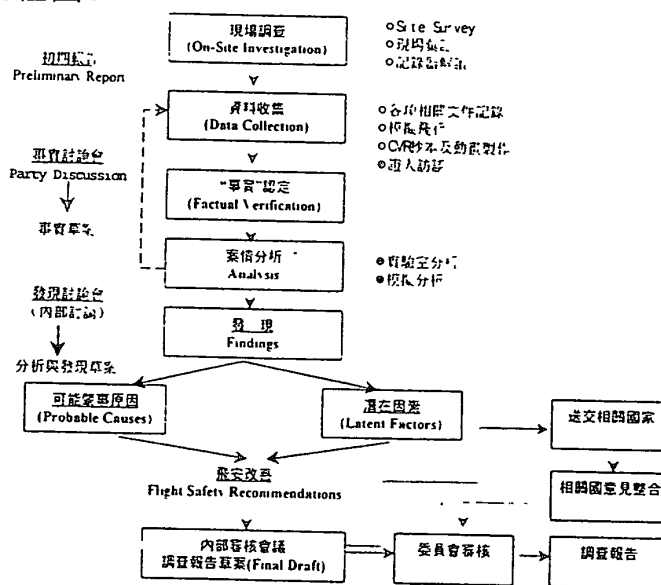


圖 1 為航機事故調查流程圖

1.2 事故現場之測繪資料收集

機動小組到達事故現場後應盡速瞭解狀況，以作深入調查之規劃。巡視現場主要工作有六：確認第一撞擊點位置、航機之撞擊方向與速度、觸地姿態與撞地角度、殘骸分布狀況、及現場周圍環境與天候等。限於篇幅本節只探討測繪事故現場圖及殘骸分布圖，其目的為測繪事故現場位置圖、事故現場近景圖與殘骸分布圖。事故現場位置圖用於標示航機事故現場位置，與明顯地標之相關性，或距最近機場之方位及距離。需使用適當比例之地圖（1/5000 或 1/25000），將重要地標、道路交通綫、城鎮、山岳、河川、橋梁等列入，并標明比例尺及指北方向。事故現場近景圖應顯示失事現場及周圍之環境，將失事現場及附近有關之地形、地貌及特殊地標等，按比例繪出，并將航機發生事故時之飛航軌迹、碰撞點位置、主殘骸位置，及現場目擊證人位置等資料繪入圖中，使事故現場之環境能清楚呈現。殘骸分布圖用於顯示航機事故後地面刮痕與殘骸分布情形，應涵蓋以下五項：

- (1) 航機第一撞擊點及相關撞擊地面物或其他障礙物之位置與屬性。
- (2) 航向及地面軌迹，地面軌迹包括深度，寬度等。
- (3) 螺旋槳或飛機觸地所造成之刮痕。
- (4) 主殘骸及元件：如發動機、螺旋槳或渦輪葉片、操縱翼面，起落架等。
- (5) 殘骸破片散布情形。

傳統上事故現場之測繪資料收集以皮尺、滾輪、磁羅盤及傾斜儀最常見，并以繪圖板及方格紙將直接繪製，其優點為輕便且易於取得，缺點為耗時且精確度不足。使用差分衛星定位技術與雷射測距儀為新趨勢，其優點為測繪精確度高且易於與地理資訊統（GIS）結合，缺點為儀器昂貴需要相關專業軟體與電子地圖配合。使用差分衛星定位技術與雷射測距儀能達到 20 公分以下的定位精確度。其他輔助工具如標示牌、多色粉筆、卷尺等，若需要空照則地面需布標及選定數個控制點。

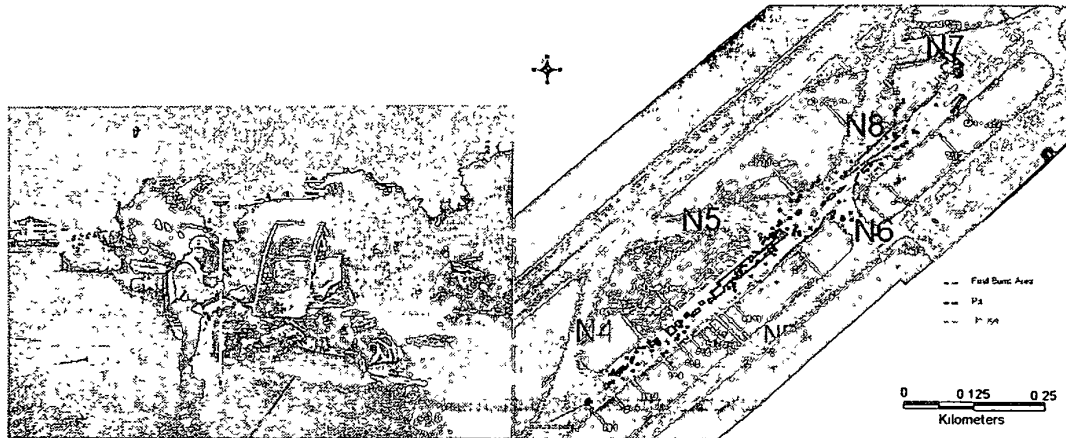


圖 2 SQ006 之飛航軌迹與失事現場之殘骸分布圖【地面刮痕、燃油流布區、殘骸名稱】

二、飛航事故調查之測量資料與遙測影像整合

2.1 全球衛星定位系統之特性

利用衛星群來計算地球表面載具的位置概念由來已久，1960 年代美蘇大量的軍備競賽衍生了兩套衛星及無線電導航技術之單向導航系統。一為美國發展的全球衛星定位系統(GPS)；另一為前蘇聯發展的全球衛星導航系統 (GLONASS)。全球衛星定位系統能精確地提供使用者測量點位元的三維位置、速度及時間而不受地點、時間及天候的限制。使用者包括中低軌道人造衛星、軍/民用航空器、陸地載具、海面輪船與潛艇等。目前，數公分精度的測量成果十分常見。另外，利用全球衛星定位系統計算載具姿態也趨於普及。

GPS 衛星依民用與軍用兩種，民用是使用 C/A 電碼，P 電碼為軍方使用，美國國防部使用 A.S 碼(Anti-Spoofing)將 P 碼轉換成 Y 碼，接收器需加裝解碼器才可使用 Y 碼，因此需經相關單位核准才可使用解碼器。GPS 衛星定位系統提供兩種精度：(a) 標準定位(Standard Positioning Service, SPS)。SPS 之水平與垂直方向單點定位誤差分別為 100m 及 156m (2σ)，此誤差最大來源為選擇性誤差 (Selective Availability, SA)。SA 效應於 2000 年 5 月已關閉，其水平與垂直方向單點定位誤差約分別為 7.6m 及 9.2m (2σ)。(b) 精密定位(Precise Positioning Service, PPS)。PPS 在水平方向精度為 18m，垂直方向 27m (2σ 平均值)，此為 P 碼精度，非

一般民用範圍。GPS 時間精度介於 10^{-9} 秒至 10^{-12} 秒，速度精度約 5 cm/s 至 20cm/s，文獻[1]對於 GPS 在失事調查之應用有深入探討。

2.2 遙測影像之處理與校正

遙測影像 (remote sensing image) 依攝像方法有兩種分類。1. 依感測器 (sensors) 平臺，區分為空載影像 (aerial image) 與衛星影像 (satellite image)。前二者因飛航高度不同，故有不同之地面解析度 (ground resolution) 及涵蓋範圍。2. 依探測光譜能量區分，遙測影像包括主動式與被動式等兩種探測，且可以再細分為單光譜與多光譜影像。

空載影像之載具為飛機 (或無人飛機)，影像之主要來源有三：空照相片、空載多譜掃描器影像 (multi-scanning image)、及雷達影像 (SAR image)。空照相機以中心投影方式將物像空間目標之反射能量記錄於像平面上，光譜資料視其所使用之底片感光範圍而有不同。空載多譜掃描器則以一定的瞬間視場角 (IFOV) 進行地面目標物之掃描，空載多譜掃描器影像與空照相片相較，前者具較佳之光譜解析力，但其掃描時之全景畸變，造成較大之幾何變形即較為困難之幾何改正。雷達影像具有全天候特性，且可以穿透地面物。我國的農林航空測量所[2]是以 Beech 350 定翼機，搭載 Zeiss RMKTOP 15/23 航攝照相機與 Trimble 4000SE 衛星定位接收機，該所能製作非常機密之空攝照片，并以空中定位點及相對之地麵點位元來校正影像之誤差。

一般衛星遙測影像大多以資源衛星 (remote sensing satellite) 執行，資源衛星軌道均屬太陽同步，軌道高度分布於 600 公里至 1000 公里。衛星影像具有之特點包括：涵蓋面積廣；資料量大；具多光譜之特性；具重復觀測之能力。因此適合區域性及全球性之環境監視之用。我國中央大學太空及遙測研究中心 (簡稱太遙中心) 定期接收法國的 SPOT 資源衛星影像、歐洲 ERS 資源衛星影像，且販售衛星影像與空載多譜掃描儀影像。SPOT 衛星上有兩套高解析度可見光感測器，且具多光譜 (XS) 及全色 (Pan) 兩種。PAN 之影像解析度約為 13 公尺，XS 之影像解析度約為 27 公尺。太遙中心結合 PAN 及 XS 兩種影像光譜而製作全台 6.25 公尺之彩色遙測影像。目前，商用資源衛星中以 IKONOS 衛星之解析度最高—全色態為 1 公尺及多光譜 4 公尺。另外，以色列的 ImageSat 衛星也提供 0.9 公尺至 1.8 公尺的單波段影像。

遙測影像之處理與校正流程複雜而多樣化，常見的處理包括：空照接圖與數化、影像運算、影像過濾、影像對比處理、影像壓縮與轉換、影像幾何校正、大氣環境校正、影像正射化、結合影像與高程資料等。

2.3 數值地形資料之處理

描述參考球體（如地球、行星）的高度資料需要三度空間之座標表示之，稱為數值地形資料(Digital Terrain Model、DTM)，常見的座標為 WGS-84 橢球經緯度座標與橢球高度。許多文獻中，將地形高程的 DTM 資料稱為數值高程資料（Digital Elevation Model, DEM）。美國國家影像及製圖局（NIMA）可供下載的數值地形資料改稱為數值地形高程資料（Digital Terrain Elevation Data, DTED）採用 WGS-84 橢球座標，依網格精度區分為 DT0, DT1, DT2 三種，DT0 網格精度約為 1 公里。臺灣地區的數值地形資料採用 TWD67 兩度分帶座標，該資料由農委會委托農林航測所測制，採用解析航測法在航照立體相對上數化高程點，以每 40 x 40 公尺等間距的規則網格取樣，產生之 DTM 資料以五千分之一基本圖幅分檔，每幅約 4800 點。全臺灣地區的 DTM 資料共有 5441 幅，山區部分因長年雲霧覆蓋和地形陡峭等因素，仍缺一些圖幅，另有 121 幅被軍方列為機密，目前可買到的圖幅共 4627 幅。

數值地形資料之處理比遙測影像處理更為繁雜，選定數個高精度的控制點與遙測影像套合是應用領域的首要工作，以數值地形資料網格及遙測影像圖元套合時通常需要若干影像解析度調整。常用的分析工作包括刮坡度及波向分析、水系分析、地形剖面分析、等高綫製作、明暗透視圖製作以及 3D 視景仿真等。例如，一圖元為 6.25 公尺的影像與一網格為 40 公尺無法直接套合，首先將遙測影像之圖元解析度降為 10 公尺，並將 DTM 網格內插至 10 公尺精度。應用數值地形資料使用時最大障礙是不同格式的資料轉換（并非座標轉換！）。常見的數值地形資料網格內插方法有二：1. Kriging 法：地質統計學之空間資料內插處理法，主要目的是利用各資料點間的變異數大小來估算某未知點與相鄰各點間的權重關係；2. 距離次方反比法：將網格周圍所搜尋到的散漫點依其某網格之距離次方的倒數為其權重的依據，以求出某網格之內差值。由於原理簡單常被採用。常見的 DTM 資料格式甚多，例如：XYZ (E, N, H)、IMG (EARDAS 影像格式)、Z (太測中心格式，資料依南到北及東到西放置)。

則沿 C1、C2、C4、C12 目視走廊，由臺北松山機場飛渡至台東豐年機場。於起飛前更改飛航 C10 目視走廊，但起飛後因 C10 目視走廊無法保持目視飛航，更改為飛航 C1、C2 目視走廊。於通過基隆後，天氣情況轉變，雲幕高降低至約 500 呎。……但因未適當利用助導航設施而誤判當時飛航位置，且飛航高度低，無線電無法與航管建立通訊聯絡，航管雷達無法辨識，於迷失航行位置情況下，偏離 C2 目視走廊，陷入山區。該機轉彎中因航機姿態變化，消失高度而造成可控飛行狀況下撞地（Controlled Flight Into Terrain, CFIT），」。經過證人訪談、座艙通話記錄器之分析與事故現場的測量後，可能的飛航路線與目視走廊的關係如圖 3，圖 3 中左上圖的紅色為 C10 目視走廊，綠色虛線為推論飛航路線，圓圈紅點為撞山位置；左下圖示 1/5000 電子地圖與飛航情報指南的導航點套合結果；右上圖與右下圖是衛星影像與數值地形資料呈現 3D 俯視圖。

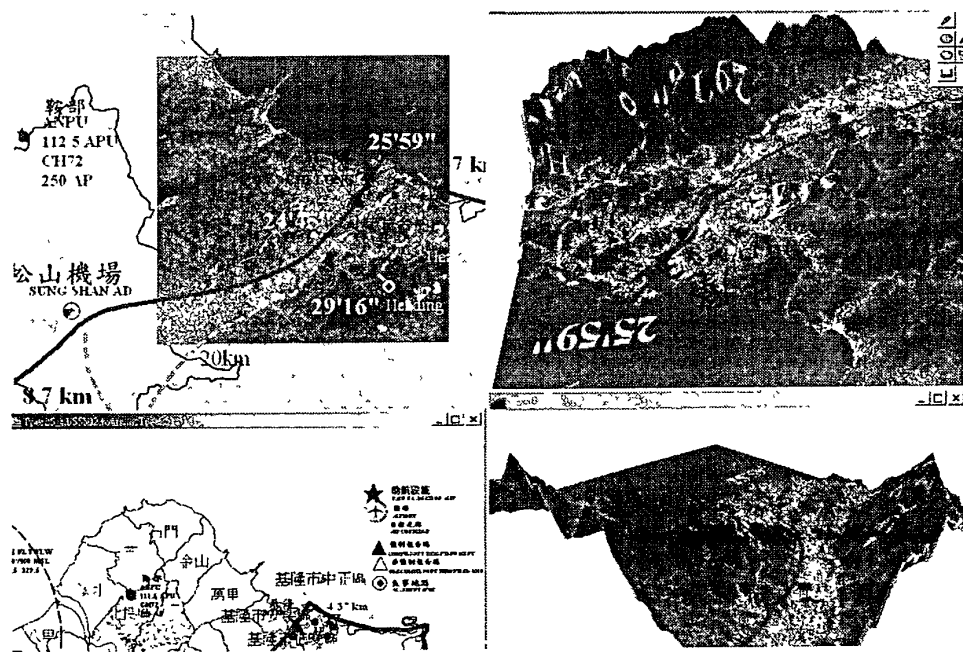


圖 3 德安直升機 BK117 於瑞芳山區撞山失事之飛航路線、3D 地形圖

3.2 飛航軌迹與衛星影像之結合

所謂飛航軌迹（Flight Path）是指根據飛航資料記錄器（FDR）所記錄的參數（Parameters）所計算出來的三度空間運動軌迹。目前，并非所有民航機均有記錄經緯度軌迹，就算有記錄其精度仍然不够。因此，根據飛航參數計算飛航軌迹的技術稱為飛航軌迹重建（Flight Path

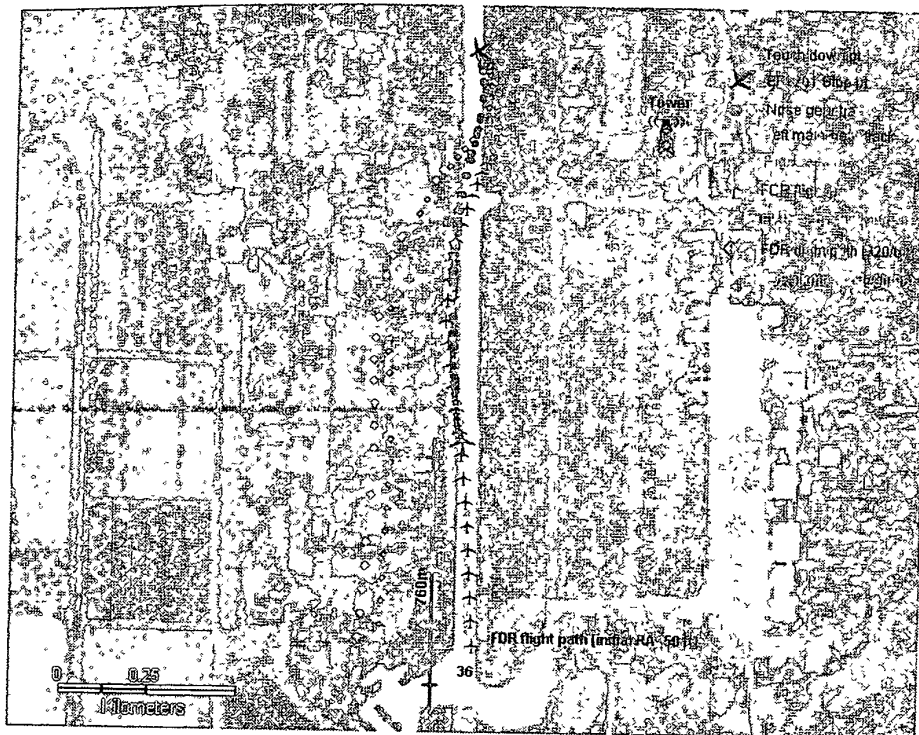


圖 4 遠東航空 MD-82 型機於嘉義水上機場降落後滑出跑道之飛航軌迹與地面軌迹比較圖

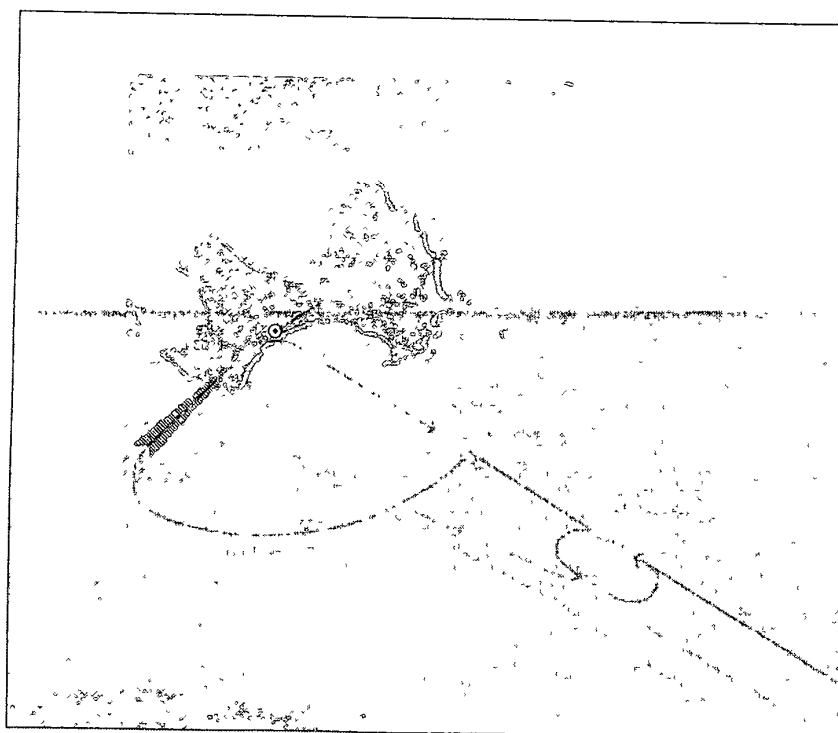


圖 5 FDR 飛航軌迹、衛星影像、大陸 DTM 與 W6 航路結合圖

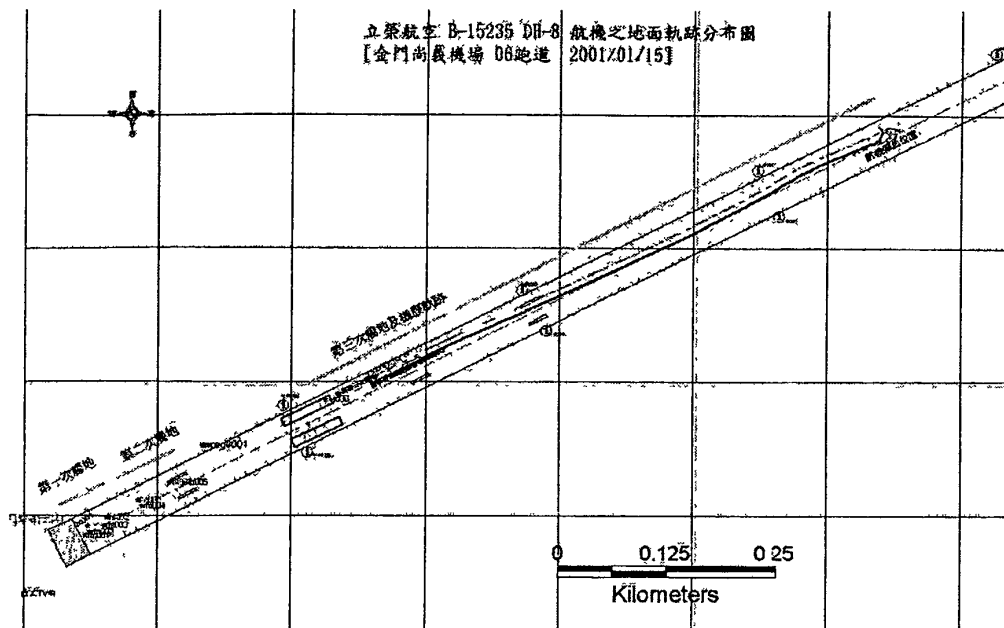


圖 6 立榮航空之 695 班機之地面軌跡分布圖

四、結 論

結合全球衛星定位與地理資訊系統是行動通信時代的產物，應用於飛航事故調查有其獨特的需求與特色。本文著重於事故現場之測繪資料、遙測影像、數值地形資料與飛航軌迹以地理資訊系統之整合，并多次成功地應用於實際的飛航事調查中。未來若能數化臺灣區飛航情報資料（機場圖、航路圖、目視走廊與到離場圖等），則更有助於航機滑出跑道與空中接近事件的調查。

參考文獻

- [1] 李寶康、官文霖，“ASC 重點工作介紹（二）：衛星定位技術於航機失事調查之應用”，世界民航雜誌，四月，八十九年。
- [2] 黃震靜，“GPS 定位與 DTM 在航空攝影之仿真”，第四屆 GPS 衛星科技研討會，十月，八十九年。
- [3] 飛安委員會，“德安航空公司 B-55502 KAWASAKI BK117-B1 直升機轉場飛

渡任務，於儀器天氣情況中撞及地障發生地點：臺北縣瑞芳粗坑口山區”
ASC/AAR-2000/01，二月，八十九年。

- [4] J.A. Mulder, Q.P. Chu etc. “Non-Linear aircraft flight path reconstruction review and new advances,” Progress in Aerospace Sciences, Vol35 No7, Oct. 1999。
- [5] 官文霖，“飛航軌迹重建之方法與應用，” 燃燒學會/民航學會/航太學會學術聯合會議，三月，九十年。
- [6] 飛安委員會，“遠東航空公司 EF1201 班機著陸時偏出跑道調查報告、MD-82、B-28011，” ASC-AIR-00-10-001，十月，八十九年。

and combi airplanes can be converted to freighters to extend their service lives. This has been a very attractive option for many airlines and aircraft holding and leasing companies. The worldwide cargo fleet will nearly double by 2019, and 70% of these freighters will be conversions.

In many developing countries such as in mainland China, the rapid economic growth has created very promising market demands for dedicated cargo planes with main deck cargo capability in the next few years. Meanwhile many of its current B737-200, B737-300 and B757-200 fleet have been over 15 years old and soon facing retirement from passenger services. The positive market outlook on china's aircraft conversion market has resulted the First International Conference on Aircraft Conversion held in Beijing in October 2000.

Airplane passenger to freighter (P-F) conversions have been performed by several aircraft companies and in quite few places around the world with or without the support or participation of the OEMs (Original Equipment Manufactures such as Boeing and Airbus). There are several FAA approved conversion STC (supplementary type certification) packages have been developed for earlier A/C models such as B727, B737-100 and B737-200, DC-8, MD-11 and B747. In the following sections, several general issues regarding airplane P-F conversions are discussed with focus on the airframe structural modification to the aircraft primary structural elements.

Primary airframe structural modifications

As shown in the Figure 1 and 2, the major portion of the modification to the airframe is adding a main deck cargo entry door in the fuselage. The location of this large structural cutout is usually in the forward fuselage section where the airframe loads are lower. The door surround structures which include door jambs, header beams, sills and skin doublers are designed to carry additional structural loading due to the cutout and holding the cargo door in place during flight and cargo operations.

Accurate load redistribution calculation around the cargo door is critical to

the accurate sizing of the added structural members. Since the cutout size is large, FEM analyses are normally used to calculate the internal loads. In earlier years, conservative small cutout analysis methods were used. Similar to the skin tear strap design concept around the typical fuselage cutout, the skin is reinforced by external skin doublers (and triplers in some designs) as shown in Figure 3.

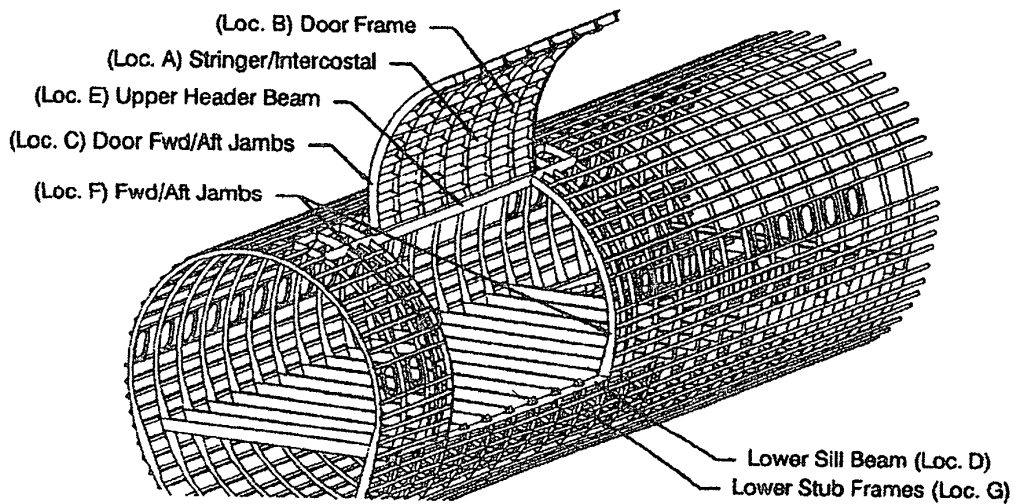
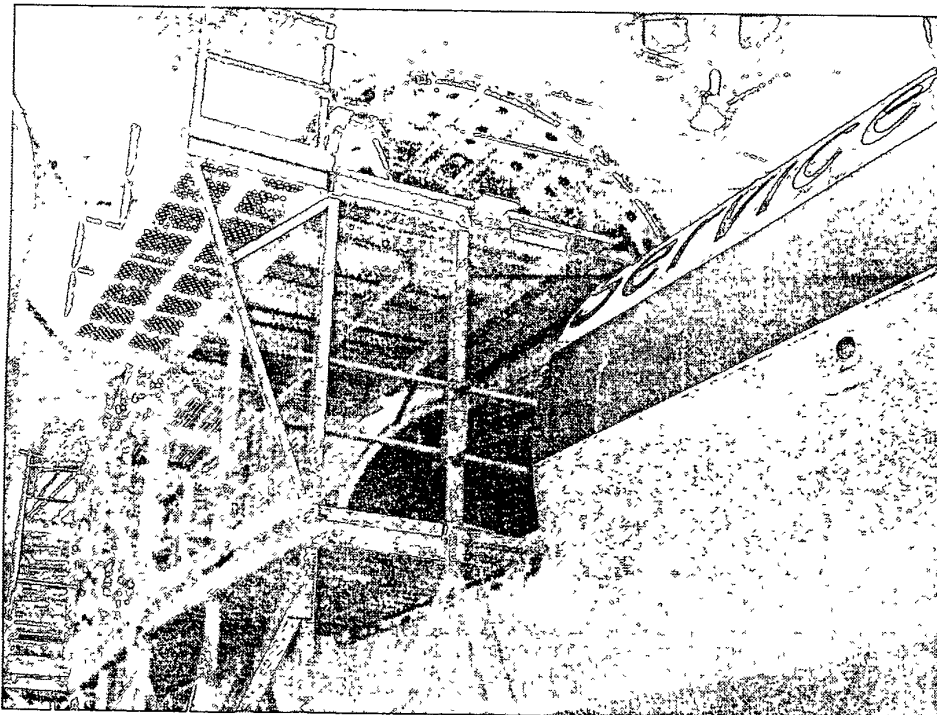


Figure 1. The main deck cargo entry door structures



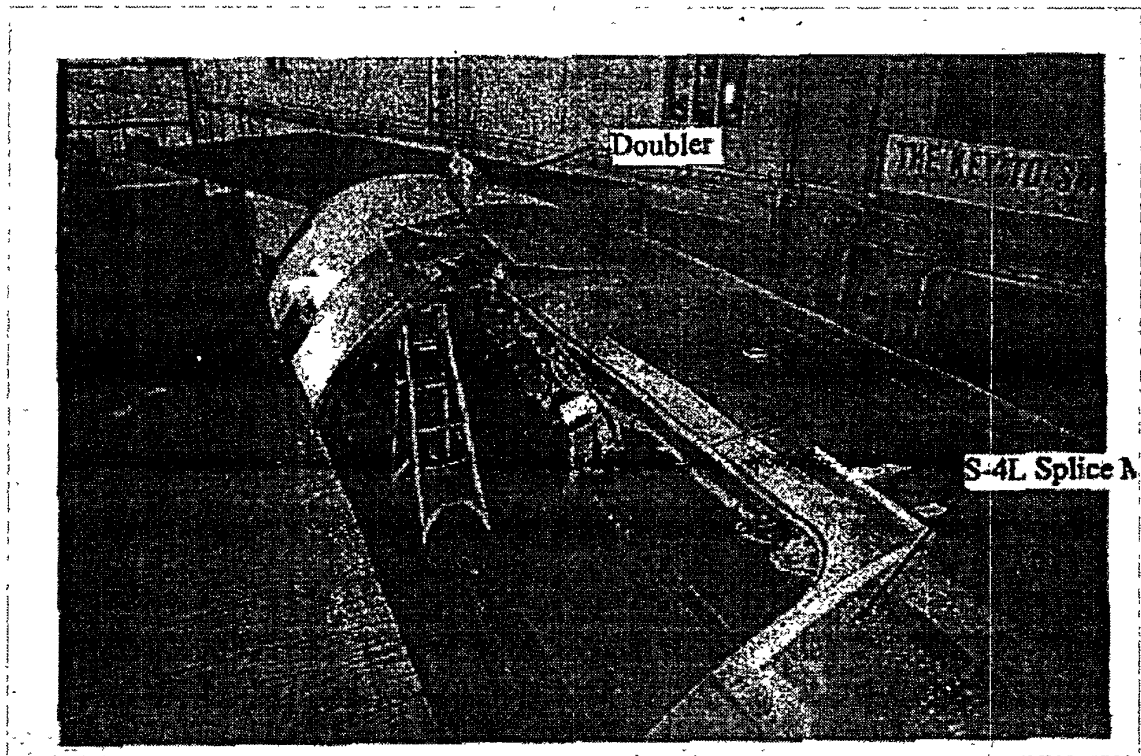
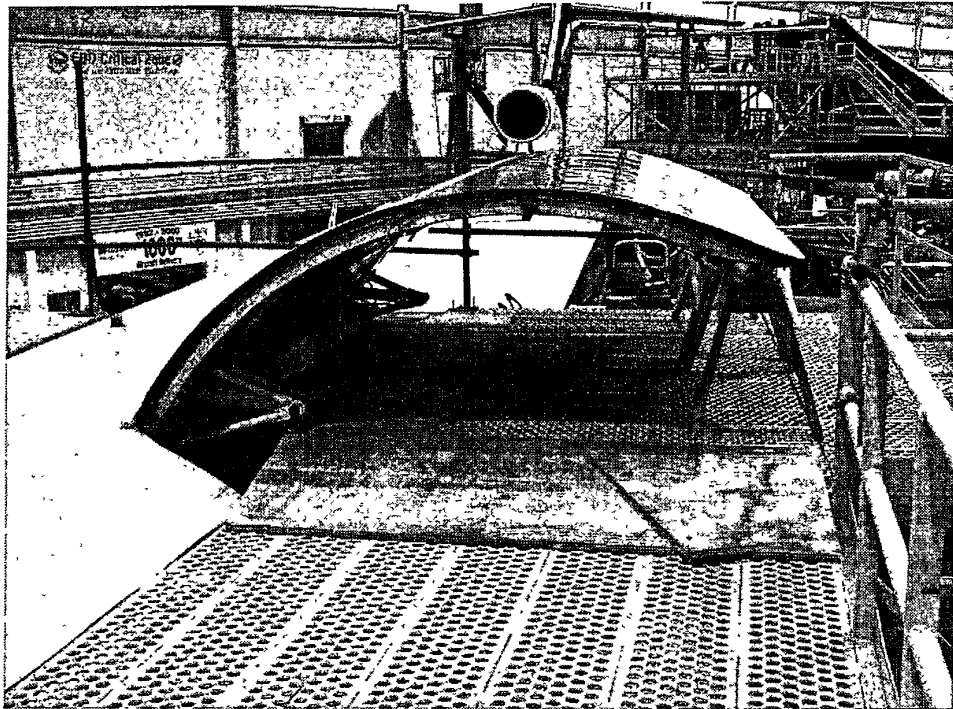


Figure 2. A Boeing 727 conversion with cargo door removed

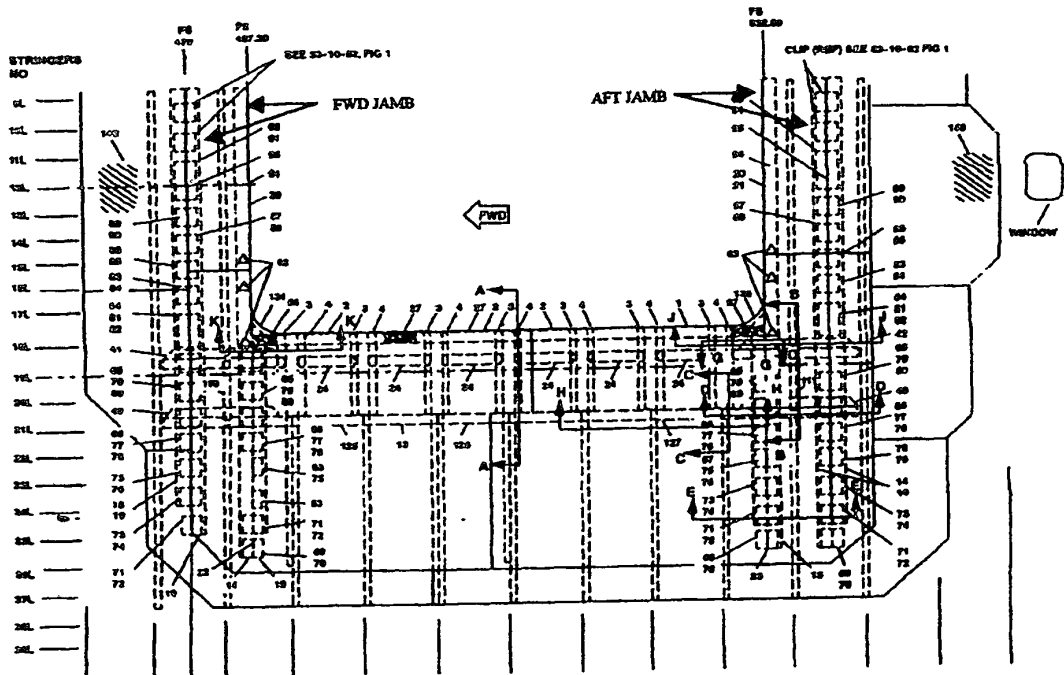


Figure 3 The fuselage skin reinforcement around the cargo door

The cargo door itself is designed as a shear carrying structural door. As shown in Figure 4, in some designs, the door is made out of the stiffened panel piece cut from the original fuselage. This will save the effort of matching the skin contour and fitting the door correctly. The door latches and its opening actuators, mechanism and control system are all very critical elements to ensure the cargo door functioning safely during flight and cargo loading operations.

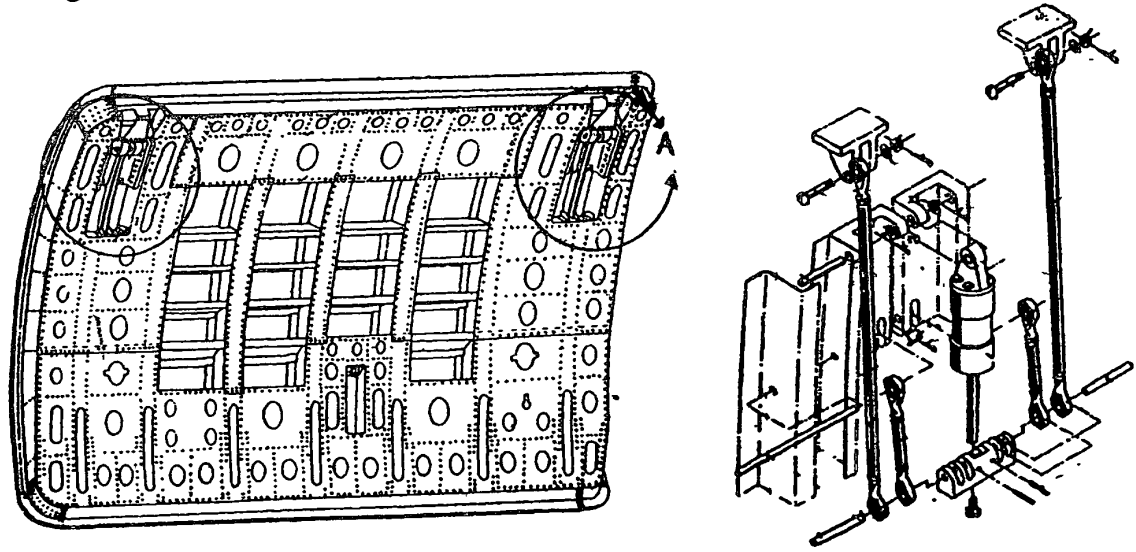


Figure 4. Cargo door structures and actuation mechanisms

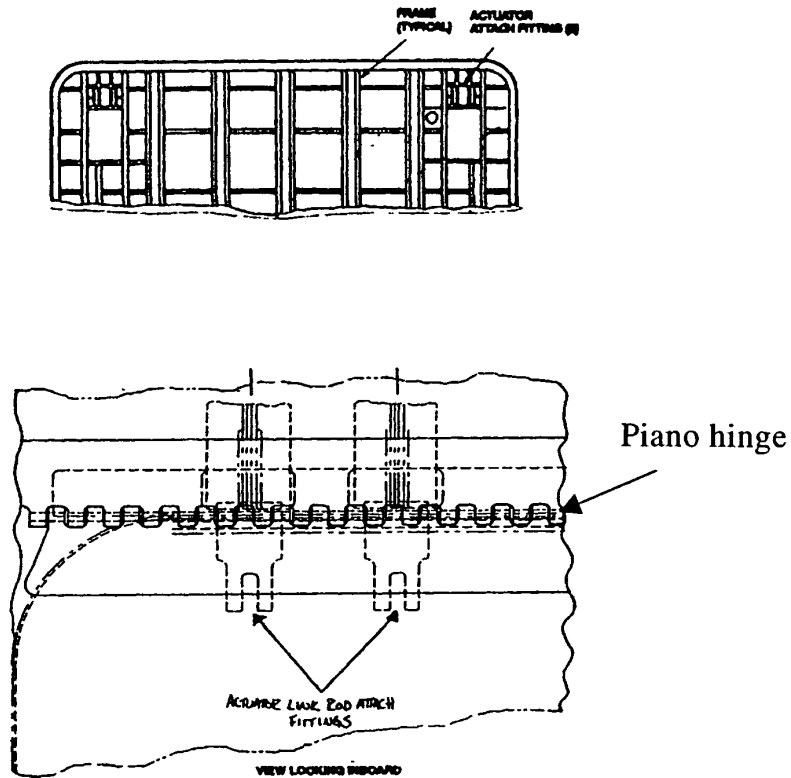


Figure 5 The cargo door shear carrying hinge.

The top of the cargo door is attached to the airplane body by the piano hinges designed to carry cabin pressure loads and fuselage body shearing loads. For damage tolerance purposes, the hinges are required to be designed into segments.

In addition to the main cargo entry door, there are several other structural modifications to the aircraft structures. One of the major items is the 9G cargo barrier. It is designed to prevent loose cargo crashing into aircraft cockpit during emergency landing cases. There are rigid barrier and net barriers designs. One of the design challenges is to correctly integrate the bulky barrier structures into the existing airplane structures without creating major fatigue hard points.

In many cases, airplane floor structures need to be reinforced as well in order to operate full cargo capacity of the airplane. There are structural modifications to the floor beam to body frame attachments and the floor beam itself.

Many other airplane structural details could also be affected by the

installation of the cargo door, such as the lower hold cargo door cutout in the opposite side of the fuselage. These details need to be reevaluated and documented as part of the STC package.

Since a converted airplane is most likely already operated in an OEM aging airplane programs, it is a FAA requirement, that a SSIP (supplementary structural inspection program) is required for the aircraft commercial operation. This will need additional structural damage tolerance evaluation for the affected and added structural details to develop reliable structural inspection intervals and methodologies.

Certification Issues and the timing for conversion

Airworthiness requirements for P-F conversions are the same as that for the regular passenger airplanes. All the structural modifications included in a conversion STC are required to meet the engineering and operation requirements stated in FAR25 and closely scrutinized and monitored by the FAA.

As in many other STC development, during a typical airplane P-F STC process, there are many direct interaction between STC holder and the FAA engineers in key milestones such as certification planning document preparation, load case selection, FEM validation, stress data post process methodologies etc. The final STC drawing packages are required to be approved by FAA DERs (designated engineering representative).

Airplane conversion STC installation is a very labor-intensive operation. It involves carefully planned removal of airplane interior structures, installing fasteners and new parts in many very confined locations involving existing structures. Workmanship and highly skilled mechanics are very critical for a successful completion.

To save airplane down time, most P-F conversions are performed concurrently with the airplane structural C-check (a detail tear down inspection). This operation will provide the conversion plane with the best commercial value upon completion of conversion.

By Jason Dai, e-mail: jdai@sieinc.com

大气数据系统及其展望

成都航空仪表公司 李智 周树生

摘 要 概述了大气数据系统在固定翼和旋翼飞机上的应用及其对提高飞机飞行的安全性和经济性所起到的作用。介绍了在飞行器上用于测量其气压高度、空速、大气静温、攻角等参数的大气数据系统的基本原理及其发展趋势。

关键词 大气数据系统 大气数据计算机 三轴全向系统

前 言

大气数据系统（简称 ADS）不仅是军民用飞机上重要的航空电子设备之一，而且是飞机所需主要大气参数信息源的提供者，是测量和计算与大气数据有关的飞行参数的综合装置。我们通常把它称之为飞机上的大气数据信息中心。该中心把经过传感器所感受/测量到的总压、静压、总温、攻角等原始数据进行误差补偿后，计算并输出气压高度、真空速、指示空速、马赫数、升降速度等大气数据信息，供导航、飞控、火控、发动机控制系统以及座舱显示仪表等系统使用。准确的大气数据系统对提高飞行的安全性和经济性起着相当大的作用。本文拟就对大气数据系统在军用飞机和直升机上的应用与发展进行探讨。

一、军用飞机大气数据系统

大气数据系统自问世以来，已走过了近 50 年的发展历程，为飞行器的安全飞行发挥了重要作用，成了必不可少的重要的航空机载设备。我公司已研制出多种型号的大气数据系统，其产品目前已覆盖了国产几乎所有的军民用机种。并在通用大气机、分布式大气机、小型化大气机以及大气机技术的发展等技术领域都取得了令人满意的研究成果，推动了我国大气数据系统技术的发展。

1 大气数据系统基本功能

为了满足飞机各分系统对大气数据信息的需求和对大气数据系统的安

全可靠性、可维修性的要求，大气数据系统一般应具有以下功能：

1.1 大气数据系统在输入指示静压 P_{si} 、指示总压 P_{ti} 、大气总温 T_t 、指示攻角 α_i 、场压修正信号 PBS 和静压源误差修正信号（或误差修正规律）的条件下，应能提供下述各种参数信息：绝对气压高度 H_p 、相对气压高度 H_c 、气压高度变化率 HR 、高度保持或高度偏差 ΔH_p 、马赫数 M 、指示空速 V_i 、真空速 V_t 、最大容许空速 VMO 和最大容许 M 数 MMO 、真攻角 α_t 、大气密度比 ρ/ρ_0 、大气静温 T_s 、大气总温 T_t 、真实静压 P_s 、指示动压 q_i 、真实动压 q_t 和空速保持 ΔV 等。

1.2 系统应具有输出不同形式信息的功能。如根据需要应能输出直流、单相交流、三线交流等模拟信息，二进制和二—十进制串行或并行数字信息，开关信息等。

1.3 系统应具有误差修正功能。如静压源误差修正、传感元件的非线性修正等。

1.4 系统应具有自监控功能和故障告警功能，其中包括全部主要部件的监控能力。

1.5 系统应具有飞行前和飞行中的自检测功能。

1.6 系统应具有可快速方便地更换组件的功能等。

除上述功能要求外，大气数据系统还应满足一般常规要求，如静态性能、动态性能、体积、重量和功耗等。

2 大气数据系统的组成

2.1 传感器，即静压传感器、动压传感器、总温传感器、攻角传感器等；

2.2 具有误差修正和补偿的解算装置或计算机；

2.3 座舱指示或显示装置和信号输出装置。

按所用解算装置形式的不同，一般将大气数据系统分成三类：模拟式、数字式和混合式。模拟式大气数据系统大多采用伺服式压力传感器和具有少量模拟电路的机电模拟型解算装置。各种机电模拟式大气数据系统的共同缺点是机构复杂、可靠性差；除传感器误差外，解算机构的误差占系统总误差的比例相当大；输出信息量小；加工、装配、调试和维护工作量大；体积、重量和功耗大等。

随着微电子器件和微计算机技术的飞速发展，数字式大气数据系统近年来得到了普遍地重视和推广。数字式大气数据系统不仅有效地克服了模拟式大气数据系统的上述缺点，而且充分发挥软件的作用，可方便灵活地进行各

种误差的修正。同时，在传感器具有较高的重复性和稳定性的情况下，系统的精度和分辨率的提高几乎是不受限制的。

3 数字式大气数据系统

本节将对数字式大气数据系统的现状进行重点讨论。混合式大气数据系统，由于数字式大气数据系统的快速发展而未能得到广泛的应用。

3.1 工作原理

数字式大气数据系统是一种采用通用型中央信息处理机的数据采集与处理系统。在这种系统中，主要用软件来实现参数的数学运算，传感器则大多采用无活动连接的、具有高重复性和稳定性的开环式系统，并越来越倾向于采用具有准数字量（频率或周期等）输出的小型“固态”传感器，以尽量减小参数测量和变换所产生的误差。图 1 是数字式大气数据系统的典型原理方框图。

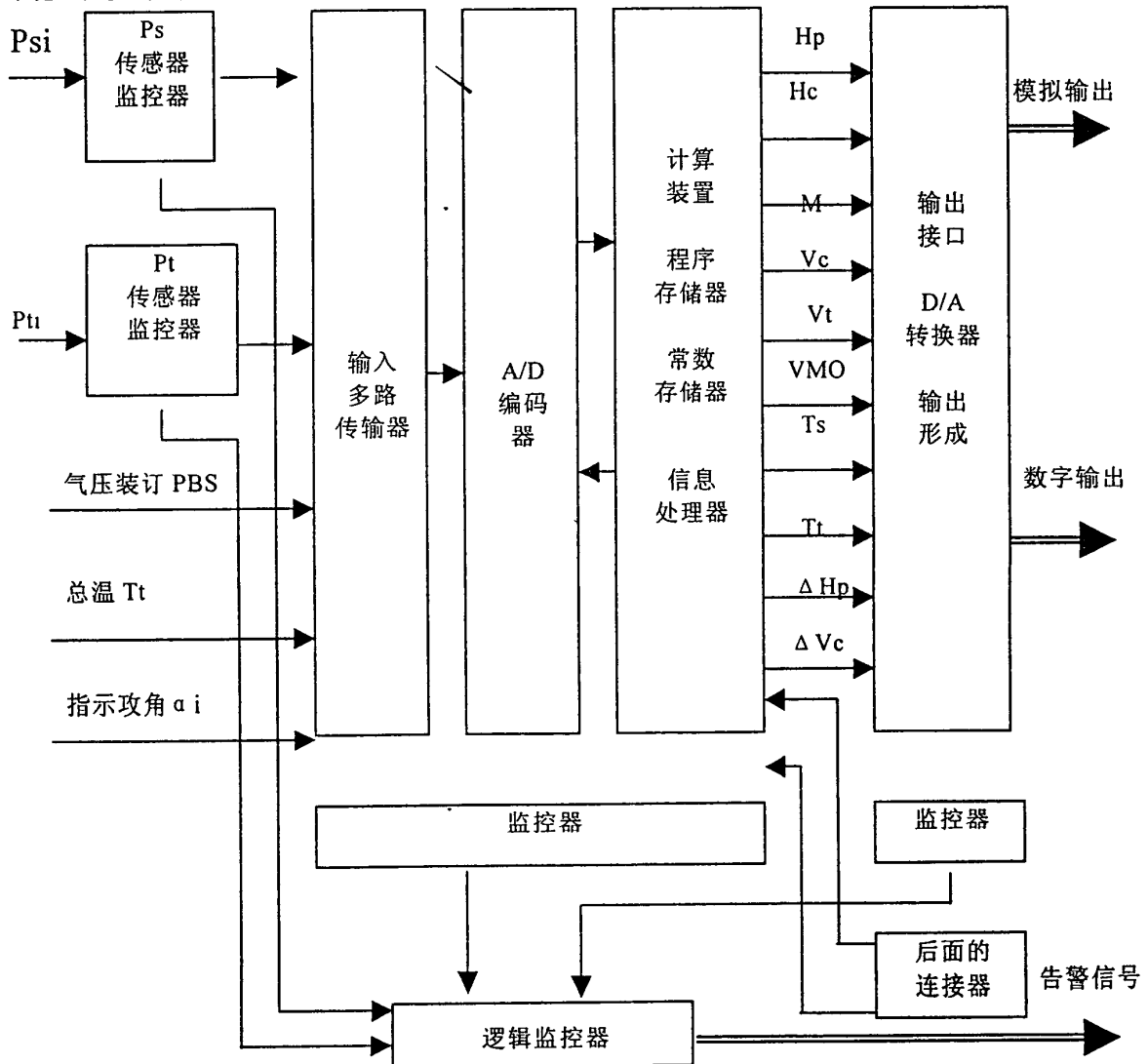


图 1 数字式大气数据系统的典型原理方框图

系统的原始输入信息 P_{si} 、 P_{ti} 、 T_t 和 α_i 由静压和总压传感器、总温传感器及攻角传感器提供。为了取得相对气压高度，在绝大多数系统中还引入场压装订信号。各传感器输出的模拟量信息经输入多路传输器和 A/D 编码器，转换成一定形式的数字量，并输至数字计算机。为了提高 A/D 编码器的使用效率，多路传输器按时分制设置。数字计算机一般包括信息处理机、程序存储器和常数或表格存储器以及存放运算中间结果的随机存储器。计算机的运算和处理结果经由 D/A 转换器变成所需要的模拟量，或经过数字格式形成器变成不同格式的数字量，再经过输出多路传输器输出。

在系统中一般均配置逻辑监控器，以监控传感器等主要部件，给出告警信号。同时，可随不同机种编排静压误差修正规律的矩阵，提供给信息处理机，进行误差修正。

3.2 参数计算原理

数字式大气数据系统的所有参数计算，都是由计算机软件实现的，一般均用汇编语言或 C 语言设计程序。由航空标准 HB6127《飞行大气参数》给出了气压高度 H_p 、空速 V 和 M 数等大气参数与大气静压、动压等的函数表达式。这些表达式是一切大气数据系统的计算基础。在用数字计算机对这些参数进行计算处理或编制程序前，必须进行近似处理，以适应数字计算机的操作。近似处理的基本要求是在保证一定的计算精度情况下，尽量减少计算程序，少占计算机内存，并提高计算速度。

在有些大气数据系统中，用高阶级数展开式来近似处理各表达式，以适应数字计算机的运算。但是，这种处理方法将明显地增加计算步序，且运算速度不高。在计算技术中，最实用的简化计算程序的方法是函数插值法。在大气数据系统中，可以根据标准气压高度、指示空速、真空速和 M 数等参数的公式和表格，利用插值法计算出它们的相应输出值。

3.3 传感器的特性校正和静压源误差修正

3.3.1 传感器特性非线性的校正

任何压力传感器的特性或多或少总具有一定的非线性，而且，它们的特性也总具有一定的分散性。在数字式大气数据系统中，为了在更换传感器时不影响整个系统的软件和硬件规格，每个传感器都附有自己的特性校正电路，以便更换传感器时，而不需要更改相应的校正程序。目前，国内几乎所有的大气数据系统均采用将传感器的校正特征数据，写入 EPROM 附在传感

器组件上，这样，以保证大气数据系统组件级的互换性。

3.3.2 静压源误差修正

静压源误差是飞行 M 数和迎角的函数，该误差将使气压高度、真空速、指示空速和 M 数等所有大气参数产生误差。静压误差与 M 数的实际关系必须通过试验测定，与迎角的关系也必须通过试验测定。在不考虑迎角的影响时，静压误差与 M 数的关系可写成：

$$\Delta P_s/P_s=f(M)$$

这样，通过试验或飞行可得到静压误差与 M 数的实际关系，采用软件程序对指示静压进行修正即可算出实际静压。

3.4 设计原则

现代的数字式大气数据系统均采用模块化设计，将系统按功能模块划分到组件，以实现其标准化、模块化、通用化。一般军用大气数据系统的总体设计与部件设计应遵循以下原则：

3.4.1 标准化：以 GJB1190-91 军用飞机大气数据系统通用规范为依据，尽可能贯彻相关标准，充分考虑安装、接口、功能的标准化。在软硬件设计中采用模块化、工程化思想及先进性原则，减少非标准件使用数量。

3.4.2 可靠性：推广可靠性设计技术，贯彻可靠性设计思想，提高硬件和软件的可靠性；

3.4.3 维修性：按 GJB368 装备维修性通用规范要求，面向用户，注重自检、互换、防错等措施；

3.4.4 可测试性：按 HB6437 所规定的可测试性要求进行，大气数据系统必须具有机内自检测功能，用以故障检测和隔离；

3.4.5 经济性：推广价值工程设计原则，提高产品性能价格比；

3.4.6 可扩充性：软硬件设计中应考虑具有一定的扩充能力，如计算周期、存贮能力、输入 / 输出接口能力、电连接器插针等；

3.4.7 成熟技术原则：在满足主机要求的前提下，尽可能采用成熟技术，甚至选用满足要求的现有模块。

下面以某新型大气数据系统说明其功能组成，图 2 给出了该型大气数据系统的原理方框图。

3.5 压力传感器组件 (PTU)

压力传感器组件由独立的静压、全压传感器组成，为满足温度修正要求，

每个传感器具有温度信号输出和特征数据存贮器。

压力传感器是大气数据系统的重要部件，用于将压力信号转换成电信号，它的精度直接影响大气参数的解算输出精度。大气机采用振动筒式压力传感器，主要性能为：

A 压力测量范围：

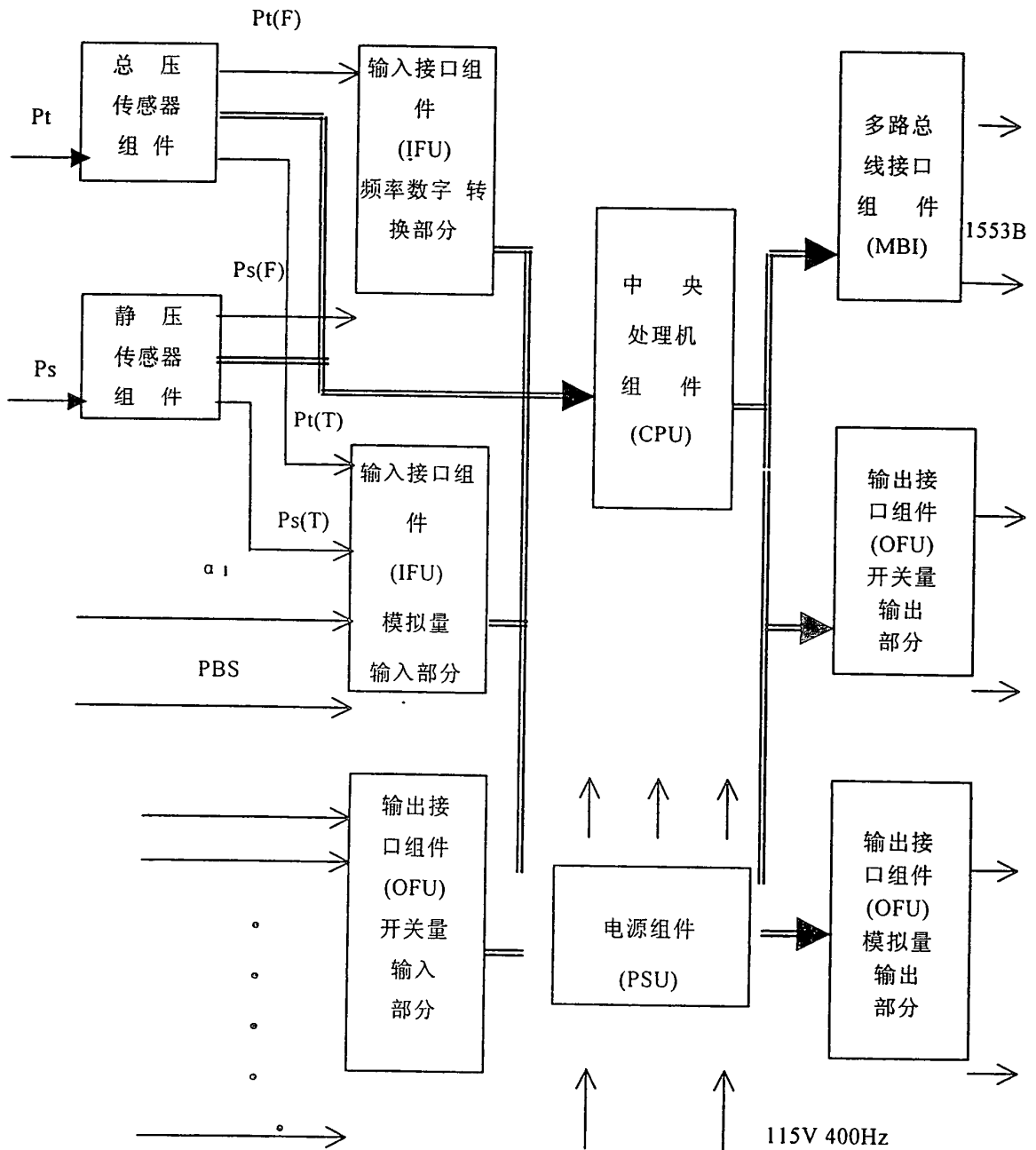


图 2 某型大气数据系统原理方框图

Psi 8.00~1000mmHg (1.07KPa~133.32KPa)

Pti 8.00~2100mmHg (1.07KPa~293.30KPa)

B 精度: $\pm 0.01\%F.S$

C 长期稳定性: $\pm 0.005\%F.S$

D 过载: Psi 1500mmHg (199.98KPa)

Pti 3000mmHg (399.96KPa)

经受以上过载不应损坏, 不改变特性。

E 压力灵敏度: Psi 0.01mmHg (1.3Pa)

Pti 0.02mmHg (2.6Pa)

3.6 中央处理机组件(CPU)

中央处理机组件是大气数据系统的核心组件, 它协调指挥全机工作, 完成对输入信号的采样、检测、控制、线性处理、修正、解算等。该大气数据计算机的中央处理器包括:

- A 32 位处理器;
- B EPROM 程序存储器;
- C RAM 数据存储器;
- D EEPROM 故障数据存储器;
- E 几个外部中断;
- F 上电复位、看门狗电路。

3.7 输入接口组件(IFU)

模拟量接口组件将传感器组件来的频率量信号转换成中央处理机组件能识别处理的数字信号, 同时将输入的模拟电信号分时转换成数字信号。它包括两部分主要功能:

- A 频率 / 数字转换: 将频率量转换成数字信号。
- B 模拟 / 数字转换: 将模拟电压、电阻信号转换成数字量
- C 转换: 将频率量转换成数字量。

3.8 输出接口组件(OFU)

输出接口组件用于飞机离散量信号交联, 同时提供数字/模拟转换信号。为确保安全可靠工作, 所有输入、输出离散量信号均采用继电器隔离。主要要求为:

- A 离散量信号输入 8 路；
- B 离散量信号输出 12 路；
- C 内部用离散量信号输出 8 路；
- D 数字/模拟转换信号 8 路。

3.9 多路总线接口组件(MBI)

多路总线接口组件是满足 MIL-STD-1553B 标准的双余度多路传输数据总线，用于与飞机航空电子系统的交联，接收系统命令和数据并向有关分系统发送大气参数。主要技术要求为：

- A 双余度 1553B 协议芯片；
- B 微控制器；
- C 通过双口存储器与宿主机交换数据；

3.10 电源组件(PSU)

电源组件的功能是把飞机 AC400Hz115V 单相交流电源变换成大气数据系统内部工作所要求直流电源。为了缩小体积、减轻重量、降低功耗，该大气数据系统采用了用变压器将 AC400Hz115V 降压，用桥队整流成低压直流 28V，再用 DC/DC 电源模块转换为各路输出直流电源，10VDC 用基准电压电路产生。其主要技术要求为：

- a) 5VDC \pm 0.25V 4000mA
- b) 15VDC \pm 0.5V 500mA
- c) -15VDC \pm 0.5V 600mA
- d) 28VDC \pm 1.0V 350mA
- e) 10VDC \pm 0.01V 20mA(基准电压)

3.11 母板组件

母板组件的功能是给上述各个组件提供互相联接的电气通道。母板组件上的电连接器（插座）采用 AMP 公司的 AMP531134-7 型 210(3x70)芯插座，其它电路板组件上采用相应的 AMP 公司的 AMP531133-7 型 210(3X70)芯插头，具有防差错能力。

二、直升机（旋翼机）大气数据系统

1 直升机（旋翼机）大气数据系统的由来

1.1 单轴大气数据系统

从前，直升机都是简单借用固定翼飞机的空速管(单轴向传感器)感受大气总压和静压，与一些传统大气仪表如膜盒高度表、膜盒空速表、温度表等一起，组成单轴高度-空速装置，或与大气数据计算机一起组成单轴大气数据系统。单轴高度-空速装置与单轴大气数据系统都可以被称之为单轴系统，就其大气数据测量原理来说，是相同的，由于单轴大气数据系统是由单轴高度-空速装置发展而来，它采用了对输入信号的数据化处理技术，结果可以输送给其它机上系统，性能也好于单轴高度-空速装置，可以代表单轴系统。

现在，单轴大气数据系统已经广泛用于高空、高速的固定翼飞机，包括民航的客机、货机，军用的歼击机、轰炸机、运输机等。但是，低空、低速的直升机与高空、高速的固定翼飞机有很大的差异，其大气数据的测量要困难得多。

单轴大气数据系统采用常规的空速管。这种常规空速管只能感受单方向的空速，即前向空速，不能测量直升机所需要的前、后、左、右、上、下各方向的全向空速，输出参数少；其次只能测量40节(74km/h)以上的空速，对40节(74km/h)以下的空速不能测量，不能提供直升机通常需要的40节以下直到悬停状态范围的低空速测量，因而难以保证直升机全包线的安全飞行；第三，这种常规空速管一般都装在机头上，当直升机前向空速小于一定值时，此定值与直升机机型和旋翼平面面积大小有关，定值范围为50~180km/h，气流所感受的总压、静压总会受到旋翼诱导气流的影响，不能提供精确的总压、静压，导致直升机气压高度、空速（包括40节以上的空速）等测量数据不准确，因而使飞行安全受到限制，飞行包线不能充分利用。

表1是典型直升机的高度、速度使用范围和典型固定翼飞机单轴大气数据系统的输出参数范围、精度比较。

表1

参数名称(单位)	典型直升机的高度、速度使用范围	典型固定翼飞机单轴大气数据系统输出高度、速度参数	
		范围	精度
绝对气压高度 (m)	0~6000	0~18000	10~50
前向空速 (km/h)	0~400	200~1500	10~5
后向空速 (km/h)	0~80	不能提供	/
左向空速 (km/h)	0~80	不能提供	/
右向空速 (km/h)	0~80	不能提供	/
向上空速 (km/h)	0~80	不能提供	/
向下空速 (km/h)	0~80	不能提供	/
旋翼诱导气流速度 (km/h)	30~180	不能提供	/

1.2 直升机双轴大气数据系统

70年代,为了克服常规空速管测量大气参数的不足,首先开发使用的是双轴大气数据系统,如美国PACER公司的OADS;双轴大气数据系统的关键部件是双轴向的空速传感器,它是基于风速测量原理,由一电机驱动、在水平面上恒定旋转的双臂文氏管组成。在两臂交接处的差压传感器感受来自两臂气流的压力差,从而粗略地测量水平面上纵向和横向两个空速分量。双轴大气数据系统与单轴大气数据系统比较,它能测量纵向低空速和横向空速。但由于测量原理限制,双轴向大气数据系统存在一些固有的不足,主要有:a、它不能测量垂直空速和攻角参数,也测量不了下洗流,能输出的大气参数种类太少;b、由于使用常规的单轴大气数据系统的静压部件,因此与静压有关的大气参数如高度、静压等精度很低;c、双轴向的空速传感器装在桨毂上,不能完全避免旋翼诱导气流的影响(尤其在直升机作俯冲等动作下降高度时),输出的大气参数精度低;d、安装复杂,由于文氏管不停地旋转和雨水的进入,容易损坏,可靠性差;e、为了避免旋翼诱导气流的影响,双轴向的空速传感器只能装在直升机上唯一的一个特殊位置——旋翼上面的桨毂上,使得一些更重要的设备如雷达、夜视仪、潜望瞄准具等无法安装在这里。由于上述原因,双轴大气数据系统只在国外2个直升机型号上使用过,很快就被淘汰。

1.3 直升机三轴全向大气数据系统

随着直升机性能的不不断提高，为了向直升机飞行控制、武器投放、导航及显示等设备提供要求更为精确可靠的全向空速大气数据，满足直升机战术技术性能要求，克服单轴、双轴大气数据系统的不足，国外各发达国家，经过多年努力，在80年代取得了突破性进展，英国和俄罗斯先后研制成功三轴全向大气数据系统：英国GEC公司的HADS，俄罗斯的CBC。而HADS和CBC的工作原理相同。为了追赶世界先进水平，成都航空仪表公司在90年代就着手了三轴全向大气数据系统的开发研制并已取得了可喜进展。目前，中国直升机三轴全向大气数据系统(C-HADS)进入了应用阶段。

2 直升机三轴全向大气数据系统的特点

2.1 全向大气数据系统的组成和工作原理

直升机三轴全向大气数据系统的基本型，由三轴全向速度矢量传感器、大气数据计算机二个部分组成。

直升机三轴全向大气数据系统，采用测量旋翼下诱导气流场中合成气流再进行分解的工作原理。

三轴全向速度矢量传感器是系统的关键部件，它直接被安装于旋翼下诱导气流场中感受合成气流。由总压、静压探头，万向接头、柱体、尾翼和大气温度传感器组成。探头是特殊设计的空速管，由前端的小孔感受总压，侧边的小孔感受静压，通过万向接头装在柱体上，可在俯仰 $+180^\circ$ ，方位 $+60^\circ$ 范围内转动，在尾翼作用下始终对准合成气流，使感受的总压、静压不受迎角的影响。气压经万向接头和柱体管路送到大 气数据计算机的压力传感器。柱体内有两个高精度小型分解器，将探头相对于飞机轴线的俯仰、方位转角传送给大气数据计算机，用以分解空速矢量。尾翼装有可调整的配重，保证探头平衡，并经风洞试验，以保证其空气动力特性，即使合成气流的空速低于20节(直升机悬停)时，也能准确对准气流。温度传感器是铂电阻敏感元件，感受自由大气温度。在探头，万向接头、柱体、尾翼内部都装有防冰电路。柱体端头的定位销通过安装支柱固定在飞机上，相对飞机轴线校准后，不再需要重调。三轴全向速度矢量传感器不仅可以测量双轴向的空速传感器所能测量的所有大气参数，还能提供下洗流、垂直空速和静压(不需要附加另外的静压传感器)，以及攻角、侧滑角等大气参数。它不受安装位置的限制，可空出桨毂来安装雷达、夜视仪、潜望瞄准具等重要设备。它感受的空速范

围大，可从悬停的零空速延伸到常规空速管的大空速。感受感受精度高，可靠性好。

大气数据计算机是系统的计算、控制中心。它由中央处理器、输入组件、输出组件、总线组件、电源组件、机箱和安装架等组成。接收来自三轴全向速度矢量传感器和机上其它系统送来的静压、总压、俯仰、方位角、大气总温、垂直过载、直升机重量等输入信号；软件采用专用数学模型，对合成气流进行三轴空速矢量的分解、解算和修正，用数字量、模拟量、离散量等形式向交联的其它系统提供所需的大气数据。

2.2 三轴全向大气数据系统和两轴大气数据系统的比较

表2列出的是直升机三轴全向大气数据系统(C-HADS、HADS)与两轴大气数据系统(OADS)在精度和能力方面的比较。

表3列出的是英国GEC公司的直升机三轴全向大气数据系统(HADS)与美国PACER公司的两轴大气数据系统(OADS)性能指标比较。

表4是直升机三轴全向大气数据系统(HADS)在机上其它系统需要的情况下，可以增加的输出参数名称与工作范围。

表2 HADS与OADS在精度和能力方面的比较

比较点	C-HADS、HADS	OADS
1. 环境是大气，三轴向	三轴传感器	两轴传感器
2. 相对直升机主轴线的速度测量	纵向、横向和垂直	纵向和横向(精度低)
3. 校准	需要校准	需要校准
4. 静压	高精度的	精度很低(部件是常规静压系统)
5. 升降速度	高精度的	升降速度必需用惯导(ILVSI)计算
6. 攻角	高精度的	不能测量
7. 下洗流速度	高精度的	不能测量
8. 安装	在所有飞机上安装简单	由于装在旋翼桨毂上和有机箱，安装复杂
9. 机械结构的可靠性	使用记录表明非常好	由于旋转导致传感器断裂和雨水进入易出现损坏
10. 总性能	精度 $\pm 5.5\text{km/h}$	已记录的误差为 $\pm 31\text{km/h}$

表3 HADS与OADS性能指标比较

序号	信号名称	OADS		HADS	
		范围	精度	范围	精度
1	绝对气压高度Hp	-500~6000m	±25~60m	-1000~ 15000ft	±50ft
2	静压Ps	40~110kP	±1000Pa	500~1100mb	±1.7mb
3	大气密度比 ρ/ρ_0	0.8~1.3	/	0.5~1.4	/
4	指示空速Vi	/	/	0~250节	±3节 (2 σ)
5	纵向空速Vx	-93~ 370km/h	10%Vx	-32~223节	±4节 (2 σ)
6	横向空速Vy	-93~93km/h	4~ 14.8km/h	-32~31.75节	±3节 (2 σ)
7	垂直空速Vz	/	/	-40~23.75节	±3节 (2 σ)
8	总空速Vt	0~370km/h	10%Vt	/	/
9	旋翼诱导空速Vdw			20~100节	±2节~±3 节
10	升降速度Hp	/	/	±6000ft/min	±100ft/min
11	静温Ts	-54℃~55℃	±2℃	-60℃~70℃	±1℃~±3 ℃
12	侧滑角 β	±25°	/	/	/

表4 HADS可以增加的输出参数

序号	信号名称	范围
1	相对气压高度 Hc	-500~6000m
2	总压 Pt	40~120kP
3	总空速 Vt	0~450km/h
4	总温 Tt	-60℃~80℃/
5	侧滑角 β	±30°
6	攻角 α	-15~40°
7	合成气流矢量模	50~500km/h

3 直升机装备三轴全向大气数据系统的必要性

3.1 从系统性能比较看必要性

由于早期的单轴大气数据系统性能根本无法与三轴全向大气数据系统相比，所以本章只对两轴大气数据系统与三轴全向大气数据系统进行比较，从该节表2~表4的系统性能比较看：

三轴全向大气数据系统输出大气参数可达17个之多，以后根据其它设备需要还可以增加，复盖了所有的大气参数；而两轴大气数据系统输出参数只有8个。

从输出参数精度看，三轴全向大气数据系统输出的大气参数精度全面高于两轴大气数据系统。

有些两轴大气数据系统为了增加输出大气参数种类，采用增加一些传感器来解决，但由于这些传感器属于单轴系统，由于其原理性缺陷，所以计算出的大气参数精度很低，如升降速度和攻角。

3.2 从直升机安全性需要看必要性

三轴全向大气数据系统不仅可以测量三个轴向的空速参数，还能提供下洗流、攻角、侧滑角等大气参数。下洗流、三轴空速和直升机攻角，是火控系统改善攻击性能，提高火控精度，必不可少的输入参数。

三轴全向大气数据系统提供的直升机所需要的前、后、左、右、上、下各方向的全向空速参数，以及从悬停的零空速到常规空速管的大空速的各种大气参数，增加了直升机的飞行安全。

三轴全向大气数据系统可以根据垂直空速大小，引出涡环告警信号，使飞行员采取适当措施避免直升机进入涡环状态。向飞控系统提供高精度的低空速和后飞数据，可用来补偿和调整飞控系统的增益，提高直升机低空速飞行和后飞时的稳定性。

三轴全向速度矢量传感器不需要装在直升机上唯一的一个特殊位置——旋翼上面的桨毂上，使得雷达可以安装在这里，提高直升机的生存能力。

三轴全向大气数据系统测高精度高，可满足新航行管制中高度分层的要求。

3.3 减轻飞行员的负担看必要性

三轴全向大气数据系统提供的大气参数种类多、精度高，改善了直升机在全飞行包线内的操纵性，减轻了飞行员的负担。在直九武总的飞行包线内，

三轴全向大气数据系统以飞行仪表、平显或飞行极限告警形式向飞行员提供足够的大气参数信息，使飞行员随时了解直升机当前飞行状态与最大性能极限的关系，可以正确操纵直升机，减轻心理压力。向D91多卜勒导航系统提供高精度大气参数，可改善导航精度和性能；高精度的气压高度、升降速度和无线电高度相结合，可改善直升机悬停精度；向飞控系统提供高精度的大气参数，可改善飞控系统操纵性；这些都减轻了飞行员的负担。

3.4 其它优点看必要性

三轴全向大气数据系统还具有其它一些突出优点：如可靠性高；易于安装；安装位置易安排等。

4 直升机三轴全向大气数据系统在国内外的应用

据有关的资料和信息，到1999年，英GEC公司生产的直升机三轴全向大气数据系统（HADS）已超过1500套，装备的机种在20个以上，至少包括：

- Westland Wessex III, V;
- Westland Lynx (RN and AH-1);
- MBB B0105;
- Bell YAH-63, AH-1G, AH-1S, UH-1B, UH-1C, NUH-1M 和 CH-135;
- Boeing Vertol CH-47, YUH-61;
- Hughes YAH-64;
- Sikorsky YUH-60, UH-60A;
- Longbow Apache AH-64D(长弓阿帕奇);
- Westland WAH-64(英国攻击直升机);
- 亚尔330L“美洲豹”/SOCAT。

俄罗斯生产的直升机三轴全向大气数据系统CBC也有一定数量，装备的机种至少包括了：米-38；卡-62；米-28N。

从上述资料和信息可以看出，直升机三轴全向大气数据系统，已在美、英、俄等国的许多直升机上得到了广泛应用，尤其是最近交付使用的新型直升机，如美国的Longbow Apache AH-64D 武装直升机(也是澳大利亚陆军军用直升机采购优选机种)，英国的WAH-64攻击直升机，俄罗斯的米-28N武装直升机，以色列为罗马尼亚改进的亚尔330L“美洲豹”/SOCAT直升机等

都装了三轴全向大气数据系统，可以说代表了现代直升机大气数据系统的发展方向。

三、大气数据系统的发展

由于飞机航空电子和微电子技术的飞速发展，使大气数据系统经历了从模拟式到数字式的过程。近年来，因为航空电子综合化的需要，大气数据系统的发展将会出现以下趋势。

1 沿用现有技术向标准化、系列化方向发展

大气机技术已走过了50余年的发展历程，经几十年的不断演变，已从机电模拟式发展到了全数字式。进入80年代以后，美国空军就对航空电子系统的标准化、系列化给予了高度重视。1984年美国空军和海军决定改装现役的30余种飞机大气机。至此，研制标准中央大气机的序幕已正式拉开，并形成了该技术的一大发展趋势。这一趋势有助于充分利用现有的科研成果，以有限的规格品种满足多样化的要求，可有效地降低研制费用和研制周期，为抢占市场赢得时间。

2 小型化大气数据系统

为了减小航空电子部件的体积和功耗，提高飞机的整体性能，在满足飞机的技术要求前提下，大气数据系统的设计采用了最新的设计技术，如印刷电路板多层设计、厚膜电路技术、可编程逻辑阵列等，其体积和功耗可大幅降低。

由于 1553B 多路传输总线不断增加的接收已对传统的大气机产生了极大的冲击，从历史的观点看，大气机接收静压、总压、攻角、总温以及各种离散信号作为输入，然后提供多种模拟信号作为输出，要使每一种信号都适合用户系统，因此大气机就成了定制设计，造成产品体积大而重、功耗高、可靠性也不够理想等的不足。

基于上述原因，很多公司又将其重点放在了小型化的研究上，如英国 GEC 公司、美国联合信号控制和附件公司、霍尼韦尔公司的商业支线航空系统分部等都开展了小型化中央大气数据计算机技术和产品的研制工作并取得了很好的成果，有些产品已交付使用。目前，我公司已装机使用的大气数据系统，

采用单片机技术，其体积为 $65 \times 85 \times 138 \text{mm}^3$ ，功耗为直流 27V 10W。

3 分布式大气数据系统

随着传感器技术和数据总线技术的发展，大气数据系统的发展趋势会从传统的集中式向分布式系统发展。

分布式大气数据系统顾名思义是将大气数据系统的传感器部件分离出来，做成智能传感器安装在飞机机头附近，以减小系统的延迟误差，增大飞机的实时性能，同时，计算机部分接收智能传感器以总线形式传输过来的总静压数据，按照大气方程解算有关大气参数，这样，可将几个计算机部分综合在一起，大大节省硬件资源，提高飞机的综合性能。鉴于该技术的发展趋势，我厂已着手研制用于某型飞机的分布式大气数据系统，以缩短与发达国家的技术水平。

3.1 直升机三轴全向大气数据系统今后的发展

直升机三轴大气数据系统是一个全新的大气数据系统，是一项应用很广泛、前景十分看好的、填补我国空白、追赶发达国家的水平的产品。同时，它又是一项理论可行，但要真正实现却技术难度高，试验多，投入大的产品。所以，国外也只有极少数国家掌握这项技术。

直升机三轴全向大气数据系统的发展趋势可能有如下几种途径：

3.1.1 应用在更多的直升机型号上，现在英国 GEC 公司和俄罗斯有关公司正在这样做；

3.1.2 针对输出参数精度更高，系统体积更小、重量更轻，系统工作更可靠的要求，研制新一代三轴大气数据系统。如 GEC 公司已开发出小型化的高集成的大气数据计算机 HIADC；俄罗斯有关公司在单尾翼的速度矢量传感器基础上又开发出双尾翼的速度矢量传感器，使速度矢量传感器工作范围扩大、输出参数精度提高。

3.1.3 采用先进的标准数据总线如 MIL-STD-1553B、ARINC429、ARINC422.RS232.RS485 等，更便于在不同种类设备之间通讯。

3.1.4 在直升机三轴全向大气数据系统的基本型上，加上其它的设备如多参数指示器，以适应不同的需求。

3.1.5 国内直升机三轴全向大气数据系统技术发展的重点

随着现代直升机性能的提高和使用领域的扩大，对直升机三轴全向大气数据系统性能要求也越来越高。主要要求：输出参数精度更高；系统体积更

小、重量更轻；系统工作更可靠。

为了研制出高性能的满足使用要求的直升机三轴全向大气数据系统，需要同时采用多项高科技技术。这些技术包括：

直升机下洗流的和修正技术，吹风验证和试飞修正技术；三轴全向大气数据系统数学模型和拟合技术；速度矢量传感器动密封技术；要采用高精度的角度传感器、气压传感器和数字信号处理器；系统仿真试验和仿真研究技术等等的研究。

为了系统体积更小、重量更轻，系统工作更可靠。在研究工作中，需要采用小型化的角度传感器、气压传感器和温度传感器；新型处理器 DSP 技术和元器件的小型化和集成技术；在线编程技术；小型化非标准机箱、小型化等电子组件；先进的标准数据总线如 MIL-STD-1553B、ARINC429、ARINC422.RS232.RS485 等技术。提高系统集成度；选用高等级可靠性的元器件和材料；对系统、硬件、软件设计进行评审；产品使用前经过严格早期故障应力筛选等。

结束语

我们作为大气数据系统和大气数据计算机这一技术领域的研究者、设计者、制造者和供应商，对该技术领域的发展趋向应给予密切关注和重视，无论哪种结构最终能成为带动该领域的发展主流和领跑者，都是技术进步的必然结果。我们必须随时跟踪它的发展动态，不断提高我们自己的研制水平，推动国内大气数据系统和大气数据计算机技术的发展，为祖国航空事业的腾飞做出新贡献。

飞机飞行控制及其仿真技术的发展趋势

西安自动飞行控制所 张汝麟 王敏文

摘 要 本文首先对飞行控制与仿真技术的现状作了概括性描述。含有主动控制功能的电传飞行控制技术的应用,使飞行控制系统成为保证飞机性能、任务能力和飞行安全的关键性系统以及第三代军机和先进民机的典型标志。根据军机和民机发展的新需求,从系统综合、系统功能和系统结构三个方面论述了飞行控制技术的发展方向。以飞行控制为纽带与推力控制以及火力控制等航空电子系统相综合已成为一个强劲的趋势。仿真是飞行控制系统开发过程应用的主要手段。然后阐述了仿真技术在飞控系统不同开发阶段中的作用。讨论了仿真技术在我国飞控系统开发中的应用现状及发展趋势。飞控系统计算机辅助综合制造系统所建立的仿真环境显著地提高了仿真的效率和逼真度、缩短了飞控系统的研制周期。飞控系统虚拟原型机技术的开发将为飞控系统的研制提供一个并行工程化综合开发平台,探索一条一次设计成功的新系统开发途径。

关键词 飞行控制 仿真技术 发展趋势

一、引 言

飞行控制系统历来对飞机的性能、操纵品质和执行任务的能力起着重要的作用。近 20 年来,随着航空技术、控制理论和微电子技术的飞速发展,飞行控制已成为保证先进飞行平台高性能和新任务能力的关键技术之一。图 1 给出了从 70 年代以来,飞行控制技术的发展历程。图中的横坐标标示出使用各类飞行控制系统的代表性机种首飞时间。从 70 年代中期到 80 年代中期,飞行控制系统经历了由模拟式向数字式系统的过渡。80 年代中期以后新开发的飞行控制系统(包括对老机种的改造)已全部采用数字飞控计算机。

经过 60 年代至 70 年代前期的研究与发展，采用主动控制技术(ACT)的电传飞行控制系统(FBWS)在 70 年代中期进入工程型号实用阶段。在 80 年代中期以前，型号机种上使用的主要是模拟式电传飞行控制系统和一些非飞行关键性的数字电传飞行控制系统(带有机电备份的静安定布局或者局部电传操纵链)。同期，在多种验证机上对飞行关键性的数字电传飞控系统进行了大量的研究工作。F-8C DFBW、F-104G CCV、FBW Jaguar、AFTI/F-16.T-2CCV 和 J8ACT DFBW 等都是这一时期的典型验证机计划，它们对各自国家的飞控技术发展起到了重大的推动作用。正是通过大量的验证机研究和型号实用，使人们改变了对飞行控制的理解和应用。飞行控制技术已成为摆脱传统飞机设计与使用约束的一种强有力的手段，打开了通往飞机高性能和新任务能力的广阔前景。

从 80 年代下半期开始，一批采用飞行关键性数字电传飞控系统的第三代战斗机(JAS-39、F-16C/D、EAP、RAFALE 等)、先进轰炸机(B-2)和民航机(A-320/330/340、B-777 等)陆续进入飞行试验或服役阶段。表 1 给出了几种典型型号机种数字电传飞行控制系统的主要技术特点。它们代表了当前飞行控制技术的装备水平：

随着计算机技术的发展，飞行控制仿真技术在近 20 年里得到了飞速发展，仿真是飞行控制系统开发过程的主要技术支柱之一。从方案研究、系统定义、系统和部件设计、加工制造到系统综合、试验验证和确认的整个研究开发过程的每一个环节上，仿真技术都发挥着重要的作用。可以说，仿真在当代飞控系统自顶向下设计和由下而上综合的全过程中，都是支撑系统开发任务的最活跃的技术手段。在上天飞行前，飞行控制系统研制中的绝大多数问题都可以在不同级别的仿真过程中得到解决。保证了飞行控制系统的功能、性能和使用安全性，节约了开发经费并缩短了研制周期。

飞控系统开发过程使用两大类仿真技术：数字仿真和系统实物仿真(包括半实物仿真)。传统上，数字仿真主要用于系统和部件设计(包括迭代优化设计)过程；实物和半实物仿真主要用于系统综合、验证和确认过程。随着计算机和仿真技术的进步，数字仿真的应用范围还在扩大。“虚拟原型机”技术的应用，将改变传统的飞控系统开发过程，进一步缩短研制周期，更有效地节约系统开发经费。

二、飞行控制系统发展趋势

1. 系统综合

为适应新一代军机和先进民机发展的需求，一个强劲的趋势是以飞行控制为纽带将机载功能子系统综合在一起，以获得高性能收益和新的任务能力。

1.1 综合控制技术^{[3]、[4]}

综合飞行/火力控制(IFFC)技术和综合飞行/推力控制(IFPC)技术是机载系统综合的主流和关键。从 70 年代中期以来，通过多个验证计划的开发，战术动作所需的综合飞行/火力控制在 80 年代后期进入了工程实用阶段，已经应用于先进的第三代战斗机(第 40 批以后生产的 F-16C/D、EF—2000、RAFALE 等)和第四代战斗机 F-22。

综合飞行/推力控制技术是一项对下一代军机和民机发展都具有重大影响的技术，也是当前综合控制技术开发的重点。研究和开发的内容主要是具有矢量推力的 IFPC 技术在过失速机动、敏捷性和垂直/短距起降方面的应用，同时也是无尾飞机工程验证中的一项主要技术。正在进行研究的主要验证计划有：F-18 HARV(高攻角研究机)、X-31 增强战斗机机动性验证机、NF-16D MATV(多轴推力矢量)、F-15 ACTIVE(先进控制技术综合飞行器)、AV-8 V/STOL(垂直/短距起降)、X-36 无尾技术研究机、S-37 等。未来的高性能飞机将把进气道、发动机、尾喷口的控制与飞行控制高度综合。例如，在 F-15 ACTIVE 验证机中，飞行控制系统除去在 F-15 S/MTD(短距起降/机动技术验证机)使用的四余度飞控计算机外还综合了二余度电子进气道计算机(EAIC)和二余度数字式电子发动机控制计算机(DEEC)以及外回路性能优化的三余度飞行器管理系统计算机(VMSC)。多达 11 台计算机的高度一体化设计，使飞行控制系统可以通过广义操纵面(气动力操纵面、进气道、发动机和矢量推力)实现不同飞行任务的全机性能优化组合。

可以预见，对于未来的高性能无人驾驶战斗机和采用吸气式推进系统的高超音速飞机而言，由于其任务的复杂性、严格的轨迹控制和对结构及推力效率的要求，其气动力和推力系统之间必须具有高度协调的综合化控制，才

能安全、有效地完成飞行任务。

1.2 飞行控制系统与航空电子系统的综合

飞行控制与航空电子综合的当前水平是信息综合管理(传感器数据处理、传输与分配)和控制显示器综合(HOTAS、MFD、HUD等)^[5]。本文主要讨论下一代飞行器发展对外回路航迹控制所需功能子系统的综合。

未来作战环境下,先进战斗/轰炸机和无人驾驶战斗/攻击机的低空高速(LAHS)突防飞行以及战斗直升机自动和半自动贴地飞行(NOE)将成为自动飞行控制系统的主要任务之一。其共同特点是具有自主式地形跟随/地形和威胁回避能力。这就要求自主式导航定位系统、电子数字地图、低可探测性辅助地形探测装置、威胁告警系统、飞行器管理计算机等航空电子分系统与飞行控制系统进一步综合,提供制导系统的完整性和优化航迹控制,确保顺利完成复杂的飞行任务。

鉴于未来空中导航系统(FANS)将成为21世纪国际通用导航体制,未来的军机和民机都将具备以全球定位系统(GPS)为基础的4维制导能力。

在这种体制下,自动进场/着陆系统也要求空中交通管理系统、导航定位系统与自动飞行控制系统的高度综合。目前的水平是采用广域增强系统(WAAS)的差分GPS技术实现了I类进场能力。具有II类和III类进场着陆能力的局域增强系统(LAAS)正在大力开发中。代表性的研究计划有FAA主持的GPSIII类着陆系统验证计划和Boeing公司发起的全球着陆系统(GLS)评估计划。

2. 系统功能

机载计算机能力和分系统综合程度的提高,在未来飞机上飞行控制功能将会进一步扩展。新功能将使飞机具有更高的安全性和执行新任务的能力。

2.1 新型主动控制功能

- 任务适应性机翼(MAW)

为满足第四代战斗机既能超音速巡航又具有高机动能力的需求,综合可变后掠和可变弯度技术形成任务适应式机翼(MAW)概念。数字式飞控系统根据不同的飞行状态和飞行任务连续地改变机翼后掠角和弯度,以产生不同飞行状态下的最小阻力和最佳升/阻比。这种机翼不仅具有优良的巡航/航程能

力，而且能承受更高的机动载荷以及在超低空飞行时减轻阵风引起的振动，改善飞机的乘坐品质。验证结果表明，与常规机翼相比较，MAW 使飞机航程增加 30%，机翼载荷承受能力提高 50%。

- 主动柔性机翼(AFW)

这种机翼具有较低的弯曲和扭转刚度。在前后缘多操纵面协调偏转时，机翼可产生期望的弯曲和扭转弹性变形。变形机翼所产生的力使飞机运动发生变化。数字飞控计算机将根据飞行任务和状态，在机翼结构限制条件下，对多操纵面的偏转指令进行合理配置、使机翼产生具有最佳飞机性能的变形。目前的验证结果表明，采用该项技术后，战斗机机翼结构重量可降低 25~52%，控制效率提高 10%，预期这种主动控制方案不仅可以减小结构重量、提高控制效率，而且可以减小阻力、提高升/阻比、提供阵风/机动载荷减缓和颤振抑制功能。

- 层流和涡流的主动控制

目前在局部气流的主动控制技术研究方面已获得明显的进展。在未来 10 年左右可能实现对飞机所有升力面局部气流的控制，以提供包括超音速巡航在内的各种飞行状态下的最佳升/阻比和大攻角机动能力。F-16XL 超音速层流控制研究机正在进行机翼吸气主动层流控制技术的验证。预计该项技术的应用可使飞机阻力减小 7~9%。NASA 阿姆斯中心提出双栅板捕涡器方案，用于起降增升措施。通过流场仿真研究获得了明显的增升效果。X-29 研究机和 F-18 HARV 大攻角研究机正在分别进行前机身非对称涡流主动控制技术的验证。这项主动控制功能可用于在大攻角机动时提供偏航和横滚控制能力。

- 自适应结构载荷控制

通过埋入结构材料中的微传感器(如光纤应变计、压电材料、电阻应变计、康铜合金丝等)和驱动元件(如形状记忆合金、压电元件、电流变体材料等)直接测量和重新配置结构内部的载荷，自适应结构载荷控制系统可以实现连续的主动结构载荷调整。这种系统用于机翼(如 AFTI/F-111)可以明显提高升/阻比、改善操纵性；用于起落架载荷控制(即“有效起落架”)可以大大增强起落架的能量吸收能力，使飞机能在已遭破坏的跑道上起降。随着材料、微电子和微机械技术的进步，可以预见在下一世

纪初，主动控制技术将以微控制系统形式嵌入到飞机几乎所有的结构部件中。

2.2 自修复飞行控制技术

早期的研究主要目标之一是消除“致命性”操纵面(如常规布局的全动平尾)损伤所带来的影响^[6]，曾研究过可控重构飞行器(CRV)的概念。这些研究工作对无尾飞机的发展具有重要的促进作用。未来的高性能飞机上操纵面的形式和数量都有很大变化。除去常规的三轴气动操纵面外，进气道、矢量推力、前体边条，以及为隐身和无尾飞机配置的全动翼尖、折流板、偏航扰流器等已先后在多个验证机上获得应用，形成了广义的飞行控制操纵面。在这种情况下，自修复飞控系统可以利用在线参数辨识判别操纵面或作动器的损伤，通过控制律重构来选择和配置余下的完好操纵面，提供足够的控制力和力矩余度，大幅度提高完成战斗任务的能力和飞行安全性。这种系统的另一优点是可以简化作动器本身的余度和复杂性，也相应地减小了对液压源和电子线路的余度需求，明显地提高了系统的可靠性。已有的验证结果表明，采用该项技术可将飞控系统的 MTBF 增加 2~3 倍。

2.3 人工智能的应用

• 辅助决策系统

实时环境下的驾驶员辅助决策系统(又称作“专家系统”)可能是人工智能在飞行控制过程中首先付诸实用的系统。目前，一些不直接影响飞行安全和任务执行的这类系统正处于研究开发阶段。未来的飞机将要求这类系统能提供飞行关键性的辅助决策功能。系统运行的主要特点是符号与常规运算的综合处理。

• 智能型飞行控制系统^{[7]、[8]}

智能控制适用于有组织的复杂结构控制系统，先进的飞行控制系统正是这样一类系统。人工智能的应用对飞行控制技术的发展具有深远的意义。近年来在该领域进行了大量的探索研究。以工程角度来看，适用于智能飞行控制系统的主要途径是专家系统、模糊控制器和神经网络控制器。在八十年代后期，专家系统首先在自修复飞行控制系统研究中得到初步工程验证。采用专家系统的智能型故障检测与重构技术使这种系统在战斗损伤的生存性和任务可靠性方面取得重大收益。

表 1 典型数字电传飞行控制系统主要技术特征

机种	系统主要功能	系统结构		CPU 类型	主作动器
		主系统	备份系统		
JAS-39	DFBW、RSS、MLC、FPBL AP	三余度数字	三余度模拟	MIL-STD-1750A (Fairchild9450)	钨 DDV+液压 功率作动器
F-16C/D	DFBW、RSS、MLC、 n/α 限 制器、AP	四余度数字	非相似软件	MIL-STD-1750A	电液 ISA
V-22	DFBW、 α 限制、AFCS	三余度数字	单通道软件	MIL-STD-1750A	电液 ISA
RAFALE C	DFBW、RSS、MLC FPBL、DFC、AFCS	三余度数字	二余度模拟	Motorola 68020	电液 ISA
EF-2000	DFBW、RSS、MLC、FPBL GA、AP	四余度数字	---	Motorola 68020	电液 ISA、DDV+ 电液功率作动器
A-320	DFBW、RSS、FPBL GA、AP	非相似余度	机械(平尾、 方向舵)	INTEL 80186(SEC) Motorola68020(ELAC)	电液 ISA
B-777	DFBW、RSS、FPBL GA、AP	非相似余度	三余度模拟+ 机械(平尾、 扰流片)	INTEL 80486 Motorola 68040 AMD 29050	电液 ISA

表中：DFBW—数字电传飞行控制系统；RSS—放宽静安定性；MLC—动载荷控制；DFC—直接力控制；
 FPBL—飞行参数边界限制；AP—自动驾驶仪；AFCS—自动飞行控制系统；GA—阵风缓和；
 DDV—直接驱动阀；ISA—组合式伺服作动器。

数字式飞行控制系统	飞行关键性的电传飞行控制系统	<ul style="list-style-type: none"> ◦ F-8C DFBW 	<ul style="list-style-type: none"> • B2 ◦ JAS-39 ◦ F-16/CD ◦ A-320 ◦ LAVI ◦ RAFALE ◦ EAP ◦ UH-60 ◦ X-29 ◦ AFTI/F-16 ◦ FBW JAGUAR 	<ul style="list-style-type: none"> • F22 • B-777 ◦ X-31A ◦ YF-22
	非飞行关键性的电传飞行控制系统	<ul style="list-style-type: none"> ◦ F-18 ◦ JA-37 ◦ YC-14 ◦ A-7 DIGITAL 	<ul style="list-style-type: none"> ◦ A-129 	<ul style="list-style-type: none"> • C-17
		<ul style="list-style-type: none"> ◦ DC-9-80 ◦ TORNADO(AP) ◦ DC-10(AP) 	<ul style="list-style-type: none"> ◦ A-310 ◦ Bae-146 	<ul style="list-style-type: none"> • B747 • F-15E • B-737-300 • B757/767-200
		<ul style="list-style-type: none"> ◦ MIRAGE 2000 ◦ F-16A ◦ YF-16 ◦ F-4 SFCS 	<ul style="list-style-type: none"> ◦ F-117A 	
模拟式飞行控制系统	非飞行关键性的电传飞行控制系统	<ul style="list-style-type: none"> ◦ AH-1G ◦ C-141 FBW ◦ CH-47 VALT 	<ul style="list-style-type: none"> ◦ B-767 SPOILER ◦ BELL214 ELEVATOR 	
	高权控制增稳系统	<ul style="list-style-type: none"> ◦ B-1 ◦ TORNADO(CAS) ◦ F-15B 	<ul style="list-style-type: none"> ◦ B-1B 	
	自动飞行控制系统	<ul style="list-style-type: none"> ◦ A300B 		
	1970	1980	1990	2000年

图 1 飞行控制技术的发展

3 系统结构

前面已经提到, 民航机对主电传飞行控制系统的失效率要求低于 10^{-9} /飞行小时。而一些先进军用飞机设计的纵向负安定性使得未增强的飞机运动发散的如此之快(见表 2), 以致当飞行控制系统全部失效后, 飞机的动力学特性将危及驾驶员逃生的能力^[9]。因此, 未来飞机对飞行控制系统的可靠性和故障容限的要求仍是决定系统结构的主要因素。并行的余度通道结构仍将是主飞行控制系统的基本结构。但由于机载计算机能力的迅速增长和广义操纵面的应用, 实际系统在具体实现时会出现一些重要的变化。另一个明显的趋势是数字电传飞控系统不再配置独立的备份系统, 而且可以达到目前与备份系统组合时所具有的工作能力和安全性。

表 2 几种飞机的最大静不安定度(倍幅时间)

机种	F-16	RAFALE A	FBW Jaguar	X-31	EFA	X-29
静不安定度 (倍幅时间, s)	1.5	0.4	0.25	0.2	0.18	0.15

3.1 硬件增强余度系统^[10]

与现有系统不同, 这种结构把一部分在系统生存期内变化不大的余度管理软件, 如信号表决器、同步执行和监控、总线接口和总线竞争逻辑等嵌入专用计算硬件中, 在物理上与飞行控制功能软件隔离开。这种结构的主要优点是在飞行控制功能软件本身变化时避免产生对关键执行软件潜在的不利影响。

3.2 动态余度

这是一种用于数字飞控计算机内部的交叉增强方案。交叉增强的余度结构在现有系统中主要用于传感器与飞控计算机的接口和飞控计算机与作动系统的接口。而一旦计算机本身出现任何一次故障, 都将把该通道计算机(包括仅与本通道计算机相连接的传感器和作动器)整个切除。动态余度方案使得出现故障的计算机通道中, 无故障的 I/O 接口、存储器或处理器可以继续与其他完好的计算机通道共同工作。这就大大提高了多计算机系统的故障容限和可靠性。

3.3 非相似嵌入式子通道^{[11], [12]}

在并行运行每一个余度通道中, 嵌入两个或三个非相似硬件和非相似软

件的子通道，构成具有高容错能力和高生存性的余度结构。这种结构具有嵌入式子通道和非相似余度两者的优点：

- 能以简单的、复盖率高的比较监控判定本通道的故障，避免了交叉通道数据传输(CCDL)和通道内自监控(ILM)带来的复杂性；
- 由完全独立的工作队使用不同的语言、编译和汇编程序进行编程，并在不同的处理器硬件上执行，因此可以避免出现硬件和软件共性故障带来的严重后果。

3.4 光传飞行控制系统

由于数据传输速率和容量高、结构重量轻和极好的抗电磁干扰能力，光缆在飞行控制系统中的应用已经有了不少的研究成果。在未来飞机上应用光传飞行控制系统的研究工作主要集中在以下几个方面：

- 光学传感器—位置和速率传感器、目标和地形识别用多频谱光学传感器以及光学大气数据传感器；
- 多节点直接光传数据链—尽量减少在中间节点的光—电转换；
- 光传灵巧作动器—带有光电变换接口的灵巧作动器；
- 光处理器。

3.5 备份系统

数字电传飞行控制系统近 10 年来的实践，动摇了必须具备独立的备份系统这个概念。从表 1 可以看到，至少对于战斗机而言，采用不带备份系统的 4 余度数字电传飞控系统已经实用。也有的机种仅仅采用某种可转换的软件作为主控制软件故障时的应急备份。可以预见，随着设计和使用经验的积累，无任何独立备份系统的飞行关键性数字电传飞控系统将会被普遍接受。

三、飞行控制仿真技术发展趋势

1. 仿真技术在飞控系统不同开发阶段中的作用

1.1 飞控系统开发阶段

一般情况下，飞控系统开发过程可以规范化地划分为图 2 所示的开发阶段。左边为飞控系统自顶向下的设计和制造过程，右边为自下而上的综合过程。系统开始设计过程的第一个子阶段是系统定义阶段，该阶段的输入来自

两个方面。一方面是使用部门(军方或飞机厂、所)对飞控系统提出的任务、设计需求和目标机种的数据,另一方面是以前已开发过的同类系统方案研究的有关信息。输出是系统的组成、功能结构(控制律框架)、余度配置(余度结

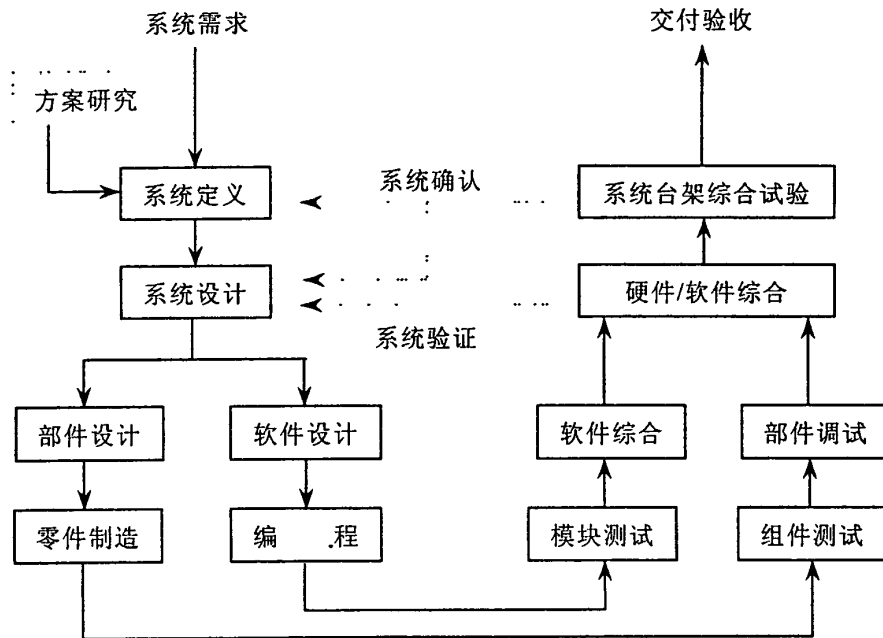


图2 飞行控制系统的开发过程

构和余度管理策略)、接口定义和选用的设计规范。在系统设计阶段完成控制律的详细设计、余度管理和 BIT 的算法设计、系统结构的详细设计(信息流和内部接口定义)并提出系统组成部件(硬件和软件)的设计要求。此后,系统进入部件(硬件和软件)开发阶段。这一阶段分为两条线进行开发,一条线是硬件的设计和制造,一条线是软件设计和编程。系统的综合过程从硬件的组件调试及软件模块测试开始。在完成硬部件调试和软件综合后进入系统级综合。硬件和软件的综合是对应于系统设计的验证试验,系统实物台架综合试验则是对应于系统定义的确认试验。台架综合试验完成后,飞控系统即可出所,交付飞机厂、所进行铁鸟级全机综合试验。

在实际的工程开发过程中,存在着两大类迭代过程:一类是前、后阶段的优化迭代过程,另一类是原理系统(Y型件)、初样系统(C型件)和试验系统(S型件)优化迭代过程。

另一方面,由于国内缺少技术储备,在80年代以前的飞控系统开发过程中,方案研究与系统定义阶段常常合为一个阶段,无形中延长了系统开发周期。

1.2 仿真技术在系统开发各阶段的作用

- 方案研究——在已有数据库的基础上，通过数字仿真手段对多种方案进行对比分析并选择出适合任务需求的最优方案。在某些情况下，系统半实物(如货架飞控计算机)仿真也用作方案研究的辅助手段。
- 系统定义——针对目标机的需求，采用特定的技术方案通过数字仿真确定系统的基本框架。
- 系统设计——通过数字仿真完成系统分析和详细设计。
- 部件开发——在部件级(电子和机械)工作站以及开发系统等开发环境中完成部件(硬件和软件)的设计、分析、仿真和测试。
- 硬件/软件综合——以半实物(飞控计算机硬件和软件)仿真的方法验证系统设计的主要内容。
- 系统台架综合试验——以系统实物和飞机模型仿真的方法对系统定义和系统设计进行全面的验证与确认。

2. 系统仿真的应用与发展

2.1 飞行控制系统仿真的通用结构

飞控系统仿真的通用结构如图 3 所示。结构图适用于数字仿真和系统实物仿真(含半实物仿真)。仿真的性质取决于飞控系统组成是数学模型还是真实的部件。在两种情况下，飞机模型、视景、电子显示器、动感和音响都是数字仿真的。当驾驶员由模型取代或在固定座舱环境下仿真时，运动系统不包括在仿真回路中。当采用全电传飞控系统时，机械操纵链也不在仿真回路中。运动传感器采用数学模型时，系统回路由 A 点闭合，采用实物传感器时，回路由 B 点闭合。

2.2 传统开发过程的仿真应用

飞行控制系统传统开发过程中仿真技术的应用可由图 4 所示的两种国内典型飞控系统开发过程仿真设备使用时间统计来说明。622 飞控系统是为“飞豹”飞机研制的飞控系统，它是为型号机种配套的以高权控制增稳系统为核心并具有自动飞行控制外回路的数模混合式多功能飞行控制系统。634 飞控系统是用于某歼击机的一种单轴数字式电传飞行控制系统。两者分别于 1977 年和 1979 年立项开始研制工作。在整个开发过程中，两种系统采用数字仿真和实物仿真手段进行工作的时间占总开发周期比例的平均值为 70%。其中，622 飞控系统的平均值为 67.1%；单轴电传系统的平均值为 72.9%。

如前面指出的,这两种系统在开发初期方案研究与系统定义是合在一起的。立项后约一年的时间主要是资料收集和方案对比分析工作,未开展目标机种的数字仿真研究。从图 4 还可以看到,两种系统进入部件开发后都经历了初样(C 型)系统和试样(S 型)系统两轮开发过程。在 C 型件部件设计和制造过程中,两种系统的仿真任务都明显地下降,特别是 622 飞控系统。在这一阶段,两种系统应用仿真手段出现明显差别的主要原因是由于 622 飞行控制系统的三余度控制增稳系统是模拟式系统,而 634 单轴电传系统则是数字式电传飞行控制系统。后者在部件开发期间,系统级和软件级的仿真工作仍在继续进行。

高权限控制增稳系统和全权限电传飞行控制系统对飞机的飞行安全至关重要,特别是后者,已被定义为飞行安全关键性系统。在上天飞行前进行充分的仿真试验验证是十分必要的。由于建模技术和仿真环境的限制,在飞控系统传统的开发过程中,系统仿真以实物(含半实物)仿真为主。实物仿真与数字仿真的比例约为 4:1。早期的系统这个比例值更高。在飞控系统交付前,C 型系统和 S 型系统两个阶段的系统实物仿真试验时间高达 4000~5000 小时。

2.3 系统仿真技术的现状和发展

2.3.1 飞控系统计算机辅助综合制造系统(FC-CIMS)

为改善飞行控制系统开发环境,在“七五”和“八五”期间进行了飞控系统计算机辅助综合制造系统(FC-CIMS)开发工作。建立了飞控系统开发用的初步数据库、较完善的系统级 CAD 环境和主要部件(飞控计算机和作动器)的 CAD/CAM 环境。这项工程所建立的开发环境对 90 年代多种飞控系统的开发起到了有力的支持作用。使数字仿真的逼真度和效率显著提高,在系统仿真中的作用明显增强。大大缩短了系统研制周期。在这一环境支持下开发的三轴数字电传飞行控制系统从立项到首飞仅用了 6 年时间,而上面所谈到的单轴数字电传飞控系统则用了 11 年时间。三轴数字电传飞控系统 C 型和 S 型两个阶段实物仿真时间也减少为约 2000 小时。

2.3.2 飞控系统虚拟原型机(FCS-VP)技术

进一步缩短飞控系统研制周期和降低研制经费的出路在于提高系统一次设计的成功率,即由系统设计直接进入试样(S 型)系统的开发。为此,在“九五”期间开展了飞控系统虚拟原型机(FCS-VP)技术研究课题。该课题的

目标是应用建模技术和虚拟现实技术建立飞控系统通用综合开发环境。开发环境具有如下功能和特点：

- 设计过程并行化；
- 数据可视化；
- 飞控系统软件代码生成、软件综合、测试、验证与确认；
- 软件/硬件综合；
- 飞行员在回路和工程师在“现场”的仿真飞行；
- 飞控系统虚拟原型子系统(或部件)与实物子系统(或部件)在系统开

环和闭环仿真过程中可以进行互换验证。

目前已经建立起包括 5 个主要子系统(飞机动力学、人-机界面、多余度飞控计算机、作动回路及可视化仿真)的 FCS-VP 基本框架，各主要子系统已通过鉴定评审，其中人-机界面、可视化仿真和多余度飞控计算机等子系统已投入应用。预计在“十五”中期整个 FCS-VP 开发平台将投入实际工程应用。

四、结论

为满足新一代飞机任务和性能的需求，通过飞行控制系统将多种机载分系统综合在一起，是一个强劲的发展趋势。综合控制是系统综合的关键。而带有矢量推力的综合飞行/推力控制技术是当前综合控制技术开发的重点，正在多个机种上进行范围广阔的验证研究以适应未来飞机多方面的需求。飞行控制与航空电子分系统的综合主要体现在制导回路。发展重点是在新导航体制(FANS)下，自主式地形跟随/回避和自动进场/着陆控制系统的工程化结构、规范和系统完整性补偿方法。

新型主动控制功能是飞行控制技术纵深发展的主要方向之一。局部气流主动控制和按任务剪裁的自适应机翼是发展的重点。人工智能在飞行控制系统中的应用研究逐步深入，采用专家系统的自修复(可重构)飞行控制系统研究成果促进了人工智能应用的发展，以神经网络为基础的智能飞行控制系统即将进入工程验证机阶段。可以预见，人工智能的应用，将会给飞行控制技术带来一个新的时代。

对飞机高可靠性、高派遣率和高增稳的要求，决定了未来飞机飞行控制系统的基本结构仍将采用多通道并行运行的方式。飞控计算机结构的主要发展将集中在资源共享和非相似余度技术的应用。多操纵面提供的气动力余度以及矢量推力和重构技术的应用，将会使单个操纵面的作动器及相应的功率源、伺服电子线路的结构大为简化。随着数字电传飞控系统可靠性和置信度的提高，独立的备份操纵系统将被取消。

另一方面，仿真技术是飞行控制系统开发环境的一个主要支柱，它渗透到从系统到部件的各主要开发环节，对飞控系统自顶向下的设计和由下而上的综合全过程都起着重要的支持作用。飞控系统开发需求又促进了仿真技术的发展和运用；仿真技术的进步为缩短飞控系统研制周期、节约开发经费和降低开发风险提供了条件。

飞控系统计算机辅助综合制造系统(FC-CIMS)有力地促进了飞控系统开发效率，为并行工程和飞控系统虚拟原型机(FCS-VP)平台的开发创造了条件。FCS-VP为飞控系统建立了并行工程综合开发环境。该项技术的应用将改变传统的飞控系统开发过程，探索一条以数字仿真为主、一次设计成功的新开发途径。

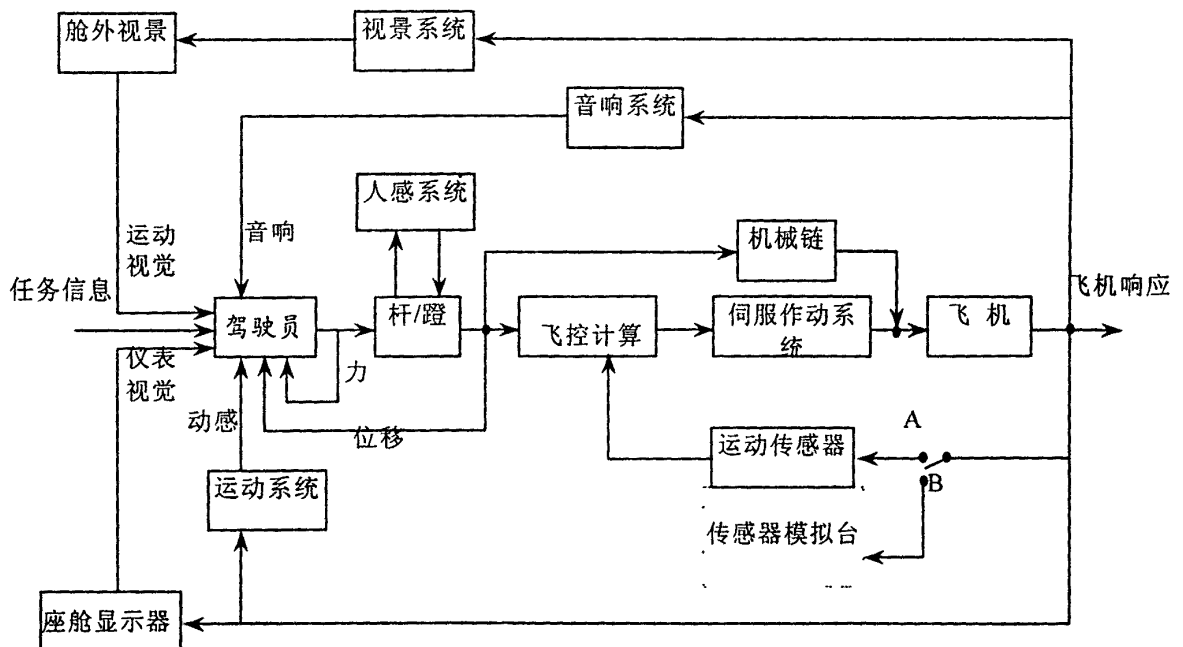
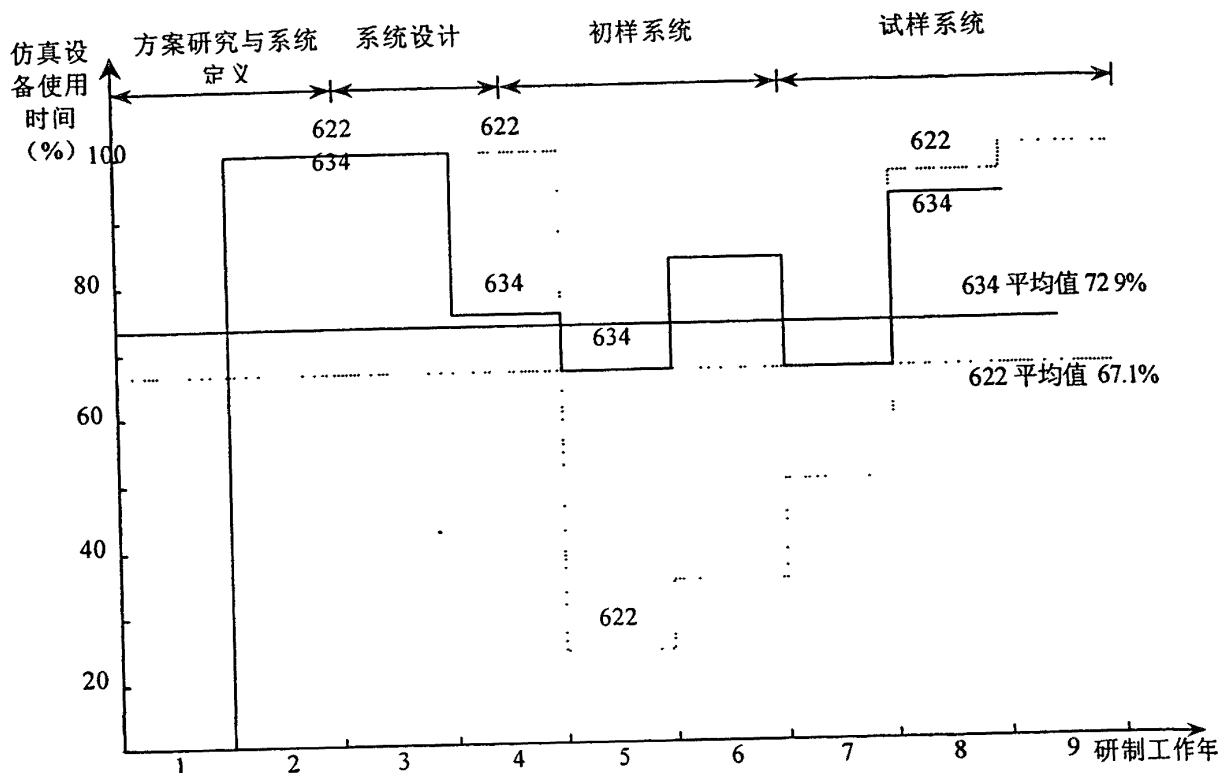


图3 飞控系统仿真的通用结构



参考文献

- [1] "Aeronautics Technology Possibilities for 2000: Report of a Workshop", Workshop on Aeronautical Technology, ASEB, NRC, 1984.
- [2] AGARD-AR-274, "Validation of Flight Critical Control Systems", Dec.1991.
- [3] 张汝麟, "主动控制与综合控制", 《飞行力学》VOL.15, №3, 1997.9.
- [4] Stewart J.F., "Integrated Flight Propulsion Control Research Results Using the F-15 HIDECA Flight Research Facility", AIAA-92-4106, 1992.
- [5] 张汝麟, "飞行控制与系统综合", 中国航空学会控制理论与应用、飞行器控制与操纵专业委员会论文集, 1995.
- [6] Urnes J.M., Stewart J., and Eslinger R., "Flight Demonstration of a Self-Repairing Flight Control System in a NASA F-15 Fighter Aircraft", AGARD-CP-456, April 1990.
- [7] D.A.Handelman, et al., "Integrating Neural Networks and Knowledge-Based

System for Intelligent Robotic Control”, IEEE Control System Magazine, April 1990.

- [8] 廖俊, 林建亚, “基于神经网络的自适应模糊控制器”, 信息与控制, No5, 1995.
- [9] AGARD-LS-157, ”Advances in Flying Qualities”, May 1988.
- [10] Lala J.H., “An Advanced Information Processing System”, 6-th AIAA Digital Avionics Conference, Dec.1984.
- [11] Dennis R.W., and Hills A.D., “A Fault Tolerant Fly-by-Wire System for Maintenance Free Applications”, AGARD-CD-456, April 1990.
- [12] Y.C.(Bob) Yeh, “Fault Tolerant Electronics for the 777 Primary Flight Control System”, Aeronautics Section, SATEC’95.

作者简介 张汝麟, 男, 1937年4月19日生。航空工业六一八研究所, 研究员, 飞行控制专业。先后主持12个型号的飞控系统研制工作, 获国家奖和部级一等奖4项。西安市41号信箱, 710065, (029) 8218600-5129。

作者简介 王敏文, 男, 1964年1月20日生。航空工业六一八研究所, 高级工程师, 飞行控制专业。先后参加5个型号或预研课题的飞控系统研制工作, 获部级二、三等奖2项。西安市41号信箱2分箱, 710065, (029) 8218600-5084。