

封面格式

行政院及所屬各機關出國報告
(出國類別：實習)

購案 XW91232 「直昇機動態模式軟體」教育訓練
出國心得報告

服務機關：中山科學研究院

出國人：職 稱：簡聘技正

姓 名：韋林方

出國地區：美國加州舊金山

出國期間：91年10月06日至91年11月14日

報告日期：91年12月25日

60/09106111

CSIPT-91F-E0001

國外公差報告



中山科學研究院

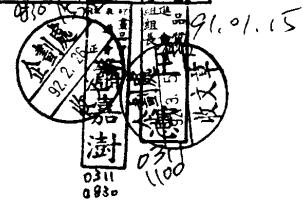
國外公差心得報告

批		示			
		<p>中山科學研究院 副院長 宋大偉 0322 1250</p> <p>國內 注意該項公差 以備承及加入</p>			
公年 差度	九 一	所屬單位 各級主管	政戰部	企劃處	計品會
單 位	一 模 擬 所 組	<p>第一研究所 所長 傅鶴齡 0219 2054</p> <p>第一研究所 副所長 何志遠 0113 1900</p>	<p>案內資料已完成資料審查，未涉保密範圍。</p> <p>國防安全組 副組長 謝芳慶 0320 1025</p> <p>政治作戰部 黃名宏 0320 1025</p>	<p>企劃處 陳繼元 0320 1025</p> <p>企劃處 蔣雅倫 0320 1025</p>	<p>一、一、所藉由此次出國訓練學習機會，充分轉移旋翼機飛行動態模式教學理論，各分系統模擬方法及模擬軟體設計原理與性能調校技術，除可運用於三、三、直昇機構架外，尚可運用於科專直昇機研發計劃。</p> <p>二、此次出國訓練，能充分掌握技術精髓，符合出國目的。另建議一、所將此技術知照核心理技術列管。</p>
級 職	簡 聘 技 正				
姓 名	韋 林 方				

(92)泰浩(總)會 28 號

36
B220P

001710



國外進修(公差)人員返國報告主官(管)審查意見表

本次出國任務為執行「直昇機動態模式軟體」購案之教育訓練，訓練機構為位於美國加州舊金山灣區之 Advanced Rotorcraft Technology 公司。我方參訓人員除藉此機會熟悉 FLIGHTLAB 軟體之使用，完成 TH-67 直昇機動態模式軟體介面文件的修訂，同時亦深入了解直昇機飛行動態模式之數學理論、模擬軟體建構方法與電腦即時模擬技術，掌握直昇機飛行模擬軟體之設計原理與參數調校方法。預期將可順利完成 TH-67 直昇機全功能飛行訓練模擬機之系統整合工作，並確保滿足軟體後續之維護及功能精進需求。此外，對 ART 公司內部運作亦有深入的了解，增進彼此的合作關係與技術交流。

為有效運用 FLIGHTLAB 軟體，模擬組將設置 FLIGHTLAB 伺服主機，提供其他專業組使用，期能藉由工程人員之互動使旋翼機相關知識累積與擴散。未來 TH-67 直昇機模擬器整合完成後，亦可安排本所目前從事直昇機飛控系統設計人員進行模擬飛行，體驗直昇機之飛行操作。本次出國研習所獲致之資料除對本所發展直昇機飛行模擬器技術有重大貢獻外，而對本所直昇機設計與分析能量之提升亦有極大助益。

一、工作
二、
就國
長
隊
個
行
所
研
究
所
長
傳
在
島
齡
0219
2054
吳中興
0217
1610

依本院 85.11.25 (85) 蓮菁字 15378 號令，返國報告上呈時應附主官評審意見

報 告 資 料 頁

1. 報告編號： CSIPT-91F-E0001	2. 出國類別： 實習	3. 完成日期： 91年12月25日	4. 總頁數： 87頁
5. 報告名稱： 購案 XW91232 「直昇機動態模式軟體」教育訓練 出國心得報告			
6. 核准 文號	人令文號	(九一)銓鑑字第〇〇六三九四號	
	部令文號		
7. 經 費	新台幣：186,849 元		
8. 出(返)國日期	91年10月06日至91年11月14日		
9. 公差地點	美國加州舊金山		
10. 公差機構	中山科學研究院第一研究所		
11. 附 記	本報告無涉及機密等級		

行政院及所屬各機關出國報告提要

出國報告名稱：

購案 XW91232 「直昇機動態模式軟體」教育訓練出國心得報告

頁數 87 含附件：是 否

出國計畫主辦機關/聯絡人/電話

國防部中山科學研究院

出國人員姓名/服務機關/單位/職稱/電話

韋林方/中山科學研究院/第一研究所/簡聘技正/(04)27023051 分機 503769

出國類別：1 考察 2 進修 3 研究 4 實習 5 其他

出國期間：91 年 10 月 06 日 出國地區：美國加州

至

91 年 11 月 14 日

報告日期：91 年 12 月 25 日

分類號/目：G0/綜合(各類工程) G0/綜合(各類工程)

關鍵詞：直昇機、動態系統、模擬軟體

內容摘要：(二百至三百字)

本院為執行陸軍航訓部製之「TH-67 直昇機全功能飛行訓練模擬機」專案而成立「直昇機動態模式軟體」購案，本文即為參加購案所附教育訓練之心得報告。訓練機構為位於美國加州舊金山灣區之 Advanced Rotorcraft Technology 公司。主要內容包括 FLIGHTLAB 軟體介紹與使用心得、TH-67 直昇機動態模式軟體之特點，以及 ART 公司內部營運的介紹。在效益上，此次國外訓練除熟悉 FLIGHTLAB 軟體之使用，完成 TH-67 直昇機動態模式軟體介面文件的修訂，同時亦深入了解直昇機飛行動態模式之數學理論、模擬軟體建構方法與電腦即時模擬技術。預期將可順利完成專案之系統整合工作，並確保滿足軟體後續之維護及功能精進需求。

本文電子檔已上傳至出國報告資訊網 (<http://report.nat.gov.tw>)

附件三

行政院及所屬各機關出國報告審核表

出國報告名稱：購案 XW91232 「直昇機動態模式軟體」教育訓練出國心得報告	
出國計畫主辦機關名稱：國防部中山科學研究院	
出國人姓名/職稱/服務單位：韋林方/簡聘技正/第一研究所模擬組	
出國計畫主辦機關審核意見	<input checked="" type="checkbox"/> 1. 依限繳交出國報告 <input checked="" type="checkbox"/> 2. 格式完整 <input checked="" type="checkbox"/> 3. 內容充實完備 <input checked="" type="checkbox"/> 4. 建議具參考價值 <input checked="" type="checkbox"/> 5. 送本機關參考或研辦 <input type="checkbox"/> 6. 送上級機關參考 <input type="checkbox"/> 7. 退回補正，原因： <input type="checkbox"/> 不符原核定出國計畫 <input type="checkbox"/> 以外文撰寫或僅以所蒐集外文資料為內容 <input type="checkbox"/> 內容空洞簡略 <input type="checkbox"/> 未依行政院所屬各機關出國報告規格辦理 <input type="checkbox"/> 未於資訊網登錄提要資料及傳送出國報告電子檔 <input type="checkbox"/> 8. 其他處理意見：
層轉機關審核意見	<input type="checkbox"/> 同意主辦機關審核意見 <input type="checkbox"/> 全部 <input type="checkbox"/> 部分 _____ (填寫審核意見編號) <input type="checkbox"/> 退回補正，原因： _____ (填寫審核意見編號) <input type="checkbox"/> 其他處理意見：

政戰室
企劃組

第一研究所
企劃組
組長
劉少清
12/10
管理員
江秋霞
22700

第一研究所
政戰室
吳保華
0102
1320
第一研究所
政戰室
張騰文
9100
輔導員
賴瀛洲
0102
1090

本報告內容
無
抄送區區
等級

說明：

- 一、出國計畫主辦機關即層轉機關時，不需填寫「層轉機關審核意見」。
- 二、各機關可依需要自行增列審核項目內容，出國報告審核完畢本表請自行保存。
- 三、審核作業應於出國報告提出後二個月內完成。

中山科學研究院公差出國人員報告目錄

項目	頁碼
壹、出國目的及緣由.....	1
貳、出差心得.....	3
參、效益分析.....	9
肆、國外工作日程表.....	11
伍、社交活動.....	14
陸、建議事項.....	16
附件、直昇機動態模式軟體審查會簡報資料	

壹、出國目的及緣由

本院於九十一年度起開始執行陸軍航訓部委製之「TH-67 直昇機全功能飛行訓練模擬機」專案，委製協議書內明訂模擬機須為全功能型訓練模擬機，可執行座艙程序訓練、正常飛行訓練及緊急程序訓練，滿足陸軍之作戰訓練需求。此模擬器系統之功能在於提供新進人員之基礎飛行操作訓練，以及一般部隊飛行員之熟悉訓練，以克服空域限制及減少裝備損耗與人員傷亡，同時提高訓練成效。

由於模擬器之模擬功能完全仰賴模擬軟體之計算，故模擬器之核心實為飛行模擬軟體。本組以往雖具有經國號戰機與 F-5E 戰機之飛行模擬軟體發展經驗，但卻未涉及旋翼機領域，故在專業上實不足以支援 TH-67 專案之需求。有鑑於此，本組於建案初期即廣泛蒐集國內外有關直昇機動態模式之研究訊息。在國內學術界方面，研究旋翼機學者仍屬少數，且欠缺 TH-67 直昇機技術文獻，無法協助本組達成任務。在國外方面之搜尋結果顯示，幾乎所有特定機型的直昇機飛行模擬軟體仍由原製造廠家所掌握，除少數機型外鮮有公開之技術資料。例如早期的 Sikorsky 飛機公司 UH-60A Black Hawk 直昇機，因接受 NASA 資助，使用葉片元素法發展直昇機之即時飛行模擬技術，而有公開之數學模式。由於無法直接獲得 TH-67 直昇機的動態模式，本組改由直昇機飛行模擬軟體之發展工具著手。目前市面上支援直昇機即時飛行模擬之發展工具包括加拿大虛擬原型公司(Virtual Prototype Inc.，簡稱 VPI)之 HELISIM 軟體，以及美國先進旋翼科技 (Advanced Rotorcraft Technology，簡稱 ART) 公司的 FLIGHTLAB 軟體。其中以 ART 公司之技術較為成熟，其工具軟體可支援 SGI 之 IRIX 以及 Linux 即時作業環境，符合本組需求，且該公司技術總監 Cheng-Jian He 博士為旋翼動態計算理論的開創學者，其提出之 Peters/He 動態進氣流理論仍為目前計算旋翼動態最可靠的理論依據。在此一環境背景下，本組朝向透過購案方式由國外引進直昇機之模擬技術，開始積極與 ART 公司聯繫。一方面希望藉由國外的軟體技術來提高本組所承製的 TH-67 直昇機模擬器之仿真程度，另一方面也希

望了解並學習國外旋翼機之模擬方法，以做為本院後續承製陸軍各型直昇機模擬器的研發能量。

在獲知 ART 公司願意全力協助本組發展 TH-67 直昇機動態模式後，即經由正常採購程序成立「XW91232 直昇機動態模式軟體購案」，委由 ART 公司使用 FLIGHTLAB 軟體開發 TH-67 直昇機動態模式。本次出國實習案即為執行該購案附屬之教育訓練，ART 公司依合約提供 FLIGHTLAB 軟體之訓練課程，課程內容包括 FLIGHTLAB 軟體(包含 FLME、CSGE、Xanalysis 等)之使用與操作、SCOPE 模擬語言、TH-67 直昇機飛行動態模式之特點、輸出入界面變數、電腦即時模擬與系統整合等訓練。

此行之目的為參加 ART 公司所提供之 FLIGHTLAB 軟體訓練課程，以深入了解直昇機飛行動態模式之數學理論、模擬軟體建構方法與電腦即時模擬技術，掌握直昇機飛行模擬軟體設計原理與性能調校技術，以期順利完成 TH-67 全功能飛行訓練模擬機之系統整合工作，並確保滿足軟體後續之維護及功能精進需求。此外，藉由與國外專家研討交流，將可獲得第一手之直昇機模擬器研發動態、市場狀況及相關技術資料，以做為專案系統設計之目標方向及執行計畫之重要參考，本次出國研習所獲得之資料對本組建立直昇機飛行模擬能量而言將有重大助益。

貳、出差心得

本次出國實習收穫可謂良多，不僅對 FLIGHTLAB 軟體有了深入的了解，對 TH-67 直昇機動態模式亦能掌握其模擬技術，此外對 ART 公司之營運方式亦有所認識，許多地方頗值得本院參考，茲分述心得如下：

(一) FLIGHTLAB 軟體方面：

ART 公司(網址為 <http://www.flightlab.com>)的 FLIGHTLAB 軟體為旋翼機飛行模擬軟體的發展工具，除了可提供訓練模擬器之軟體開發外，亦可做為直昇機研發過程中重要的分析工具，可應用於旋翼系統設計、飛行控制系統設計及整體飛行性能分析等方面。FLIGHTLAB 軟體對主旋翼的模擬方式是使用葉片元素法(Blade element method)計算，並提供蹺板式(Teetering)、關節式(Articulated)、無鉸鏈式(Hingeless)等不同型式的旋翼構造。此外 FLIGHTLAB 特有之動態進氣流(Peters/He Dynamic inflow)理論可模擬旋翼旋轉時進氣流之流場，得以準確計算旋翼軸所承受之力與力矩。

FLIGHTLAB 軟體包括 Scope、FLME、CSGE、Xanalysis 等應用軟體。其中 Scope 為 FLIGHTLAB 軟體之核心，為一語言解釋器，與 MATLAB 出自同源，語法亦頗為類似，最初為美國政府出資之研究成果，ART 公司根據公開之原始碼，並加上物件導向的觀念加以改良而成。FLME 為動態模型編輯器(FLIGHTLAB Model Editor)，提供圖形使用者介面(GUI)之操作方式，編輯直昇機動態模式之構型及參數資料，使用者可藉由預先定義之樣板物件快速開發出模擬軟體。CSGE 為控制系統圖形編輯器(Control System Graphic Editor)，功能類似 SIMULINK 軟體，專為控制系統設計與分析之用。使用者可直接以方塊圖建構其控制系統，並可配合 Scope 內所提供之各類控制理論之分析與設計工具使用。Xanalysis 為 Scope 之圖形使用者界面，便利使用者在 X Window 環境下操作，並提供即時模擬能力。此外，ART 公司另提供 PilotStation 軟

體及飛行搖桿裝置，當與 Xanalysis 結合使用時，能提供飛行儀表顯示，以及三度空間之視效系統，可輕易組成一簡易型直昇機飛行模擬器。其優點為，在模擬軟體發展過程中藉由簡易的裝備即可執行飛行模擬，得以快速檢視軟體之正確性並調整參數進行性能調校等工作。

FLIGHTLAB 軟體內對直昇機的模擬是採用物件導向設計(Object Oriented Design)之觀念，FLIGHTLAB 內已定義好模擬所需之元件。所謂元件即直昇機各系統之模擬物件，例如主旋翼為一元件、飛控系統為一元件。元件內含有屬性與方法，屬性為元件所需呈現之資料，方法則為計算屬性所需之演算程式。元件屬性之定義係使用 Scope 語言來編寫，FLIGHTLAB 使用者均可檢視元件屬性定義的程式碼。方法則使用 C 或 FORTRAN 語言編寫，以加快執行速度，目前 ART 並不公開方法的原始碼，僅提供編譯後之動態連結執行檔。物件導向設計的觀念雖然已有許多年，但本組過去並未嘗試此種軟體設計方式。此次能有機會實地了解 ART 公司的設計方式，相信對本組未來軟體開發工作將有啟發性的影響。

FLIGHTLAB 軟體之圖形使用者介面係使用 TCL/TK 語言撰寫，包括 FLME、CSGE、Xanalysis 等均是。TCL/TK 為 X Window 下之 script 語言，可於 X Window 下直接執行。這些圖形介面程式之原始碼均是開放的，使用者均可直接檢視這些 TCL/TK 檔案，甚或修改這些圖形介面。由此可看出 ART 公司對非核心知識是採開放的態度，讓使用者有深入了解的權利與修改的空間，以贏取使用者的好感。

其次，FLIGHTLAB 對多剛體動態系統的建構方式亦值得一提。例如直昇機機身本體為一具有六自由度的剛體元件，主旋翼軸與機身之連接為旋轉對接頭，具有一自由度旋轉運動，關節式旋翼葉片與主旋翼軸之連接為旋轉對接頭，具有一自由度的撲動。故機身為父層元件，主旋翼軸為其子層元件，而葉片又為主旋翼軸的子層元件。所有子層元件的運動狀態如位置、速度與加速度，均可由其父層元件之運動狀態與連接關係計算而得。接著根據子層元件的運動狀態計算所受外力，例如葉片上的氣動力、重力以及

因旋轉產生之離心力與柯氏力等，這些力將由子層元件向上傳遞自父層元件。最後根據 Newton-Euler 運動定律計算出各層元件的運動狀態。在 FLIGHTLAB 軟體中，以上所述均使用系統化的數值方式進行計算，不須先將整個系統的力及力矩平衡關係式推導出來再編寫成程式碼。此一方式可減少繁雜的公式推導，且避免在過程中有人為的錯誤介入。

FLIGHTLAB 軟體在 Linux 或 SGI 的 IRIX 作業系統下，可提供即時執行的功能。在 IRIS 作業系統下資料更新率可達 60 Hz，在 Linux 作業系統下可達 50Hz。此外，FLIGHTLAB 軟體另可提供獨立 (Standalone model) 的執行方式。在使用此一執行方式時，使用者須先以 Scope 語言編寫一界面變數描述檔案，接著使用 Scope 產生一動態連結執行檔，配合使用者的驅動程式可於作業系統下獨立執行，而不需與 FLIGHTLAB 軟體搭配使用。FLIGHTLAB 軟體內亦提供一系列的介面函數供獨立執行模式叫用，包括動態模式的初始化、載入、執行、重置、起始狀態擷取、起始狀態回存、設定輸入訊號、取得輸出訊號等。由於此執行方式為本組 TH-67 直昇機專案將採行之方案，故在訓練時特別重視。訓練時亦強調實作 C 語言驅動程式，並一一測試所有介面函數的功能。

(二) TH-67 直昇機動態模式方面：

TH-67 直昇機動態模式係使用 FLME 與 CSGE 編輯而成，整個動態模式包括下列特點：

1. 機身六自由度運動模擬：直昇機機身使用剛體來模擬六自由度運動，姿態角及方位角之計算係使用四元素法，可避免奇異點及增進數值計算之穩定性。
2. 主旋翼模擬：使用兩片蹺板式旋翼葉片模擬主旋翼旋轉時之撲動，並使用葉片元素法計算葉片之受力狀況。誘導流場使用 Peters/He 三階動態進氣流場模式。地面效應則使用經驗公式模擬。

3. 尾旋翼模擬：使用旋轉盤理論之 Bailey 模式計算尾旋翼推力及反扭力。
4. 機體及尾翼氣動力模擬：使用數值查表及內插方式計算機體、水平尾翼及垂直尾翼之氣動力。
5. 飛行控制系統模擬：模擬 TH-67 直昇機之飛行控制，包括集體桿、迴旋桿、尾旋翼腳蹬等。失效時可任意設定主旋翼集體槳距、縱向循環槳距、橫向循環槳距、尾旋翼集體槳距之位置。
6. 起落架系統模擬：使用四個具彈簧與阻尼特性之作用點模擬滑橇式起落架與地面接觸時的作用力，另使用一作用點模擬尾橇效應。可模擬起降時之震動與滾行，並可降落於傾斜地面。另可設定各點最大作用力，超過時可顯示起落架失效。
7. 發動機及傳動系統模擬：完整模擬 GMC 公司 Allison 250-C20J 發動機性能特性，包含調速器及油控器在內，除可提供氣體產生器轉速、動力渦輪轉速、主旋翼轉速、發動機扭力、燃油流量等動力儀表讀數外，並可執行發動機開關車程序、發動機除冰及發動機失效之模擬。失效模擬包括發動機停車、調速器失效、油控器失效、發動機進氣口結冰等。發動機停車可由設定燃油關斷或傳動軸斷開來模擬，將造成發動機無動力輸出。調速器失效之效應為發動機轉速無法經由增減速開關調整，且集體桿提上時，將失去轉速補償功能，旋翼轉速明顯下降，此模擬為設定調速器輸出為零。油控器失效之現象為手油門失去作用無法改變燃油流量，模擬之方式即為設定燃油流量為當時之數值並維持不變。發動機進氣口結冰之模擬為設定空氣進氣量隨結冰程度逐漸下降。又發動機除冰時係釋放部分壓縮空氣，以加溫進氣口之中空支柱，故模擬時進入燃燒室的壓縮空氣流量將減少。而當空氣流量減少，輸出扭力將下降並造成轉速下降，此時因調速器有維持轉速功能，將使油控器增加供油量，故渦輪排氣溫度將上升，此現象符合操作手冊之描述。

8. 燃油系統模擬：計算燃油存量及因燃油消耗造成重心之改變，此外可設定燃油關斷。
9. 大氣環境模擬：模擬標準大氣，可設定當地海平面溫度及壓力，並提供標準 von Karman 擾流模式，此外使用者可自行設定任意方向與風速之側風。
10. 配重模擬：可設定配重之重量、重心位置及慣性矩。

(三) ART 公司營運方面：

ART 公司位於舊金山灣區的山景城(Mountain View)，是於 1982 年由六位博士及九位專家所創立之航太科技顧問公司，提供航太專業的設計分析與技術應用服務，特別是針對旋翼分析與模擬技術領域，客戶主要為美國陸軍。該公司自 1985 年起即參與美軍第二代泛用直昇機分析系統(2GCHAS)的建立工作，提供美軍工程發展用之直昇機非即時模擬軟體，並於 1989 年成為 2GCHAS 計畫的主要合約商。除工程顧問工作外，ART 公司開始發展 FLIGHTLAB 軟體以支援其顧問工作，並推薦給其客戶使用。此外，ART 公司於 1994 年起積極參與 NASA、FAA 與業界有關直昇機模擬器標準之制定，為 FAA 新的 AC-120-62 直昇機模器認證標準中關於直昇機動態模擬模式需求之主要貢獻者，使得 ART 公司的直昇機動態模擬技術成為直昇機模擬器業界的標準。ART 公司執行的研究計畫包括美國陸軍航空技術測試中心(ATTTC)之 Comanche 直昇機飛行測試分析、美國海軍艦載直昇機 V-22 降落研究、美國陸軍模擬與訓練指揮部(STRICOM)的 AH-64A Apache 直昇機模式發展。其開發之 FLIGHTLAB 軟體亦為美國、英國、荷蘭、新加坡等地的直昇機訓練或研發機構所使用。

ART 公司之產品除 FLIGHTLAB 軟體外，還包括 PilotStation 軟體與 HeliFlight 直昇機模擬器。PilotStation 軟體可提供個人電腦等級的視效系統、飛行儀表顯示以及簡易的飛行操控裝置，並能與 FLIGHTLAB 軟體配合使用，可作為直昇機設計或模擬器開發之工具。HeliFlight 為功能完整的泛用型直昇機模擬器，包括全密閉式

座艙、平行光視效系統、座艙儀表顯示、四軸力感控制、六自由度運動平台等，提供客戶的高度整合的產品(Turn-key System)。

ART 公司內另安裝有一部發展用泛用型模擬器，為固定式設計，使用 E&S 公司之 PC 級的視效產生器並含四軸力感控制系統，此模擬器除供展示用途外，亦是 ART 公司發展動態模式時主要的測試與驗證工具，並可提供飛行模擬訓練。於個人實習期間即有美國海軍試飛飛行員學校人員前來試飛，執行 V-22 直昇機降落於航行中的船艦上模擬訓練。

綜合以上所述，ART 公司除了為航太科技的工程顧問公司外，本身亦生產直昇機模擬軟體的發展工具，以及製造直昇機模擬器。其所承接的美軍直昇機研究計畫，除了對其公司財務有直接的助益外，所累積的經驗與知識亦轉化為公司的無形資產，有助於公司業務的開拓。ART 公司以獨到的工程技術獲致美軍信賴，取得長期的研究計畫，並藉由研究計畫來支持公司的研發工作，最後將研究成果轉為公司的產品，此為其成功的經營策略。

本組目前主要的工作為模擬器的研製與維修，而所研製的模擬器均為提供訓練之用，然而模擬器的真正價值卻遠超過此一用途。舉凡在規劃、設計、製造、測試、驗證、訓練等各階段皆能作為設計驗證的工具。ART 公司能將模擬器功能發揮的淋漓盡致，最主要的原因應該是其真正掌握到直昇機模擬器的核心知識一直昇機動態模式，而能有效應用此核心知識來解決旋翼機工程上的各類問題。期盼本組能在核心知識上有所突破，除了模擬器研製外，亦能在國防科技領域上提供新的服務。

參、效益分析

本次出國執行「直昇機動態模式軟體」之教育訓練，對本院而言所獲效益如下：

(一) FLIGHTLAB 軟體之使用

包括 FLME、CSGE、Xanalysis、Scope 等各軟體之使用，不僅了解 FLIGHTLAB 全套軟體之安裝與操作，亦熟悉其核心 Scope 語言指令。能產生獨立的動態連結執行檔，能撰寫 C 語言的驅動程式，以及配合系統需求修改輸出入介面變數。使我方具備了完成 TH-67 模擬器全系統整合工作的能力，將可順利達成專案目標。而 ART 公司成功的運用物件導向技術於模擬軟體之發展亦值得本組學習。由 FLIGHTLAB 軟體中所展現的模組化與資訊隱藏的特性可知物件導向設計有其優點，而從 Scope 語言著手深入探究其設計理念，將有助於本組軟體技術的更新。

(二) 熟悉 TH-67 直昇機動態模式軟體

此次訓練對專案而言，最重要的是使我方能深入了解 TH-67 直昇機動態模式各分系統之模擬方法，包括直昇機之六自由度運動、主旋翼模式、尾旋翼模式、機身及水平尾翼垂直尾翼之氣動力計算、飛行控制系統、滑橇式起落架及尾橇、發動機系統、燃油系統、負載及配重等等，尤其是在主旋翼與渦輪軸發動機之動態模式方面。其次是完成 TH-67 直昇機動態模式軟體界面文件的修訂工作，ART 公司所交付的軟體除可執行正常飛行操作訓練外，亦可執行發動機開關車程序訓練以及緊急操作訓練，充分滿足 TH-67 直昇機全功能飛行模擬訓練機之系統規格需求。由於對軟體的熟悉使我方能掌握後續直昇機動態模式軟體之參數修改與性能調校的能量。此外，藉由此一訓練使我方能與國外專家面對面的溝通，學習旋翼動態系統的分析方法，並就工程問題進行討論，一方面擴大了我方的視野，另一方面也使我方具備了自行開發直昇機模擬軟體的能量。

(三) 增進雙方合作關係

此次的出國實習開啟了本組與 ART 公司的合作契機，增進了雙方的了解與信任。ART 公司所擁有的旋翼機模擬知識與軟體技術實為本組所欠缺的，應是本組未來學習與技術引進的對象。由於國內將持續採購新型的直昇機，相對地對直昇機訓練模擬器的需求亦將陸續湧現。本著服務三軍的立場，本組勢必針對直昇機模擬器的開發投入更多的人力，而對核心知識—直昇機動態模式的需求亦將更為迫切。故維持與 ART 公司良好的合作夥伴關係將有助於本組日後業務發展與專案目標的達成。

肆、國外工作日程表

91 年 10 月 06 日：於中正機場出發搭乘長榮航空公司班機前往美國加州舊金山。

91 年 10 月 07 日：訓練課程大綱介紹。

91 年 10 月 08 日：Linux 作業系統與 FLIGHTLAB 軟體安裝。

91 年 10 月 09 日：FLIGHTLAB 軟體大綱介紹。

91 年 10 月 10 日：控制系統圖形編輯器(CSGE)使用。

91 年 10 月 11 日：使用 CSGE 實作獨立控制系統練習。

91 年 10 月 12 日：綜整本週訓練上課資料。

91 年 10 月 13 日：撰寫國外工作週報及回傳國內。

91 年 10 月 14 日：FLIGHTLAB 模式編輯器(FLME)使用。

91 年 10 月 15 日：Scope 語法介紹。

91 年 10 月 16 日：Scope 圖形使用者介面 Xanalysis 之使用。

91 年 10 月 17 日：Xanalysis 之即時環境執行與

91 年 10 月 18 日：PilotStation 軟體安裝、設定與使用。

91 年 10 月 19 日：綜整本週訓練上課資料。

91 年 10 月 20 日：撰寫國外工作週報及回傳國內。

91 年 10 月 21 日：使用 Xanalysis 軟體產生直昇機標準飛行性能數據圖。

91 年 10 月 22 日：使用 FLME 編輯理想發動機模式。

91 年 10 月 23 日：使用 FLME 編輯渦輪軸發動機模式。

91 年 10 月 24 日：發動機動態模式與起動程序討論。

91 年 10 月 25 日：發動機失效模式討論。

91 年 10 月 26 日：綜整本週訓練上課資料。

91 年 10 月 27 日：撰寫國外工作週報及回傳國內。

91 年 10 月 28 日：FLIGHTLAB 軟體架構介紹。

91 年 10 月 29 日：FLIGHTLAB 軟體程式呼叫介面介紹。

91 年 10 月 30 日：FLIGHTLAB 軟體輸出入變數介紹。

91 年 10 月 31 日：產生可獨立執行的動態連結檔案。

91 年 11 月 01 日：製作 C 語言驅動程式。

91 年 11 月 02 日：綜整本週訓練上課資料。

91 年 11 月 03 日：撰寫國外工作週報及回傳國內。

91 年 11 月 04 日：使用 ART 模擬器調校飛行控制系統參數。

91 年 11 月 05 日：使用 ART 模擬器調校主旋翼參數。

91 年 11 月 06 日：使用 ART 模擬器調校發動機參數。

91 年 11 月 07 日：TH-67 動態模式軟體界面變數修訂。

91 年 11 月 08 日：參加 TH-67 動態模式軟體審查會。

91 年 11 月 09 日：綜整本週訓練上課資料。

91 年 11 月 10 日：撰寫國外工作週報及回傳國內。

91 年 11 月 11 日：TH-67 直昇機動態模式軟體驅動程式製作與介面函數功能測試。

91 年 11 月 12 日：TH-67 直昇機動態模式軟體驅動程式製作與介面函數功能測試。

91 年 11 月 13 日：於美國舊金山國際機場搭機返回台北。

91 年 11 月 14 日：飛機抵達中正機場。

伍、社交活動

在這段國外工作期間，由於均在 ART 公司內接受訓練，故主要的社交活動亦均在 ART 公司內部。交往對象均為 ART 公司的工作人員，包括其公司負責人 Ronald Du Val 博士、技術總監 Cheng-Jian He 博士、S. Franz Lee 博士、Hossein-Ali Saberi 博士、Hong Xin 博士、Jan Goericke 先生、Wen-Bin Chen 先生、Donna Carrig 女士等人。此行 ART 公司提供了良好的訓練場地與熱誠的接待令人難以忘懷。

訓練期間個人亦曾安排本組另一行人員於 91 年 11 月 8 日參訪 ART 公司，就直昇機動態模式軟體購案之執行現況聽取 ART 公司簡報，雙方並就輸出入界面進行討論。當日活動如下：

我方人員於上午 9 點 30 分抵達 ART 公司，出席「直昇機動態模式」購案履約審查會，除本人外我方另三位出席人員為林世鴻(系統工程師)、王信博(力感分系統負責人)、陳軍秀(音效分系統負責人)，ART 公司則由 Ronald Du Val 博士(公司負責人)、Cheng-Jian He 博士(技術總監並負責旋翼系統模擬)、Hossein-Ali Saberi 博士(專案負責人並負責飛行性能驗證)、Jan Goericke 先生(負責直昇機運動及飛行控制系統模擬)、Hong Xin 博士(負責發動機及燃油系統模擬)等人參加。會議開始首先由 Ronald Du Val 博士介紹該公司背景並表達歡迎之意，隨後由 Cheng-Jian He 博士介紹該公司的相關產品以及 FLIGHTLAB 軟體功能，緊接著由 Hossein-Ali Saberi 博士介紹專案執行現況，並由 Jan Goericke 先生簡介 TH-67 直昇機動態模式的模擬方法。由於時間已近中午用餐時間，ART 公司安排與會人員一起享用當地特色的三明治自助午餐。餐後 ART 公司安排我方人員試飛該公司的模擬器，讓我方人員實際體驗 TH-67 與 Apache 直昇機的飛行操作。下午則首先由 Hong Xin 博士簡介 TH-67 直昇機發動機與燃油系統的模擬方式。其次由 Hossein-Ali Saberi 博士主持動態模式軟體界面變數的討論與修訂，最後並逐條確認本次會議紀錄。有關本次審查會之簡報資料請參見附件。

此外亦於 91 年 11 月 12 日，即訓練課程結束的最後一日，就近拜會 CONTEX 公司，以了解本組「坦克車輛動態模式軟體」購案之執行現況。負責接待的為 CONTEX 公司副總經理孫魯正博士以及莊挺宏博士。首先由莊博士以動畫方式展示坦克車輛動態模式軟體的模擬效果，使用該公司自行發展的三度空間動畫軟體呈現坦克車在崎嶇路面上的運動情況，感覺上頗為真實。隨後由孫博士介紹該公司自行設計的量測儀器，將安裝於坦克車內量測坦克車的運動訊號，以供參數調校之參考。量測訊號包括駕駛座的加速度、速度、角速度以及引擎轉速、方向盤角度、煞車壓力等訊號。其量測儀器使用現成組件包括雷射慣性導航儀、加速計、壓力轉換器、電阻式位置感應器與應變計等。所有的組件最後安裝於一約 A3 紙張大小的儀器盒內，經由 RS-232 界面連接至筆記型電腦，可進行運動訊號的即時擷取。CONTEX 公司所展示的技術能量令人印象深刻。

陸、建議事項

在目前強調產業升級的大環境下，掌握領域上的專業知識已成為各產業界生存與提升競爭力與產品附加價值的不二法門。毫無疑問的數學動態模式實為模擬器的核心技術，唯有掌握數學動態模式方能產製出具競爭力的模擬器。不僅如此，這些數學動態模式亦是飛行載具或武器系統的核心知識，能真正了解這些核心知識才能真正發揮系統的性能。這也是本所一再強調的研發重點與努力目標，尤其是新所長上任以來，更以具體的行動展現重視核心知識的作為。

然而領域上的專業知識多半散佈在不同的組織單位內或是個人的腦海中，常常隨著組織的調整或人事的異動而消失。通常在一單位內，專業的工程人員常因工作繁重或個人因素不願將知識累積下來，而管理階層常因領域的不同而忽略其重要性。即便是要工程人員撰寫研究報告，往往因缺乏專業上的審核，或無法實際應用，致報告流於形式，最後只能束之高閣，無法傳承下來，遑論進一步改進與發揚。

故唯有將專業知識累積在日常使用的工具上，或累積於公司的產品上，這樣紀錄的工作才能形成公司文化的一部分，才能行之久遠。這點在 ART 公司上可看出端倪，亦是其經營成功的獨到方式。ART 原先只是旋翼技術的顧問公司，FLIGHTLAB 軟體的原始知識原本散佈於 ART 公司的內部，為個人所擁有。開始時，為了要有便利的分析工具與溝通方式，ART 公司展開集結公司內部各專業領域知識的工作，包括旋翼氣動力、剛體動力學、熱動力學、飛行控制與電腦軟體技術等，整合成威力強大的旋翼機分析工具，到最後竟成為公司最主要的產品。

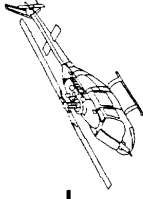
FLIGHTLAB 軟體不僅成為 ART 公司的代言人，亦成為公司內通行的第二母語。各個工程師的專業知識經由 FLIGHTLAB 而結合並加以累積，專業知識也經由 FLIGHTLAB 得以交流與整合，尤其是整合後的跨領域知識其價值遠超過整合之前。個人的知識到

最後變成公司的資產，成了公司永續經營的保障。

本院為國防科技研發單位，某些單位的工作性質與 ART 公司亦有相同之處。總體而言，本院不論是在組織規模或專業領域範疇上均遠遠超過 ART 公司，對專業知識的重視自然不在話下。然而在本院產品中廣為人知的均為武器系統一類，屬於真實的硬體產品。就個人所知，尚未見到本院有自行研製的分析工具軟體，能用於系統評估與設計工作之中，能通行於不同專業組間的溝通上，能用於新進人員的訓練，亦能用於資深人員的經驗傳承上，如同 FLIGHTLAB 軟體對 ART 公司所展現的用途上。

在現今科技日益競爭的年代中，知識已成為公司重要的無形的資產，如同資金、人力、廠房設備等有形資產。而特別的是，有時知識的價值是無法衡量的，其來源是無法快速取得的，其運用亦非一蹴可及的。例如設計一部電腦所需的知識其價值遠超過電腦本身的造價。ART 公司的創意也許只是眾多知識管理方法中的一種，認清公司的核心知識，進而管理知識與營造出創新知識的工作環境將是管理階層所需面對的新的課題。

附件、直昇機動態模式軟體審查會簡報資料

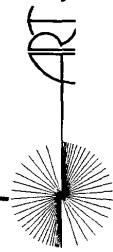


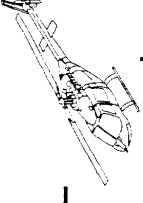
TH-67 Flight Simulation Model

Dr. Hossein Saberi
Dr. Chengjian He
Mr. Jan Goericke
Dr. Hong Xin
Advanced Rotorcraft Technology, Inc.
1685 Plymouth Street, Suite 250
Mountain View, CA 94043

Presented to
CSIST, Taiwan

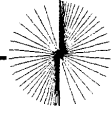
November 07, 2002

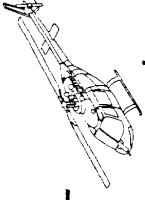




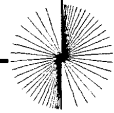
Presentation

- General aircraft information
- Rotor systems
- Airframe components
- Flight control system
- Atmosphere model
- Simulation model analysis



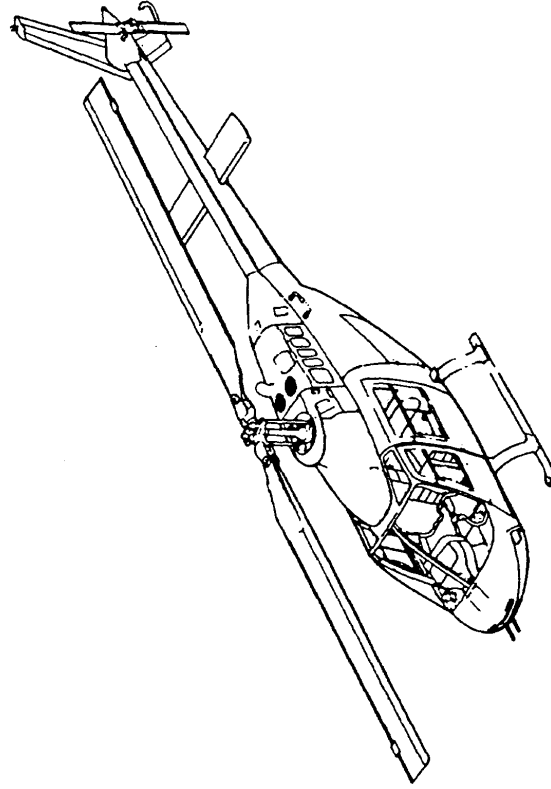


TH-67 Aircraft General Information

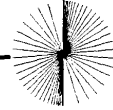
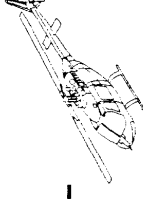


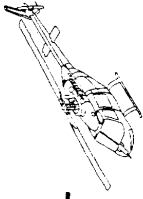
ART

Major Aircraft Components

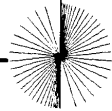
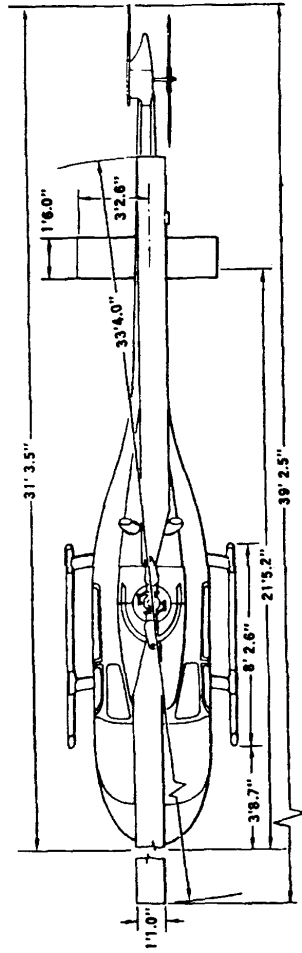
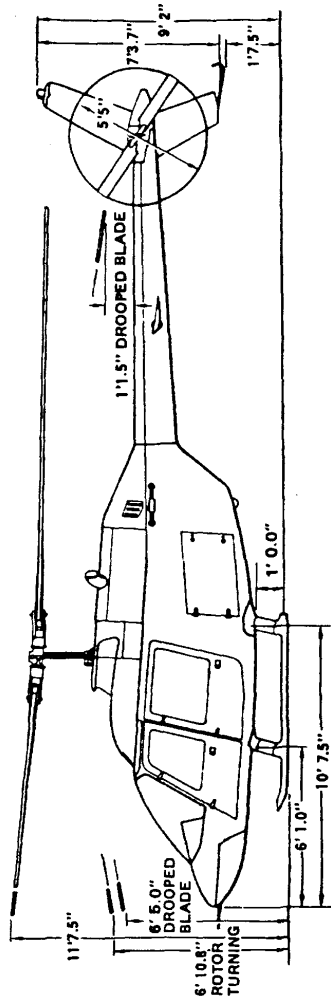
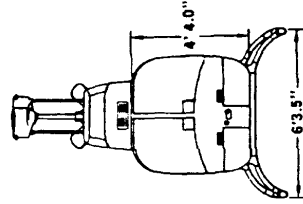


- Main rotor
- Drivetrain
- Turboshaft engine system
- Tail rotor
- Fuselage (incl. tailboom)
- Landing gear
- Horizontal stabilator
- Vertical fin
- Cargo
- Fuel cell
- Flight control system
- Environment

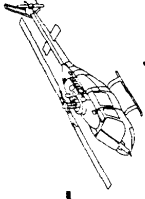




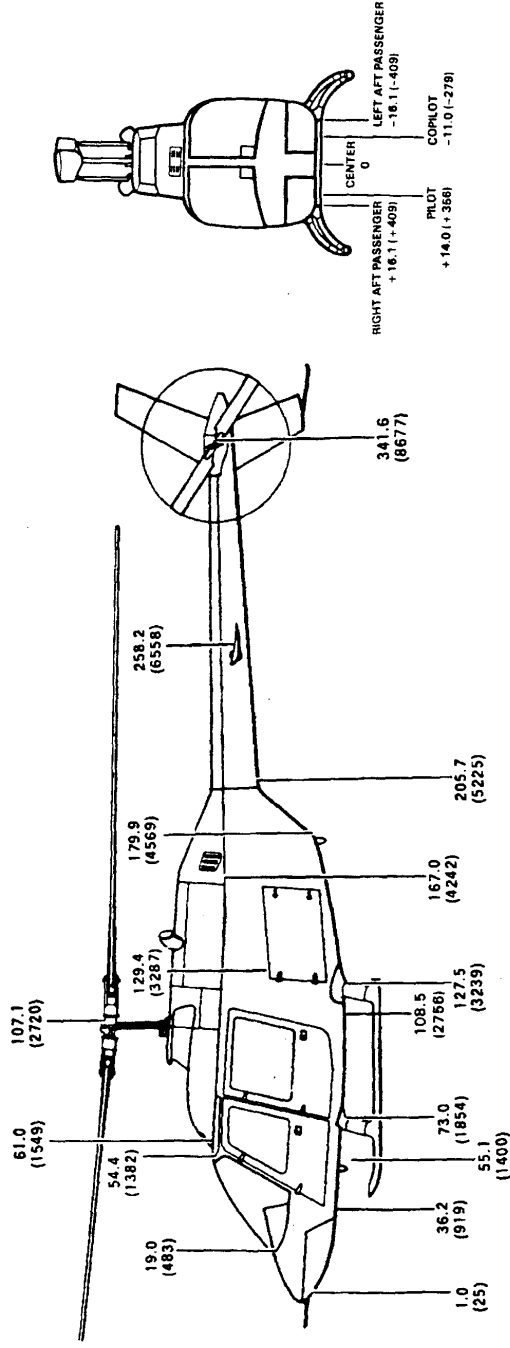
TH-67 Aircraft Dimension



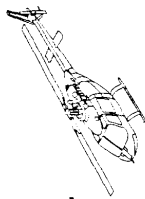
ART



TH-67 Airframe Component Locations



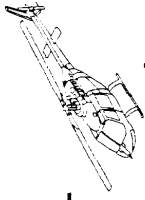
ART



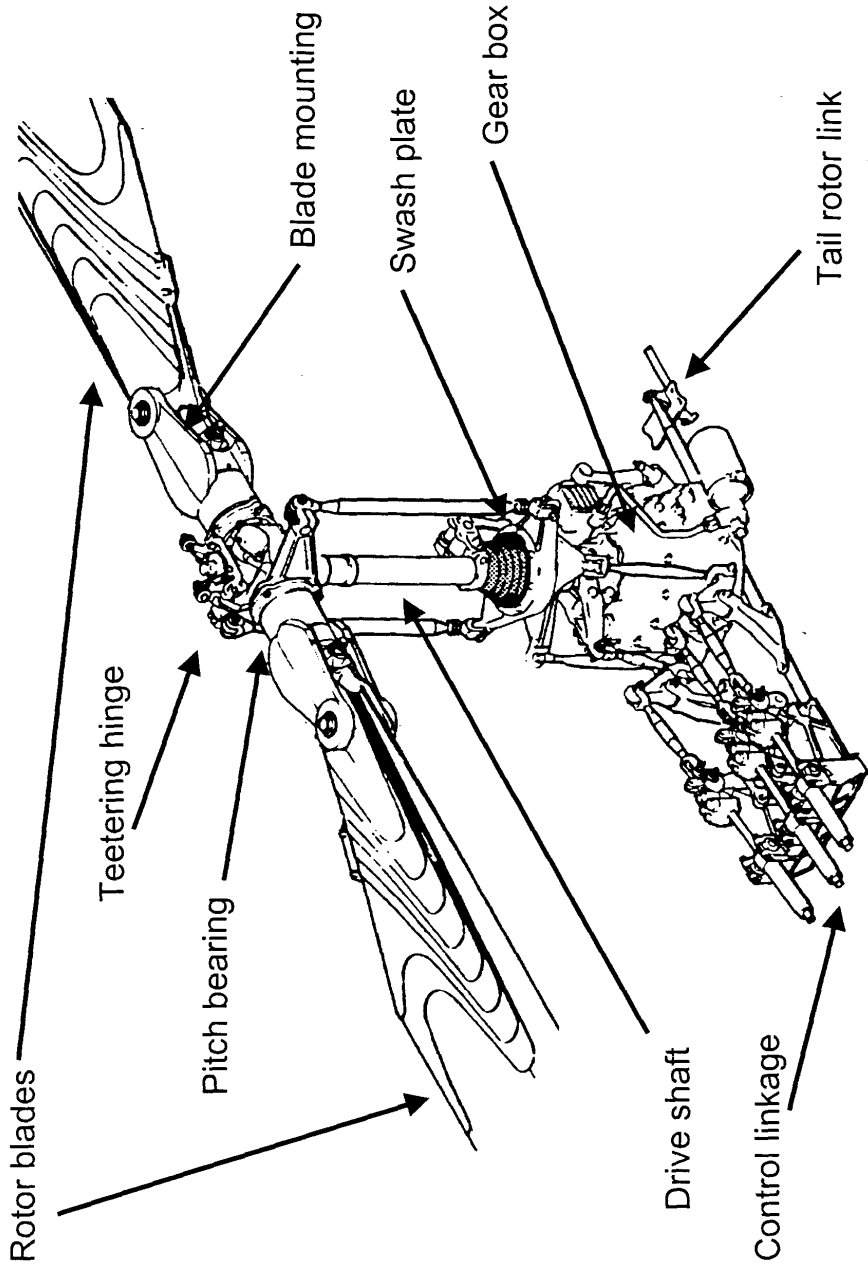
TH-67 - Main Rotor Model

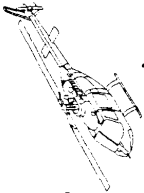


ART



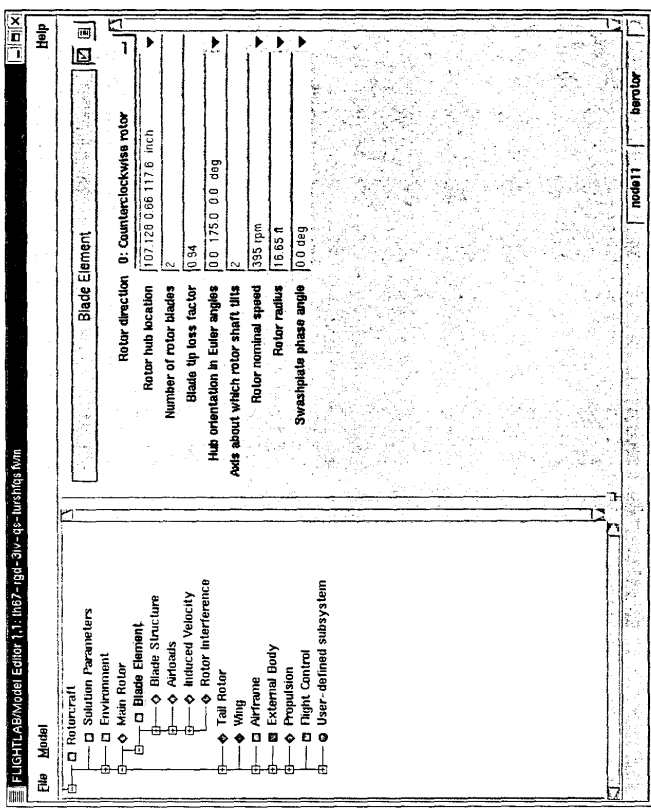
TH-67 – Main Rotor System





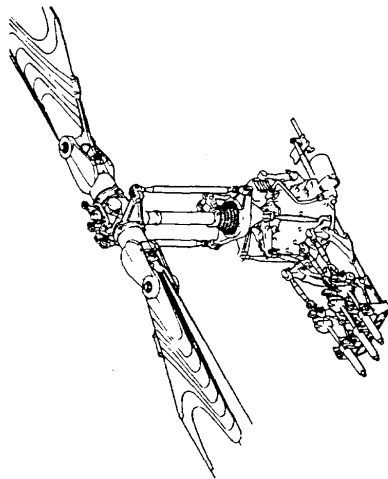
Main Rotor General Information

- Rotor model type: blade element
- Teetering hub
- Hub location: 107.1 0.66 117.6 in
- Number of rotor blades: 2
- Nominal rotor speed: 395 rpm
- Rotor radius: 16.62 ft
- Constant chord blades: 1.1ft
- Swashplate phase angle: 0.0 deg



Main Rotor Teetering

- Rotor precone: 2 degree
- Precone offset: 0.0 ft
- Rotor underslung : 0.235 ft
- Underslung mass: 0.2347 slug
- Feathering hinge offset: 0.8 ft



FILE Model EDIT HELP

FLIGHTLAB/Model Editor 1.1: in07-rgt-3iv-qs-lusinfo5.htm

File Model

Rotorcraft

- Environment
- Main Rotor
 - Blade Element
 - Blade Structure
 - Teetering
 - Blade property
 - Blade mass
 - Airloads
 - Induced Velocity
 - Rotor Interference
 - Tail Rotor
 - Wing
 - Airframe
 - External Body
 - Propulsion
 - Flight Control
 - User-defined subsystem

Blade structural type option 0: Equal annulus area

Blade model 0: Rigid blade

Hub model 0: Teetering only

Number of structural segments 10

Torque offset 0.0 ft

Rotor precone 2.0 deg

Precone offset 0.0 ft

Feathering hinge offset 0.8 ft

Delta 3 angle 0.0 deg

Teetering hinge spring stiffness 0.0 ft-lbf/rad

Teetering hinge damping coefficient 0.0 ft-lbf-sec/rad

Teetering spring undeformed angle 0.0 deg

Rotor underslung -0.235 ft

Underslung mass 0.2347 slug

Underslung inertia in X-axis 0 slug-ft²

Underslung inertia in Y-axis 0 slug-ft²

Underslung inertia in Z-axis 0 slug-ft²

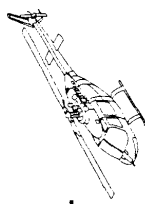
Flap hinge offset 0.1667 ft

Flap hinge spring stiffness 0.0 ft-lbf/rad

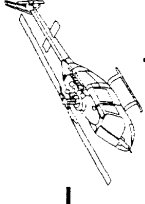
Flap hinge damping coefficient 0.0 ft-lbf-sec/rad

Flap spring undeformed angle 0.0 deg

node77 teetering

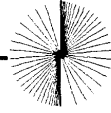


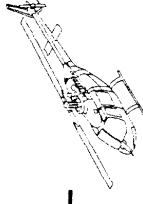
ART



Blade Structural Model

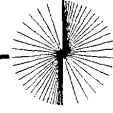
- **10 structural segments with individual mass and moment of inertia**
- **Rigid blade element connection between the segments (rigid blade model)**
- **Equal annulus area**
- **Varying mass and moment of inertia properties**

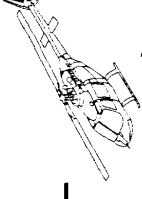




Blade Aerodynamic model

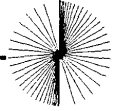
- 10 aerodynamic segments
- Root cutout: 1.542 ft
- Tip loss factor: 0.94
- Symmetric airfoil : NACA0012
- Quasi-steady table look-up for airloads
- Aerodynamic coefficients as function of angle of attack and Mach number
- Computation of lift, drag, and pitch moment for each blade segment
- 10 degrees linear blade twist

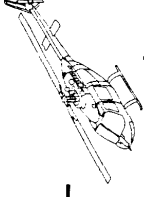




Main Rotor Induced Velocity

- Three state dynamic inflow
 - Azimuthal distribution ($\sin(\omega t)$, $\cos(\omega t)$)
 - Radial distribution (linear)
- Empirical ground effect model
- Empirical inflow correction

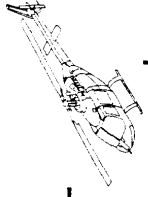




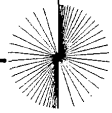
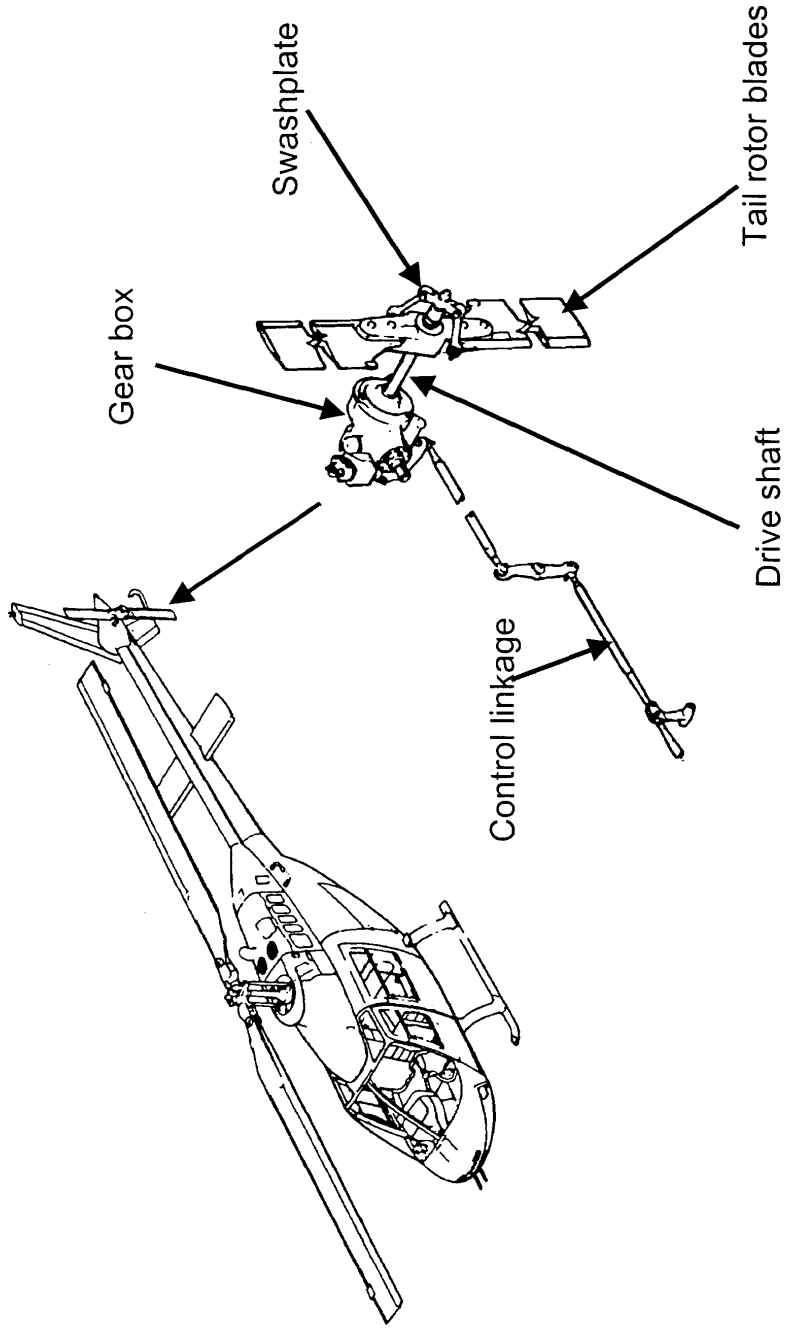
TH-67 - Tail Rotor Model



ART

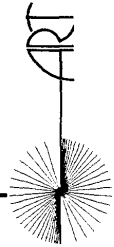
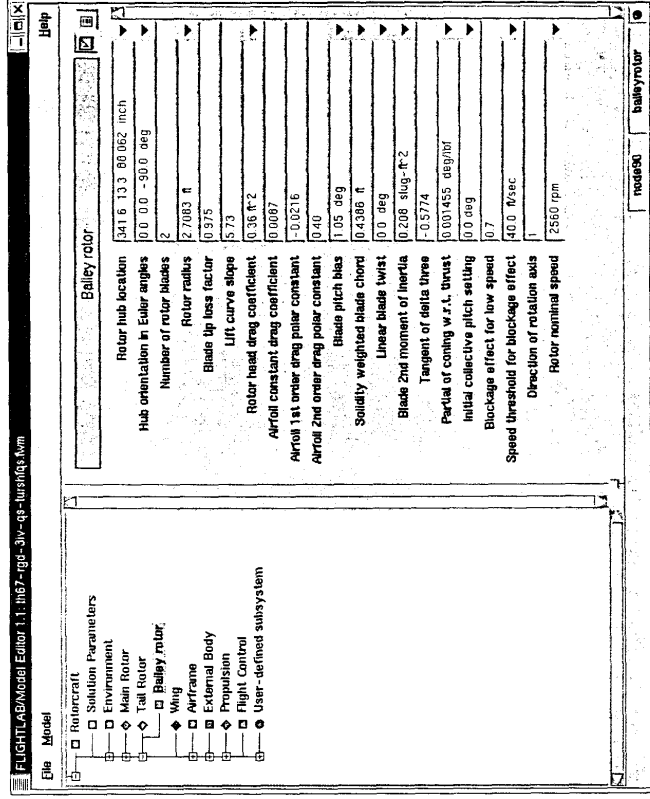


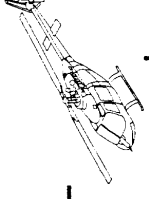
Tail Rotor System



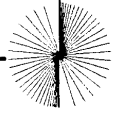
Model - Tail Rotor

- Rotor type : quasi-steady disc rotor (Bailey rotor)
- Periodic steady state solution at every time step
- Collective pitch only (no cyclic control)
- Number of malfunctions implemented
- Constant chord blade
- No blade twist
- Hub location: 341.6 13.3 88.06 in
- Rotor radius : 2.71 ft
- Tip loss factor: 0.975
- Nominal rotor speed: 2560 rpm



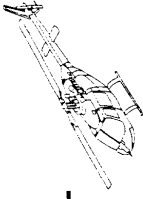
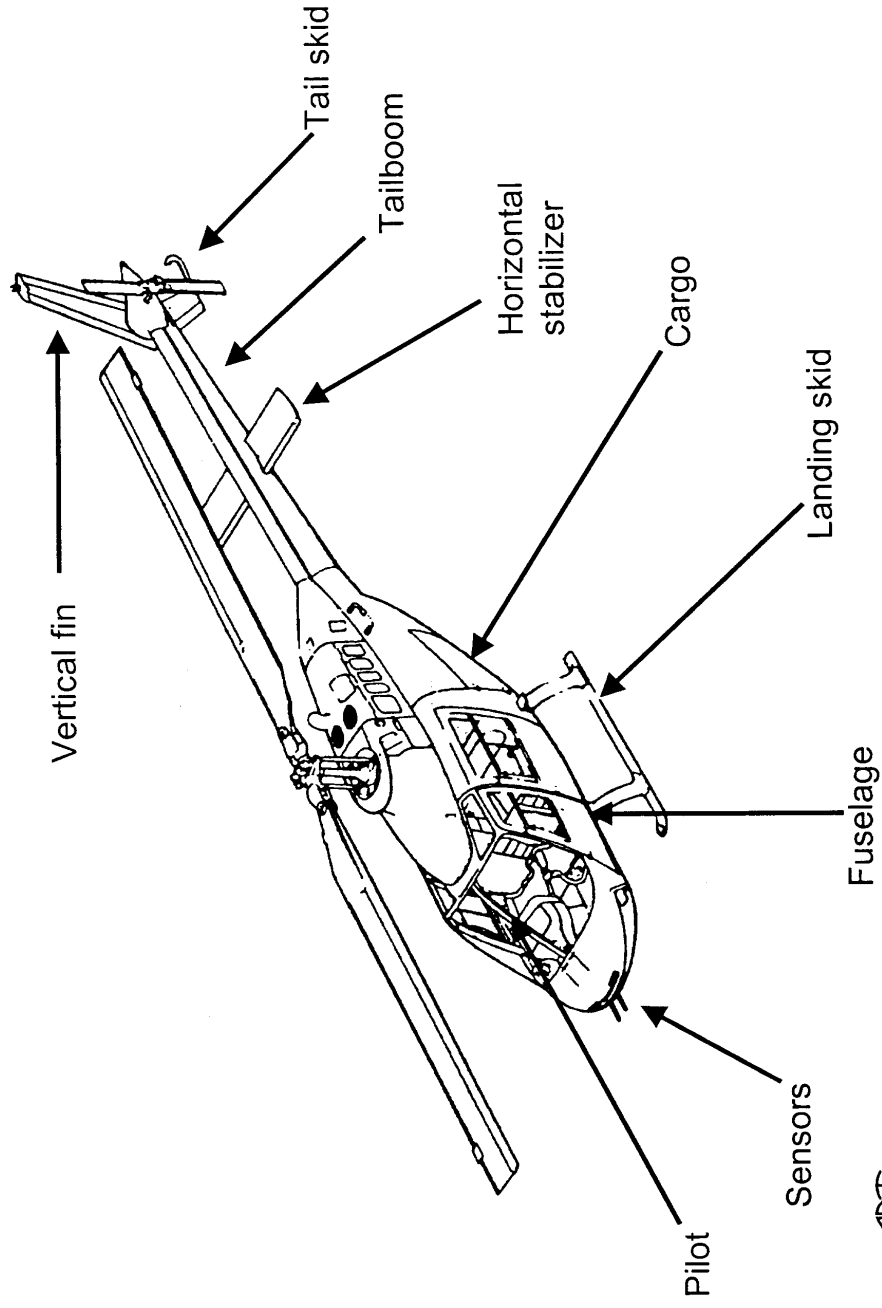


TH-67 - Airframe Model



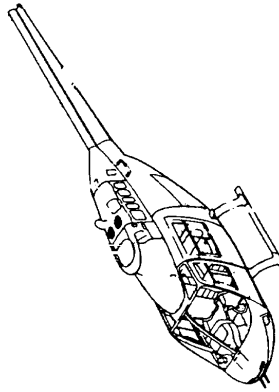
ART

TH-67 – Airframe Group



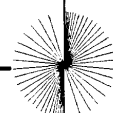
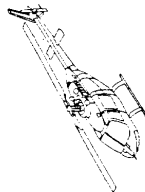
Fuselage Structural Model

- 6 DOF rigid body model
- Body mass/inertia of empty fuselage
- Fuselage C.G. location: 110.2 – 1.1 59.2 in
- Fuselage weight: 2100 lb
- Rigid tailboom connection
- Fuselage moment of inertia:
 - Ixx: 288 slug-ft²
 - Iyy: 1816.25 slug-ft²
 - Izz: 1014 slug-ft²
 - Ixz: -260 slug-ft²

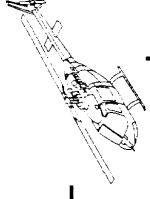


The screenshot shows the 'Rigid Fuselage' configuration window in the FLIGHTLAB/Model Editor. The left pane displays a hierarchical tree of model components, with 'Rigid Fuselage' selected. The right pane shows the configuration parameters for the selected component.

Mass/Inertia Input option	0: Fuselage mass/inertia
Fuselage c.g.	110.2 - 1.1 59.2 in
Fuselage mass	2100 lbm
Fuselage roll moment of inertia	288 slug-ft ²
Fuselage pitch moment of inertia	1816.25 slug-ft ²
Fuselage yaw moment of inertia	1014 slug-ft ²
Fuselage X-Y product of inertia	0 slug-ft ²
Fuselage X-Z product of inertia	-260 slug-ft ²
Fuselage Y-Z product of inertia	0 slug-ft ²
Vehicle c.g.	110 - 1.1 51.65 in
Total vehicle mass	2700 lbm
Total roll moment of vehicle inertia	423 slug-ft ²
Total pitch moment of vehicle inertia	1822 slug-ft ²
Total yaw moment of vehicle inertia	1454 slug-ft ²
Total X-Y product of vehicle inertia	0 slug-ft ²
Total X-Z product of vehicle inertia	-260 slug-ft ²
Total Y-Z product of vehicle inertia	0 slug-ft ²

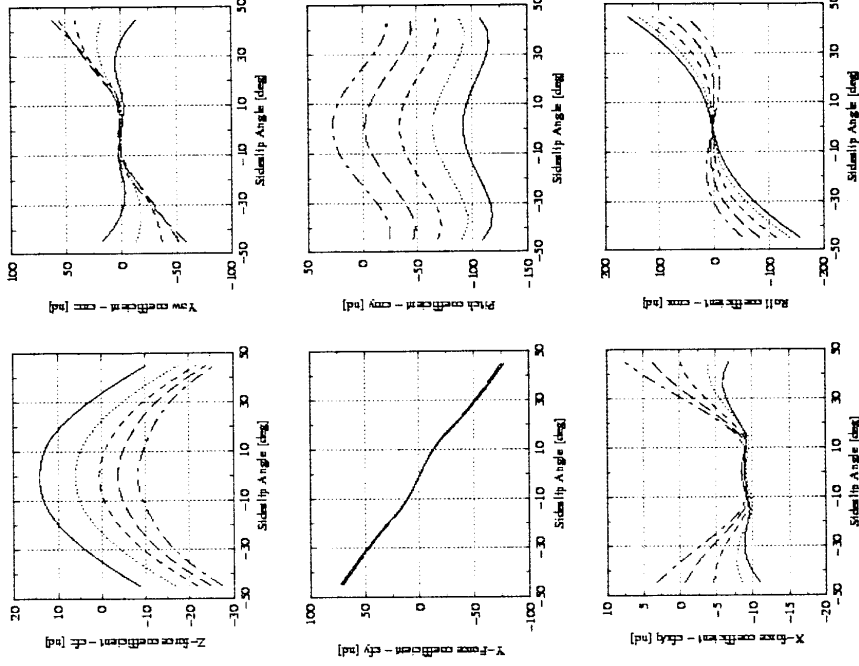


ART



Fuselage Aerodynamic Data

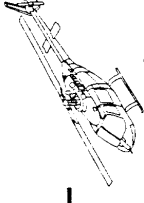
- Quasi-steady table look-up for airloads
- Non-uniform data table to allow for non-equidistant data points (wind tunnel data format)
- Computation of 6 aerodynamic forces and moments as function of angle of attack and sideslip angle
- Aerodynamic data scaled form similar aircraft
- Table arguments cover entire range around the aircraft



Angle	Range [deg]	
	Minimum	Maximum
Angle of attack	-90	90
Sideslip (deg)	-180	180



ART



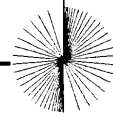
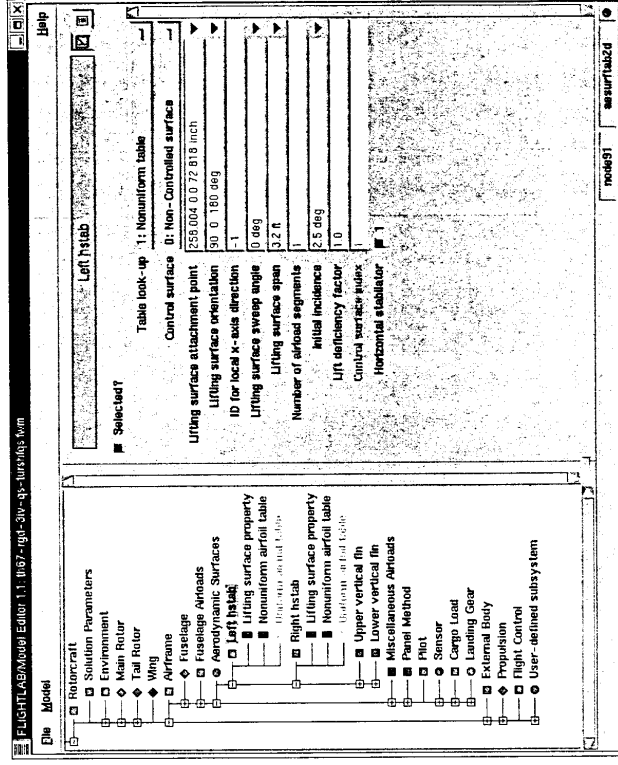
Horizontal Stabilator

Aerodynamics :

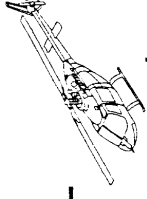
- Quasi-steady table look-up for airloads
- 3 aerodynamic coefficients as function of angle of attack and Mach number
- Lift, drag, and pitch moment calculated
- Inverted Clark-Y airfoil

Geometry :

- One aerodynamic segment for each stabilator
- Left/right surface modeled separately
- Stabilator half span: 3.2 ft
- Position: 258.0 0.0 72.8 in
- Incidence angle : 2.5 deg (leading edge up)
- Constant chord: 1.5 ft
- Rigid connection to fuselage



ART



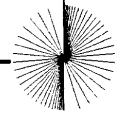
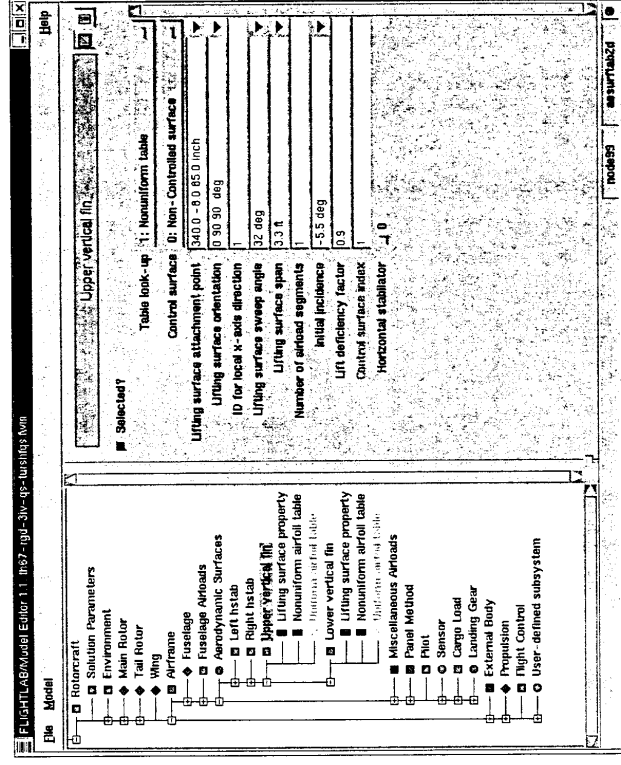
Vertical Fin

Aerodynamics :

- Quasi-steady table look-up for airloads
- 3 aerodynamic coefficients as function of angle of attack and Mach number
- Lift, drag, and pitch moment calculated
- Symmetrical airfoil (NACA0012)

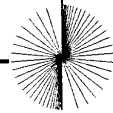
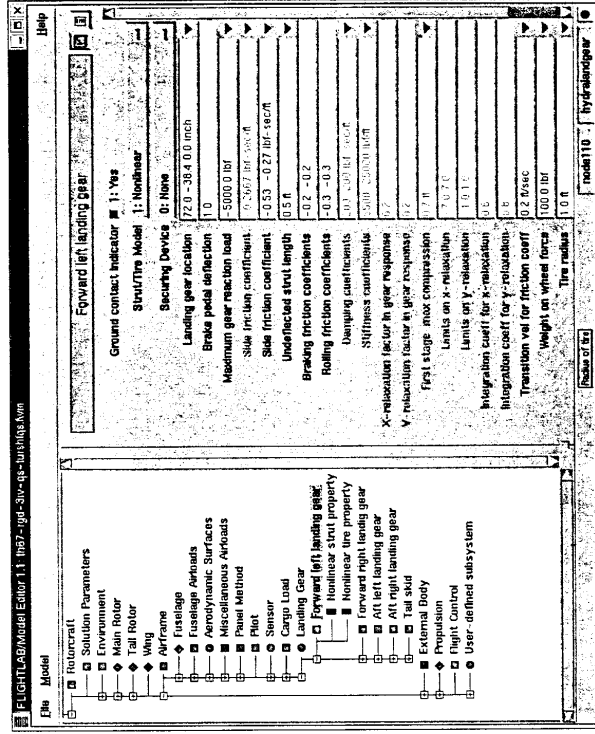
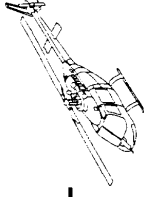
Geometry :

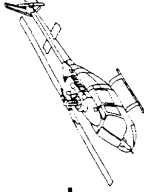
- Upper/lower vertical fins modeled
- One aerodynamic segment for each stabilator
- Tapered fins
- Sweep angle : 30 deg
- Position: 340.0 –8.0 85.0 in
- Incidence angle : 5.5 deg (leading edge to the right)
- Rigid connection to fuselage



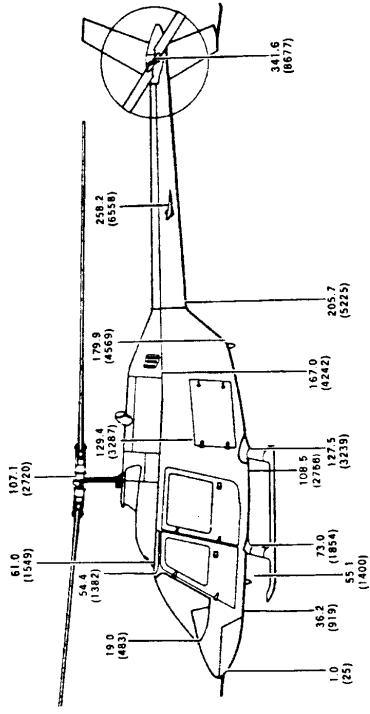
Main Landing Gear (Skid)

- 2 skids modeled by 4 ground contact points
- Tail skid modeled as an additional ground contact point
- Landing on slope possible
- Each ground contact point (landing gear) includes :
 - Multi-stage spring-damper system
 - Independent lateral/longitudinal friction coefficients
 - Capable to slide over ground in two directions
 - Failure indicated for exceeding max. contact force





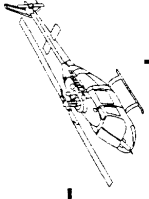
Pilot Position, Sensors, And Cargo



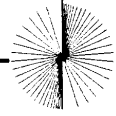
System	System position in fuselage station [inch]		
	F.-station	Buttline	Waterline
Pilot eye	65.0	14.1	37.8
Cargo	110.2	-1.1	59.2
Sensors			
Airframe sensor	110.2	0.0	59.2
Accelerometer	110.2	0.0	59.2
Slip ball	110.2	0.0	59.2
Airspeed	-10.0	0.0	19.2
Radar altitude	50.0	0.0	12



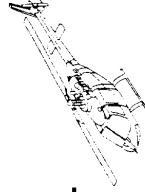
ART



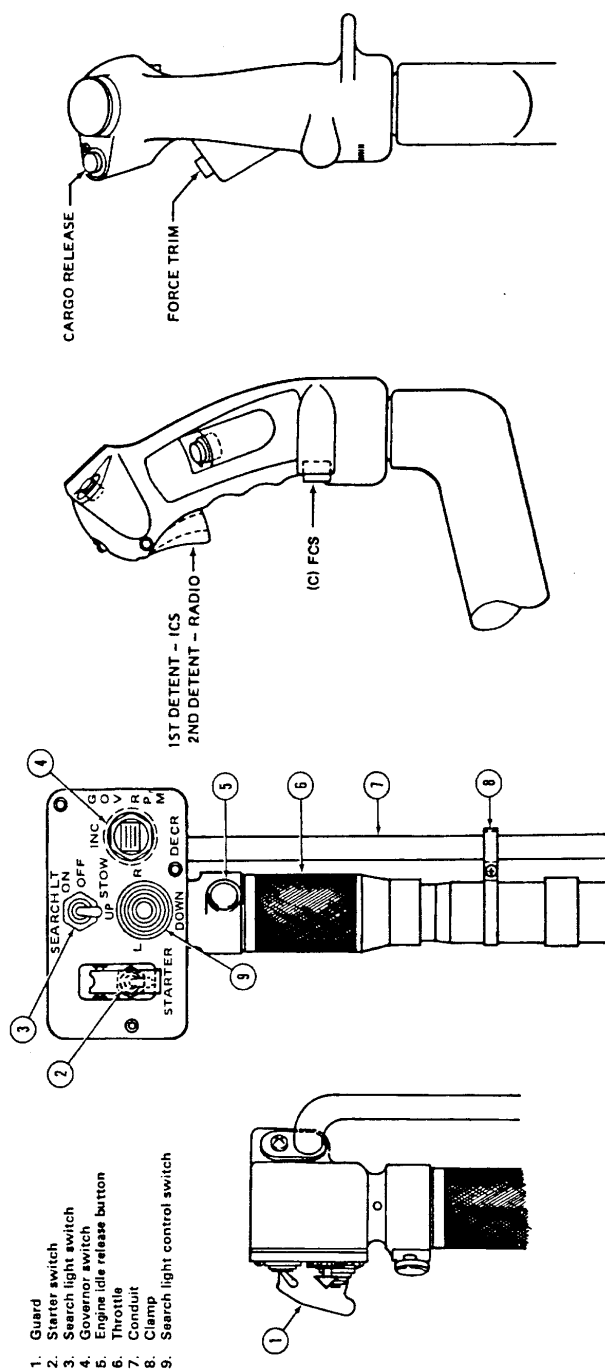
TH-67 – Flight Control System



ART

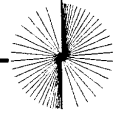


TH-67 - Flight Control Sticks



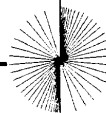
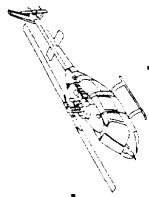
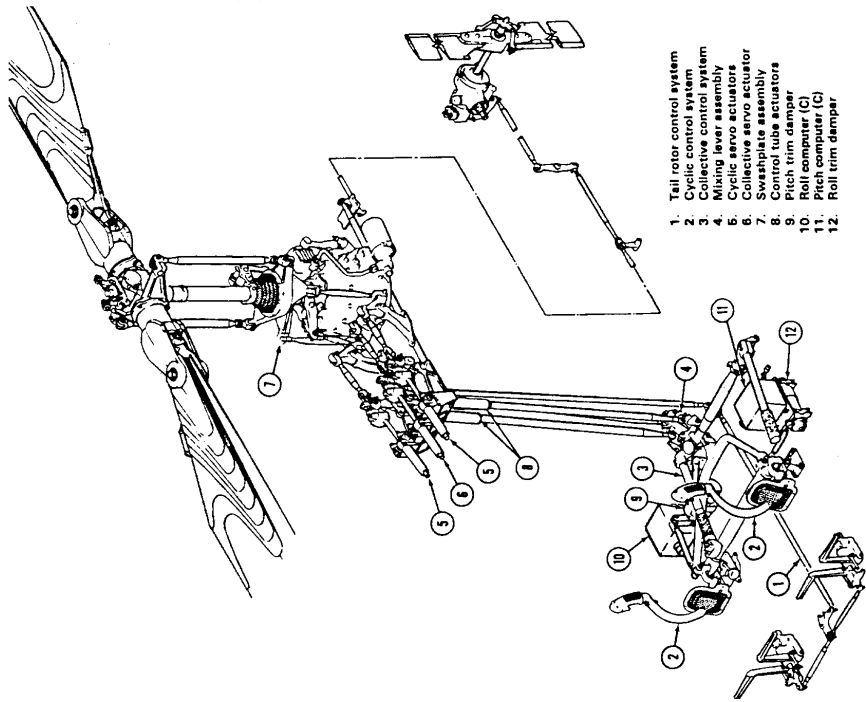
Collective Pitch Control Stick

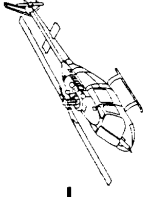
Cyclic Pitch Control Stick



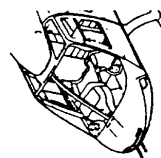
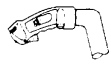
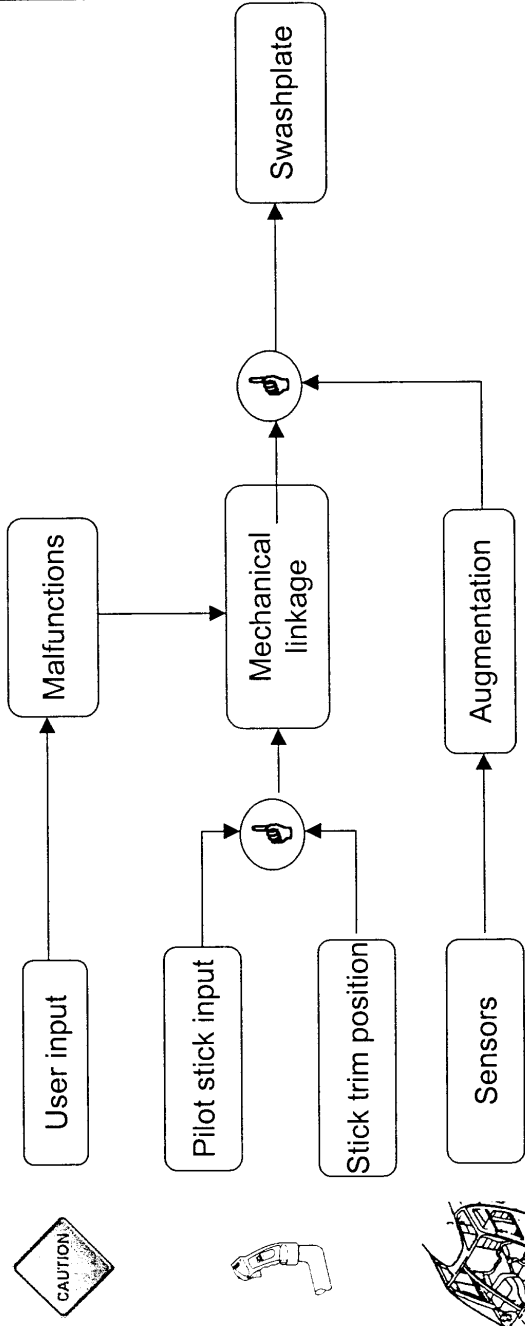
ART

Mechanical Flight Control System

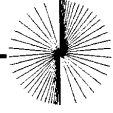




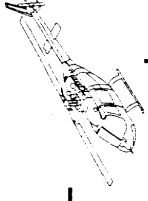
Flight Control System



Control Channel	Control stick range [inch]	
	Minimum	Maximum
Longitudinal cyclic	-6.0	6.0
Lateral cyclic	-4.85	4.85
Collective stick	0	10.0
Pedal	-3.25	3.25



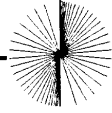
ART

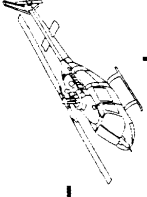


Flight Control System Malfunctions

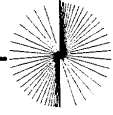
Flight control system malfunctions implemented:

- 0: Normal flight (no malfunction)
- 1: Swashplate is “stuck” in current position (channel-wise)
- 2: Swashplate is fixed at user-defined position
- 3: Flight control failure, swashplate travels to *maximum* position
- 4: Flight control failure, swashplate travels to *minimum* position

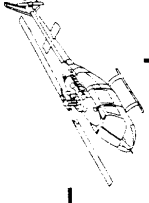




TH-67 – Flightlab Atmosphere Model

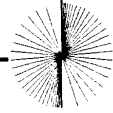


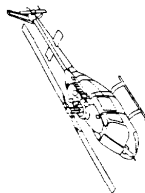
ART



Atmosphere Properties

- Input of pressure altitude, outside temperature, and relative humidity (engine icing)
- Mil-std-210A standard options implemented :
 - Hot day
 - Tropical day
 - Standard day (ISO standard atmosphere)
 - Polar day
 - Cold day
- Atmosphere property tables for each atmosphere option available
- Atmosphere properties (temperature, density, pressure) are calculated at each time step
- Specific heat rate 1.4
- Gas constant : 1716.2 ft-lbf/slug/degR
- Initial latitude : 37.6 deg north (SFO)





Atmosphere Properties

FLIGHTLAB/Model Editor 1.1: ih67-igd-3iv-qs-turshots.hwm

File Model Help

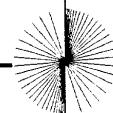
Environment

Specific heat ratio: 1.4
Gas constant: 1716.2 ft-lbf/slug/degR
Initial latitude: 37.6 deg

Environment: node2 | environment

Model Tree:

- Rotocraft
 - Solution Parameters
 - Environment
 - Turbulence
 - Altitudes for temperature gradient
 - Standard day atmosphere table
 - Hot day atmosphere table
 - Tropical day atmosphere table
 - Polar day atmosphere table
 - Cold day atmosphere table
 - Main Rotor
 - Tail Rotor
 - Wing
 - Airframe
 - External Body
 - Propulsion
 - Flight Control
 - User-defined subsystem

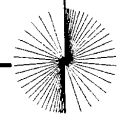
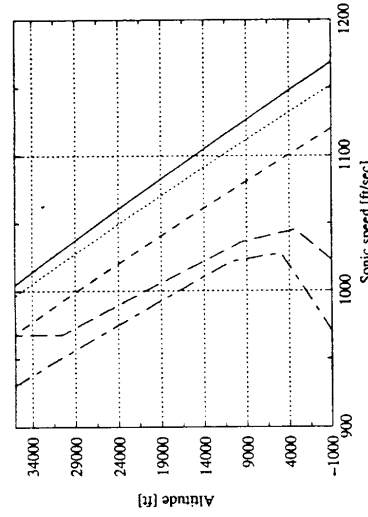
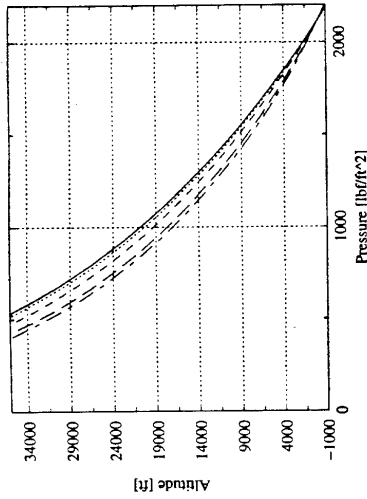
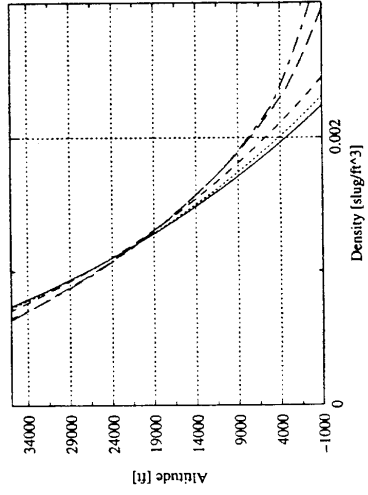
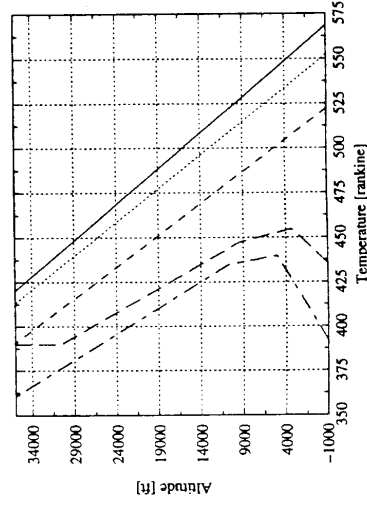


ART

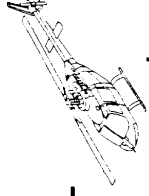


Atmosphere Properties

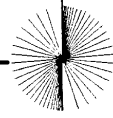
Hot Day
Tropical Day
Standard Day
Polar Day
Cold Day



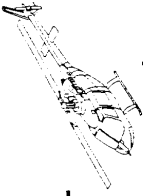
ART



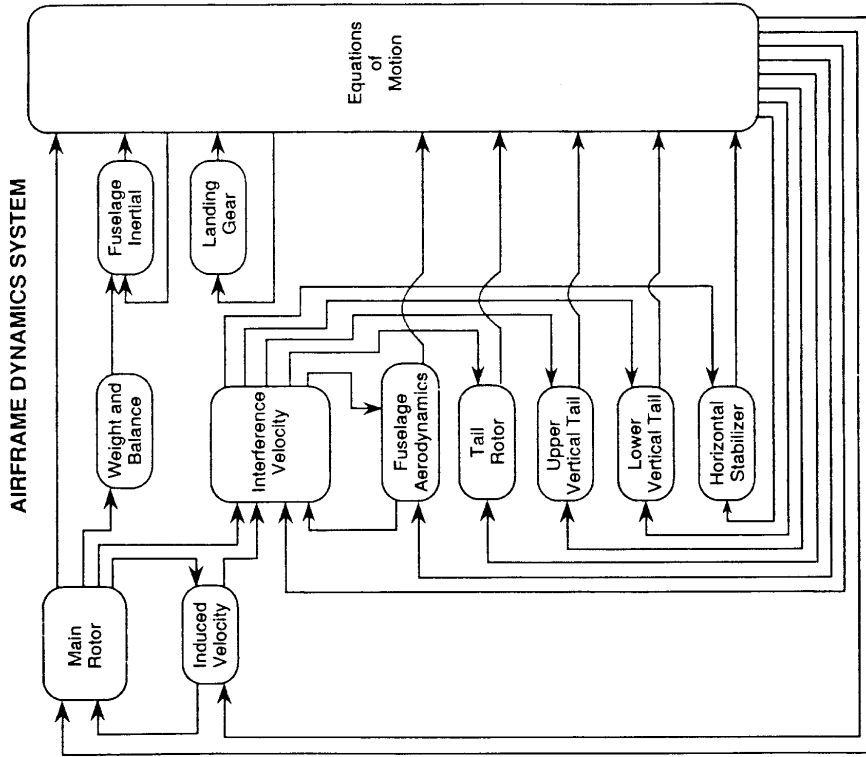
TH-67 – Flight Performance Analysis

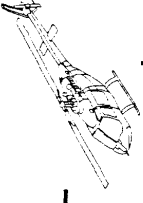


ART



Airframe Dynamics System





Rotorcraft analysis

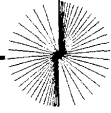
- **Model can be trimmed at various conditions and configurations**
- **NewMark-Beta time integration method is used**
 - **Unconditionally stable for linear system**
- **Control system and drivetrain are solved separately from coupled rotor-fuselage**

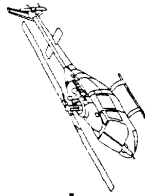
Non-realtime:

- **Non-linear response test interface in Xanalysis**
- **Standard flight performance and stability test utility**

Realtime:

- **Frame rate: 4.3 milliseconds**





Flight Performance Simulation

- Standard flight test simulations for rotorcraft analysis
- Capable of comparison with flight test data
- Standard plot output selectable for documentation

FLIGHTLAB Version 2.12 development (Model: hb7-gp-3lv-gp-lushlg)

File Edit Initialization Analysis Application Quality Database Simulation

Performance and Stability...
 Rotor Loads/Downwash...
 Airframe Loads...
 Rotorcraft/Ship Dynamic Interface Testing...
 Handling qualities...

XANALYSIS

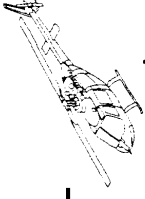
READY

ID	Test Type	Test Conditions				Test Configuration				FCS Status	Plot Options
		AS KCAS	Hp FT	OAT Deg C	Nr RPM	WT LBS	FSCG Inch	BLCG Inch	Others I/O		
J	Hover	0	0	15	395	2700	110.2	-1.1	1	Inputs...	Results...
■	Critical Azimuth	20	0	15	395	2700	110.2	-1.1	1	Inputs...	Results...
J	Low Speed	0	0	15	394.4	2790	110.2	-1.1	1	Inputs...	Results...
J	Level Flight	40	0	15	394.4	2790	110.2	-1.1	1	Inputs...	Results...
J	Climb	60	0	15	394.4	2790	110.2	-1.1	1	Inputs...	Results...
J	Autonation	60	0	15	394.4	2790	110.2	-1.1	1	Inputs...	Results...
J	Condnated Turn	60	0	15	394.4	2790	110.2	-1.1	1	Inputs...	Results...
J	Eng Stat Stability	60	0	15	394.4	2790	110.2	-1.1	1	Inputs...	Results...
J	LAUDr Stat Stab	60	0	15	394.4	2790	110.2	-1.1	1	Inputs...	Results...
J	Maneuvering Stab	60	0	15	394.4	2790	110.2	-1.1	1	Inputs...	Results...

Run | Reset | Stop... | Units... | Recover Results | Close | Help...

Exemplary setup for a critical azimuth simulation

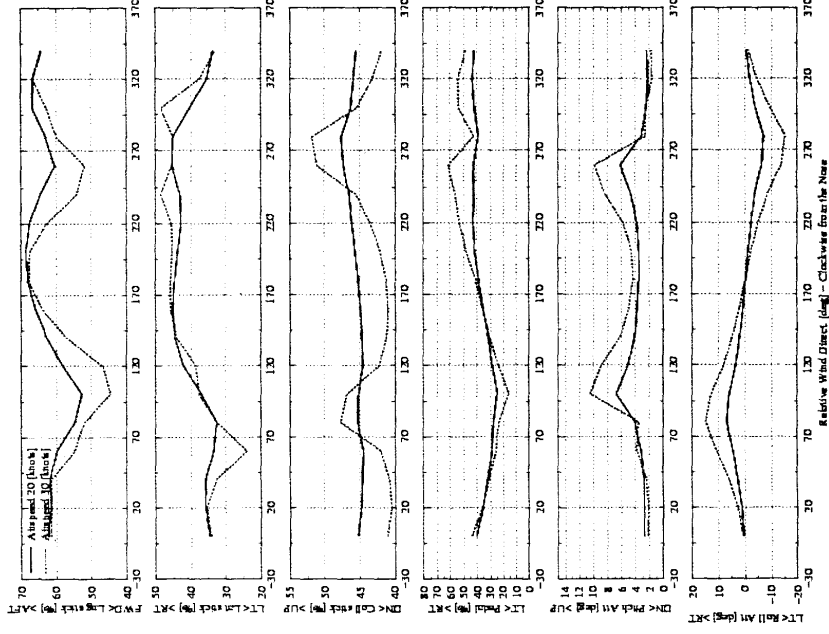




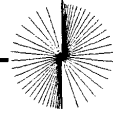
Critical Azimuth Results

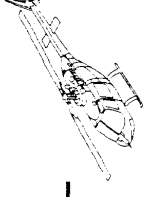
Critical Azimuth

GW (lb) 2700
Prer Alt (ft) 0
PSCG (in) 1.02
CAT 15.0°C (Standard Day)
BLCG (in) -1.1
Rotor RPM 3950



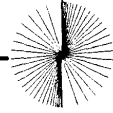
- Standard plot: control trim position and aircraft attitude
- Plot header contains test condition and aircraft configuration data
- Standard plot format may be used for comparison with flight test data

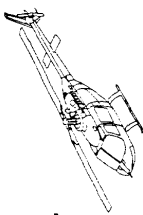




Summary

- A flyable model is available
- Runs on a PC in ART's simulation environment
- Interface data has been defined
- All functions have been implemented
- Most the functions have been tested
- Further tuning required
- Model is continuously being upgraded as more data become available



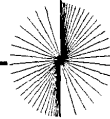


TH-67 Propulsion System

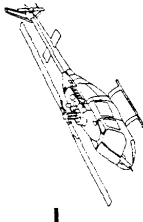
Prepared by
Advanced Rotorcraft Technology, Inc.
1685 Plymouth Street, Suite 250
Mountain View, CA 94043

Presented to
Aeronautical System Research Division
CSIST, Taiwan, R.O.C.

November 8, 2002

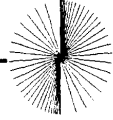


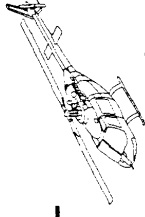
ART



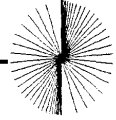
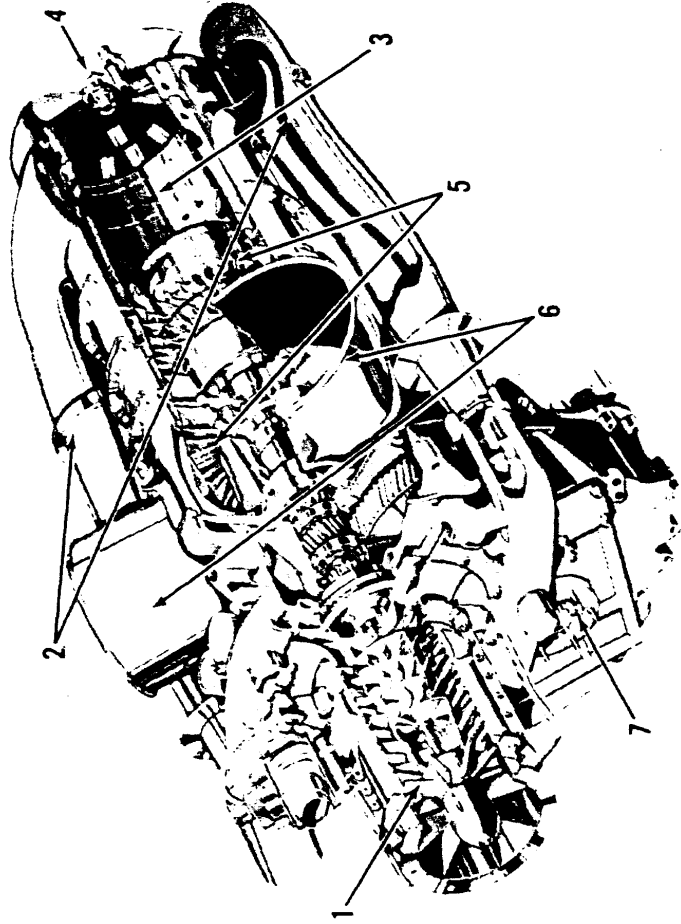
Propulsion System Outline

- ⇨ Turbohaft Engine Thermodynamics
- ⇨ Engine Fuel Control System
- ⇨ Drivetrain and Power Losses
- ⇨ Fuel System and Fuel Tank
- ⇨ Oil System of Engine and Transmission
- ⇨ Engine Startup and Shutdown
- ⇨ Engine Malfunctions and Failures
- ⇨ Engine Icing and Anti-ice

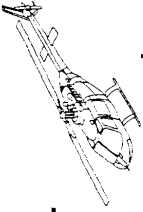




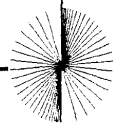
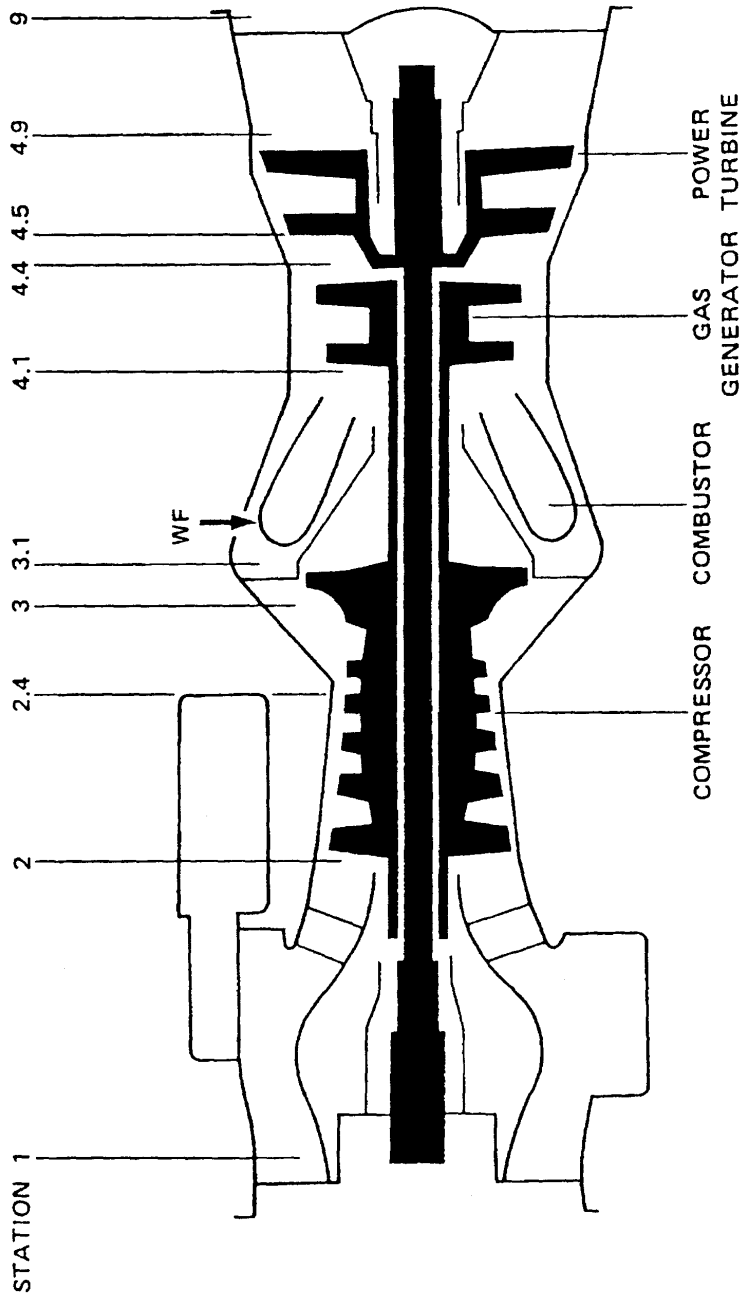
Model 250-C20J Turboshaft Engine



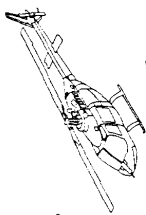
ART



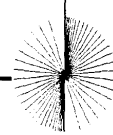
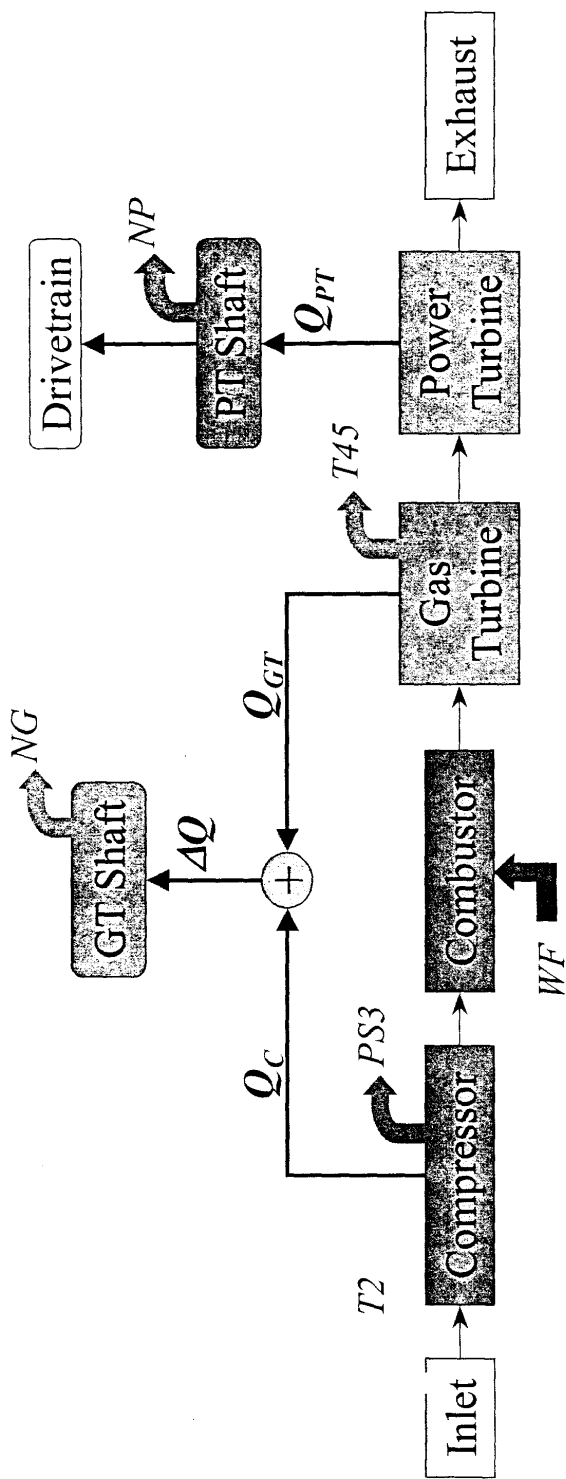
Turboshaft Engine Components



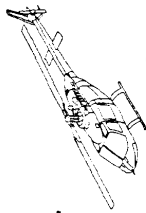
ART



Turboshaft Engine Modeling



ART



Turboshaft Engine Module

FLIGHTLAB/Model Editor 1.1: th67-igd-3iv-qs-turshiqs.fvm

File Model Help

Turboshaft Engine

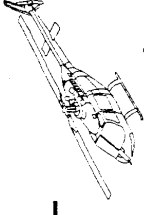
- Rotocraft
- Solution Parameters
- Environment
- Main Rotor
- Tail Rotor
- Wing
- Airframe
- External Body
- Propulsion
 - Turboshaft Engine
 - Engine Thermodynamics
 - Quasi-steady
 - Engine data tables
 - Engine Back-ups
 - Engine ECU/DECU
 - Engine HMU
 - Drivetrain
 - Fuel System
 - Oil System
 - Power Losses
 - Start-up and Shut-down
 - Malfunctions and Failures
 - Engine performance
 - Engine icing and anti-ice
 - Flight Control
 - User-defined subsystem

Number of engines	1
Engine throttle setting	110 deg
Gas turbine moment of inertia	0.0255 slug-ft ²
Power turbine moment of inertia	0.0355 slug-ft ²
Gas turbine design speed	50970 rpm
Power turbine design speed	33290 rpm
NG emergency power limit	109 %
NG contingency power limit	107 %
NG maximum rated power limit	105 %
Inlet pressure loss due to duct friction	0.0
Inlet pressure loss due to particle separator	0.01
Inlet temperature rise due to exhaust re-ingestion	0.0 rankine
Exhaust back pressure due to nozzle friction	0.0
Exhaust back pressure due to infrared suppressor	0.0

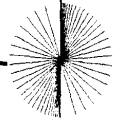
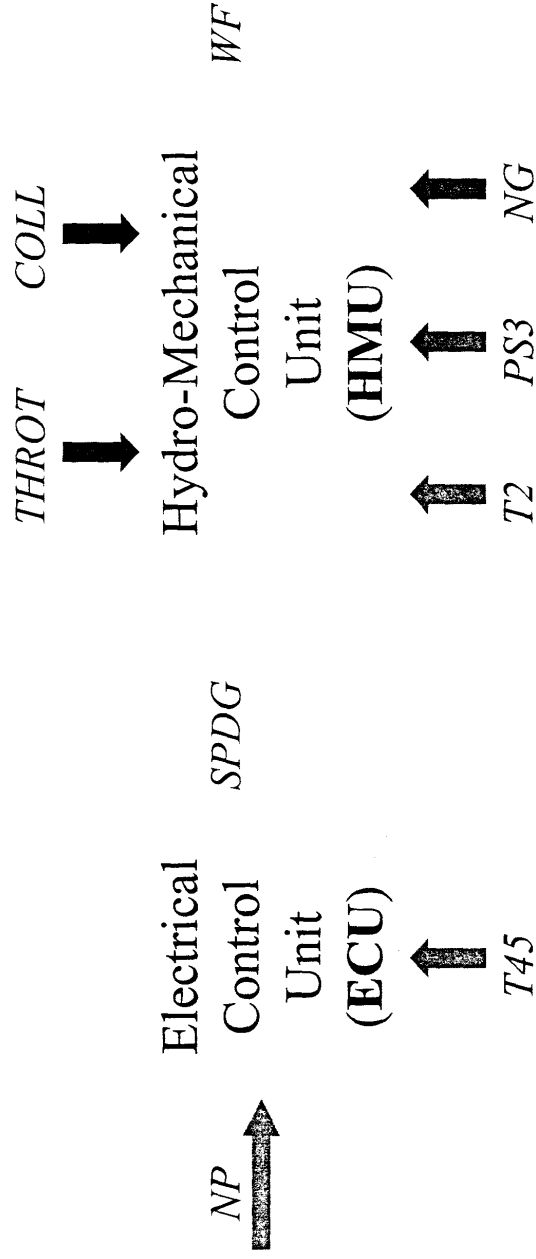
node125 turshifeng



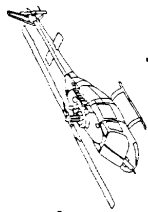
ART



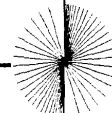
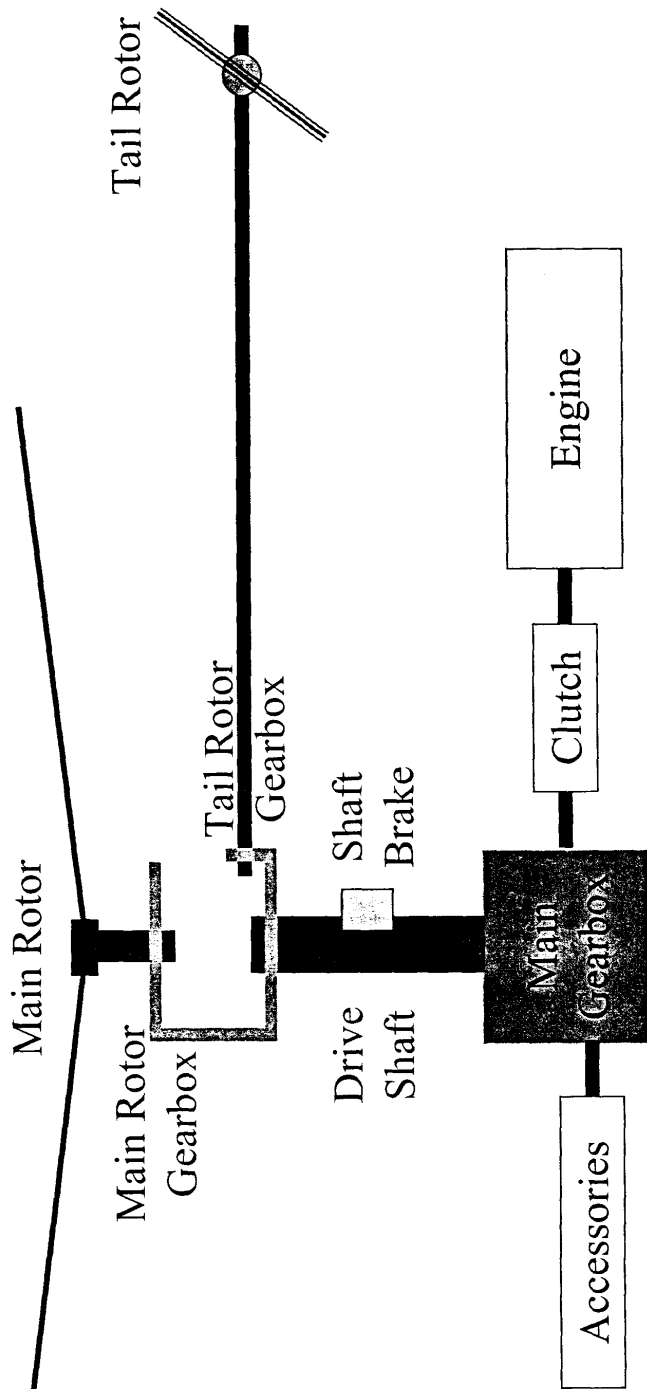
Engine Fuel Control System



ART

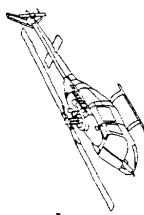


Drivetrain Modeling



ART

Drivetrain Module



FLIGHTLAB/Model Editor 1.1: th67-rgd-3lv-qs-turshqs.fwm

File Model Help

Model

- Rotorcraft
 - Solution Parameters
 - Environment
 - Main Rotor
 - Tail Rotor
 - Wing
 - Airframe
 - External Body
 - Propulsion
 - Turboshift Engine
 - Engine Thermodynamics
 - Engine ECU/DECU
 - Engine HMU
 - Drivetrain
 - Shaft brake property
 - Fuel System
 - Oil System
 - Power Losses
 - Start-up and Shut-down
 - Malfunctions and Failures
 - Engine performance
 - Engine icing and anti-ice
 - Flight Control
 - User-defined subsystem

Drivetrain

With shaft brake 1: Yes

Effective rotational moment of inertia 1775.0 slug-ft²

Effective rotational damping constant 40.0 ft-lbf-sec/rad

Effective rotational spring constant 7846.0 ft-lb/rad

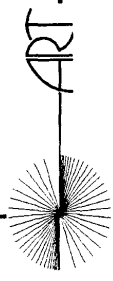
Nominal engine torque 50 ft-lbf

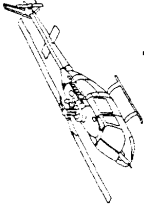
Minimum torque for clutch engagement 1.0 ft-lbf

Maximum braking torque 3000.0 ft-lbf

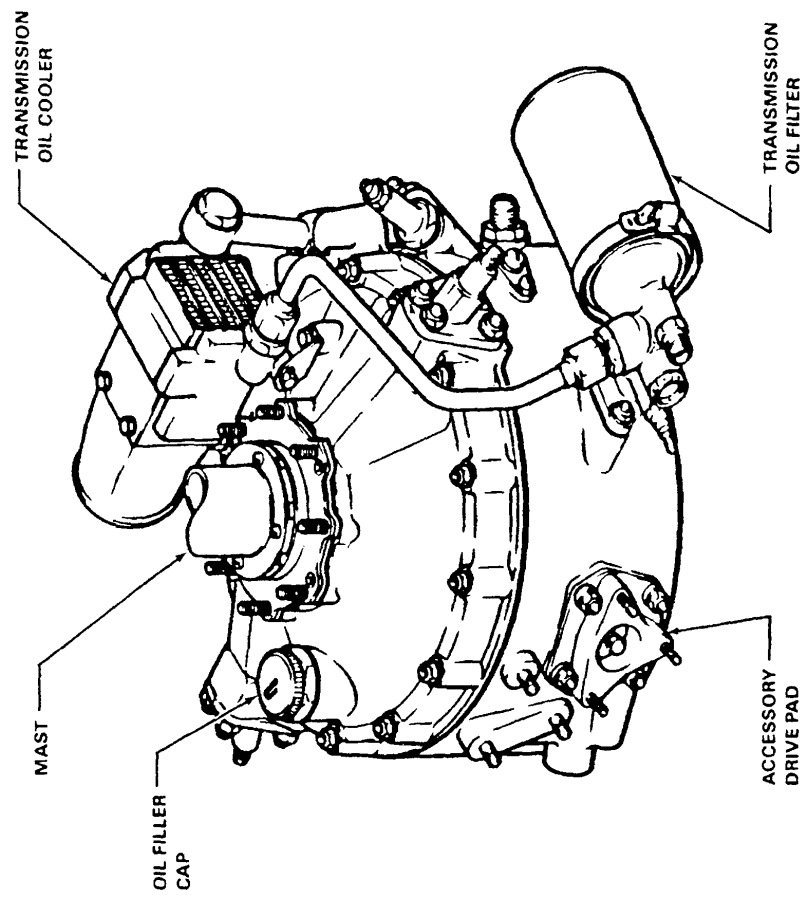
Shaft speed threshold for braking 1.0 rad/sec

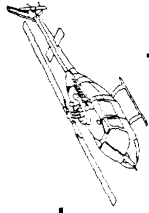
node132 drivetrain



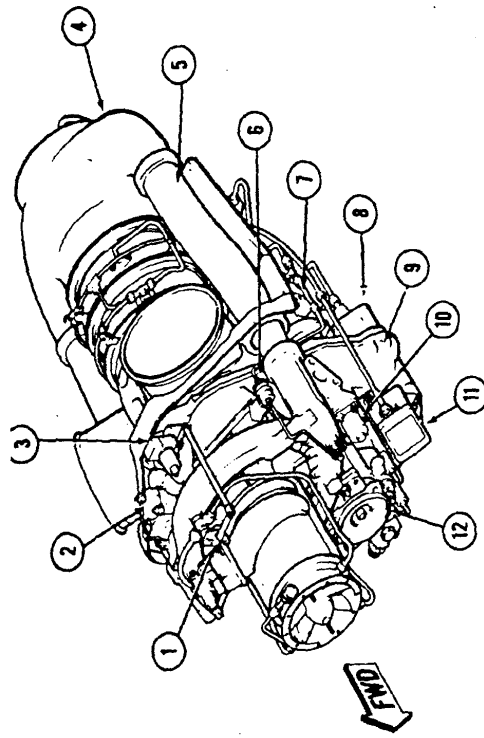


TH-67 Main Gear Box

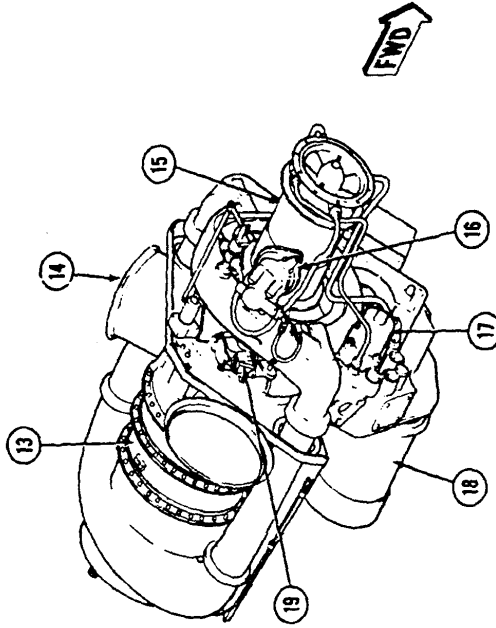




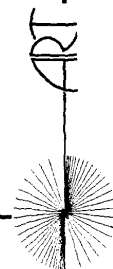
Engine Mounted Accessories

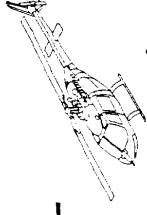


1. Anti-ice valve
2. Oil filter
3. Anti-ice control actuator
4. Combustion section
5. Compressor discharge tubes
6. Air filter
7. Power turbine governor
8. Fuel pump and filter
9. Accessory gearbox
10. Tachometer generator (power turbine)
11. Ignition exciter assembly
12. Freewheeling unit



13. Turbine section
14. Exhaust stack
15. Compressor section
16. Compressor bleed valve assembly
17. Tachometer generator (gas producer)
18. Starter generator
19. Oil pressure regulator





Modeling for Power Losses

Power Loss in Transmission

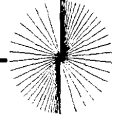
- ☞ Related to the gearbox type and design power
- ☞ Related to the number of gear stages

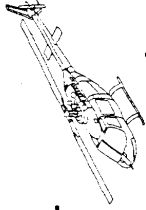
Power Loss due to Drivetrain Accessories

- ☞ Hydraulic pump, generator, and cooling fan

Power Loss due to Engine Accessories

- ☞ Including power required for de-icing





Power Loss Module

FLIGHTLAB/Model Editor 1.1: thb7-igrd-3lv-gs-turshqs.wm

File Model Help

Rotacraft

- Solution Parameters
- Environment
- Main Rotor
- Tail Rotor
- Wing
- Airframe
- External Body
- Propulsion
 - Turboshaft Engine
 - Engine Thermodynamics
 - Engine ECU/DECU
 - Engine HMU
 - Drivetrain
 - Fuel System
 - Oil System
 - Power Losses
 - Correction parameter
 - Power adjustment
 - Start-up and Shut-down
 - Malfunctions and Failures
 - Engine performance
 - Engine icing and anti-ice
 - Flight Control
 - User-defined subsystem

Power Losses

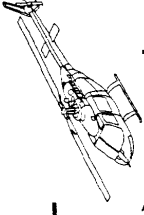
Selected?

Gearbox indices	0 1 2
Number of stages of spur gears	2 2 0
Number of stages of bevel gears	0 0 2
Number of stages of planetary gears	0 1 0
Maximum gearbox design power	317 317 138 hp
Hydraulic pump design pressure	3000 psi
Hydraulic pump efficiency	1.0
Hydraulic pump flow rate	1.3 gallon/min
Generator power rating	3.0 hp
Generator efficiency	1.0
Cooling fan power required	0.0 hp
Engine accessory power required	0.0 hp

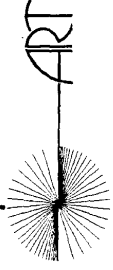
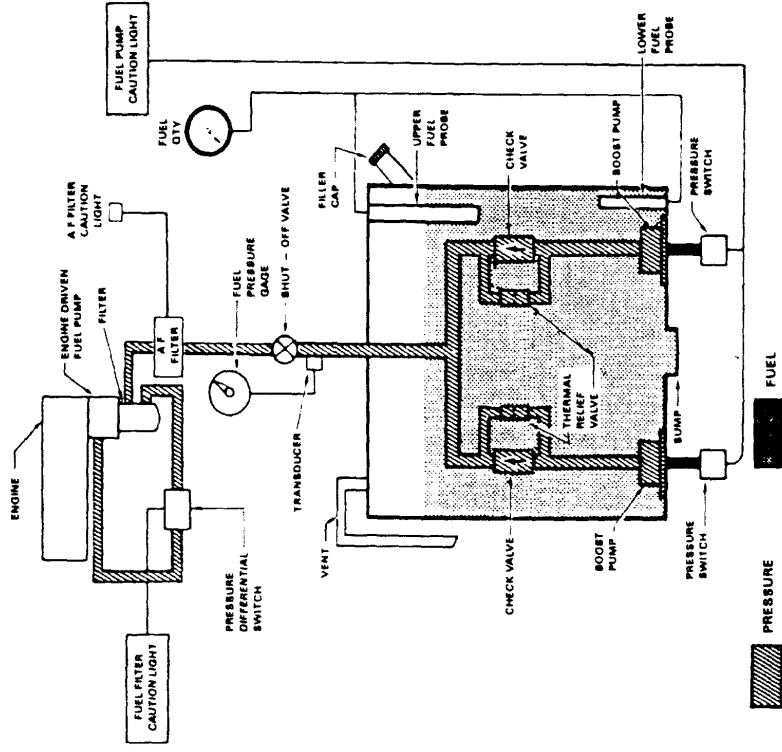
model 42 powerloss

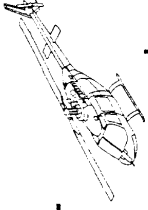


ART

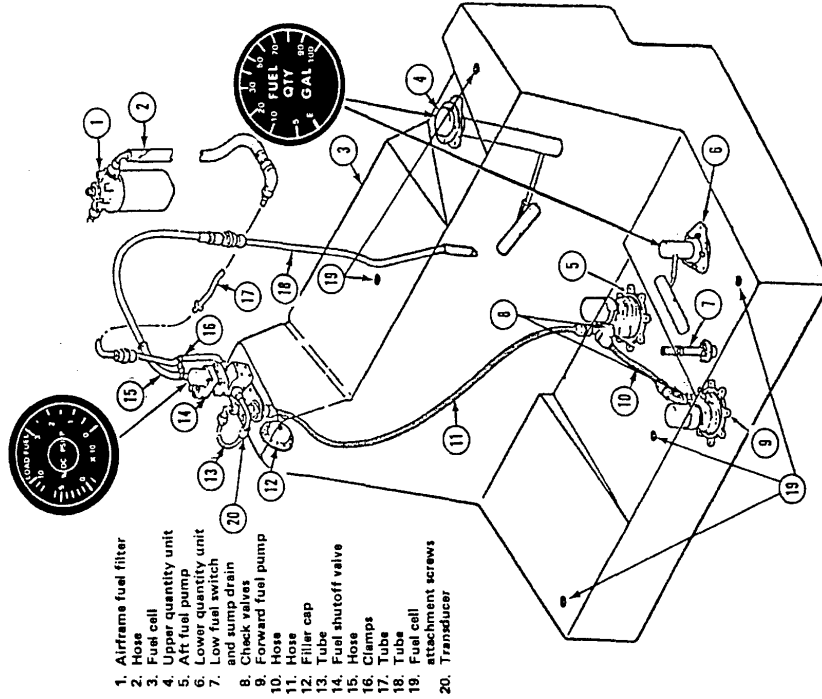


TH-67 Fuel System (Schematic)

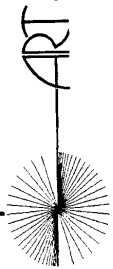


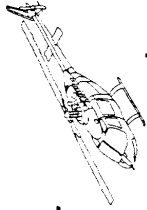


TH-67 Fuel Tank

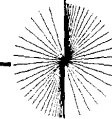
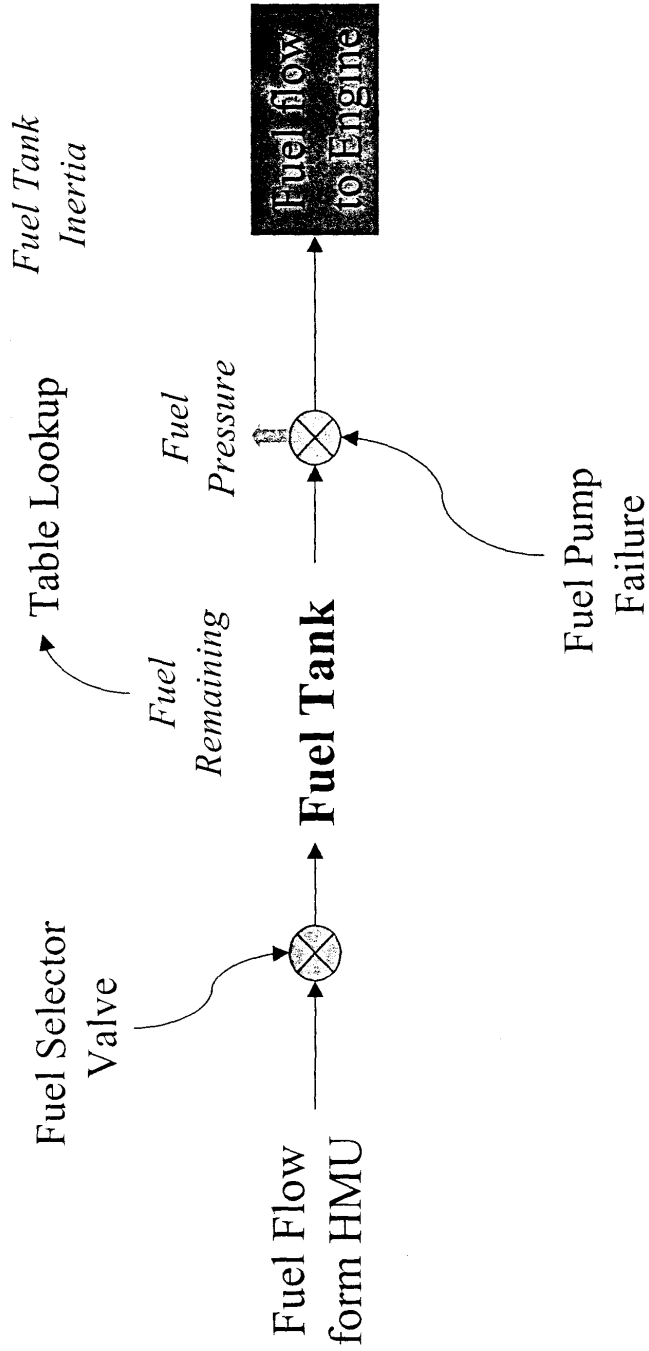


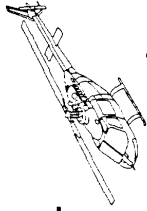
1. Airframe fuel filter
2. Hose
3. Fuel cell
4. Upper quantity unit
5. Airframe pump
6. Lower quantity unit
7. Low fuel switch and sump drain
8. Check valves
9. Forward fuel pump
10. Hose
11. Hose
12. Filler cap
13. Tube
14. Fuel shutoff valve
15. Hose
16. Clamps
17. Tube
18. Tube
19. Fuel cell attachment screws
20. Transducer





Fuel System Modeling





Fuel System Module

FLIGHTLAB/Model Editor 1.1: 1h67-rgd-3lv-qs-turshqs.fvm

File Model

- Rotorcraft
 - Solution Parameters
 - Environment
 - Main Rotor
 - Tail Rotor
 - Wing
 - Airframe
 - External Body
 - Propulsion
 - Turboshift Engine
 - Engine Thermodynamics
 - Engine ECU/DECU
 - Engine HMU
 - Drivetrain
 - Fuel System
 - Fuel Tanks
 - Fuel Tank
 - Fuel Inertia Table
 - Fuel Inertia Table
 - Oil System
 - Power Losses
 - Start-up and Shut-down
 - Malfunctions and Failures
 - Engine performance
 - Engine icing and anti-ice
 - Flight Control
 - User-defined subsystem

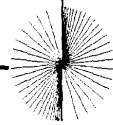
Fuel System

Fuel inertia effect 1: With fuel tank model

Fuel management 1: Simple model

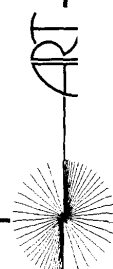
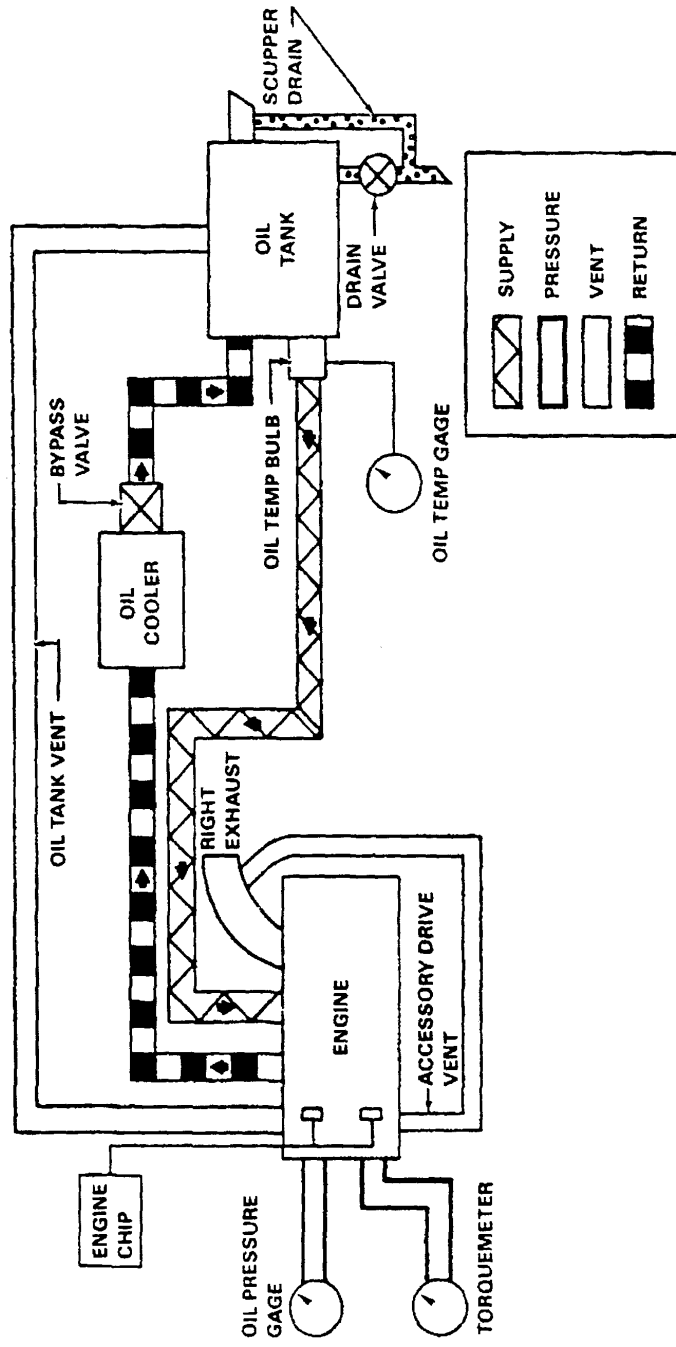
Total initial fuel mass	571.00 lbm
Low fuel limit	40.0 lbm
Out of fuel limit	10.0 lbm
Fuel flow starvation time	25.0 sec
Throttle for zero fuel flow	5.0 deg
Fuel flow scale factor	0.46
Minimum fuel flow rate	65.0 lbm/hr
Maximum fuel flow rate	350.0 lbm/hr
Fuel leak rate	0.0 lbm/hr
Fuel pressure time constant	0.4 sec
Minimum fuel pressure	10.0 psi
Maximum fuel pressure	20.0 psi
Fuel selector of engine(s)	0

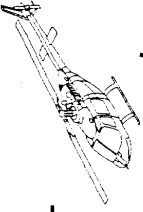
model 134 fuelsystem



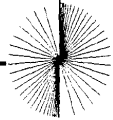
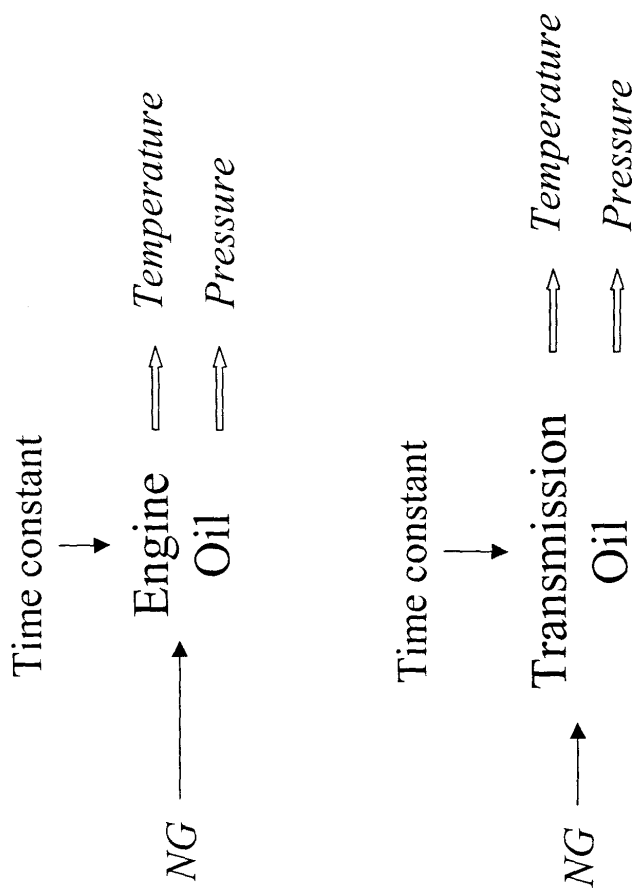
ART

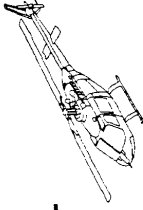
TH-67 Engine Oil System





Oil System Modeling





Oil System Module

FLIGHTLAB Model Editor 1.1: /home/luther/lime/modelsth67/h67-igs-qs-turshigs.lwm

File Model Help

Oil System

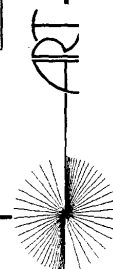
Selected?

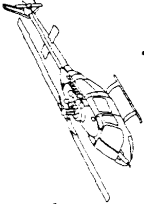
- Engine oil pressure time constant 0.044 sec
- Engine oil temperature time constant 0.7996 sec
- Oil temperature time const at shut off 7.9 sec
- Gearbox oil pressure time constant 0.044 sec
- Gearbox oil temperature time const at shut off 7.996 sec
- Gearbox oil temperature time const at shut off 7.9 sec

Rotocraft

- Solution Parameters
- Environment
- Main Rotor
- Tail Rotor
- Wing
- Airframe
- External Body
- Propulsion
 - Turboshaft Engine
 - Engine Thermodynamics
 - Engine ECU/DECU
 - Engine HIMU
 - Drivetrain
 - Fuel System
 - Oil System
 - Temperature and pressure
 - Power Losses
 - Start-up and Shut-down
 - Malfunctions and Failures
 - Engine performance
 - Engine icing and anti-ice
- Flight Control
- User-defined subsystem

node137 oilsystem

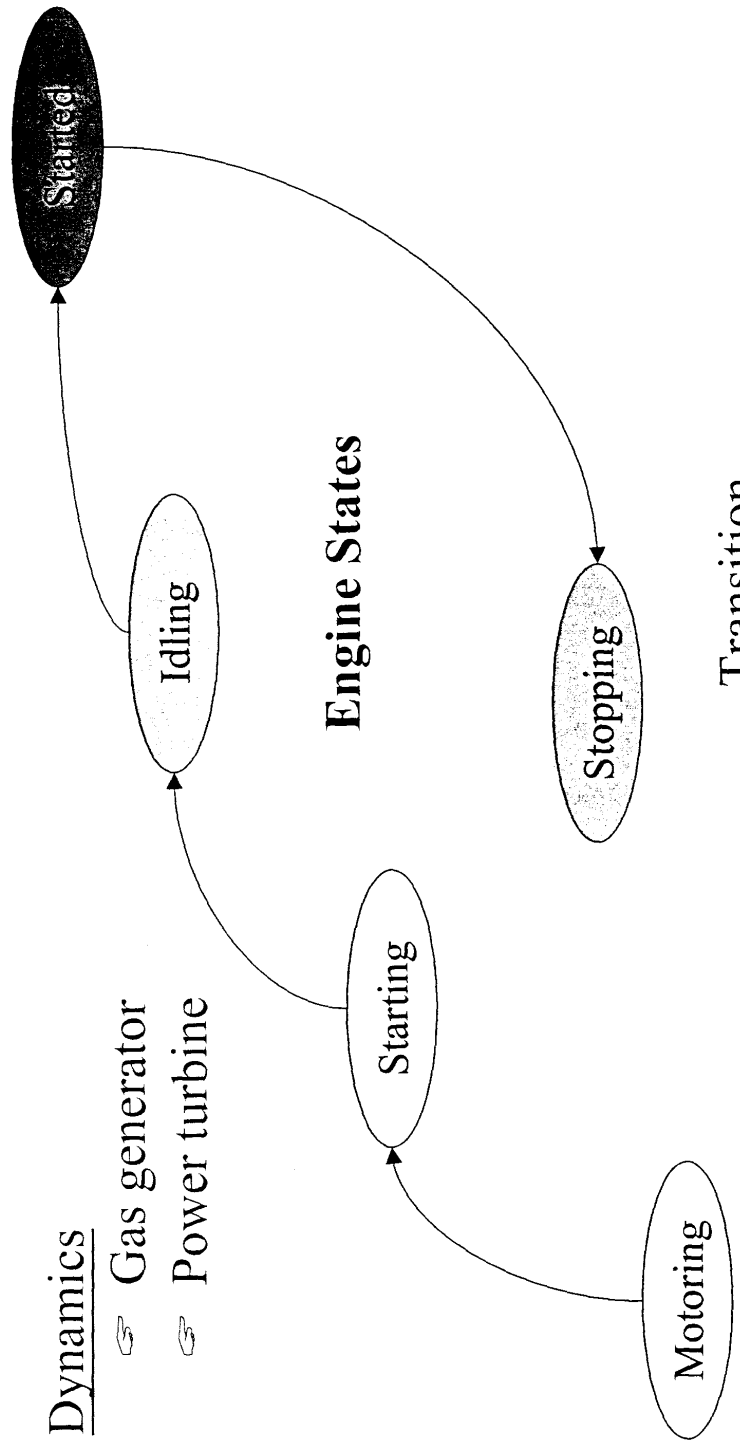




Engine Startup and Shutdown

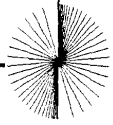
Dynamics

- ↳ Gas generator
- ↳ Power turbine

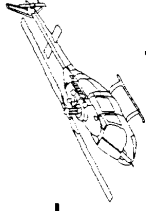


Transition

- ↳ Turbine gas temperature

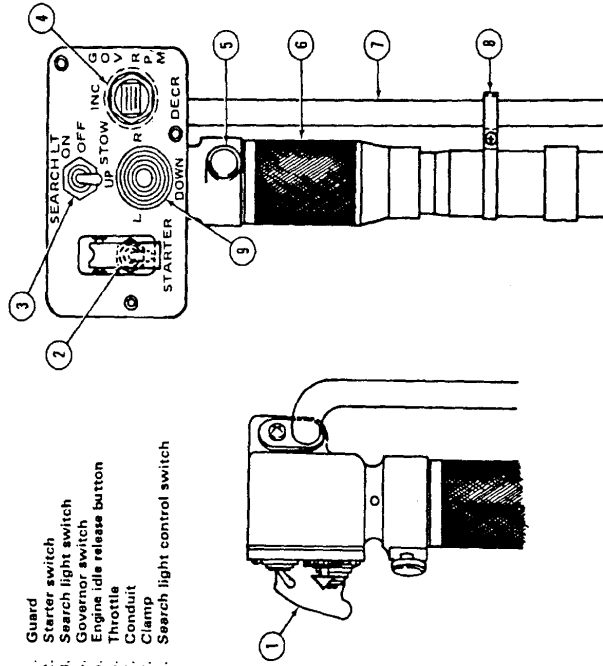


ART



Startup/Shutdown Control

1. Guard
2. Starter switch
3. Search light switch
4. Governor switch
5. Engine idle release button
6. Throttle
7. Conduit
8. Clamp
9. Search light control switch

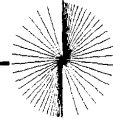


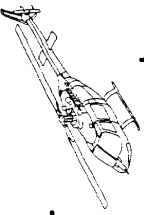
- Starter switch: on/off

- Throttle:

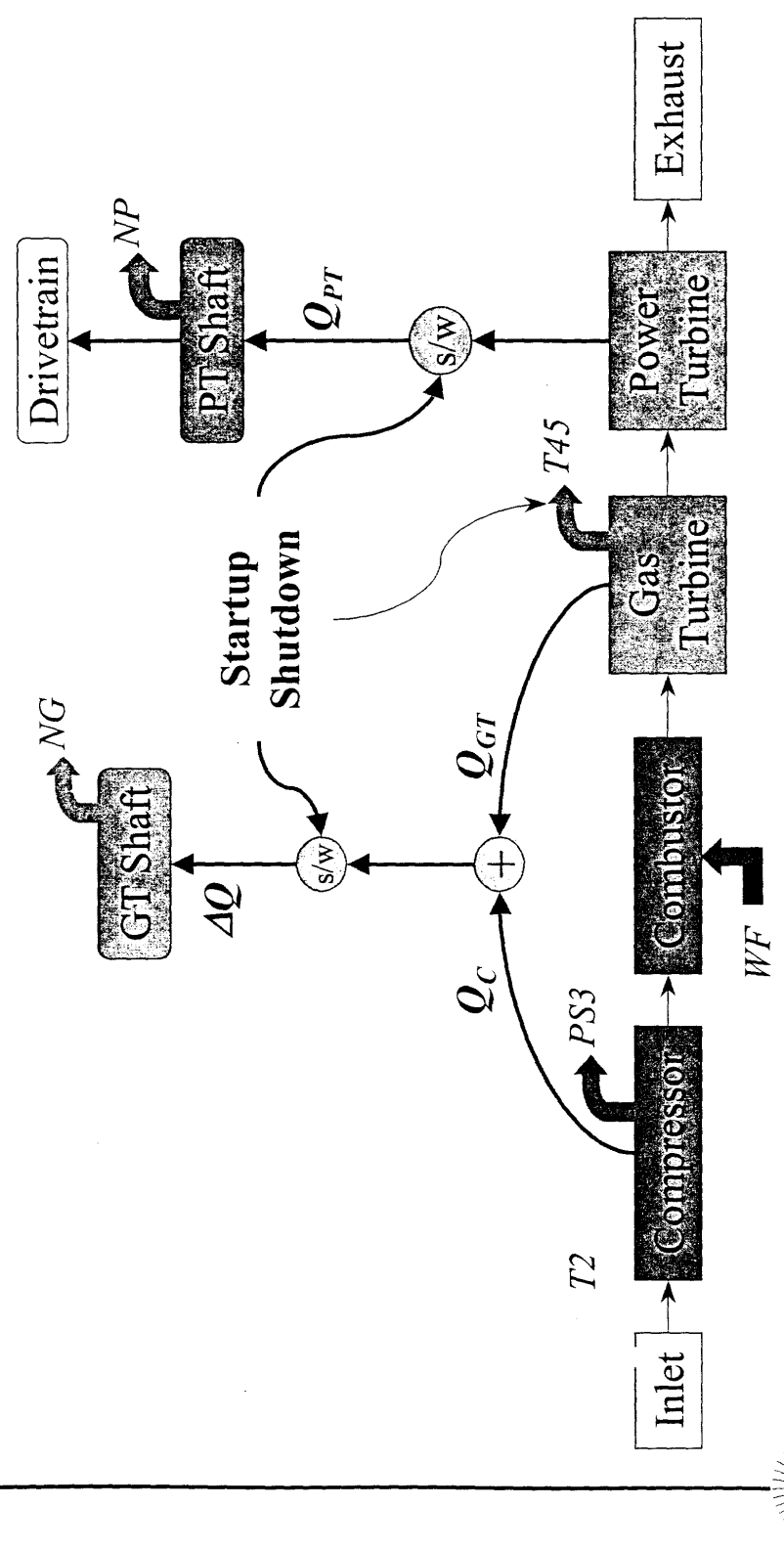
- ☞ Cutoff position
- ☞ Idle position
- ☞ Full open position

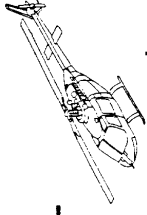
Collective Pitch Control Stick





Startup/Shutdown Modeling





Startup/Shutdown Module

FLIGHTLAB Model Editor 1.1.1: 1h67-1g0-3lw-qs-lurshqs Avim

File Model Help

Start-up and Shut-down

Selected? Engine start/stop procedure 0: Generic logic

Gas temperature transient model 1: 0: No

Starter torque factor 9.375e-3 ft-lb/deg²

Spin-up torque factor 1.0 ft-lb

Throttle cutoff position 5.0 deg

Throttle idle position 40.0 deg

Throttle full open position 110.0 deg

Min. gas turbine speed to produce torque 19.5 percent

Min. gas turbine speed for starting 30.0 percent

Ground idle ref. gas turbine speed 40.0 percent

Minimum fuel flow for idling 65.0 lbm/hr

Min. gas turbine speed for restart 50.0 percent

Gas turbine speed factor for transition 0.95

Power turbine speed factor for transition 1.0

Gas temperature (TGT) for cranking 700.0 degK

Minimum gas temperature for starting 900.0 degK

High gas temperature for starting 900.0 degK

Gas temperature for hot start 700.0 degK

Gas temperature for residual cooling 700.0 degK

TGT time constant for hot start 0.1 sec

TGT time constant for cranking 0.1 sec

TGT time constant for starting 0.1 sec

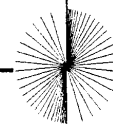
TGT time constant for stopping 0.1 sec

TGT time constant for residual cooling 0.1 sec

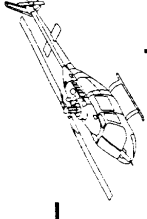
node142 engstart

Model Tree:

- Rotocraft
 - Solution Parameters
 - Environment
 - Main Rotor
 - Tail Rotor
 - Wing
 - Airframe
 - External Body
 - Propulsion
 - Turboshaft Engine
 - Engine Thermodynamics
 - Engine ECU/DECU
 - Engine HMI
 - Drivetrain
 - Fuel System
 - Oil System
 - Power Losses
 - Start-up and Shut-down
 - Start/stop characteristics
 - Malfunctions and Failures
 - Engine performance
 - Engine icing and anti-ice
- Flight Control
- User-defined subsystem

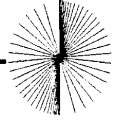


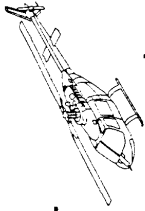
ART



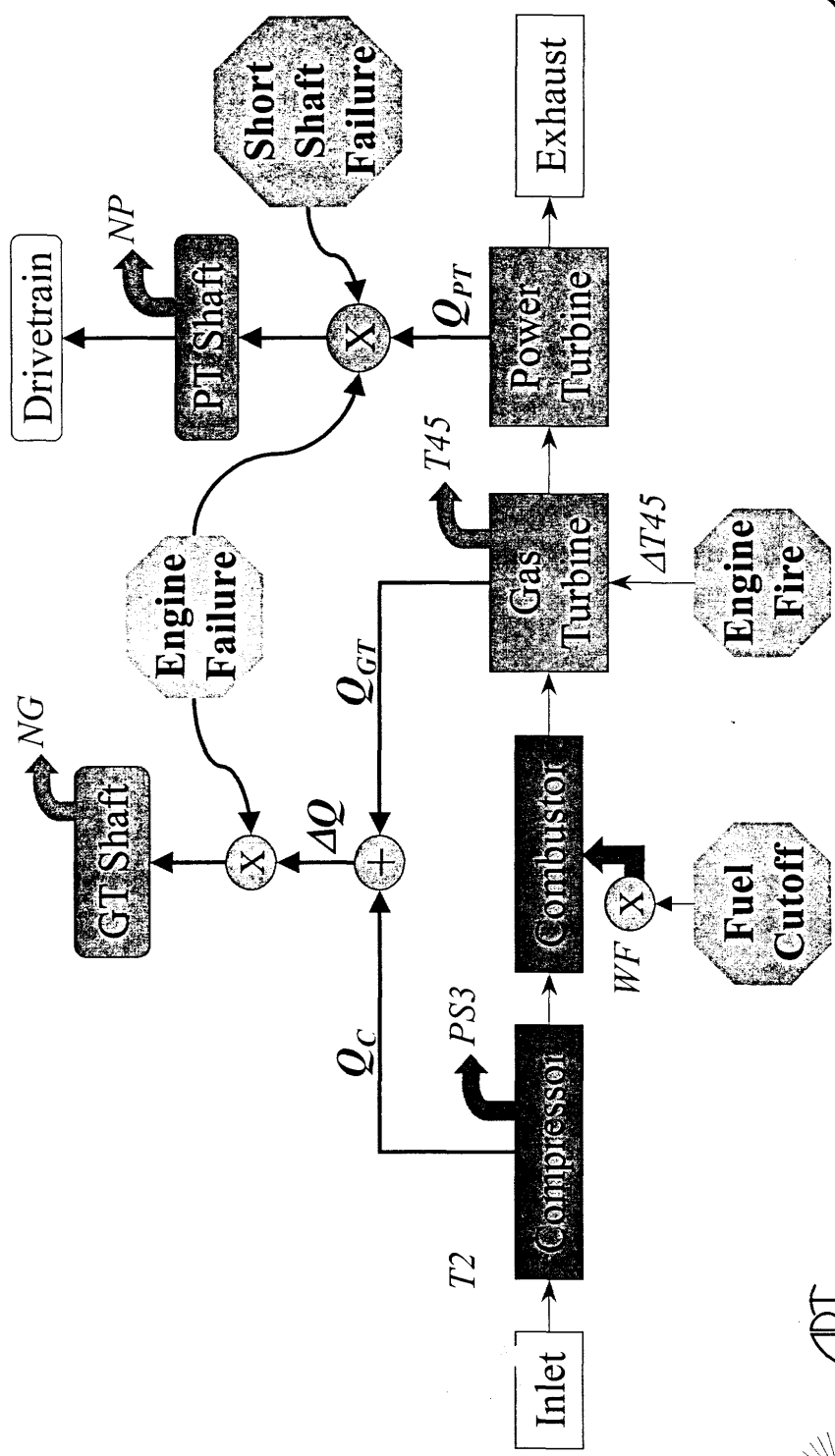
Engine Malfunctions/Failures

- Engine Failure
 - Complete loss of engine power
- Fuel Flow Cut-off
 - Out of fuel or fuel is shut off by shut-off valve
- Short Shaft Failure
 - Engine high speed shaft is broken
- Engine Fire

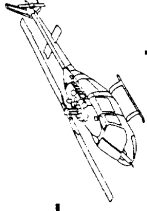




Malfunction/Failure Modeling



ART



Malfunctions/Failures Module

FLIGHTLAB/Model Editor 1.1: fh67-igd-3lv-qs-tursnqs.wm

File Model Help

Malfunctions and Failures

Selected?

- Engine failure _J 0: No
- Fuel flow cutoff _J 0: No
- Engine short shaft failure 1: Yes
- Engine fire malfunction 1: Yes

Torque (time constant for engine failure)

Torque time constant for fuel flow cutoff

Torque time constant for short shaft failure

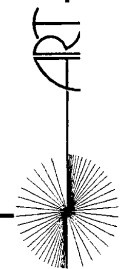
Gas temperature change due to engine fire

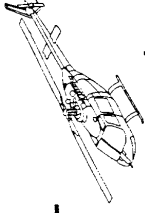
Time const of temperature change due to engine fire

Rotacraft

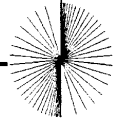
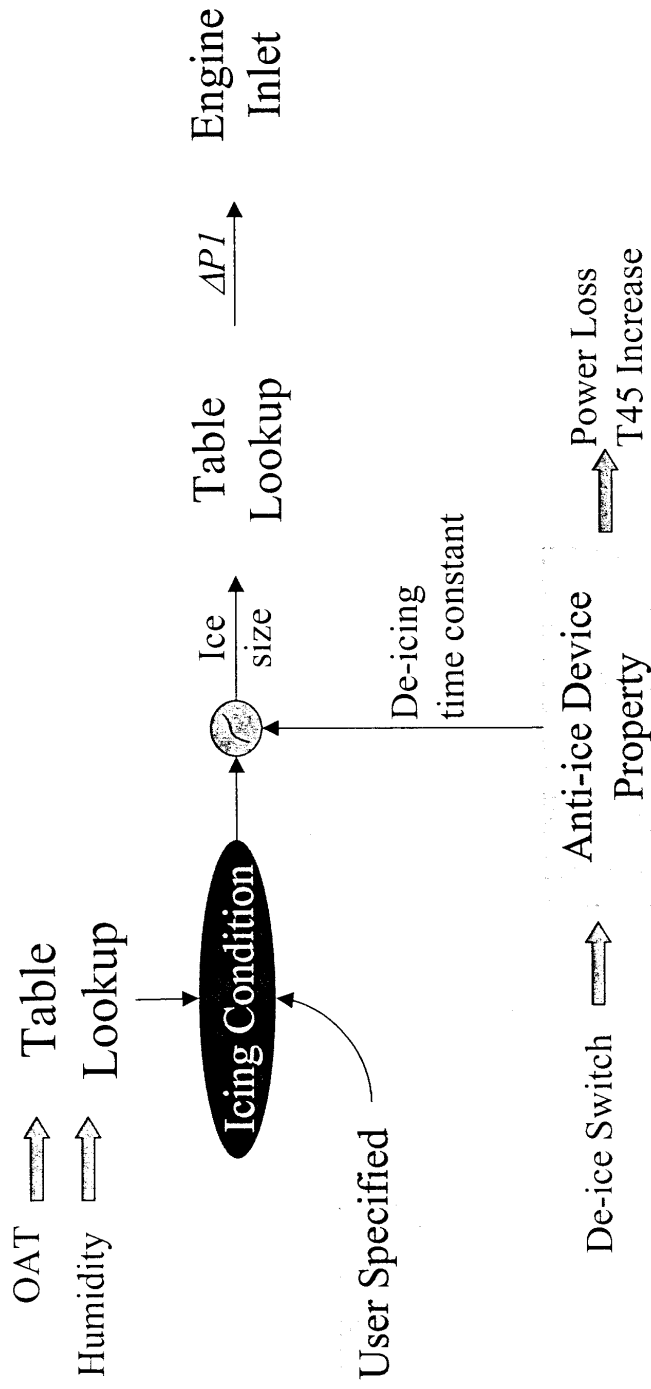
- Solution Parameters
- Environment
- Main Rotor
- Tail Rotor
- Wing
- Airframe
- External Body
- Propulsion
 - Turboshaft Engine
 - Engine Thermodynamics
 - Engine ECU/DECU
 - Engine HMU
 - Drivetrain
 - Fuel System
 - Oil System
 - Power Losses
 - Start-up and Shut-down
 - Start/Stop Control
 - Start/stop characteristics
 - Malfunctions and Failures
 - Engine performance
 - Engine icing and anti-ice
 - Flight Control
 - User-defined subsystem

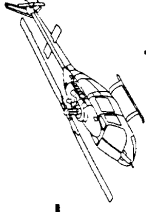
node145 engmalinc





Engine Icing/Anti-ice Modeling





Engine Icing/Anti-ice Module

FLIGHTLAB/Model Editor 1.1: th67 - rgd - 3iv - qs - turshqs.wvm

File Model Help

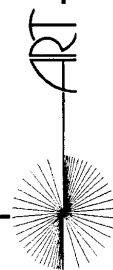
Engine Icing and anti-ice Select file...

Selected? Path: \$FL_DIR/time/models/th67/ File: table/th67 - engicing.tab Edit...

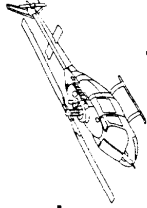
Parameter	Description
DATEARG	Outside air temperature arguments (*)
HUMIDITYARG	Relative humidity arguments (*) [percent]
ICESIZETAB	Ice size table [ft]
TAUICINGTAB	Ice time constant table [sec]
ICESIZEARG	Ice size arguments (*) [ft]
FACICETAB	Table of icing effect factor
DEICESWARG	De-ice device switch arguments (*)
TAUDEICETAB	Table of de-icing time constant [sec]
DEICEPWRTAB	Table of power required for de-icing [hp]

Model Tree:

- Rotorcraft
 - Solution Parameters
 - Environment
 - Main Rotor
 - Tail Rotor
 - Wing
 - Airframe
 - External Body
 - Propulsion
 - Turboshaft Engine
 - Engine Thermodynamics
 - Engine ECU/DECU
 - Engine HMU
 - Drivetrain
 - Fuel System
 - Oil System
 - Power Losses
 - Start-up and Shut-down
 - Start/stop control
 - Malfunctions and Failures
 - Engine performance
 - Engine Icing and anti-ice
 - Flight Control
 - User-defined subsystem



Engine Outputs for Display



Oil Temperature and Pressure



ENGINE OIL TEMPERATURE
 0°C to 107°C Continuous Operation
 107°C Maximum

ENGINE OIL PRESSURE
 50 to 30 PSI below 78.5% N1
 90 to 115 PSI from 78.5 to 94.2% N1
 115 to 130 PSI above 94.2% N1 (double wide arc)
 50 PSI Minimum; 130 PSI Maximum

TRANSMISSION OIL PRESSURE
 30 to 50 PSI Continuous Operation
 30 PSI Minimum; 70 PSI Maximum

TRANSMISSION OIL TEMPERATURE
 15° to 110°C Continuous Operation
 110°C Maximum



LOADMETER
 70.0% Maximum

FUEL PRESSURE
 4.0 PSI Minimum
 4.0 to 30.0 PSI Continuous Operation
 30.0 PSI Maximum

⚠ Not pressure in all gauges.
 ⚠ Red triangle on fuel pressure gauge may be located in either position shown.

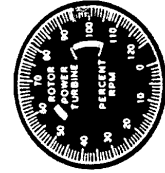


LOADMETER
 70% Maximum

FUEL PRESSURE
 4 PSI Minimum
 4 to 30 PSI Continuous Operation
 8 PSI Minimum; Type A, 1, or JP 5 fuel below -18°C (0°F)

NOTE
 Any one of the depicted Fuel Pressure/Loadmeter gauges may be installed in helicopter

Power Turbine and Rotor Speeds



DUAL TACHOMETER POWER TURBINE INDICATOR
 97% Minimum Operation
 97 to 100% Continuous Operation
 100% Maximum

ROTOR INDICATOR
 90% Minimum Operation
 50 to 66% Accelerate through this Range
 90 to 107% Normal Operation
 107% Maximum



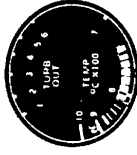
TORQUE
 0 to 85.0% Continuous Operation
 85.0 to 100.0% Take-off Power Range
 100.0% Maximum (5 Minute Limit)



NOTE
 Any of the depicted torque indicators may be installed in the helicopter

Turbine Gas Temperature

***TURBINE OUTLET TEMPERATURE**
 100 to 738°C Continuous Operation
 738 to 810°C Take-off Power Range
 810°C Maximum (5 Minute Limit)
 927°C Maximum During Starting and Shutdown (10 Seconds Maximum)



***TURBINE OUTLET TEMPERATURE**
 100 to 738°C Continuous Operation
 738 to 810°C Take-off Power Range
 810°C Maximum (5 Minute Limit)
 927°C Maximum During Starting and Shutdown (10 Seconds Maximum)



Red Warning Light
 The following conditions are exceeded:
 812 to 927°C for 10 Seconds
 927° or Higher for 1.0 Seconds

NOTE

Gage Mark at 999°C

Any one of the three turbine outlet temperature gauges may be installed in helicopter

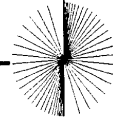


GAS PRODUCER
 00.0 to 105.0% Normal Operation
 105.0% Maximum

Fuel Pressure

Engine Shaft Torque

Gas Turbine Speed



ART