



國家運輸安全調查委員會

重大運輸事故

調查報告

中華民國 108 年 5 月 30 日

中華航空公司 CI922 班機

空中巴士 A330-302 型機

國籍標誌及登記號碼 B-18352

爬升階段 1 號發動機起火

報告編號：TTSB-AOR-21-11-001

報告日期：民國 110 年 11 月

本頁空白

依據中華民國運輸事故調查法及國際民航公約第 13 號附約，本調查報告僅供改善飛航安全之用。

中華民國運輸事故調查法第 5 條：

運安會對於重大運輸事故之調查，旨在避免運輸事故之再發生，不以處分或追究責任為目的。

國際民航公約第 13 號附約第 3 章第 3.1 節規定：

The sole objective of the investigation of an accident or incident shall be the prevention of accidents and incidents. It is not the purpose of this activity to apportion blame or liability.

本頁空白

摘要報告

民國 108 年 5 月 30 日，中華航空股份有限公司（以下簡稱華航）定期載客班機 CI922，機型空中巴士 A330-300，國籍標誌及登記號碼 B-18352，於 0836 時自香港赤鱘角國際機場（以下簡稱香港機場）起飛，執行飛往臺灣桃園國際機場（以下簡稱桃園機場）之飛航任務。機上載有正、副駕駛員各 1 人、客艙組員 10 人及乘客 243 人，共計 255 人。該機爬升過程中，於香港機場東南東方約 88 哩、高度 26,672 呎處，1 號發動機發生火警，飛航組員依程序處置，向航管宣告緊急情況（Mayday）並請求返回香港機場，最後於 0931 時安降香港機場 07 左跑道，人機均安。

依據中華民國運輸事故調查法並參考國際民航公約第 13 號附約（Annex 13 to the Convention on International Civil Aviation）相關內容，國家運輸安全調查委員會（以下簡稱運安會）為負責本次重大運輸事故調查之獨立機關。受邀參與本次調查之機關（構）包括：交通部民用航空局、美國運輸安全委員會（National Transportation Safety Board, NTSB）、法國航空器失事調查局（Bureau d'Enquêtes et d'Analyses, BEA）、飛機製造廠法國空中巴士（AIRBUS）、發動機製造廠美國 GE Aviation 公司（以下簡稱 GE 公司）及華航。

本事故「調查報告草案」於民國 110 年 7 月完成，依程序於民國 110 年 8 月 6 日經運安會第 28 次委員會議初審修正後函送相關機關（構）提供意見。最終調查報告於民國 110 年 11 月 5 日經運安會議審議通過後，於 110 年 11 月 30 日發布調查報告。

本事故調查經綜合事實資料及分析結果，獲得之調查發現共計 7 項，改善建議計 4 項，分述如後：

壹、調查發現

與可能肇因有關之調查發現

1. 事故機於爬升過程中 1 號發動機經歷高振動及火警，係因該發動機於前次進廠維修其 4R 定子氣/油封安裝失準，使定子氣/油封橢圓化變形，導致與 4R 轉子氣/油封之間隙過小；在操作過程中定子及轉子氣/油封發生深磨擦，並產生高溫，溫度並超出設計承受範圍，4R 轉子氣/油封的材料強度受高溫而降低，且在高速旋轉之離心力作用下，4R 轉子的氣/油封齒條向外變形擴展，進一步增加轉子與定子的磨擦深度；嚴重磨擦及超溫導致的 4R 氣/油封轉子與定子嚴重受損，使滑油油室之密封失效。
2. 4R 定子及轉子氣/油封受損破裂碎片撞擊 4R 轉子排氣軸封，使排氣軸封嚴重受損，HPRC 的高溫/高壓氣體失去排氣軸封隔離後進入滑油室，造成滑油室失火燃燒，燃燒的高壓高溫油氣，進入並燒穿 LPRC 氣管及 B/C 油室管路，並從燒穿之破口處洩出造成發動機艙高溫及觸發火警。

與風險有關之調查發現

1. 4R 定子氣/油封之安裝施工，若未依最新版本發動機手冊使用特殊量規治具，以進行 4R 氣/油封轉子與定子間之干涉測試，可能無法確保 4R 定子與轉子氣/油封間具有適當之間隙。
2. 本案 4R 定子氣/油封之安裝施工程序偏離當時有效版本手冊，GE 公司雖接受華航使用替代方案，惟施工工單並未呈現替代方案所要求之文件/程序，可能增加現場施工過程遺漏工序之風險及未能保留施工紀錄之完整性。
3. 特殊量規治具對於 4R 定子氣/油封正確定位檢查甚為重要，華航針對此特殊量規治具之取得時程耗時冗長，不利於維修人員依最新版本手冊施工。

其他調查發現

1. 事故航班飛航組員持有民航局頒發之有效航空人員檢定證與體檢證，飛航資格符合要求，訓練與考驗紀錄中查無與本案有關之異常發現。事故前 72 小時之休息及活動正常，無證據顯示有足以影響飛航組員操作表現之醫療、藥物與酒精因素。
2. 華航針對事故發動機之 4R 定子氣/油封安裝作業摘要如下：
 - (1) 施工所使用之零組件無不正常發現；
 - (2) 施工人員資格符合公司規範之要求；
 - (3) 施工工單所使用之精密量具校驗無異常；
 - (4) 定子安裝完成後尺寸量測符合規範；
 - (5) 安裝程序雖偏離當時發動機手冊有效版本，但 GE 公司接受華航援用前一版本，惟 GE 公司亦強調必須避免任何安裝失準；
 - (6) 華航施工實務做法大致與 GE 公司建議之施工最佳實務做法相近。

貳、改善建議與執行中或已執行改善措施

改善建議

事故調查過程中，本會與有關單位保持密切聯繫，發動機製造廠 GE Aviation 於民國 109 年 6 月 1 日提供有關本案之調查報告，其中述及其所採取之積極改善措施（如 4.2 所述），以改善調查過程發現有關 4R 定子氣/油封安裝失準之缺失。中華航空亦提出對應之積極改善措施（如已完成或進行之改善措施小節所述），因此本案不再提出相關議題之建議。以下謹提出本會認為可再提升飛安之改善建議。

致 中華航空公司

1. 加強發動機施工工單的完整性，若因故須偏離手冊內容時，除必須使用獲得原廠接受之替代方案外，並應於工單上反映替代方案所陳述之文件及程序，以減少現場施工過程遺漏工序之風險及完整保留施工紀錄。(TTSB-ASR-21-11-001)
2. 檢視及評估發動機工廠維修所需特殊工具之取得流程與時程管控，以及時取得所需之特殊工具，避免使用替代方案，以降低風險。(TTSB-ASR-21-11-002)
3. 檢視及評估發動機工廠組裝工單，有關類似本案 4R 定子氣/油封安裝工作，若未被正確執行可能造成的失效會危及飛機的安全操作，列為維護重點項目。(TTSB-ASR-21-11-003)

致 交通部民用航空局

1. 督導中華航空發動機工廠之發動機組裝過程，若組裝因故偏離有效版本之程序須使用原廠接受或提供之替代方案時，應充分於工單上反映替代方案所述之文件及程序；並督導中華航空檢視 / 評估發動機工廠維修所需特殊工具之取得流程與時程管控。另督導該公司重新檢視及評估發動機工廠組裝工單有關類似本案 4R 定子氣/油封安裝工作，若未被正確執行，可能造成的失效會危及飛機的安全操作，列為維護重點項目。(TTSB-ASR-21-11-004)

已完成或進行中之改善措施

GE Aviation

發動機製造廠 GE Aviation 於民國 109 年 6 月 1 日提供有關本案之報告，其中述及其改善措施如下：

1. *To further ensure that all Maintenance, Repair, and Overhaul (MRO) facilities are incorporating the new 2C18118G01 tool GE Aviation has taken the following actions:*

- *Revised the Engine Shop Manual (ESM) for both the CF6-80C2 & -80E1 sections 72-34-00 to:*
 - *Clearly identify that you “must” use tool 2C18118G01.*
 - *“Tool 2C18118 must be used”*
 - *Addition of CAUTION NOTES stating the consequences if the tool is not used.*
 - *Engine Manual revisions dated April 15, 2020 and can be found on the next slide*

- *Field communications to re-enforce the requirement to use tool 2C18118G01 will include:*
 - *Fleet Highlites article(s).*
 - *Timing is end of 2nd quarter (end of June 2020)*
 - *Regional conferences and / or Working Together Teams (WTT’s) calls.*

2. Engine Shop Manual 72-34-00 Revisions Dated April 15, 2020

- *Subtask 72-34-00-220-187*
- *** * SB 72-0349 (INTRODUCTION OF NEW REDUCED-DIAMETER CDP SEAL AND ASSOCIATED HARDWARE)**

AE. Do a check of the No. 4R bearing stationary air/oil seal seating. Use gage fixture 2C18118. Refer to Figure 1026 and as follows:

CAUTION: TO ASSURE PROPER ASSEMBLY OF THE NO. 4R BEARING STATIONARY AIR/OIL SEAL, THE GAGE FIXTURE 2C18118 MUST BE USED. FAILURE TO USE THIS FIXTURE CAN RESULT IN MISASSEMBLY OF THE NO. 4R BEARING STATIONARY AIR/OIL SEAL AND ENGINE DAMAGE.

CAUTION: USE THE GAGE FIXTURE 2C18118 CAREFULLY TO PREVENT DAMAGE OF THE SEAL INNER DIAMETER SURFACES. INSTALL THE GAGE FIXTURE ONLY ON THE NO. 4R STATIONARY AIR/OIL SEAL POST SB 72-0349 CONFIGURATION.

CAUTION: DO NOT APPLY FORCE TO THE AFT GAGE TO PUT IT IN THE NO. 4R BEARING STATIONARY AIR/OIL SEAL. THE AFT GAGE MUST MOVE FREELY IN THE SEAL WHEN IT IS INSERTED. MAKE SURE THAT ALL TOOL SURFACES ARE CLEAN.

- (1) *Insert the aft gage in the No. 4R bearing stationary air/oil seal (01-100) to do an inspection of the aft diameter.*

CAUTION:DO NOT APPLY FORCE TO THE FORWARD GAGE TO PUT IT IN THE NO. 4R BEARING STATIONARY AIR/OIL SEAL. THE FORWARD GAGE MUST MOVE FREELY IN THE SEAL WHEN IT IS INSERTED. MAKE SURE THAT ALL TOOL SURFACES ARE CLEAN.

- (2) *Insert the forward gage in the No. 4R bearing stationary air/oil seal (01-100) to do an inspection of the forward diameter.*
- (3) *If one of the gages does not move freely inside the No. 4R bearing stationary air/oil seal (01-100), do an inspection of the seal diameters and do the installation of the seal again.*

**** END SB 72-0349*

中華航空公司

華航於民國 110 年 6 月 16 日提供有關本案之改善措施如下：

1. 華航發修工廠在取得原廠工具 2C18118G01 前，工作人員組裝 CRF No. 4R Stationary Air / Oil Seal 時已確認：
 - 1.1 運用厚度 0.001” 之 Shim 片進行 No. 4R Stationary Air/Oil Seal 安裝時之 seating 狀況確認。
 - 1.2 完成 GE SR #00737753 所提及 ”組裝時避免 Mis-alignment 及 Dia. M /N 之 runout 數值” 之量測確認方式：
 - 使用工具 2C14681G02 (Gage- concentricity) 及精準度達萬分位之量測讀錶進行 No.4R Stationary Air/ Oil Seal (Dia. M / Dia. N) runout 量測。
 - 取下工具軸心後以內徑規進行 No.4R Stationary Air/ Oil

Seal (Dia. M / Dia. N)直徑(ID)量測以確認安裝 No. 4R Stationary Air/Oil Seal 無過度偏心，亦無因安裝所產生的過多形變。

- 最終依量測數值進行最小半徑(Min. radius) 計算，以確保日後配裝 No.4R Rotating Air/Oil Seal 後此處能有安全間隙。
 - 安裝 Heat Shield 後再次進行如前述相同步驟量測及最小半徑值計算，並依 Manual 要求登載相關數值於工單中。
2. 華航發修工廠於 2019 下半年已租借後取得 GE 原廠工具 2C18118G01，依據最新版期發動機維護手冊執行 CRF 組裝，並訓練、提醒工作人員維護手冊及工單內組裝相關警語，確保 No. 4R Stationary Air / Oil Seal 組裝符合維護手冊要求。
 3. 華航發修工廠於 2020 下半年發現購買自 GE 原廠工具 2C18118G01 尺寸超出工具藍圖規範，失圓度(Runout)也高於正常值，經反映 GE 獲得回覆 G01 使用材質其吸收濕氣因素會導致工具橢圓化變形，並提供尚未獲得新工具 G02 前之替代作法，暫時性允許維修工廠 in-house 車削 G01 工具以符合藍圖尺寸規範，定期檢查以確保工具尺寸未變化。華航發修工廠已發布 EON 及修訂工單要求組裝 CRF 時需量測 G01 工具尺寸並記錄，隨後 GE 引進新型工具 2C18118G02 維護手冊 2021/Jan 修訂，華航發修工廠 2020/Oct 申請並於 2021/Feb 取得 G02 新型工具。華航發修工廠於 2020/10/6 工單修訂迄今完成 3 具 E1 發動機 CRF 組裝，程序皆符合維護手冊及工單要求，未發現組裝異常。

交通部民用航空局

1. 已督導中華航空修護工廠於 110 年 4 月 21 日完成「工程指令(EO) /EO 工作單制訂作業程序」(QP08ME099)之修訂並據以實施，當接獲製造廠家偏離手冊之替代方案時，中華航空將發布輔助修護工作單(Ad-Hoc Task)，以做為執行工作及記錄之依據。
2. 另已督導中華航空發動機工廠於民國 110 年 2 月 2 日完成「發修部技術文件(修護手冊及技術通報)之修訂管制作業辦法」(QP07MH008)之修訂並據以實施，當工具裝備出現新增或更改時，

須整理出工具裝備變更清單，製作成分辦表，由單位主管於部務會議中提報直至項目完成為止，控管變更項目之後續行動包括採購、租用或進行等效評估等方式。

目錄

摘要報告.....	1
目錄	1
表目錄	5
圖目錄	6
英文縮寫對照簡表.....	8
第 1 章 事實資料	9
1.1 飛航經過.....	9
1.2 人員傷害.....	10
1.3 航空器損害.....	10
1.4 其他損害情況.....	10
1.5 人員資料.....	10
1.5.1 正駕駛員	11
1.5.2 副駕駛員	12
1.5.3 維修員甲	13
1.5.4 維修員乙	14
1.5.5 維修員丙	14
1.6 航空器資料.....	15
1.6.1 航空器與發動機基本資料.....	15
1.6.2 發動機簡介	16
1.6.3 CRF 簡述.....	18
1.6.4 維修資訊	19
1.6.5 無特殊量規治具替代方案	24
1.6.6 4R 定子氣/油封檢查	25
1.6.7 4R 定子氣/油封安裝	27
1.6.8 發動機壓縮段 B/C 油室空氣流動路徑.....	29
1.6.9 1 號發動機最後進廠維修及其他	29
1.6.10 載重與平衡	30
1.7 天氣資料.....	31
1.8 助、導航設施.....	31
1.9 通信.....	31
1.10 場站資料.....	31
1.11 飛航紀錄器	31
1.11.1 座艙語音紀錄器	31

1.11.2	飛航資料紀錄器	32
1.12	現場量測與航空器撞擊資料	37
1.13	醫療與病理	37
1.14	火災	37
1.14.1	發動機火損狀況	37
1.14.2	其他火損狀況	38
1.15	生還因素	38
1.16	測試與研究	38
1.16.1	發動機模組拆解與檢視	39
1.16.1.1	進、排氣口	39
1.16.1.2	風扇模組	40
1.16.1.3	風扇機匣與輸入齒輪箱	41
1.16.1.4	磁性金屬屑偵測器	42
1.16.1.5	線束及管路	42
1.16.1.6	火警偵測組件及壓力歧管	43
1.16.1.7	P25 /P49 壓力歧管	43
1.16.1.8	B/C 油室前通氣管	44
1.16.1.9	6 點鐘 LPRC 導管	45
1.16.1.10	7 點鐘 LPRC 導管	45
1.16.1.11	9 點鐘 LPRC 導管	46
1.16.1.12	傳動齒輪箱	46
1.16.1.13	AGB 隔熱罩	47
1.16.1.14	B/C 油室回油管	48
1.16.1.15	LPT 軸	48
1.16.1.16	第 1 級 HPT 定子	49
1.16.1.17	第 2 級 HPT 轉子	49
1.16.1.18	HPT 後方氣封定子	50
1.16.1.19	HPT 後方氣封轉子	51
1.16.1.20	壓縮器	52
1.16.2	CRF 原廠檢查摘要	54
1.16.2.1	4R 轉子氣/油封	56
1.16.2.2	4R 定子氣/油封	58
1.16.2.3	4R 轉子排氣軸封	62
1.16.2.4	4R 定子排氣軸封	64
1.16.2.5	CDP 轉子氣封	66
1.16.2.6	CDP 定子氣封	70

1.16.2.7	HPC 段軸	72
1.16.2.8	3R 軸承.....	74
1.16.2.9	4R 軸承.....	78
1.16.2.10	4B 軸承.....	80
1.16.2.11	4B/4R 軸承室.....	82
1.16.2.12	4B 滑油噴嘴與 4R/4B 滑油噴嘴.....	84
1.16.2.13	5R 軸承.....	86
1.16.2.14	前油室及隔熱罩	88
1.16.2.15	後油室及隔熱罩	90
1.16.2.16	5R 定子氣/油封	92
1.16.2.17	5R 轉子氣/油封	94
1.16.2.18	其餘部件	94
1.17	組織與管理.....	95
1.17.1	飛航組員操作手冊	95
1.17.2	維修員資格	98
1.18	訪談及其他資料.....	98
1.18.1	訪談資料	98
1.18.1.1	正駕駛員	98
1.18.1.2	副駕駛員	100
1.18.1.3	維修員甲	101
1.18.1.4	維修員乙	102
1.18.1.5	維修員丙	103
1.18.2	過往類似案例	105
1.18.3	GE 公司調查報告事件序.....	105
1.18.4	GE 公司評估可能肇因與改正作法.....	109
1.18.5	GE 公司有關類似案件證物之回復.....	113
第 2 章	分析.....	117
2.1	概述.....	117
2.2	航空器適航.....	117
2.3	1 號發動機失效與滑油系統	117
2.4	1 號發動機失效可能過程	119
2.5	4R 定子氣/油封安裝失準之探討.....	127
2.6	其他可能造成類似結果的原因探討	130
2.7	發動機失火.....	131
2.8	華航發修工廠與 CF6-80E1 發動機維修.....	131
2.9	維修人員訓練/資格及維護重點項目	135

第 3 章 結論.....	137
3.1 與可能肇因有關之調查發現	137
3.2 與風險有關之調查發現.....	138
3.3 其他調查發現.....	138
第 4 章 運輸安全改善建議	140
4.1 改善建議.....	140
4.2 已完成或進行中之改善措施	141
附錄	145
附錄 1 事故發動機前次進廠施工項目列表	145
附錄 2 CRF 安裝工單封面及首頁	146
附錄 3 測試結果數據報表首頁	148
附錄 4 事故前有效之授權簽放合格證明	149
附錄 5 發動機組裝時 N2 軸可盤動時機	150
附錄 6 華航發修廠維修員資格說明	153
附錄 7 GE 公司評估可能肇因與改善建議	156

表目錄

表 1.5-1 飛航組員基本資料表	11
表 1.6-1 航空器基本資料表	15
表 1.6-2 發動機基本資料表	16
表 1.6-3 事故發動機滑油消耗報告	20
表 1.6-4 事故發動機拆裝紀錄	20
表 1.6-5 精密量具資料表	21
表 1.6-6 載重及平衡表	31
表 1.16-1 關鍵零組件於發動機 CRF 之相關位置對照	54
表 2.10-1 最佳實務做法比較表	134

圖目錄

圖 1.1-1 事故航班飛航軌跡	10
圖 1.6-1 CF6-80E1 發動機構造概述	17
圖 1.6-2 CF6-80E1 模組.....	17
圖 1.6-3 CRF 構造.....	19
圖 1.6-4 CRF 組裝工單紀錄-安裝 4R 氣/油封	22
圖 1.6-5 CRF 組裝工單紀錄-量測 4R 氣/油封	23
圖 1.6-6 4R 定子氣/油封檢查區域	27
圖 1.11-1 事故機 FDR 參數繪圖（完整航班）	35
圖 1.11-2 事故機 FDR 參數繪圖（事故發生期間）	35
圖 1.11-3 事故機 QAR 參數繪圖（事故期間 1 號發動機）	36
圖 1.11-4 事故機 QAR 參數繪圖（事故期間 2 號發動機）	36
圖 1.14-1 左右側發動機整流罩內部狀況	37
圖 1.14-2 發動機左右側外觀狀況	38
圖 1.16-1 發動機進、排氣口目視檢查	39
圖 1.16-2 風扇模組拆卸及目視檢查	40
圖 1.16-3 風扇機匣內部損傷狀況	41
圖 1.16-4 磁性金屬屑偵測器檢查	42
圖 1.16-5 線束及附件管路檢查	42
圖 1.16-6 火警偵測組件	43
圖 1.16-7 火警偵測組件及壓力歧管	43
圖 1.16-8 B/C 油室通氣前通氣管燒穿	44
圖 1.16-9 6 點鐘 LPRC 導管燒穿	45
圖 1.16-10 7 點鐘 LPRC 導管燒穿	45
圖 1.16-11 9 點鐘 LPRC 導管燒穿	46
圖 1.16-12 TGB 內部淤積油泥	46
圖 1.16-13 ABG 隔熱罩高溫燒損	47
圖 1.16-14 B/C 油室回油管內受污染	48
圖 1.16-15 LPT 軸磨損	48
圖 1.16-16 第 1 級 HPT 定子損傷.....	49
圖 1.16-17 第 2 級 HPT 轉子損傷.....	49
圖 1.16-18 HPT 轉子氣封後方氣封定子蜂巢結構損傷	50
圖 1.16-19 HPT 轉子氣封後方氣封轉子.....	51
圖 1.16-20 壓縮器損傷狀況	53
圖 1.16-21 關鍵受損料件位置圖	55
圖 1.16-22 4R 轉子氣/油封損傷狀況	58

圖 1.16-23 4R 定子氣/油封損傷狀況	60
圖 1.16-24 4R 轉子排氣軸封.....	63
圖 1.16-25 4R 定子排氣軸封.....	65
圖 1.16-26 CDP 轉子氣封	68
圖 1.16-27 CDP 定子氣封.....	71
圖 1.16-28 HPC 段軸	73
圖 1.16-29 3R 軸承.....	77
圖 1.16-30 4R 軸承.....	79
圖 1.16-31 4B 軸承.....	81
圖 1.16-32 4B/4R 軸承室	83
圖 1.16-33 4B/R 油室滑油噴嘴.....	85
圖 1.16-34 5R 軸承.....	87
圖 1.16-35 前油室及隔熱罩	90
圖 1.16-36 後油室及隔熱罩	92
圖 1.16-37 5R 定子氣/油封	93
圖 1.16-38 5R 轉子氣/油封	94
圖 1.18-1 依據失效組件觀察推導之事件序	107
圖 1.18-2 QAR 時間線推導之事件序.....	108
圖 1.18-3 件號 2C18118G01 特工.....	111
圖 2.3-1 事故過程 1 號發動機參數繪圖	119
圖 2.4-1 4R 定子氣/油封石墨鍍磨擦面深度刻痕	121
圖 2.4-2 4R 轉子氣/油封向外彎曲	122
圖 2.4-3 CDP 氣封上殘骸之成分分析	123
圖 2.4-4 4R 定子氣/油封磨擦面樹枝狀晶間分離狀況	123
圖 2.4-5 4R 定子氣/油封	124
圖 2.4-6 4R 定子氣/油封安裝座螺桿	124
圖 2.4-7 油室內部熱損變色與金屬噴濺狀況	125
圖 2.4-8 4R 軸承受損狀況.....	125
圖 2.4-9 4B/4R 軸承室受損狀況.....	126
圖 2.4-10 CDP 轉子螺桿頭磨損	126

英文縮寫對照簡表

AGB	accessory gearbox	附件齒輪箱
A/O	air/oil	氣／油
CDP	compressor discharge pressure	壓縮器出口壓力
CRF	compressor rear frame	壓縮器後機構段
CVR	cockpit voice recorder	座艙語音紀錄器
EDS	energy dispersive spectrometer	能譜儀
ECAM	electronic centralized aircraft monitor	電子集中監視系統
EGT	exhaust gas temperature	發動機尾管排氣溫度
ESN	engine serial number	發動機序號
FCOM	flight crew operating manual	飛航組員操作手冊
FDR	flight data recorder	飛航資料紀錄器
GE	General Electric Company	美國奇異公司
HP	high pressure	高壓
HPC	high pressure compressor	高壓壓縮段
HPT	high pressure turbine	高壓段渦輪
IGB	inlet gearbox	輸入齒輪箱
IGV	inlet guide vane	進氣導片
LP	low pressure	低壓
OGV	outlet guide vane	排氣導片
PF	pilot flying	操控駕駛員
PM	pilot monitoring	監控駕駛員
PSI	pounds per square inch	磅/平方吋
QAR	quick access recorder	快速擷取紀錄器
QRH	quick reference handbook	快速參考手冊
TGB	transfer gearbox	傳動齒輪箱
TPM	training program manual	訓練計劃手冊
TLB	technical log book	飛機維護紀錄簿
UTC	coordinated universal time	世界標準時間
1B	No.1 ball bearing	1 號滾珠軸承
3R	No.3 roller bearing	3 號滾柱軸承
4B	No.4 ball bearing	4 號滾珠軸承
4R	No.4 roller bearing	4 號滾柱軸承
5R	No.5 roller bearing	5 號滾柱軸承

第 1 章 事實資料

1.1 飛航經過

民國 108 年 5 月 30 日，中華航空股份有限公司（以下簡稱華航）定期載客班機 CI922，機型空中巴士 A330-300，國籍標誌及登記號碼 B-18352，於 0836 時自香港赤鱗角國際機場（以下簡稱香港機場）起飛，執行飛往臺灣桃園國際機場（以下簡稱桃園機場）之飛航任務。機上載有正、副駕駛員各 1 人、客艙組員 10 人及乘客 243 人，共計 255 人。該機爬升過程中，於香港機場東南東方約 88 哩、高度 26,672 呎處，1 號發動機發生火警，飛航組員依程序處置，向航管宣告緊急情況（Mayday）並請求返回香港機場，最後於 0931 時安降香港機場 07 左跑道，人機均安。

該次任務由正駕駛員坐於駕駛艙左座擔任操控駕駛員（pilot flying, PF），副駕駛員坐於駕駛艙右座擔任監控駕駛員（pilot monitoring, PM）。該機起飛後，於爬升過程中定向 ENVAR 航點，0852:34 高度通過 25,568 呎時，駕駛艙電子集中監視系統（electronic centralized aircraft monitor, ECAM）顯示發動機高振動訊息（HIGH ENGINE VIBRATION advisory），正駕駛員查看系統頁面後發現，1 號發動機 N2 振動值為 7.5 且快速上升，遂請副駕駛員依快速參考手冊（quick reference handbook, QRH）執行相應程序，並於 0853:12 時減低發動機動力輸出；1 號發動機 N2 振動值雖曾一度下降至 7，但不久後又上升至 9。

0853:35 時，正值副駕駛員執行程序中，飛航組員聽見「碰」的聲響並感覺機身晃動，隨後 1 號發動機火警（ENG 1 FIRE）主警告於 0853:39 時觸發。正駕駛員隨即下令執行緊急程序（ECAM action），副駕駛員在正駕駛員確認下，將 1 號發動機油門桿收至慢車（idle thrust）位置，關閉 1 號發動機主開關，並擊發 1 號發動機 1 號滅火

瓶。

0854:56 時，正駕駛員向香港航管宣告緊急情況 (Mayday)，告知 1 號發動機失效並請求下降高度至飛航空層 250；副駕駛員依 QRH 程序接續擊發 1 號發動機 2 號滅火瓶後，正駕駛員於 0855:47 時向香港航管請求返回香港機場並獲同意與協助；1 號發動機火警主警告於 0856:50 時解除。

該機後續依正常程序進場落地，於 0931 時安降香港機場 07 左跑道；脫離跑道後，於塔台詢問下取消緊急情況，航機停妥後旅客經由梯車正常下機，人機均安。事故航班飛航軌跡如圖 1.1-1。

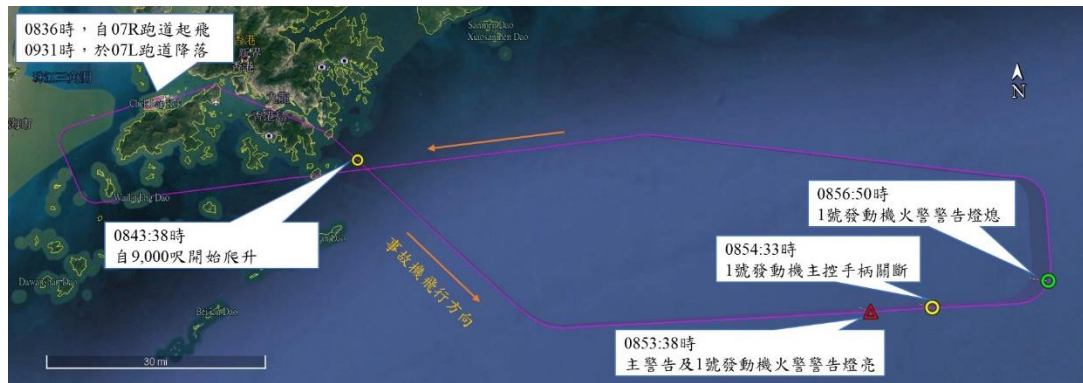


圖 1.1-1 事故航班飛航軌跡

1.2 人員傷害

本事故未造成任何組員及乘客受傷。

1.3 航空器損害

事故機 1 號發動機受損，航機其他部分無損傷，損傷部分詳如 1.14 及 1.16 章節。

1.4 其他損害情況

無其他損害。

1.5 人員資料

飛航組員基本資料如表 1.5-1。

表 1.5-1 飛航組員基本資料表

項目	正 駕 駛 員	副 駕 駛 員
性 別	男	男
事 故 時 年 齡	54	47
進 入 公 司 日 期	民國 93 年 4 月 19 日	民國 98 年 10 月 30 日
航 空 人 員 類 別	飛機民航運輸駕駛員	飛機商用駕駛員
檢 定 項 目	A-340 A-330	A-330 ERJ-190
發 證 日 期	民國 105 年 2 月 18 日	民國 107 年 8 月 14 日
終 止 日 期	民國 110 年 2 月 17 日	民國 112 年 8 月 13 日
體 格 檢 查 種 類	甲類駕駛員	甲類駕駛員
終 止 日 期	民國 108 年 7 月 31 日	民國 108 年 8 月 31 日
總 飛 航 時 間 ¹	18,403 小時 41 分	4,496 小時 51 分
事 故 型 機 飛 航 時 間	2,015 小時 13 分	544 小時 7 分
最 近 12 個 月 飛 航 時 間	614 小時 32 分	513 小時 10 分
最 近 90 日 內 飛 航 時 間	160 小時 2 分	186 小時 47 分
最 近 30 日 內 飛 航 時 間	56 小時 2 分	60 小時 17 分
最 近 7 日 內 飛 航 時 間	12 小時 49 分	11 小時 17 分
事 故 前 24 小 時 飛 航 時 間	5 小時 30 分	5 小時 30 分
派 飛 事 故 任 務 前 之 休 息 期 間 ²	13 小時 45 分	13 小時 45 分

1.5.1 正駕駛員

中華民國籍，為華航培訓駕駛員。民國 81 年 12 月於美國北達科他大學（UND）飛行訓練中心開始接受基礎飛行訓練，民國 83 年 4 月完訓並取得飛機商用駕駛員執照後，正式進入華航，分發至波音 MD-11 機隊，民國 85 年 1 月完成該型機訓練後，於該機隊擔任副駕駛員，民國 90 年 5 月升任該型機巡航駕駛員（cruise relief pilot）。民國 90 年 10 月轉任空中巴士 A340-300 機隊擔任巡航駕駛員，民國 92

¹ 本表所列之飛航時間，均包含事故機之飛行時間，計算至事故發生當時為止。

² 休息期間係指符合航空器飛航作業管理規則定義，「組員在地面毫無任何工作責任之時間」。

年6月升任該型機正駕駛員，民國101年7月取得空中巴士A340/A330雙機種正駕駛員資格。個人累計總飛時為18,403小時41分，其中空中巴士A330-300型機飛時為2,015小時13分。

正駕駛員持有中華民國飛機民航運輸駕駛員檢定證，檢定項目欄內之註記為：「飛機，陸上，多發動機 Aeroplane, Land, Multi-Engine, 儀器飛航 Instrument Aeroplane A-330 A-340，具有於航空器上無線電通信技能及權限 Privileges for operation of radiotelephone on board an aircraft」，限制欄內之註記為：「空白 NIL」，特定說明事項欄內之註記為：「無線電溝通英語專業能力(Y-M-D) English Proficient: ICAO L5 Expiry Date 2022-02-26」。

正駕駛員事故前最近一次年度適職性考驗於民國108年1月2日通過，考驗結果為「滿意 (satisfactory)」；最近一次年度適職性訓練時間為民國108年1月3日，訓練結果為「正常 (normal)」；最近一次年度實機考驗於民國107年6月11日通過。檢視正駕駛員個人訓練與考驗紀錄，無與本事故發生狀況有關之異常發現。

正駕駛員體格檢查種類為甲類駕駛員，上次體檢日期為民國108年1月15日，體檢及格證限制欄內之註記為：「視力需戴眼鏡矯正 (Holder shall wear corrective lenses.)」。事故任務後，於華航香港機場簽派員辦公室執行之酒精測試結果：酒精值為零。

1.5.2 副駕駛員

中華民國籍，自行取得飛機商用駕駛員執照後，曾於國內另一航空公司擔任ERJ-190型機副駕駛員，於民國108年轉任華航，9月完成空中巴士A330-300型機訓練並通過航路考驗之檢定後，於該機隊擔任副駕駛員。個人累計總飛時為4,496小時51分，其中空中巴士A330-300型機飛時為544小時07分。

副駕駛員持有中華民國飛機商用駕駛員檢定證，檢定項目欄內之

註記為：「飛機，陸上，多發動機 Aeroplane, Land, Multi-Engine, 儀器飛航 Instrument Rating A-330 ERJ-190，具有於航空器上無線電通信技能及權限 Privileges for operation of radiotelephone on board an aircraft」，限制欄內之註記為：「A-330 F/O; ERJ-190 F/O」，特定說明事項欄內註記為：「無線電溝通英語專業能力(Y-M-D) English Proficient; ICAO L4 Expiry Date 2021-12-26」。

副駕駛員最近一次年度適職性考驗於民國 108 年 1 月 26 日通過，考驗結果為「滿意 (satisfactory)」；事故前最近一次年度適職性訓練時間為民國 108 年 1 月 27 日，訓練結果為「正常 (normal)」；最近一次年度實機考驗於民國 107 年 9 月 19 日通過。檢視副駕駛員訓練與考驗紀錄，無與本事故發生狀況有關之異常發現。

副駕駛員體格檢查種類為甲類駕駛員，上次體檢日期為民國 108 年 2 月 15 日，體檢及格證限制欄內註記為：「視力需戴眼鏡矯正 (Holder shall wear corrective lenses.)」。事故任務後，於華航香港機場簽派員辦公室執行之酒精測試結果：酒精值為零。

1.5.3 維修員甲

維修員甲現 (109 年 8 月) 年 44 歲，領有交通部民用航空局維修員發動機類別 (engine category repairman) 檢定證，得以簽署 CF6-80E1 及 C2 型別之發動機維修工作。加入華航前曾任職某汽車公司擔任教育訓練相關工作 3 年，進入華航後最初分發至發動機修護工廠 (以下簡稱華航發修廠)，負責 PW4000 維修相關工作約 2 年，之後轉調至平衡班³約三年，直至華航 CF6 E1 型發動機修護能量建立時加入 CF6-80E1 至今，於華航發修廠任職約 11 年餘。主要工作範圍有 ATA 72-02 核心模組、72-32 HPC (high pressure compressor, HPC) 及

³ 為華航發修廠發動機生產組下轄之工作分組，主要負責 CF6-80C2 及 E1 型發動機各段模組之拆卸、平衡及組裝維修工作。

72-34 壓縮器後機構段 (compressor rear frame, CRF) 模組等相關維修經驗，截至事故發生日 (民國 108 年 05 月 30 日) 止，CF6-80E1 型發動機 CRF 模組的維修經驗大概有 4 至 5 年，平均每年最少會有 4 至 5 具安裝 CRF 區域的工作。

1.5.4 維修員乙

維修員乙現 (109 年 8 月) 年 39 歲，曾於空軍服役 6 年，主要負責 C130 運輸機、E2 偵察機等機種之階段性週期檢查維修工作。退伍後曾進入科技業擔任設備維修工程師半年，之後再回學校進修，取得碩士學位。剛進入華航時，分發至華航發修廠 CF6-80 系列發動機總裝班，進行整具發動機裝修約 2 年多，之後因故請調 CF6-80 系列發動機平衡班，主要工作範圍為核心模組及 CRF 模組相關維修工作，迄今約 2 年多，在組裝事故發動機時，加入該平衡班仍未滿 1 年，當時累積約莫有 3 具 CRF 安裝之經驗，迄今於華航服務約 5 年的時間，期間大概做過 10 具 CRF 之組裝作業。組裝事故發動機時持有公司內部 M4 授權等級之工單簽署資格 (限簽署工單上授權 A 之項目)，於個人工作經歷簿含資格評鑑及所有實務工作訓練/工作經驗之紀錄。

1.5.5 維修員丙

維修員丙現 (109 年 8 月) 年 52 歲，為空軍機械學校常備士官班畢業，具有空軍發動機燃油附件維修工作 10 年經驗。退伍後進入華航發修廠，先於附件班服務約 13 年，再轉至工檢組執行檢驗工作約 4 年，接著轉至發動機生產 2 組平衡班服務迄今約 7 年，華航年資總計約 25 年，服務期間並完成專科學校機械科學位。目前工作係歸屬於平衡班中的 CRF 模組，具 B 級項目執行許可，主要負責項目為 CRF 模組中屬於 S4 的工作，每年大約執行幾十個 CRF 區域安裝工作。

1.6 航空器資料

1.6.1 航空器與發動機基本資料

事故航空器基本資料及發動機基本資料，統計至民國 108 年 5 月 30 日，如表 1.6-1 及表 1.6-2。

表 1.6-1 航空器基本資料表

航空器基本資料表（統計至民國 108 年 5 月 30 日）		
國籍	中華民國	
航空器登記號碼	B-18352	
機型	A330-302	
製造廠商	Airbus S.A.S.	
出廠序號	805	
出廠時間	民國 96 年 2 月 8 日	
接收日期	民國 96 年 2 月 9 日	
所有人	Whitney Leasing Limited	
使用人	中華航空股份有限公司	
國籍登記證書編號	96-1038	
適航登記證書編號	108-02-025	
適航證書生效日	民國 108 年 2 月 1 日	
適航證書有效期限	民國 109 年 1 月 31 日	
航空器總使用時數	36,985	
航空器總落地次數	15,316	
上次定檢種類	A3	C8
上次定檢日期	民國 108 年 3 月 25 日	民國 107 年 9 月 20 日
上次定檢後使用時數	531	2,080
上次定檢後落地次數	256	912
最大起飛重量	507,058 磅	
最大著陸重量	407,851 磅	

表 1.6-2 發動機基本資料表

發動機基本資料表			
製 造 廠 商	General Electric Company		
編 號 / 位 置	Engine #1	Engine #2	
型 別	CF6-80E1A4	CF6-80E1A4	
序 號	811630	811614	
製 造 日 期	民國 101 年 9 月 27 日	民國 101 年 5 月 25 日	
上次維修廠檢修後使用時數	18	2,952	
上次維修廠檢修後使用週期數	12	1,301	
總 使 用 時 數	20,165	13,003	
總 使 用 週 期 數	6,503	3,027	

1.6.2 發動機簡介

事故機裝置兩具美國奇異公司（General Electric Company, GE）所生產之 CF6-80E1 型發動機。此款發動機為同心雙軸渦輪風扇設計，內軸為低壓（low pressure, LP）軸（N1），由 1 內圈轉軸為主幹，前方連接風扇葉片、4 級低壓壓縮器，與後方 5 級低壓渦輪所構成；另一軸則為高壓（high pressure, HP）軸（N2），係由 1 外圈轉軸為主幹，前方連接 14 級高壓壓縮器與及後方 2 級高壓渦輪組成。

每具發動機具有 1 個附件齒輪箱及 1 個燃燒室，透過低壓及高壓壓縮器與渦輪產生所需推力，附件齒輪箱透過 N2 軸驅動產生其他所需之能量如液壓壓力及電力等，詳圖 1.6-1 及圖 1.6-2。

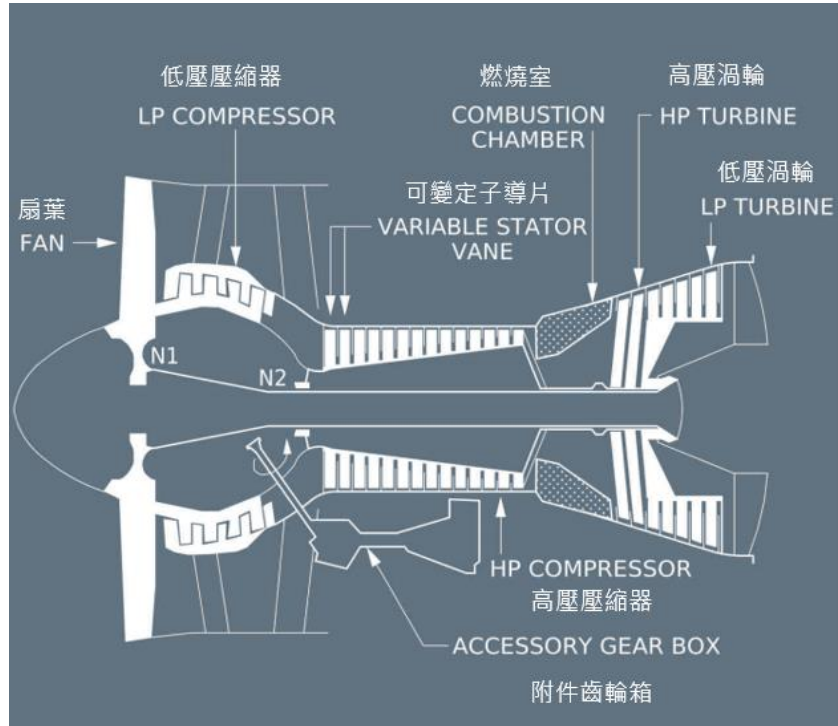


圖 1.6-1 CF6-80E1 發動機構造概述

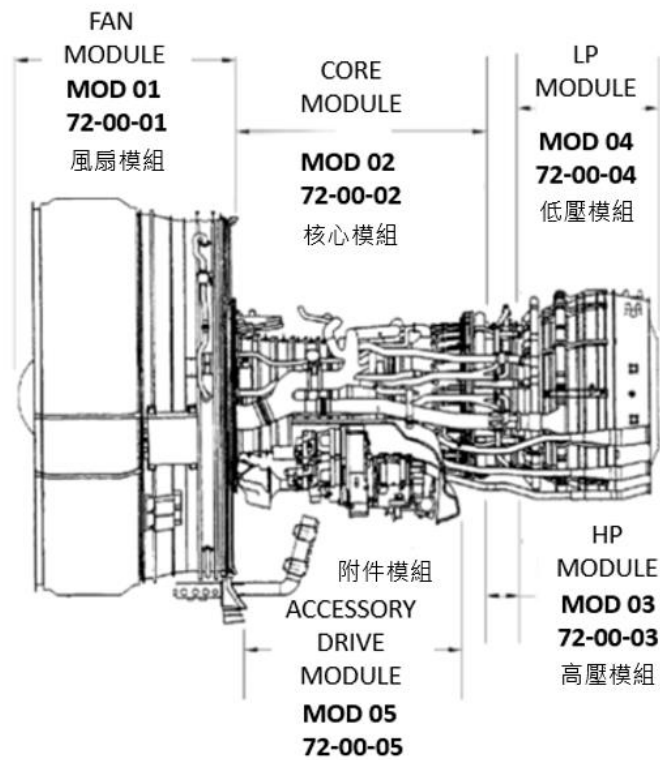


圖 1.6-2 CF6-80E1 模組

1.6.3 CRF 簡述

CRF 發動機核心模組中，位置大約位於氣體壓縮器之後，第一級 HP 渦輪定子之前，以及燃燒室結構內緣的發動機主結構部位。HP 軸是透過 CRF 內部之第 4 號滾柱 (roller, 以下簡稱 R) 軸承、第 4 號滾珠 (ball, 以下簡稱 B) 軸承，及 5R 軸承做為支撐整具發動機最主要結構的部件之一，是傳遞軸向及徑向負載至外環非轉動之結構。CRF 之另一主要功能為主要氣體流路⁴結構及其內部油室散熱及溫度隔離。

CRF 前端接收來自 HPC 的高壓氣體依序向後送至燃燒室，進行油氣混合並燃燒，推動渦輪產生動力；另 HPC 之出口氣體除流經燃燒室外，亦搭配引入至 CRF 內部之油室內之 2.5 級低壓壓縮氣體，配合壓縮器出口壓力氣封 (compressor discharge pressure seal, CDP seal)、排氣軸封 (vent seal) 及 4R 氣/油封 (air/oil seal, A/O seal) 等機構達到各部所需之封氣或封油與溫度控制功能。CDP 氣封功能為隔離 HPC 出口氣體及 HP Recoup⁵ (HPRC)；排氣軸封主要功能為隔離 HP Recoup 及 LP Recoup (LPRC) 氣體；4R 氣/油封主要功能為隔離 LPRC 及 B/C 油室之滑油霧。

CRF 核心有一稱作 B/C 油室 (sump) 之筒形油室結構，主要透過噴注循環之滑油，冷卻運轉時前端 B 油室內之 4R 及 4B 軸承，及後端 C 油室內之 5R 軸承。

⁴ 主要氣體流路，係指渦輪風扇發動機運作時，空氣從風扇葉片靠近葉根處，自軸平面導入發動機開始，流經壓縮器、燃燒室及渦輪段，最後排出尾管之氣體動向流路。而第一級風扇葉片在發動機整流罩內，所產生向後但只流經核心發動機本體外圍的推力氣流，則被稱為風扇旁通流路或次級氣體流路。

⁵ Recoup air 的利用，常見於將原本壓縮器出口完多餘產生，或準備被排出發動機之上游壓縮氣體，自 HPC 出口與 CRF 間之曲徑軸封 (labyrinth seal) 處引出，直接導引至下游渦輪段應用，透過熱力梯度 (thermal gradients) 的方法，減緩熱應力對組件壽期的影響，優化發動機整體效能。

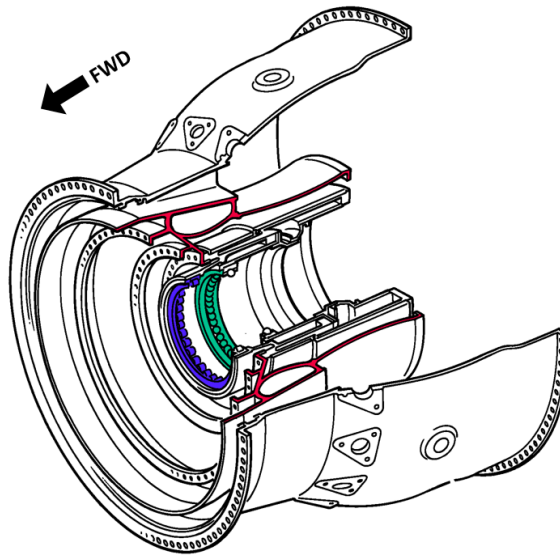


圖 1.6-3 CRF 構造

1.6.4 維修資訊

檢閱事故機飛機維護紀錄簿 (technical log book, TLB)，該機於香港機場起飛前無故障紀錄，事故前 6 個月技術缺失延遲改正缺點紀錄簿，無異常登錄。

TLB 紀錄顯示事故機於 108 年 5 月 26 日 (事故前 4 日)，更換其 1 號發動機，截至事故發生前共計完成航班 11 架次。自最近 1 次維修出廠後使用時數 18 小時，周期數 12 次。

檢視 1 號發動機有關適航指令執行狀況清冊，與事故失效區域組件相關之適航指令共計 9 項，其中有 5 項於事故前次進廠檢修時執行，其餘 4 項未受技術通報影響，無須執行。

華航提供 1 號發動機自安裝上事故機後至事故發生前一日之滑油消耗報告，詳如表 1.6-3 事故發動機滑油消耗報告。

表 1.6-3 事故發動機滑油消耗報告

Engine Oil Consumption Report

Start Date: 2019/5/1 Page 1 of 1
End Date: 2019/5/31 Run Date: 2019/6/3 下午04:54:51

Fleet A330-300								
A/C No: B-18352 Position: ENG1			Engine S/N: 811630 Remarks: Engine INSTALLED AT 2019/5/27 下午07:36:00					
FLIGHT NO	DATE	TSN	TSI	FLT HRS	DELTA FLT HRS	QTY(qts)	RAW	SMO
CI0916	2019/5/27	20,150.38	2.88	1.40	2.88	0.50	0.17	0.17
CI0904	2019/5/28	20,153.14	5.64	1.33	2.76	0.50	0.18	0.18
CI0163	2019/5/28	20,157.31	9.81	2.10	4.17	1.00	0.24	0.20
CI0704	2019/5/29	20,163.99	16.49	1.68	6.68	2.50	0.37	0.27

檢視 1 號發動機翻修及重大修理檢查紀錄，自全新出廠至事故發生，共計 4 次拆裝紀錄，詳如表 1.6.4，事故前最近 1 次發動機進廠檢修原因，為內視鏡檢查發現 CRF 氣管管夾破損（BSI-CFR air tube clamp broken）。

表 1.6-4 事故發動機拆裝紀錄

日期	TSN	拆/裝	原因	飛機	位置
Dec. 05, 2012	5.83		新件出廠安裝	B-18359	No.1
Feb. 25, 2013	922.37	拆除	HPC 葉片鳥擊	B-18359	No.1
Apr. 20, 2013	922.37		安裝	B-18310	No.2
Aug. 22, 2015	9203.86	拆除	QT32	B-18310	No.2
Jan. 28, 2016	9203.86		安裝	B-18356	No.2
Jan. 17, 2019	20147.50	拆除	BSI-CRF 氣管管夾破損	B-18356	No.2
May 26, 2019	20147.50		安裝	B-18352	No.1
Jun. 02, 2019	20166.19	拆除	低滑油壓 (HKG) 空中關車	B-18352	No.1

檢視事故發動機進廠維修紀錄，施工項目包含修復破損的氣管管夾，並執行發動機性能回復（performance restoration）程序及修理磨損的供油管，進廠施工項目列表如附錄 1，其中包含 CRF 翻修工項。

此次 CRF 翻修作業，維修人員依據華航所發布之工作單號碼為 8E009843，於民國 108 年 4 月 15 日至 108 年 5 月 2 日期間實施，程序主要依據 GE 公司於民國 107 年 9 月 15 日發布之 CF6-80E1 engine

manual ESM⁶第 47 版所編製之內容，索引號 C6E-723400-A001，其工單封面及首頁如附錄 2。CRF 組裝工單之工項 30，安裝 4R 定子氣/油封及工項 37(量測 CRF seals 最小半徑/間隙)，工單紀錄如圖 1.6-4~5。

於前揭工單維修員所使用精密量具（precision measurement equipment）之識別編號、名稱、校正日期、有效日期及下次校驗日期結果，詳如表 1.6-5。

表 1.6-5 精密量具資料表








識別編號	名稱	校正日期	有效日期	施工日期	下次校驗日期/結果
EM36V	Torque wrench	Mar.21, 2019	Jun. 21, 2019	Apr. 18, 2019	Jul.01,2019 誤差在範圍內
EM35H	Torque wrench	Apr.15, 2019	Jul. 15, 2019	Apr. 22, 2019	Jul.18,2019 誤差在範圍內
EM419	Inside micrometer	Mar.11, 2019	Sep. 11, 2019	May. 02, 2019	Sep.12,2019 誤差在範圍內
EM29P	Digimatic caliper	Jan.02, 2019	Jul. 02, 2019	May. 02, 2019	Jun.26,2019 誤差在範圍內

⁶ Engine Shop Manual, ESM, 發動機廠站手冊，此手冊提供 CF6-80E1 發動機及模組之維修保養及拆裝，其中包含可執行此型發動機的重大（heavy）及完整回復（overhaul）維修程序。

COMPRESSOR REAR FRAME - ASSEMBLY

 ENG Mod. SN: **34X11630**

 8E009848
 8E009848

ITEM No.	REF DATA PARA. / STEP	DESCRIPTION	PERFORM BY	INSPECTION
29	Subtask 72-34-00-440-122	Subtask 72-34-00-440-122 AF. Install the No. 5 bearing air, oil stationary seal (5R air/oil seal) (10-010, 72-34-00). Refer to Figure 1023. Note: Refer to ESM for detail process (1) Lubricate a new preformed packing 10-030 with lubricant C02-019. (7) Torque the 18 bolts (10-020, 72-34-00) with the crisscross method to 340-360 lb in. (38.4-40.1 N.m). Actual: <u>350</u> lb in. Tool: <u>EM 36V</u>	B  APR, 18 '19	
	Subtask 72-34-00-400-056	Subtask 72-34-00-400-056 (8) Safety with wire 18 bolts (10-020, 72-34-00) in groups of two. Refer to TASK 70-11-00-400-001 (70-11-00, Fastener Retention Procedures).	A  APR, 19 '19	
30	Subtask 72-34-00-440-123	Subtask 72-34-00-440-123 AG. Install the 4R bearing stationary air/oil seal (4R air/oil seal) (01-150, 72-34-00). Refer to Figure 1024. Note: Refer to ESM for detail process (7) Remove guide pins and install remaining bolts (01-160, 72-34-00). (a) Torque bolts (01-160, 72-34-00) to 340-360 lb in. (38.4-40.7 N.m). Actual: <u>350</u> lb in. Tool: <u>EM 36V</u>	B  APR, 18 '19	
	Subtask 72-34-00-440-123	(8) Do a check of the seal seating. <i>Use same fixture 7018118 use previous ESM revision per SEP 0073975</i> Ref. Figure 1025. Note: Refer to sub items (a) - (c) for detail detail procedure. <i>EM 36V APR, 18 2019</i>	A  APR, 18 '19	
	Subtask 72-34-00-400-057	Subtask 72-34-00-400-057 CAUTION: DO NOT USE SAFETY CABLE ON BOLTS (01-160, 72-34-00). SAFETY CABLE CAN BREAK OR DETERIORATE AT THIS LOCATION. (d) Safety with wire the bolts (01-160, 72-34-00) in groups of two. Refer to TASK 70-11-00-400-001 (70-11-00, Fastener Retention Procedures).	A  APR, 18 '19	
	Subtask 72-34-00-440-124	Subtask 72-34-00-440-124 (9) Mark the 4R air/oil seal (01-150, 72-34-00) at the 12:00 o'clock position with a marking pen C05-003.	A  APR, 22 '19	
	Subtask 72-34-00-440-125	Subtask 72-34-00-440-125 AH. Install the heat shield (01-180, 72-34-00). Refer to Figure 1024. (1) Install the heat shield (01-180, 72-34-00) over the outside diameter and studs of the 4R air/oil seal (01-150, 72-34-00). (2) Install nine nuts (01-170, 72-34-00) onto the studs of 4R air/oil seal (01-150, 72-34-00). (3) Torque the nuts (01-170, 72-34-00) to 33-37 lb in. (3.7-4.2 N.m). Actual: <u>35</u> lb in. Tool: <u>EM 35H</u>	A  APR, 22 '19	

QP08MIH005F2R2

PREPARED BY:

APPROVED BY:

ACCEPTED BY:



INDEX NO.:

C6E-723400-A001

圖 1.6-4 CRF 組裝工單紀錄-安裝 4R 氣/油封

COMPRESSOR REAR FRAME - ASSEMBLY

ENG Mod. SN: 34X11670

W/O No.:

8E009843

ITEM No.	REF DATA PARA./STEP	DESCRIPTION	PERFORM BY	INSPECTION
37	Subtask 72-34-00-220-088 72-34-00-220-089	Subtask 72-34-00-220-088 AN. Measure the minimum radius/clearance of the CRF seals with the gage set 2C14681. Refer to Figure 1028 and Figure 1029. Note: See subtask 72-34-00-160-056 for gage set 2C14681 installation. Measure minimum radius at seal locations shown in Figure 1028. Record the measured result: B30S = 8.557". (limit: 8.555") B69S.I = 4.611". (limit: 4.611") B69S.II = 4.561". (limit: 4.561") B72S = 6.380". (limit: 6.380") B21S = 4.247". (limit: 4.247") B22S = 4.323". (limit: 4.320") B23S = 5.051". (limit: 5.051"). Tool: 64419, EM297	B	
37-1	Subtask 72-34-00-440-133 72-34-00-220-090 72-34-00-440-134	Note: - If the seal does not meet minimum radius requirements. (a) Clean the mating surfaces of the seal. (b) Measure the minimum radius again. Refer to SUBTASK 72-34-00-440-088 (paragraph 3.Q.(6)). - If the seal is still out of limits, replace the seal. NOTE: CDP and 4R vent seal may be rotated 180 degrees when reinstalled. - Remove the gage set 2C14681 after measurement.		

QPOS1H005F2R2

PREPARED BY:

APPROVED BY:

ACCEPTED BY:



INDEX NO.:

C6E-723400-A001

DATE:

Oct, 03 2018

DATE:

Oct, 03 2018

DATE:

Oct 22, 2018

PAGE NO.:

25 OF 26



T S R J 0 0 8 2 7 P Y

圖 1.6-5 CRF 組裝工單紀錄-量測 4R 氣/油封

1.6.5 無特殊量規治具替代方案

依 4R 氣/油封安裝工單紀錄，其步驟 30 之子工作第 2 項次 (72-34-00-440-123 (8) Do a check of the seal seating. Use gage fixture 2C18118)，工單顯示該工作未使用件號 2C18118 之特殊量規治具(以下簡稱特工)。依華航發修廠提供資料說明，當時華航尚未取得維修手冊第 46 版以後所要求之特工可進行接合檢查 (seating check)，華航發修廠即向 GE 公司詢問於工具取得前過渡時期之執行替代方案，並於民國 107 年 8 月 2 日得到 GE 公司針對該步驟工作得以依前一版 (第 45 版) 之方式進行施工之回覆，信件原文摘要如下...

Questions 2) ANY ALTERNATIVE METHOD TO BE USED FOR NO.4R SEAL SEATING CHECK?

Answer 2) In order to ensure no workstoppage occurs while the new tool is on order/manufacture, it is acceptable to use the previous manual revision process. The tool was introduced in order to simulate 4R Bearing Rotating Air/Oil Seal assembly and to check for any misalignment of the 4R Bearing Stationary Air/Oil Seal. 4R Bearing Stationary Air/Oil Seal inner diameters are checked during piece part inspection per ESM 72-34-04 Inspection. It is recommended when installing the seal in accordance with previous EM revision until you get the tool, take special attention during installing the seal to omit any misalignment, check runout of diameters M and N in accordance with ESM 72-34-04 Inspection.

譯文：

問題 2) 請問有關對於 4R 定子氣/油封的正位檢查是否有替代方案?

Answer 2) 在取得或製造此新特工的過程中，為確保發動機維修工作不受到中斷，可接受使用前一版本的手冊維修程序進行。此工具是用以模擬 4R 轉子氣/油封及 4R 定子氣/油封的組裝是否有任何對位失準 (misalignment) 的狀況。4R 定子氣/油封在單一零件檢查時是依據 ESM 72-34-04 章節進行內徑檢查，在此建議依據前版發動機維修手冊執行 4R 定子氣/油封的安裝直到取得指定的特工，安裝時請格外留心避免造成任何錯位的狀況，請依據 ESM 72-34-04 檢查章節執行 M 與 N 的真圓/偏心率檢查。

1.6.6 4R 定子氣/油封檢查

依據 ESM 72-34-04 章節執行之 4R 定子氣/油封檢查程序摘錄譯文如下：

5. 尺寸檢查

子工作項目 72-34-04-220-063

B. 直徑 M

最小堪用限制：9.123 吋 (231.72 公釐)

最大堪用限制：9.125 吋 (231.77 公釐)

最大修理限制：9.210 吋 (233.93 公釐)

修理方法： 依據 TASK 72-34-04-300-805 (72-34-04, 修理 002)

子工作項目 72-34-04-220-094

C. 直徑 M 偏差

最小堪用限制：--

最大堪用限制：0.002 吋 (0.05 公釐)

最大修理限制：任何量

修理方法：依據 TASK 72-34-04-300-805 (72-34-04, 修理
002)

子工作項目 72-34-04-220-065

D. 直徑 N

最小堪用限制：8.223 吋 (208.86 公釐)

最大堪用限制：8.225 吋 (208.92 公釐)

最大修理限制：8.310 吋 (211.07 公釐)

修理方法：依據 TASK 72-34-04-300-805 (72-34-04, 修理
002)

子工作項目 72-34-04-220-067

E. 直徑 N 偏差

最小堪用限制：--

最大堪用限制：0.002 吋 (0.05 公釐)

最大修理限制：任何量

修理方法：依據 TASK 72-34-04-300-805 (72-34-04, 修理
002)

...

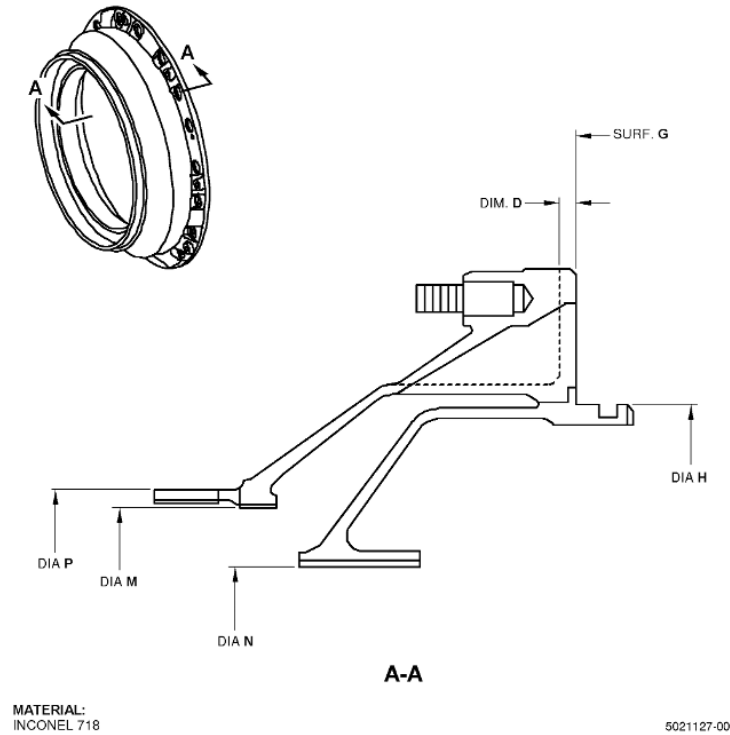


Figure 802 No. 4R Bearing Air/Oil Seal Dimensional Inspection Areas

圖 1.6-6 4R 定子氣/油封檢查區域

1.6.7 4R 定子氣/油封安裝

依發動機維修手冊第 72-34-00 子程序 440-123 項，執行 4R 定子氣/油封之安裝，安裝程序節錄及翻譯如下：

AG. 安裝 4R 定子氣/油封參照圖 Figure 1024

- (1) 將 CRF 前端朝上並安裝 3 個導引銷，牙距為 0.375-24，平均間隔放置於 CRF 前端之內緣位置。
- (2) 試裝 4R 定子氣/油封 (01-150, 72-34-00) 於 CRF 上，確定 4R 定子氣/油封頂端的中心線位置，視需求進行工件冷卻。

警告：使用乾冰進行工件冷卻時請全程穿戴隔熱手套。

- (3) 使用標記筆 (C05-003) 標出 4R 定子氣/油封頂端中心位置，

視需求使用乾冰對 4R 氣/油封本體進行冷卻。

- (4) 使用潤滑劑 (C02-019) 潤滑一個新預製的膠圈 (01-190)，並將其安裝於 4R 氣/油封之溝槽中。
- (5) 將裝有膠圈的 4R 氣/油封朝向 CRF 並導入導引銷中，安裝上 CRF。
- (6) 等孔位間距地平均安裝 3 個螺桿以固定 4R 氣/油封。
- (7) 拆除導引銷後將剩餘的螺桿 (01-160, 72-34-00) 裝上。
 - (a) 施以 340-360 吋-磅 (38.4-40.7 N.m) 之扭力對螺桿上磅
- (8) 使用件號 2C18118 特工確認 4R 定子氣/油封安裝是否正確緊貼正位，參閱 Sheet 1。

注意：小心使用件號 2C18118 特工，避免損傷定子氣/油封內緣表面。

注意：請勿強行施力後段特工使其置入 4R 定子氣/油封中，後段特工一旦進入 4R 定子氣/油封，必須能無阻礙地在 4R 定子氣/油封中移動。請確保工具接觸表面無異物。

- (a) 將後段特工置入 4R 定子氣/油封進行後段內徑檢查。

注意：請勿強行施力前段特工使其置入 4R 氣/油封，前段特工一旦進入 4R 氣/油封必須能無阻礙地在 4R 氣/油封中移動。請確保工具接觸的表面清潔。

- (b) 將前段特工置入 4R 定子氣/油封進行前段內徑檢查。
- (c) 任一特工無法於 4R 定子氣/油封內無阻礙地移動，請檢查定子氣/油封之內徑，並重新再安裝 4R 氣/油封。

子工作程序 72-34-00-400-057

注意：螺桿保險請勿使用保險索 (safety cable)，保險索在此處使用可能會斷裂或劣化。

(d)將螺桿兩兩以保險鋼線（safety wire）進行保險作業，請參閱手冊第 70-11-00-400-001 保險作業程序。

子工作程序 72-34-00-440-124

(9) 使用標記筆（C05-003）標註 4R 氣/油封之 12 點鐘位置。

1.6.8 發動機壓縮段 B/C 油室空氣流動路徑

為了避免潤滑軸承之油氣洩漏，在發動機壓縮段 B/C 油室，油封與氣封之間施予加壓空氣，其油室壓力（sump pressure）來源為低壓壓縮器之壓縮氣體，部分經過氣封之壓縮空氣到油室排氣（sump vent），空氣流通路徑以圖說方式說明，如圖 1.6-7 所示。

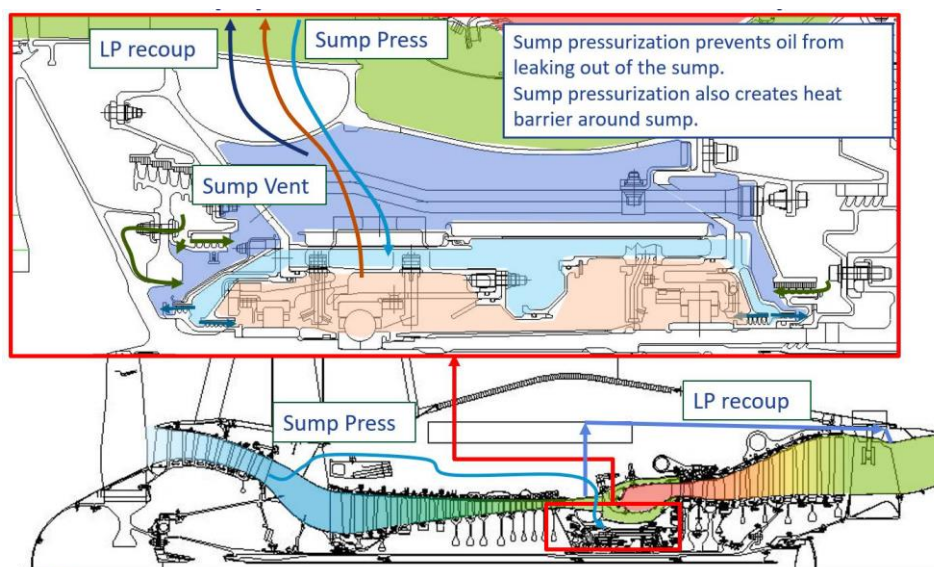


圖 1.6-7 B/C 油室空氣流動路徑

1.6.9 1 號發動機最後進廠維修及其他

事故機 1 號發動機件號及序號分別為 CF6-80E1A4 及 811630，該發動機事故前最後一次進廠維修日期為民國 108 年 1 月 25 日，維修單位為取得 CAA/EASA/FAA 授權之華航發動機維修工廠。該發動機於民國 108 年 5 月 21 日完工並進行試車台測試，測試結果符合規範，測試結果報表首頁詳附錄 3。該發動機於民國 108 年 5 月 22 日，取得依據我國交通部民用航空局（以下簡稱民航局）授權核可能量簽

署授權，簽放合格證 CAA Form 1 (Authorized release certificate) 如附錄 4。

有關在發動機施工過程 N2 軸可以手盤動之時機，華航發修廠提供詳細資訊詳如附錄 5，摘要如下：

- (1) 於 CRF 安裝時，(子章節 72-00-02-430-077，項目 I.(15))。
- (2) 於 CRF 安裝後 HPC 總成刮蠟檢查 (wax check)，於各級 HPC 轉子葉片自 HPC 機匣蓋表面，與 HPC 定子葉片至 HPC 轉子軸之間隙之量測，HPC 轉子旋轉刮除蠟片過厚的蠟之後進行量測之時機。(子章節 72-00-02-160-055，項目 K.(15))
- (3) 安裝 HPT⁷ 模組 CRF 之後，HPC 模組位於 CRF 前端，HPT 模組安裝於 CRF 後端，兩模組之轉動部分 HPT 轉子與 HPC 轉子以 PTCN (pressure tube coupling nut) 結合，結合時需量測安裝前及安裝後之同心狀況，需以手盤動 HPT 第 2 盤面及葉片並以精度為萬分位 (0.0001”) 量表於 HPT 後軸封外緣量測並記錄，於此期間需盤動 N2 軸數圈。(子章節 72-00-03-420-101，項目(10) 及 72-00-03-420-420-114，項目 E)。

1.6.10 載重與平衡

表 1.6-6 為事故機載重與平衡相關資料。

⁷ 高壓段渦輪，high pressure turbine，HPT。

表 1.6-6 載重及平衡表

最大零油重量	381,396 磅
實際零油重量	352,798 磅
最大起飛總重	507,057 磅
實際起飛總重	389,216 磅
起飛油量	36,419 磅
最大落地總重	407,851 磅
預計落地總重	371,885 磅
起飛重心位置	28.5% MAC
MAC : mean aerodynamic chord, 平均空氣動力弦長 重心限制範圍依重量約為 13% 至 33%	

1.7 天氣資料

無相關議題。

1.8 助、導航設施

無相關議題。

1.9 通信

無相關議題。

1.10 場站資料

無相關議題。

1.11 飛航紀錄器

1.11.1 座艙語音紀錄器

事故機裝置固態式座艙語音紀錄器 (cockpit voice recorder, CVR)，製造商為 Honeywell 公司，件號及序號分別為 980-6022-001 及 CVR120-07370。該 CVR 具備 2 小時高品質錄音記錄能力，其中 3 軌

語音資料含 30 分鐘高品質錄音，聲源分別來自正駕駛員麥克風、副駕駛員麥克風、廣播系統麥克風，另 1 軌為 2 小時高品質錄音，聲源來自座艙區域麥克風，該 CVR 另有 1 軌 2 小時混軌錄音，聲源來自包含正駕駛員麥克風、副駕駛員麥克風及廣播系統麥克風。

該 CVR 下載情形正常，錄音品質良好。CVR 所記錄之語音資料共 125 分 16.7 秒，因應本事故製作之抄件約為 6 分鐘。有關時間之基準，係根據 CVR 與飛航資料紀錄器（flight data recorder, FDR）記錄之關鍵事件參數時間同步而得。

1.11.2 飛航資料紀錄器

該機裝置之 FDR，製造商為 Honeywell 公司，件號及序號分別為 980-4700-042 及 7461，該 FDR 儲存 27 小時 6 分 37 秒原始資料。事故發生後，本會依據華航提供之 Airbus 解讀文件進行解讀，FDR 共記錄 882 項參數，所有參數以香港標準時間（UTC+8）為基準。與事故相關之 FDR 解讀資料摘錄如下：

1. 0630 時，FDR 開始紀錄。
2. 0836 時，該機自香港機場 07R 跑道起飛，此階段滑油存量約為 19qt⁸（1 號發動機）及 20qt（2 號發動機），發動機滑油壓力最大約 56psi（1 號發動機）及 58psi（2 號發動機），發動機 N2 段振動指標（N2 vibration display cockpit unit）最大約 0.3（1 號發動機）及 2.6（2 號發動機）。
3. 約 0842 時，該機爬升至 9,000 呎並維持平飛，此階段滑油存量約為 18qt（1 號發動機）及 19qt（2 號發動機），發動機滑油壓力最大約 50psi（1 號發動機）及 54psi（2 號發動機），發動機 N2 段振

⁸ 事故機 FDR 所記載之滑油量單位為 USQG，為四分之一美制加侖之容量輔單位，United States quarter gallon 之縮寫，本文使用 qt 為單位縮寫。

動指標最大約 1.0（1 號發動機）及 2.6（2 號發動機）。

4. 0843:38 時至 0850:53 時，該機高度自 9,000 呎爬升至 23,528 呎，此階段滑油存量約為 18qt（1 號發動機）及 19qt（2 號發動機），發動機滑油壓力最大約 52psi（1 號發動機）及 56psi（2 號發動機），發動機滑油溫度最大約 130 攝氏度（1 號發動機）及 124 攝氏度（2 號發動機），發動機 N2 段振動指標最大約 2.1（1 號發動機）及 2.3（2 號發動機）。
5. 0850:54 時至 0852:28 時，該機高度爬升至 25,448 呎，此階段滑油存量約為 18qt（1 號發動機）及 19qt（2 號發動機），發動機滑油壓力維持在 50 至 52psi 之間（1 號發動機）及 52 至 55psi 之間（2 號發動機），此期間 1 號發動機滑油溫度持續上升至最高 142 攝氏度，N2 段振動指標維持在 3.0 至 5.0 之間；2 號發動機滑油溫度維持在 123 至 125 攝氏度之間，N2 段振動指標維持在 2.0 至 2.2 之間。
6. 0852:29 時至 0852:30 時，1 號及 2 號發動機滑油存量各約為 18qt 及 19qt，1 號發動機滑油壓力在此 1 秒內自 51psi 增加至 60psi。0852:30 時，1 號發動機滑油溫度至 139 攝氏度，N2 段振動指標 7.7；2 號發動機滑油壓力 55psi，滑油溫度增加至 124 攝氏度，N2 段振動指標 2.0。
7. 0852:31 時至 0853:10 時，該機高度爬升至 26,288 呎，此階段 1 號發動機滑油存量自 18qt 降至 1qt，滑油溫度增加至 150 攝氏度，滑油壓力增加至 68psi，N2 段振動指標增加至 9.1，發動機尾管排氣溫度（exhaust gas temperature, EGT）溫度自 836 攝氏度增加至 854 攝氏度；2 號發動機滑油存量維持 19qt，滑油壓力維持在 53psi 至 56psi 之間，滑油溫度維持在 124 至 125 攝氏度之間，N2 段振動指標維持在 2.1 至 2.2 之間，EGT 溫度維持在 845 至 848 攝氏度之間。

8. 0853:11 時至 0853:37 時，該機高度爬升至 26,652 呎，1 號及 2 號發動機油門桿角度從 47 度降到 33 度，此階段 1 號發動機滑油存量 1qt，滑油壓力自 64psi 降低至 10psi，滑油溫度降低至 135 攝氏度，N2 段振動指標由 9.2 降低至 7.4，EGT 溫度自 849 攝氏度增加至 912 攝氏度；2 號發動機滑油存量維持 19qt，滑油壓力自 53psi 降低至 51psi，滑油溫度維持在 124 至 125 攝氏度間，N2 振動指標自 2.1 降低至 1.6，EGT 溫度自 826 攝氏度降低至 773 攝氏度。
9. 0853:39 時，該機主警告燈（master warning）以及 1 號發動機火警警告燈亮，此時位於香港機場 07R 跑道東南東方約 88 哩處，高度 26,672 呎，空速 304 哩/時，磁航向 89 度。
10. 0854:33 時，該機 1 號發動機主控手柄（master lever）關斷，0854:34 時 1 號發動機 N2 段振動指標由降低至 5.8，EGT 溫度降低至 841 攝氏度，主警告燈熄滅，1 號發動機火警警告燈仍亮，高度 27,080 呎，空速 273 哩/時，磁航向 91 度。
11. 0856:50 時，該機 1 號發動機火警警告燈熄滅，並開始下降高度及折返，此時位於香港機場 07R 跑道東南東方約 107 哩處，高度 26,468 呎，空速 210 哩/時，磁航向 360 度。
12. 0931 時，該機於香港機場 07L 跑道降落。
13. 0952 時，FDR 停止紀錄。

圖 1.11-1 及圖 1.11-2 為事故機與發動機相關之 FDR 飛航資料繪圖，圖 1.11-3 及圖 1.11-4 為事故機 QAR 飛航資料繪圖。

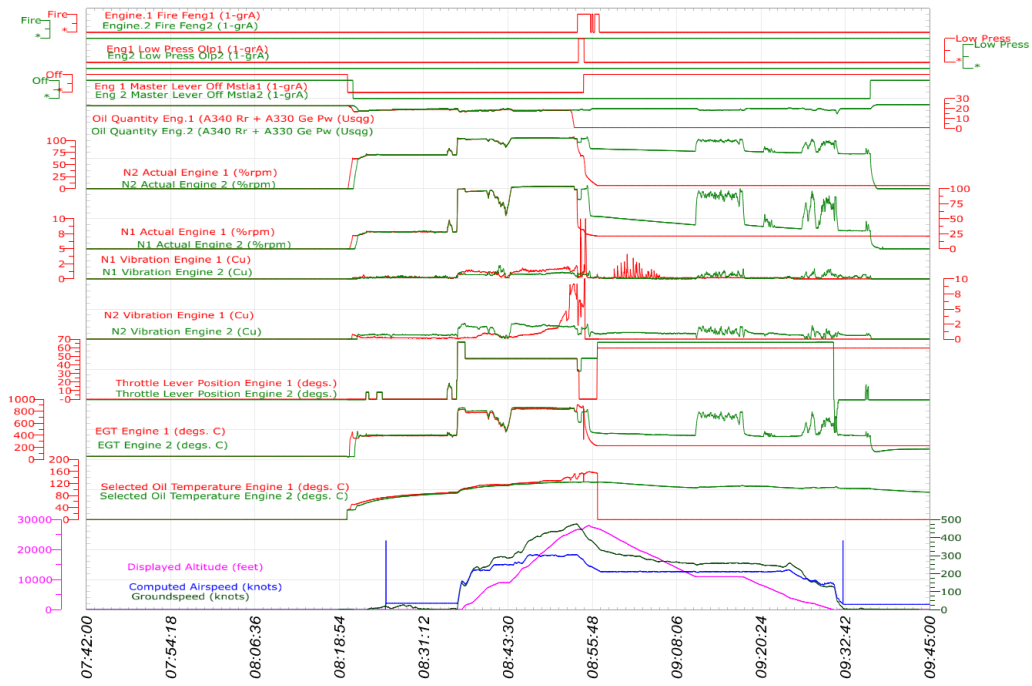


圖 1.11-1 事故機 FDR 參數繪圖 (完整航班)

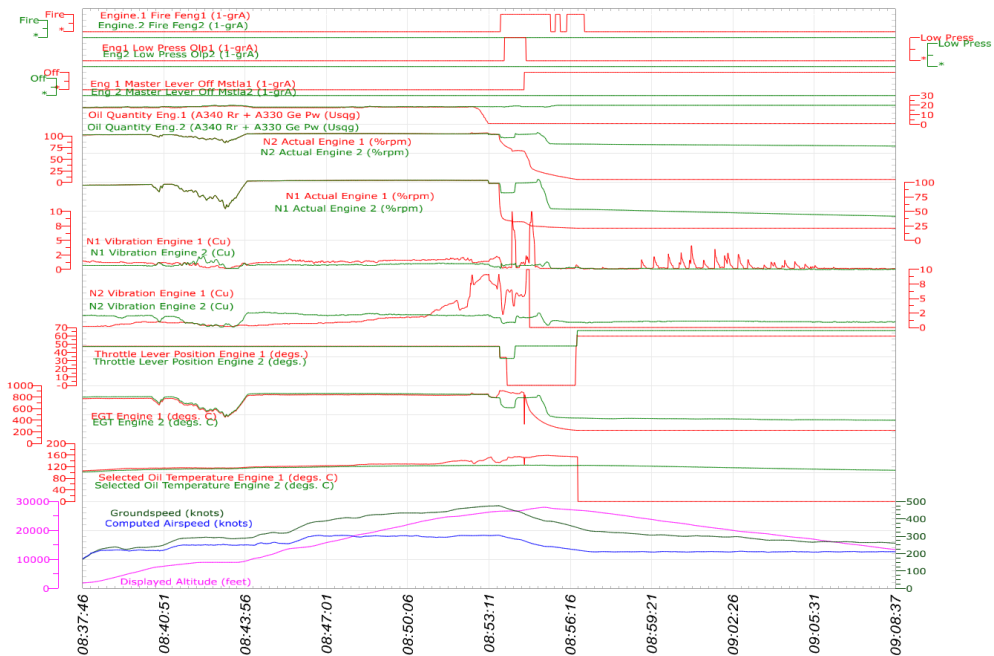


圖 1.11-2 事故機 FDR 參數繪圖 (事故發生期間)

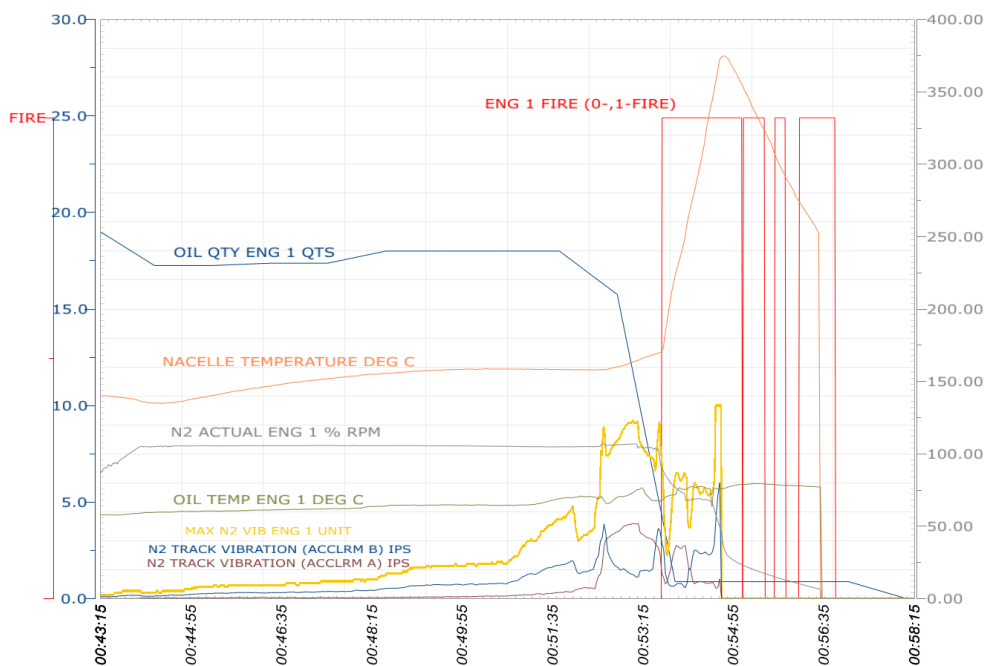


圖 1.11-3 事故機 QAR 參數繪圖 (事故期間 1 號發動機)

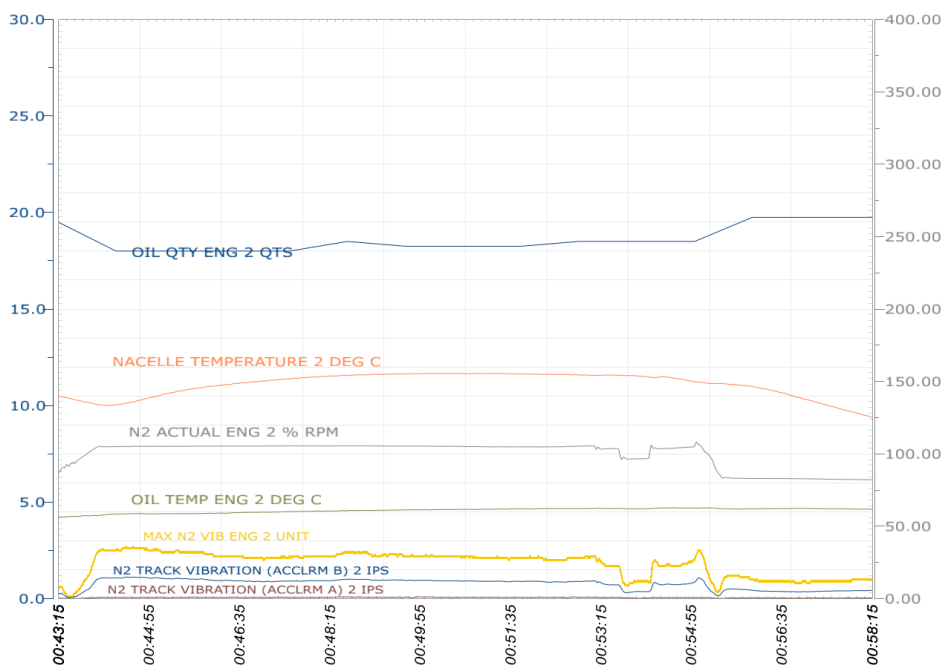


圖 1.11-4 事故機 QAR 參數繪圖 (事故期間 2 號發動機)

1.12 現場量測與航空器撞擊資料

無相關議題。

1.13 醫療與病理

無相關議題。

1.14 火災

1.14.1 發動機火損狀況

整流罩及外觀火損狀況

事故發動機（1 號）左側中央整流罩上半部有炭色燻黑物質附著，如圖 1.14-1 左，右側中央整流罩上半部有炭色燻黑物質附著，下半部有油漬痕跡遺留，如圖 1.14-1 右。



圖 1.14-1 左右側發動其整流罩內部狀況

於壓縮器段之組件及管路外部有明顯碳色粉末附著及高溫侵蝕痕跡，如圖 1.14-2。

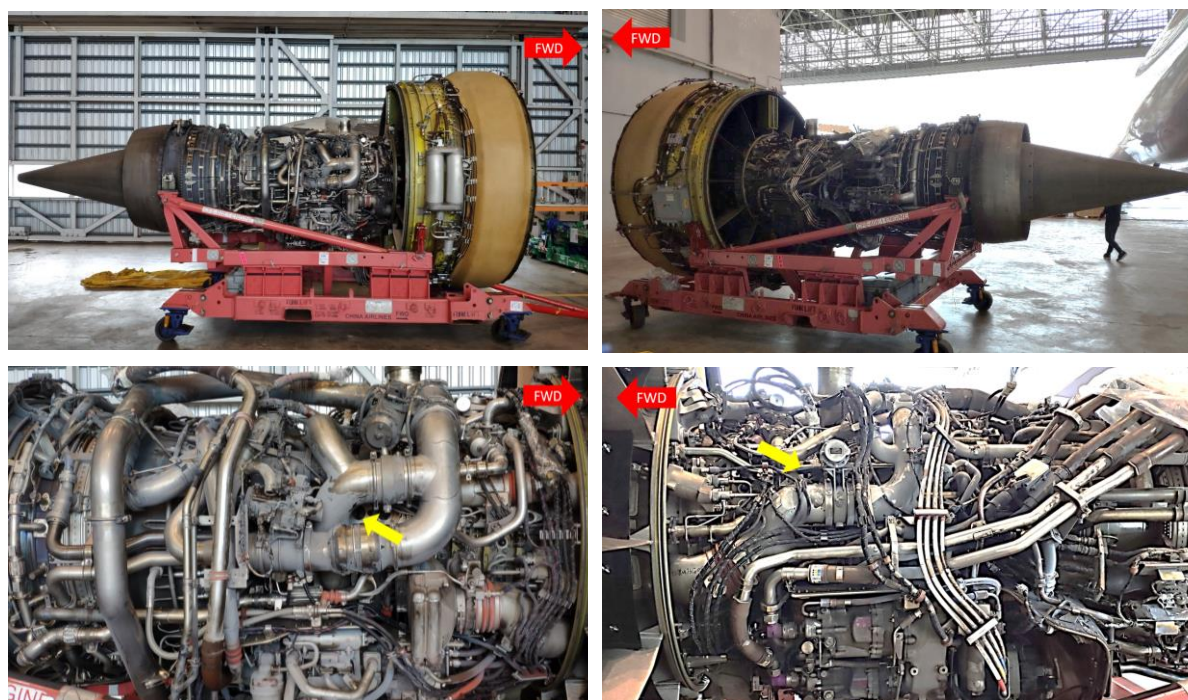


圖 1.14-2 發動機左右側外觀狀況

1.14.2 其他火損狀況

其他較詳細火損請參閱 1.16 發動機拆解章節。

1.15 生還因素

無相關議題。

1.16 測試與研究

事故機 1 號發動機（件號：CF6-80E1A4，序號：811630，標示牌詳圖 1.16.1-1）於民國 108 年 6 月 10 日於華航發修廠進行拆解，參與單位包含 GE 公司（駐廠技術服務代表及工程師）、華航、民航局及本會，拆檢詳細如後。

1.16.1 發動機模組拆解與檢視

1.16.1.1 進、排氣口

第一級風扇壓縮器葉片表面、葉尖及前後緣外觀完整無擊傷，排氣尾管內側底部有金屬屑殘留，詳圖 1.16.1-2~4。



圖 1.16-1 發動機進、排氣口目視檢查

1.16.1.2 風扇模組

1B 定子氣/油封、1 及 2 號軸承室底部有含金屬屑油漬殘留； 2 號滾柱軸承目視狀況良好，詳圖 1.16-2-1~6。

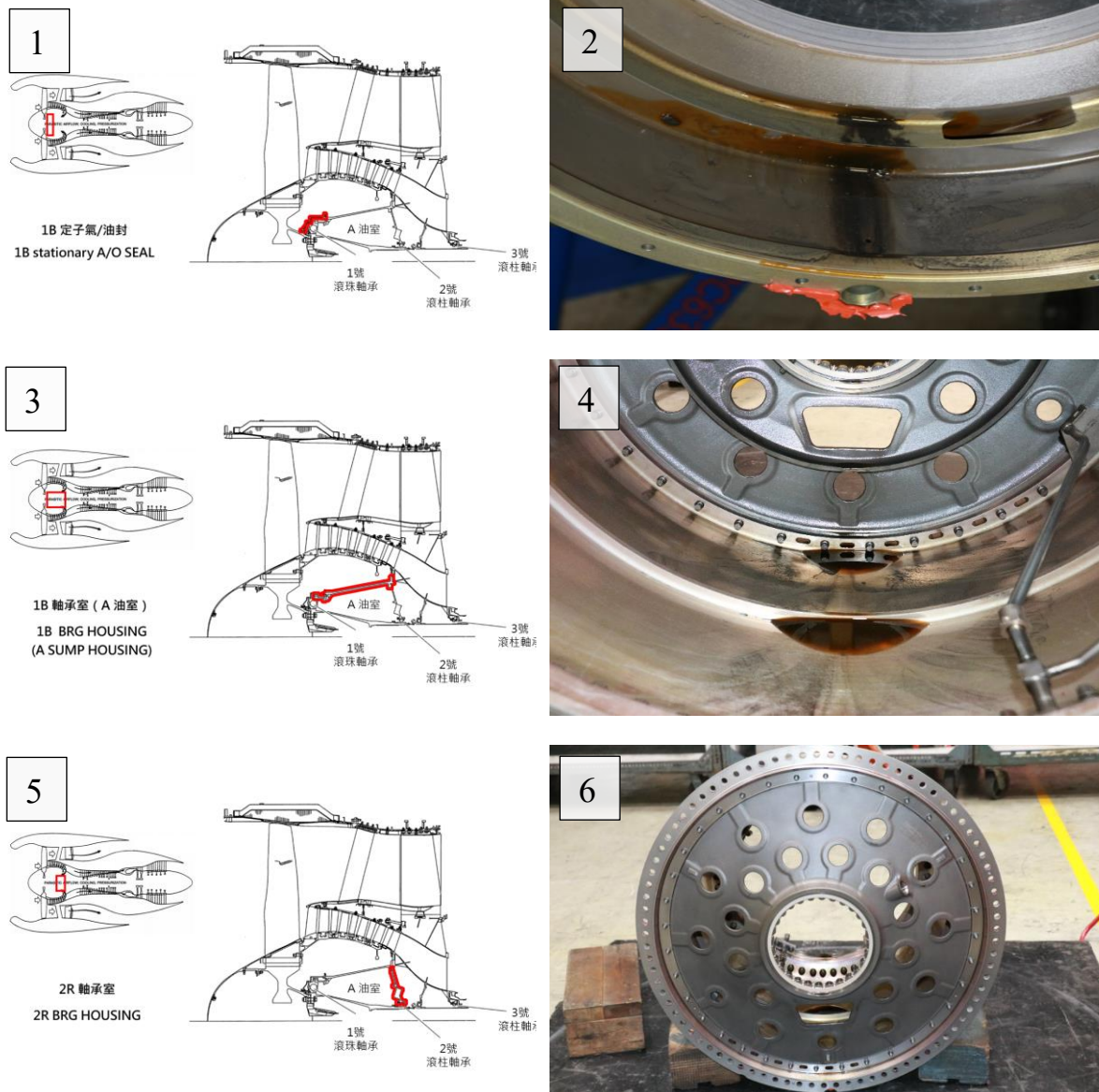


圖 1.16-2 風扇模組拆卸及目視檢查

1.16.1.3 風扇機匣與輸入齒輪箱

風扇機匣 7 點鐘位置結構樑處發現長一約半吋金屬片，機匣底部有較多金屬粉末及金屬油泥殘留；輸入齒輪箱 (inlet gearbox, IGB) 承座凸緣及埠口有表面各一處擊傷，詳圖 1.16-3-1~6。

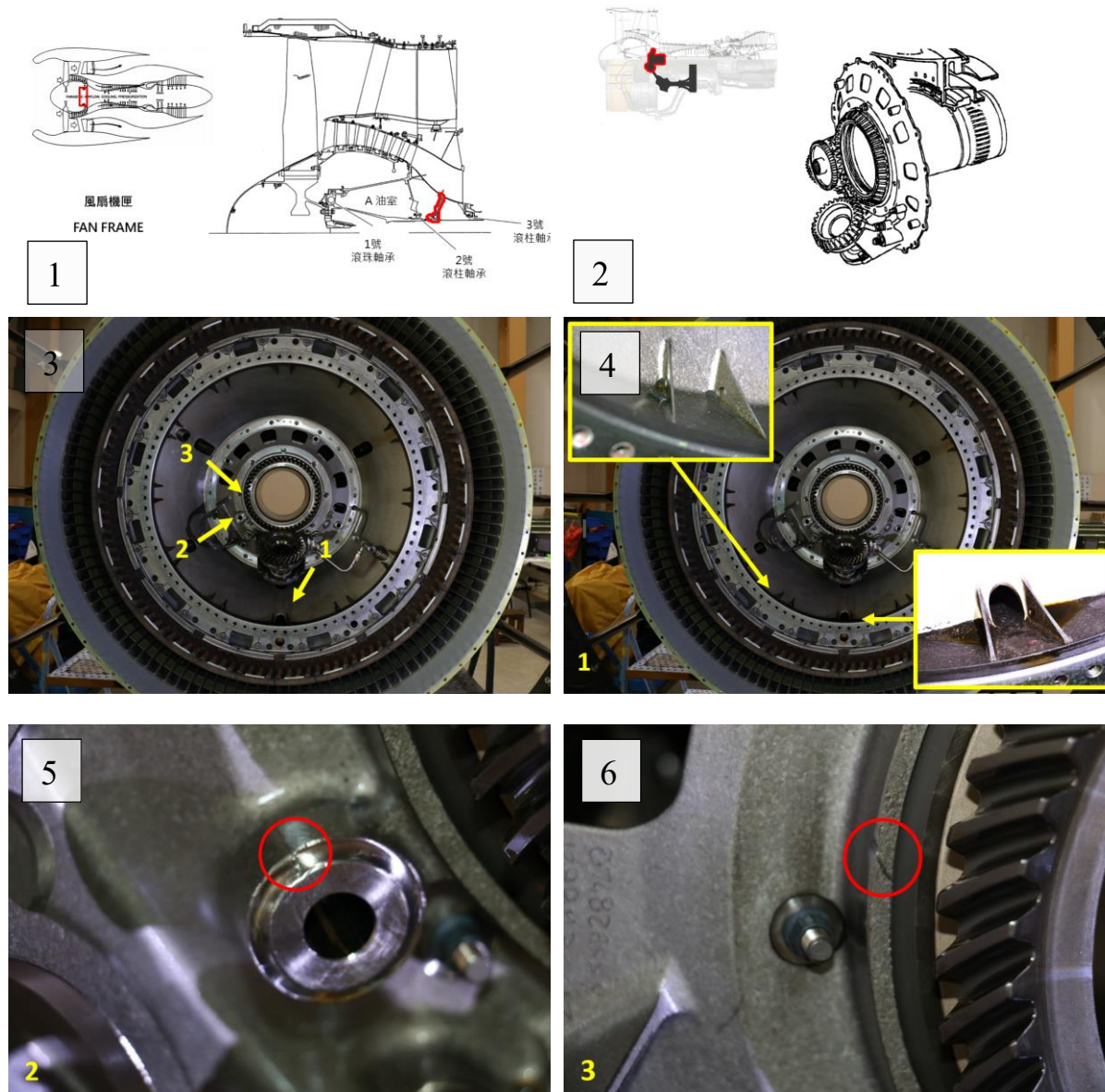


圖 1.16-3 風扇機匣內部損傷狀況

1.16.1.4 磁性金屬屑偵測器

自事故發動機參數出現異常，歷經約 2 分多鐘之 N2 振動，於所有回油濾磁性金屬屑偵測器上發現大量磁性反應金屬屑吸附，詳圖 1.16-4-1~2。



圖 1.16-4 磁性金屬屑偵測器檢查

1.16.1.5 線束及管路

靠近高壓通氣管破裂處之發動機附件、液壓、氣體管路明顯有炭色燻黑物質附著，等電器線束線段外部保護套有高溫燒損剝落，電器接頭目視狀況良好無火損，詳圖 1.16-5-1~4。

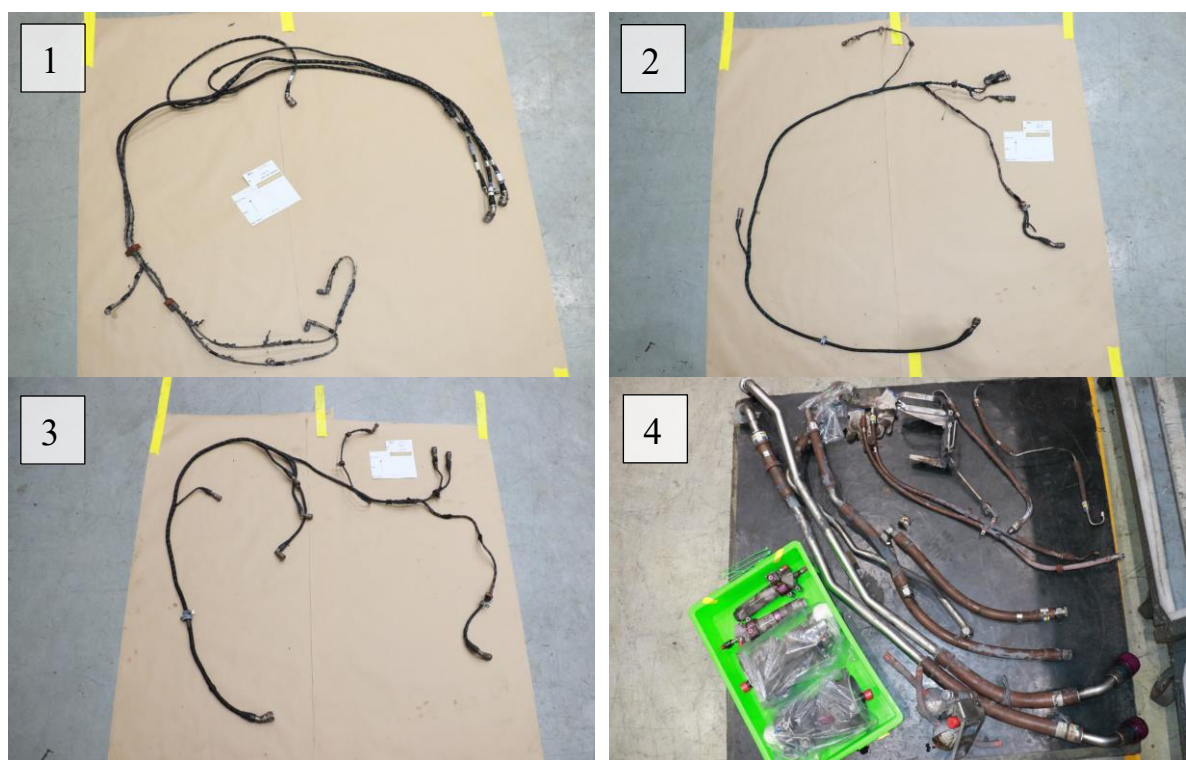


圖 1.16-5 線束及附件管路檢查

1.16.1.6 火警偵測組件及壓力歧管

火警偵測器終端模組金屬有受熱變色及炭色燻黑物質附著情形，詳圖 1.16-6。

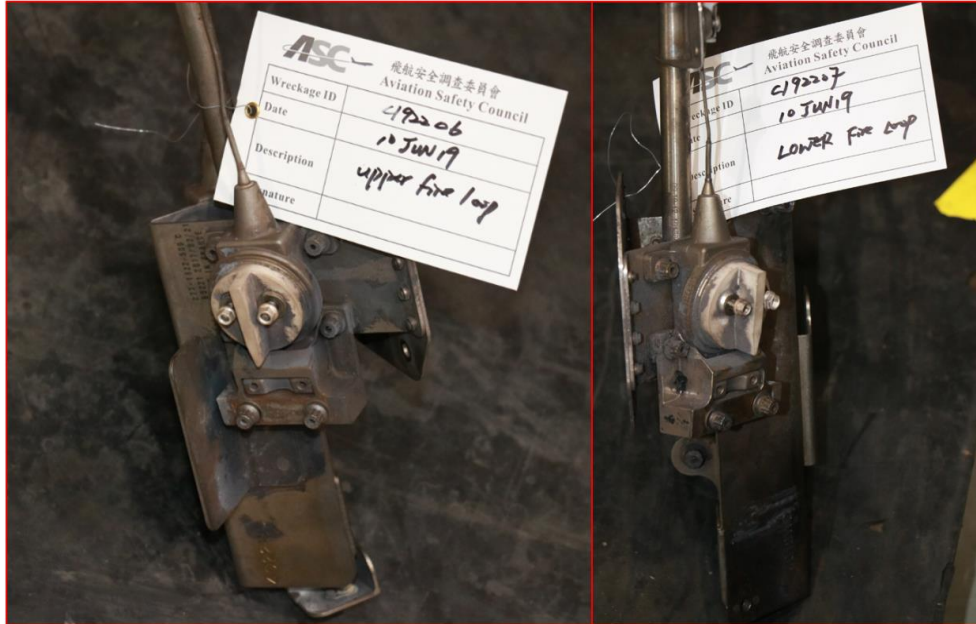


圖 1.16-6 火警偵測組件

1.16.1.7 P25 /P49 壓力歧管

P25 /P49 壓力歧管斷裂，詳圖 1.16-7。

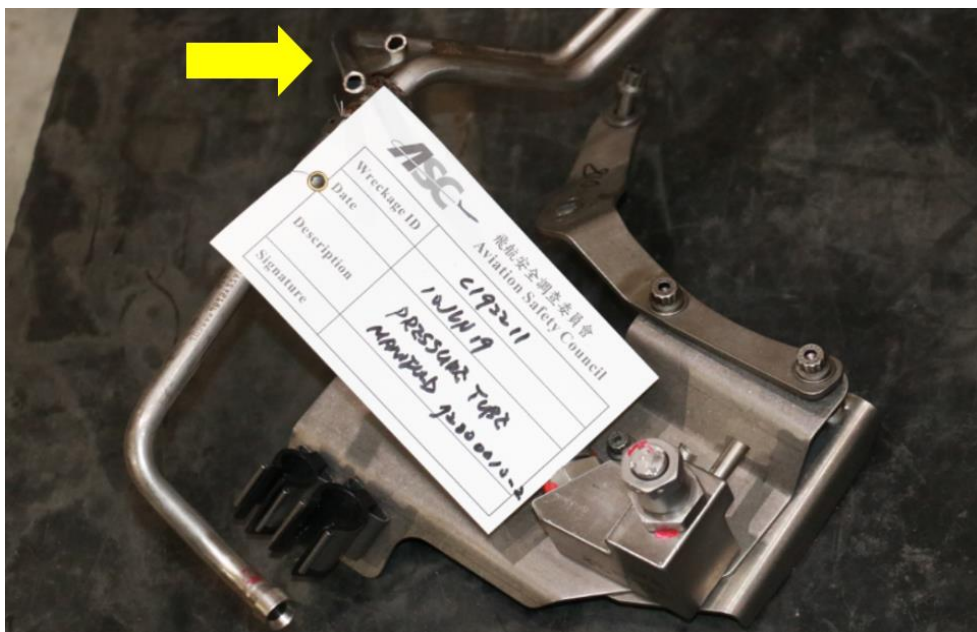


圖 1.16-7 火警偵測組件及壓力歧管

1.16.1.8 B/C 油室前通氣管

B/C 油室前通氣管壁 3 點鐘位置燒穿約 2*1 吋，詳圖 1.16-8-3~4。後管壁上端約 12 點鐘位置燒穿約 3*1 吋，後管壁左側燒穿約 1.5*0.8 吋，後管壁右側燒穿約 1.2*0.2 吋，詳圖 1.16-8-5~6。

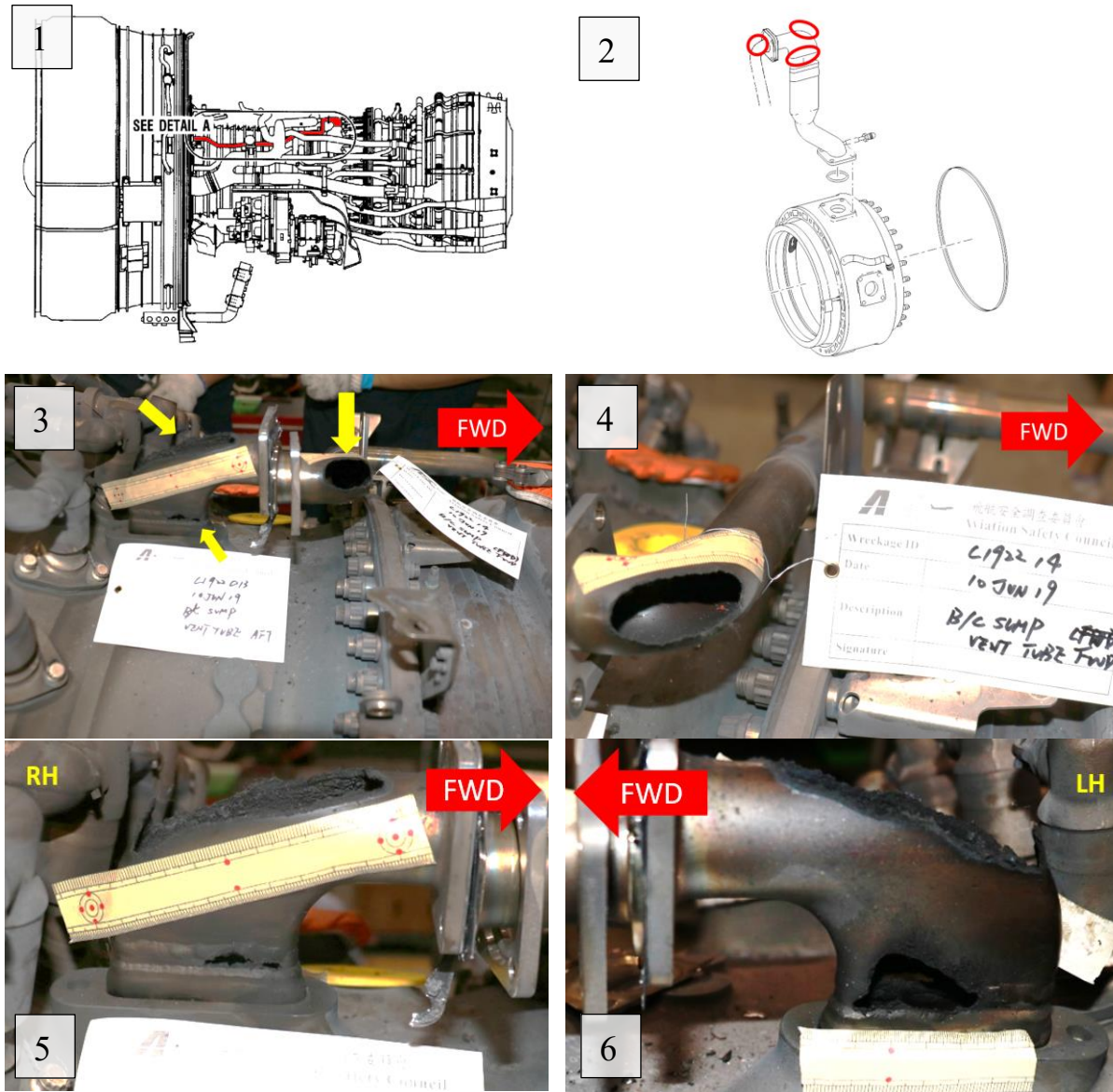


圖 1.16-8 B/C 油室前通氣管燒穿

1.16.1.9 6 點鐘 LPRC 導管

6 點鐘 LPRC 導管上游端初彎折處有一約 1.8*0.5 吋燒穿破孔。管內發現一約 1*0.3 吋金屬碎片，詳圖 1.16-9-1~2。

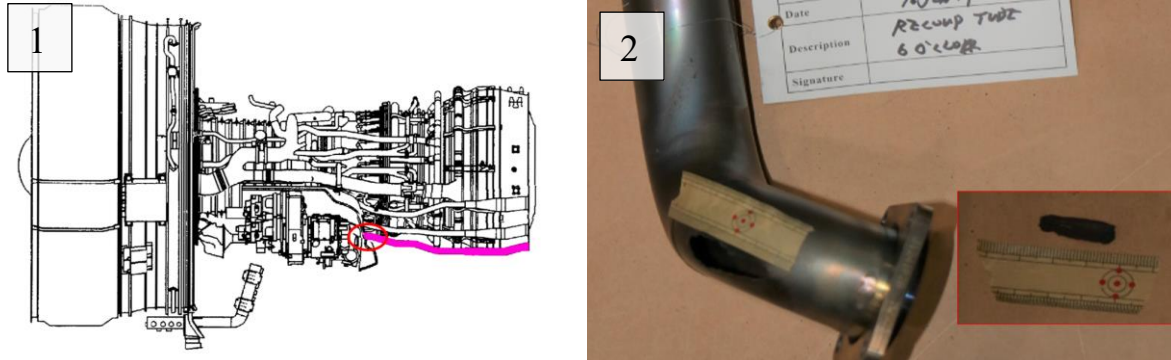


圖 1.16-9 6 點鐘 LPRC 導管燒穿

1.16.1.10 7 點鐘 LPRC 導管

7 點鐘 LPRC 導管上游端初彎折處有一約 4*1.2 吋燒穿破孔，詳圖 1.16-10-1~2。

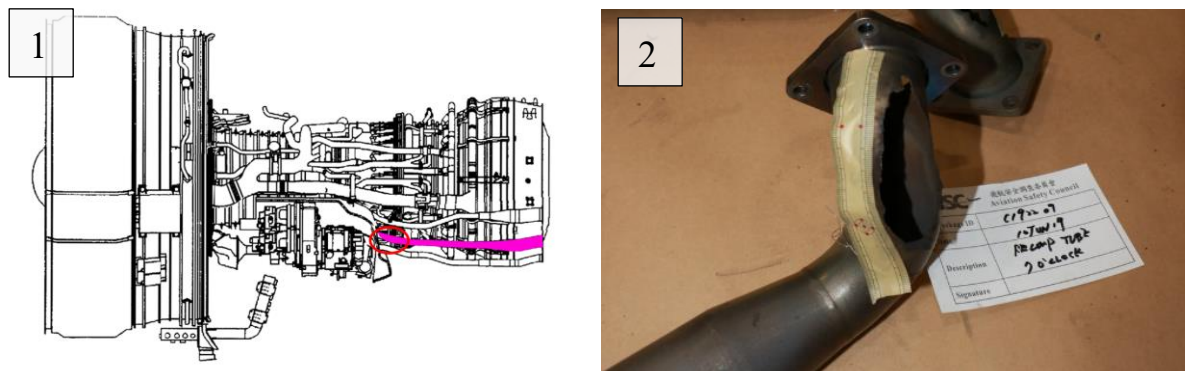


圖 1.16-10 7 點鐘 LPRC 導管燒穿

1.16.1.11 9 點鐘 LPRC 導管

9 點鐘 LPRC 導管上游端初彎折處有一約 2*0.8 吋燒穿破孔。管內發現一約 2.5*0.8 吋金屬碎片，詳圖 1.16-11-1~2。

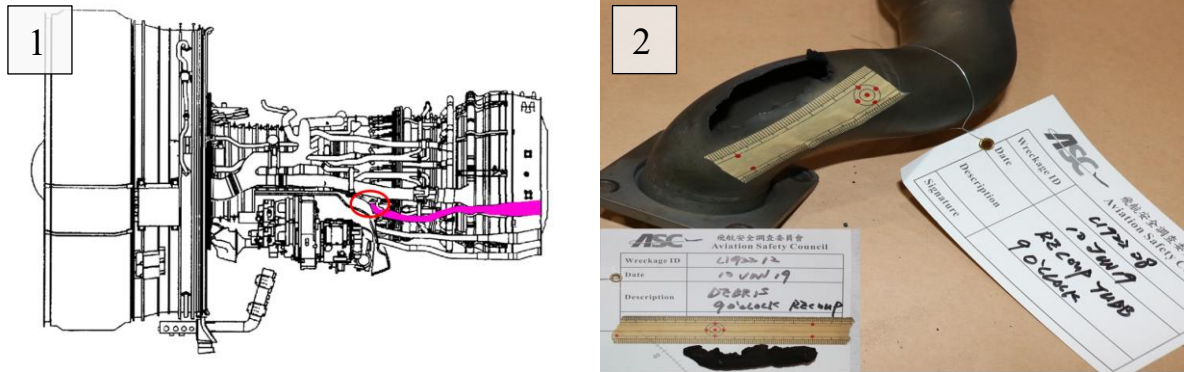


圖 1.16-11 9 點鐘 LPRC 導管燒穿

1.16.1.12 傳動齒輪箱

傳動齒輪箱 (transfer gearbox, TGB) 內部有金屬屑油泥淤積，詳圖 1.16-12。

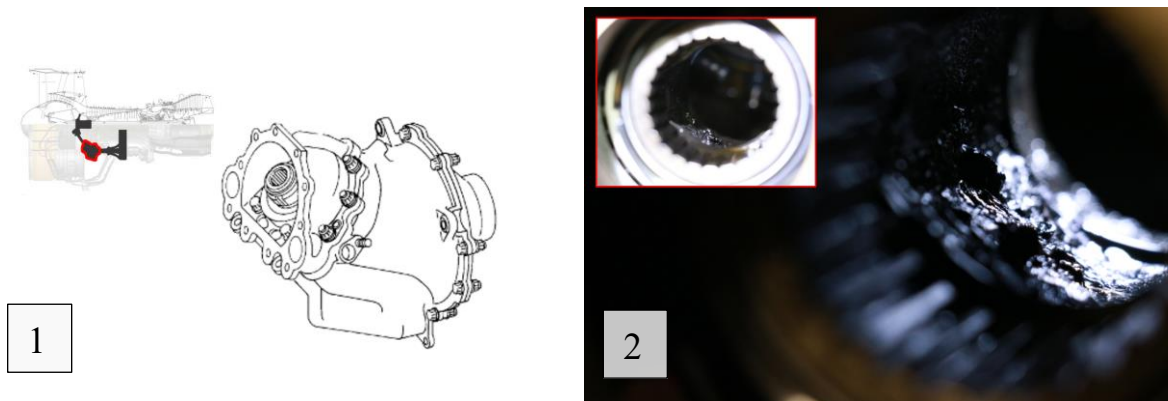


圖 1.16-12 TGB 內部淤積油泥

1.16.1.13 AGB 隔熱罩

附件齒輪箱 (accessory gearbox, AGB) 隔熱罩頂部靠近發動機底部約 7 點鐘位置有明顯有炭色燻黑物質附著，詳圖 1.16-13-2，該處為其中之一區域有隔熱塗層 (thermal barrier coated) 板加強設計位置，隔熱塗層板邊緣有高溫燒損跡象，詳圖 1.16-13-3；自隔熱罩底部觀察，頂部有炭色燻黑物質處相對位置有金屬受熱高溫變色之情形，詳圖 1.16-13-4。

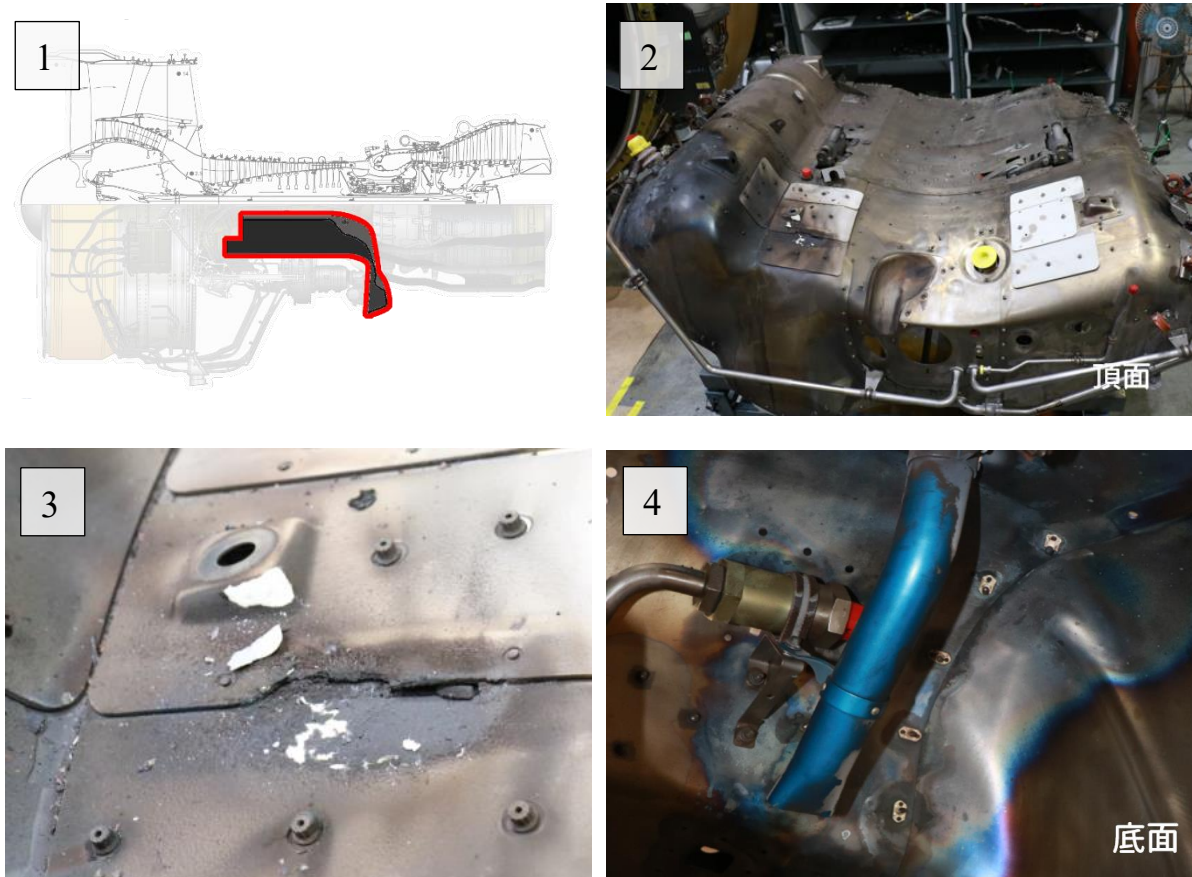


圖 1.16-13 ABG 隔熱罩高溫燒損

1.16.1.14 B/C 油室回油管

B 油室回油管(圖 1.16-13-1~2)內發現有油泥及金屬屑殘留，詳圖 1.16-13-3；C 油室回油管內部乾燥但有炭色燻黑物，詳圖 1.16-14-4。

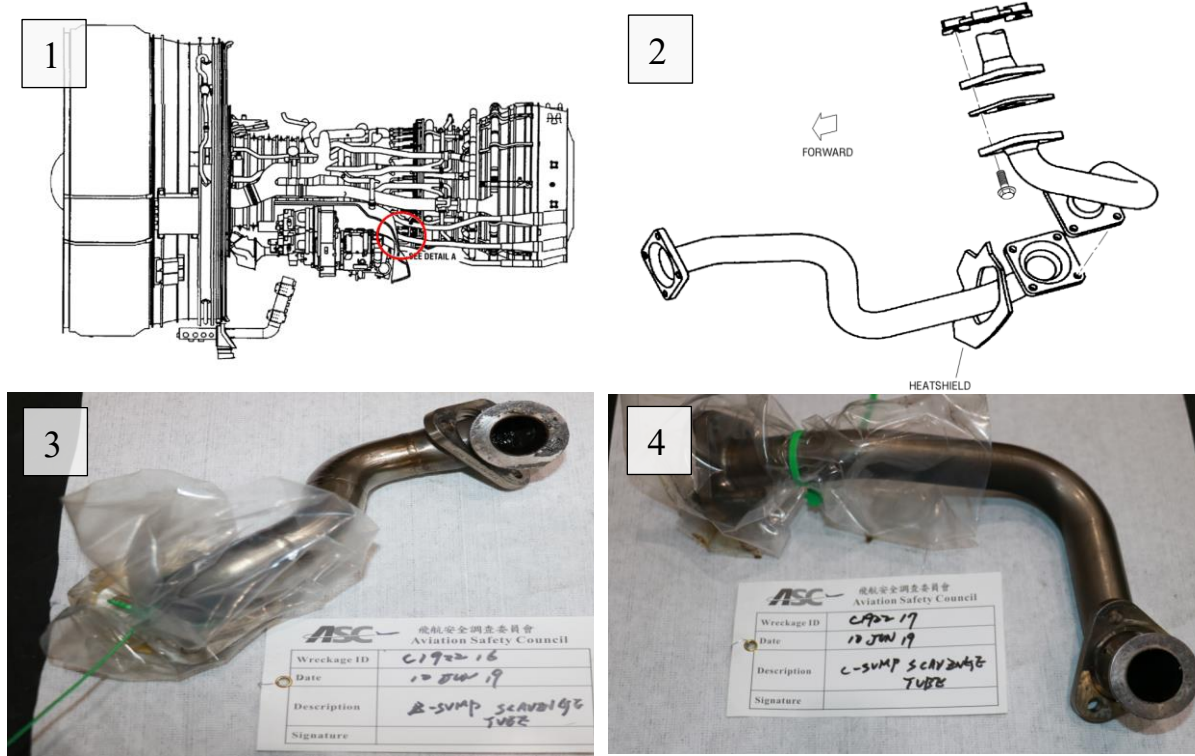


圖 1.16-14 B/C 油室回油管內受汙染

1.16.1.15 LPT 軸

LPT 軸齒鍵留有些微金屬粉末殘留，但目視狀況無特別異常。低壓渦輪軸中段於 bumper journal 區域有周向環型磨擦痕跡，其餘桿身部位有輕微軸向及周向外緣磨擦痕跡，詳圖 1.16-15-1~2。

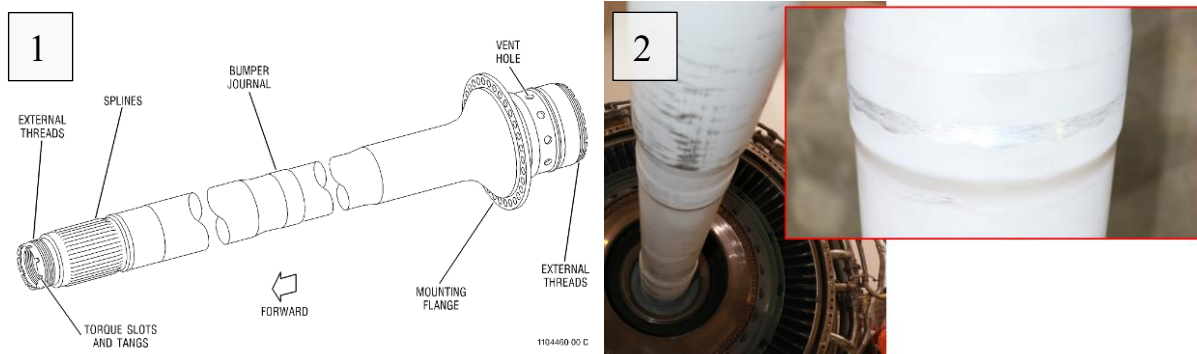


圖 1.16-15 LPT 軸磨損

1.16.1.16 第 1 級 HPT 定子

第一級 HPT 定子前緣有裂縫情形，詳圖 1.16-16-1~2。

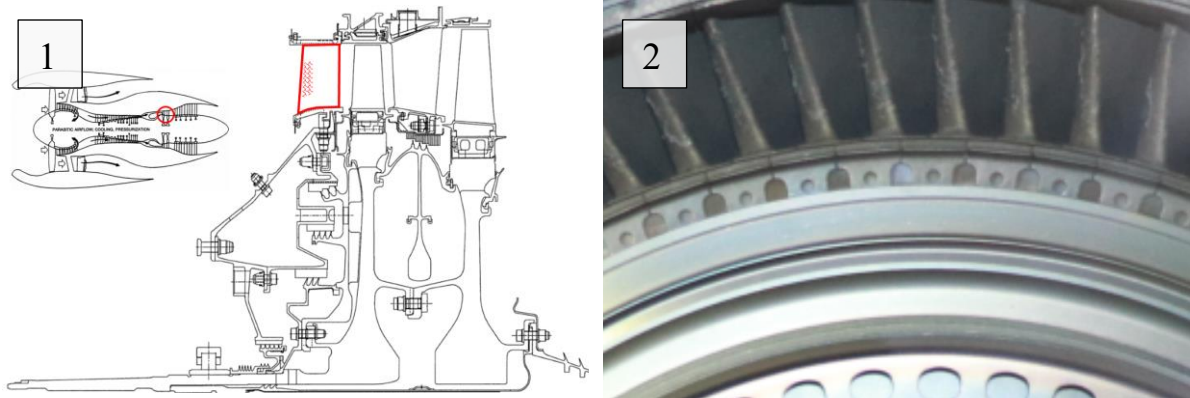


圖 1.16-16 第 1 級 HPT 定子損傷

1.16.1.17 第 2 級 HPT 轉子

第 2 級 HPT 轉子全數葉尖方面後緣有金屬高溫受熱變色跡象，葉根平台（platform）部分、渦輪盤（disk）表面，3 片葉片後緣有擊傷破裂，以及葉片固定座（retainer）後緣有磨擦痕跡，詳圖 1.16-17-1~2。

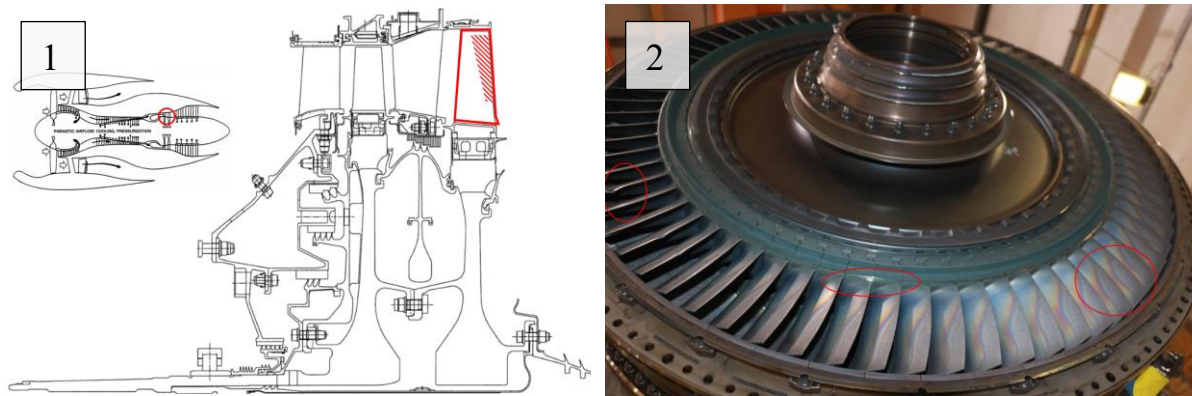


圖 1.16-17 第 2 級 HPT 轉子損傷

1.16.1.18 HPT 後方氣封定子

第 2 級 HPT 中間定子氣封 (interstage stationary air seal) 之蜂巢結構有內緣環狀磨擦削損狀況，詳圖 1.16-18-1~4。

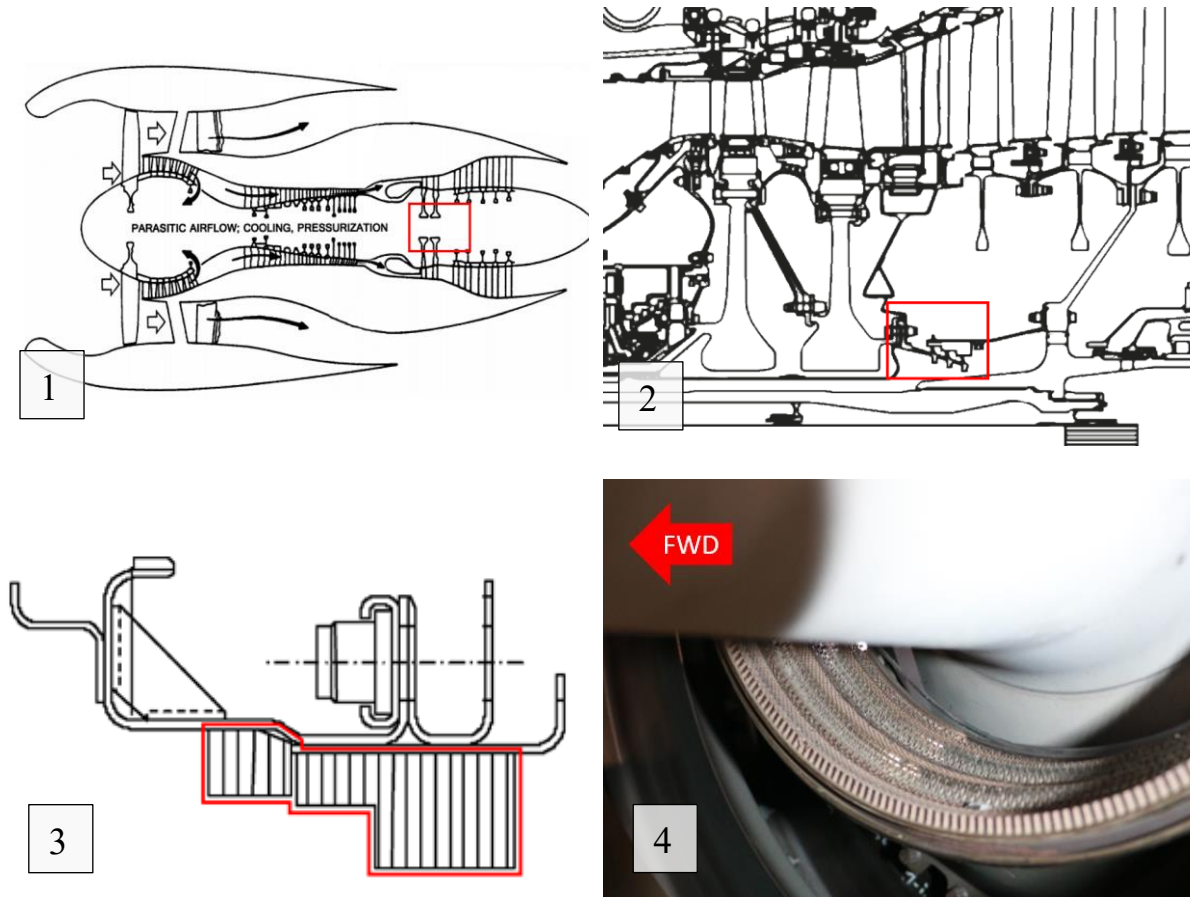


圖 1.16-18 HPT 轉子氣封後方氣封定子蜂巢結構損傷

1.16.1.19 HPT 後方氣封轉子

第 2 級 HPT 中間氣封轉子氣封後方氣封刀峰，詳圖 1.16-19-1，有環型磨擦削損及材料剝落，9-11 點鐘位置有材料噴濺附着情形，詳圖 1.16-19-2。24 個 HPT 氣封後方剪力螺桿螺帽端底面及其 2 個配重環有磨擦削損狀況，詳圖 1.16-19-3~4。

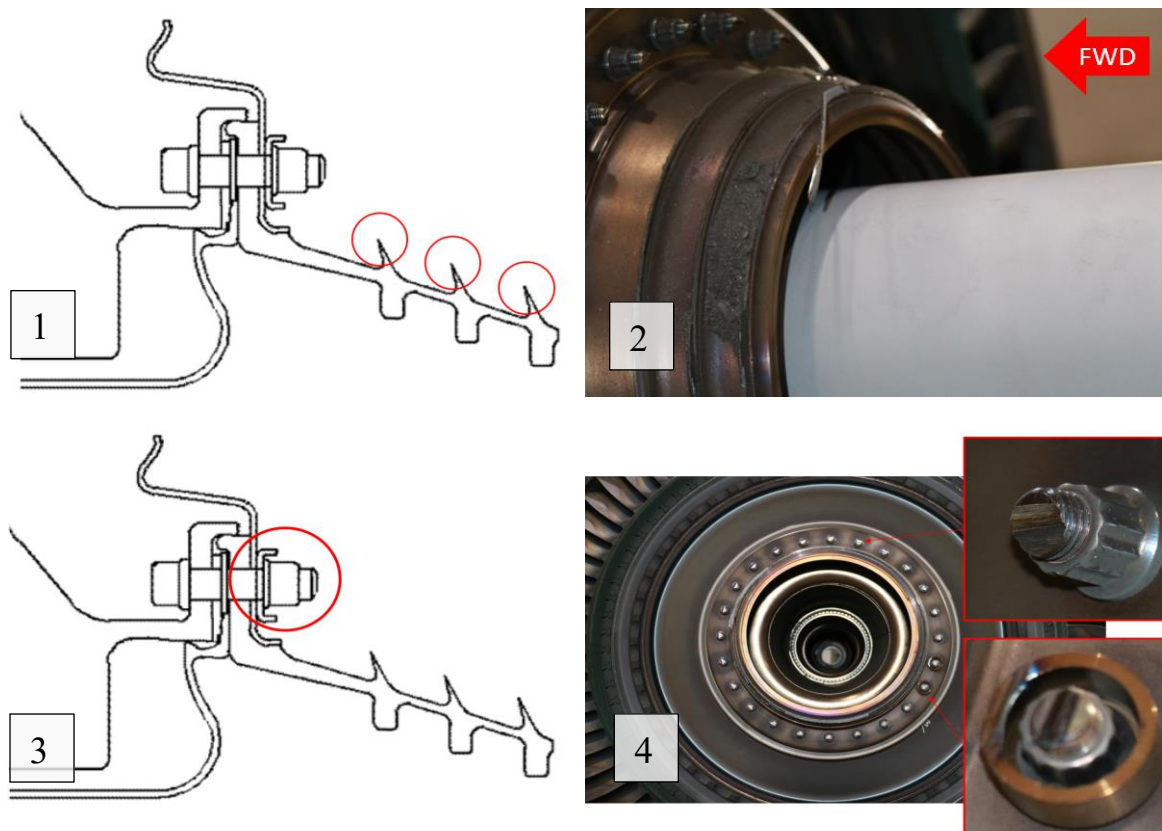


圖 1.16-19 HPT 轉子氣封後方氣封轉子

1.16.1.20 壓縮器

以目視觀察，第一級 HP 壓縮器進氣導片 (inlet guide vane, IGV) 狀況良好，第一級轉子前緣有葉尖磨擦、撕裂與彎角擊傷狀況，詳圖 1.16-20-3~5。

壓縮器轉子及定子之葉片普遍後緣及葉尖處磨擦與擊傷，且前緣亦有擊傷、彎曲及磨擦之損壞情形，上述損壞越靠近壓縮器後機構段，狀況越嚴重，詳圖 1.16-20-6~7，壓縮器轉子軸上有與相對位置定子機匣葉片之葉尖磨擦狀況，詳圖 1.16-20-8。排氣導片 (outlet guide vane, OGV) 前緣有多片撕裂傷、裂痕及缺角損傷，詳圖 1.16-20-9。

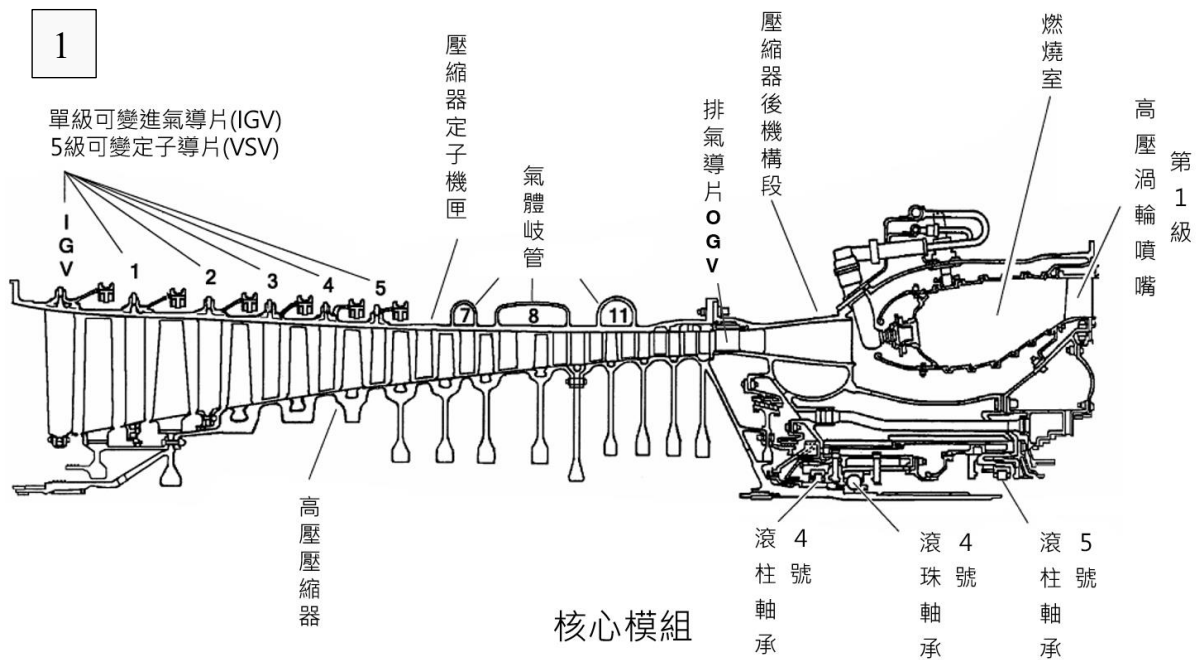




圖 1.16-20 壓縮器損傷狀況

1.16.2 CRF 原廠檢查摘要

事故發動機受損關鍵區域失效組件共 31 件，經送至原廠 GE 公司進行檢查分析，該公司失效分析實驗室針對 CRF 關鍵零組件（如表 1.16-1）逐一檢視，於 108 年 12 月 19 日提出金相調查報告⁹，並於 109 年 6 月 1 日針對其中 17 件關鍵組件分析提出調查報告¹⁰。各受檢發動機之相關關鍵 24 個零組件位置如圖 1.16-21 所示，報告中有關主要受損零件之檢查結果摘錄如下：

表 1.16-1 關鍵零組件於發動機 CRF 之相關位置對照

代號	料件名稱	代號	料件名稱
1	HPC spool	13	4B outer spanner nut
2	Stationary CDP seal	14	4B oil nozzle
3	Roatating CDP seal	15	4B bearing support
4	4R rotating vent seal	16	FWD sump housing
5	4R stationary vent seal	17	Thermal blanket
6	Thermal blanket	18	Thermal blanket
7	4R stationary air/oil seal	19	AFT sump housing
8	4R rotating air/oil seal	20	5R bearing
9	4R bearing	21	5R stationary air/oil seal
10	5R inner spanner nut	22	5R rotating air/oil seal
11	4R/4B oil nozzle	23	5R rotating vent seal
12	4B bearing	24	3R bearing

⁹ Metallurgical investigation report, Log No. 2019-18807

¹⁰ GE Aviation Final Investigation Report (China Airlines A330 300, CF6 80E1 ESN 811630, Engine Sump Fire / Commanded IFSD, Event Date May 30, 2019)

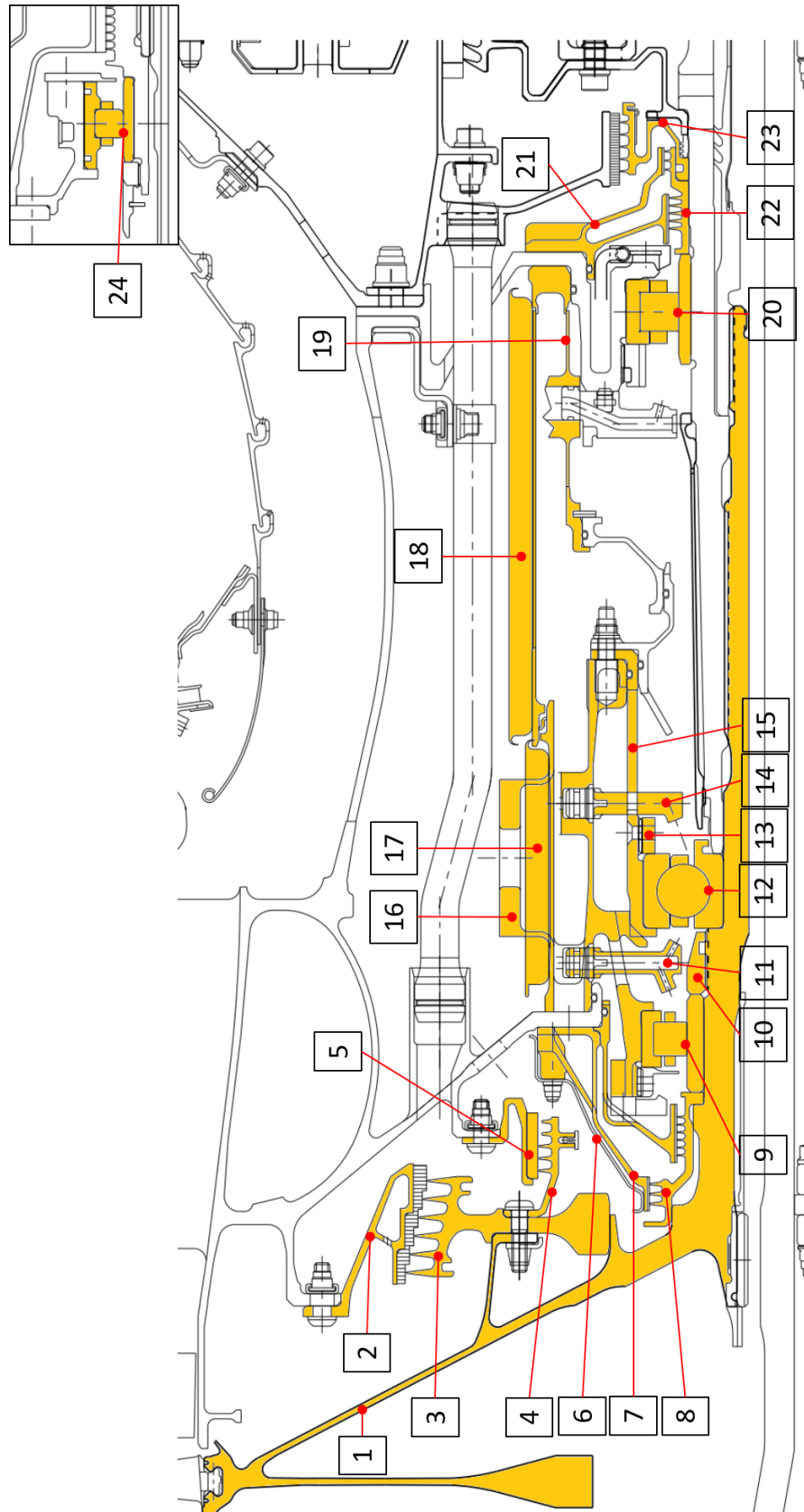


圖 1.16-21 關鍵受損料件位置圖

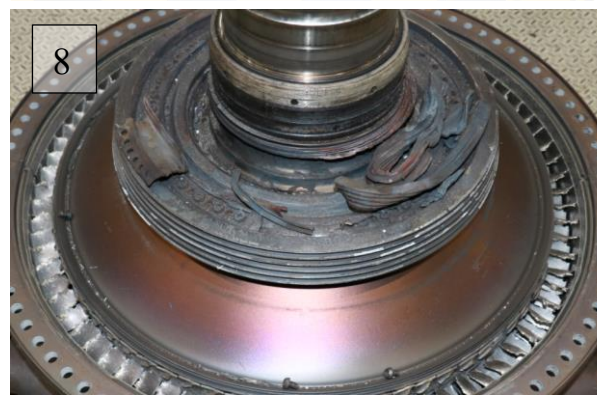
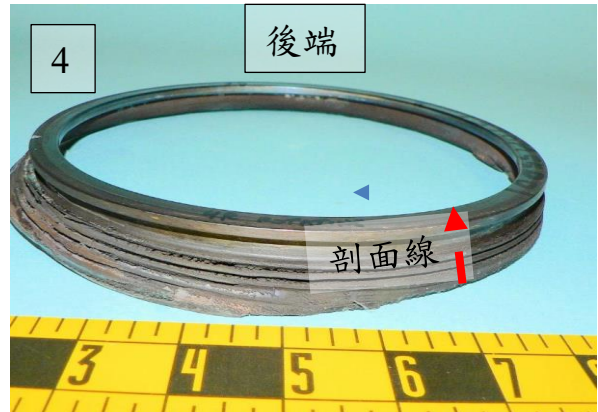
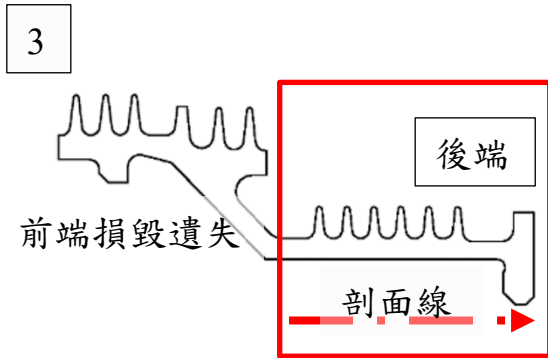
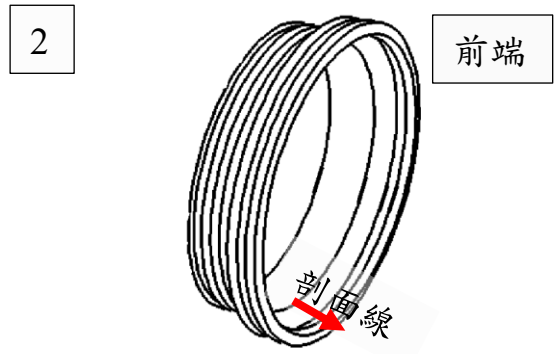
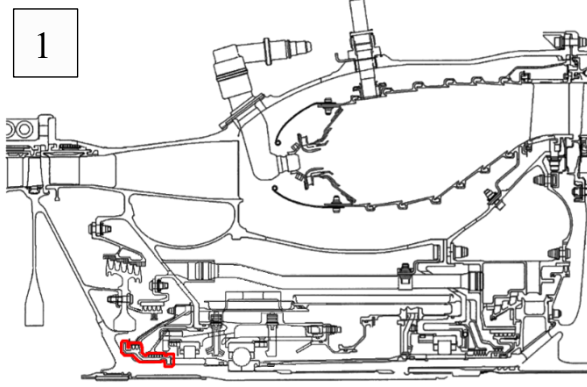
1.16.2.1 4R 轉子氣/油封

4R 轉子氣/油封前段氣封斷裂遺失，斷裂處約莫位於後段刀齒第一級正前方至第三級左右位置一帶，詳圖 1.16-22-4，因部件受損但仍留有部分可辨識件號 1370M55P01 及序號 RAT02815-B，詳圖 1.16-22-5，轉子遺損的程度在圓周上非均勻分布，詳圖 1.16-22-6。後半部各級刀齒外緣大致完好仍可辨識基本外型，詳圖 1.16-22-7~8，惟前段刀峰有軸向明顯受擠壓造成塑性變形，後段刀齒部分材料遺損，且整體後半部結構有嚴重輻向往外側彎曲之變形，詳圖 1.16-22-9~10。

GE 公司損傷及分析報告摘要綜整及中譯如下：

- Part severely damaged (轉子嚴重損壞)
- Forward seal teeth rack missing (前段氣封齒條失損)
- Aft seal teeth rack intact, but reduced in axial length by plastic deformation and loss of metal. (後段油封齒條完整，惟軸向長度因塑性變形而縮短且有部分金屬失損)
- The fracture surfaces were coated with metal splatter and could not be observed (斷裂表面因有金屬飛濺物覆蓋無法進行觀察)
- The part deformed radially outward from overheating/CF force. (有因受超溫及離心力所造成之徑向向外之變形)
- No material-type discrepancies observed (EDS¹¹, hardness, microstructure) (材料無不符合規範之情形(光譜分析、硬度、微觀結構))

¹¹ 能譜儀，energy dispersive spectrometer，EDS。



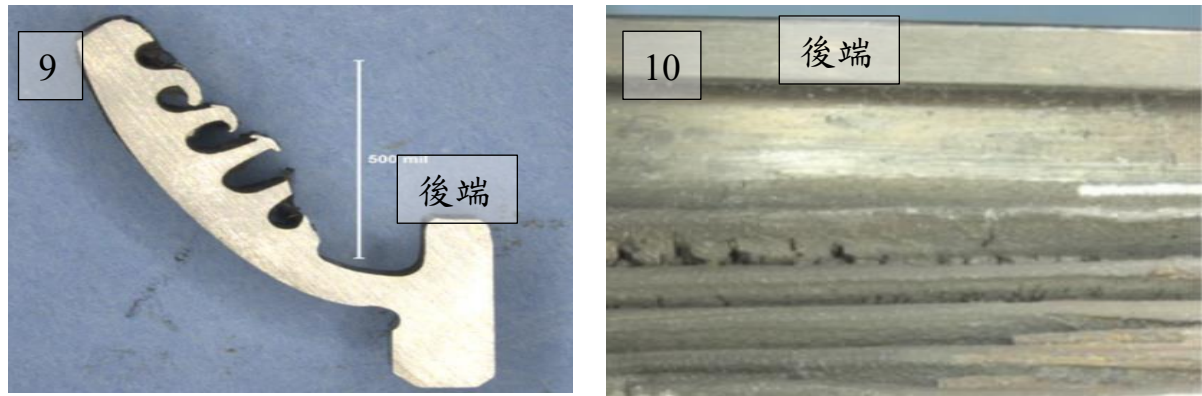


圖 1.16-22 4R 轉子氣/油封損傷狀況

1.16.2.2 4R 定子氣/油封

此料件嚴重受損且有高溫融化的跡象，大部分 4R 定子氣/油封的主要氣封結構，包含前端氣封和後端油封石墨鎳磨擦面（rub land）損毀，尤以氣封段損壞狀況較嚴重，詳圖 1.16-23-1~3，安裝於氣封外緣之隔熱罩幾乎毀損遺失，僅少數碎片仍夾留於安裝座上，詳圖 1.16-23-4~6。

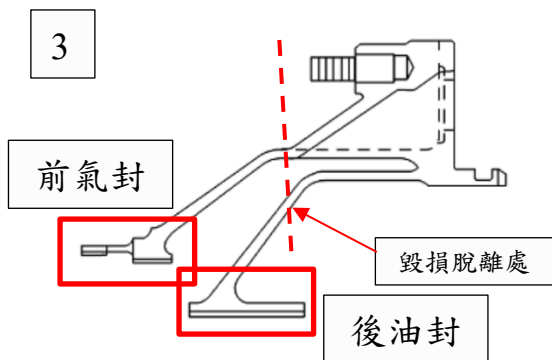
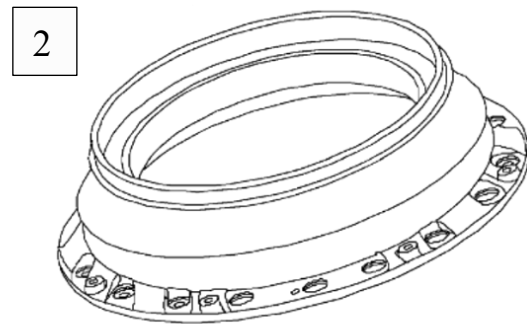
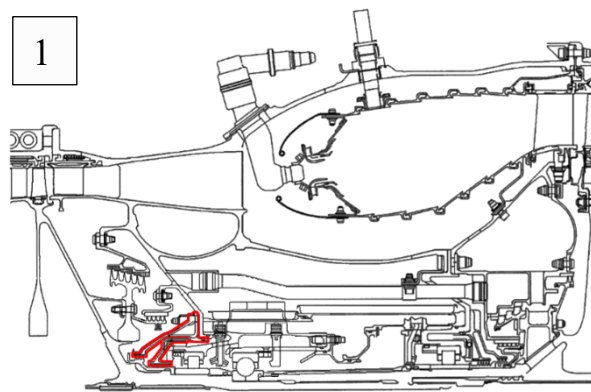
剩餘之部分磨擦面殘骸表面材料有初始熔融跡象，磨擦面有與其相搭配之 4R 轉子氣/油封刀齒碰觸所刻磨之溝槽，詳圖 1.16-23-7~8；局部殘骸斷面仍可辨識石墨鎳合金與其後方之支承結構條（backing strip）分界，支承結構條石墨鎳層完好，仍可見氣體電漿噴塗（air plasma sprayed）加工，詳圖 1.16-23-9。採集一段殘餘之 4R 定子氣/油封後油封磨擦面殘骸進行切片檢視，結構條部分有初始融化的跡象，並出現樹枝狀晶間分離狀況，詳圖 1.16-23-10~12。

GE 公司損傷及分析報告摘要綜整如下：

- Part severely damaged with evidence of fire（定子有嚴重火損情形）
- Both Outer (Air) and Inner (Oil) portions of seal support fractured（定子氣封和油封（原文報告以內、外部註解）支承結構均破損）
- Evidence of heavy rubs on both seal lands (Air and Oil)（兩處氣封磨擦面（氣與油封）都有嚴重磨擦的跡象）
- Evidence of incipient melting of rub land backing strips (pre-fire

damage) (磨擦面之支承結構條有初始熔化現象(火災前之損壞))

- Thickness of Nickel-Graphite bond coat conforming in undamaged locations (無損壞的石墨鎳合金之塗層厚度一致)
- Signs of melting with inter-dendritic separations observed. (支承結構條有樹枝狀晶間分離的熔融跡象)
- Thermal shield almost entirely missing (隔熱罩幾乎完全失損)
- Liberated fragments of part located in cavity under rotating CDP Seal bore. (定子脫離之破片留滯於 CDP 轉子氣封之孔洞空間中)



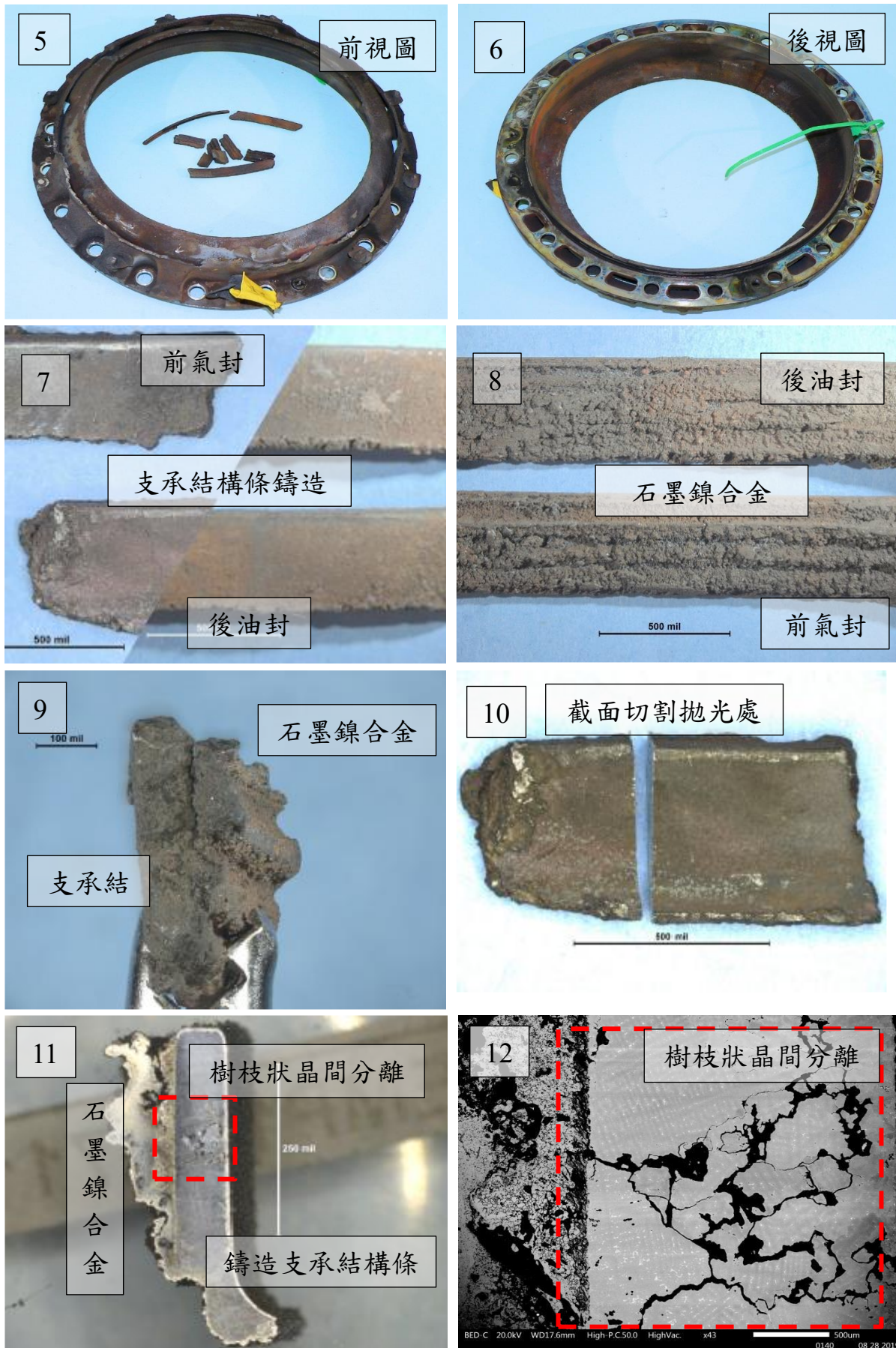


圖 1.16-23 4R 定子氣/油封損傷狀況

本頁空白

1.16.2.3 4R 轉子排氣軸封

4R 轉子排氣軸封，在事故的過程中解離成數段殘骸，4R 轉子排氣軸封裝附於 CDP 轉子氣封上，事故後仍有部分脫離之凸緣留於原安裝處，仍留於 CDP 轉子氣封上，其固定螺桿以人工方式破壞以遂後續拆解，詳圖 1.16-24-1~6；殘骸碎片中發現有殘餘之減震環（damper ring）破碎段，詳圖 1.16-24-8，大部分斷裂面皆嚴重受脫落部件擊傷或金屬噴濺，4R 轉子排氣軸封仍可見件號為 1782M21P01，序號無法辨識，其正後方之 4R 定子氣/油封安裝座部分螺桿外觀完整，螺樁前緣平面無接觸磨損痕跡，詳圖 1.16-24-7、8。

GE 公司損傷及分析報告摘要綜整如下：

- Part was reduced to fragments during the event. Portions of the flange were still connected to the CDP rotating seal. (4R 轉子排氣軸封於事故中已遭解離為碎片。部分凸緣結構仍留於 CDP 轉子氣封上)
- All fracture surfaces were badly damaged by flying debris and metal splatter. (所有斷裂表面皆被脫離的碎塊和金屬飛濺物嚴重破壞)
- No material-type discrepancies observed (EDS, hardness, microstructure). (材料無不符合規範之情形 (光譜分析、硬度、微觀結構))
- A section of the damper ring was recovered (lack of damper ring excluded as root cause). (殘骸碎片中發現有 1 段殘餘之減震環，故事故肇因排除因未裝減震環所引起)
- No contact on aft face (P/N marking surface)->failure prior to rotor shift. (轉子背面 (件號標記側) 無接觸痕跡，顯示轉子在轉子位移前已失效)

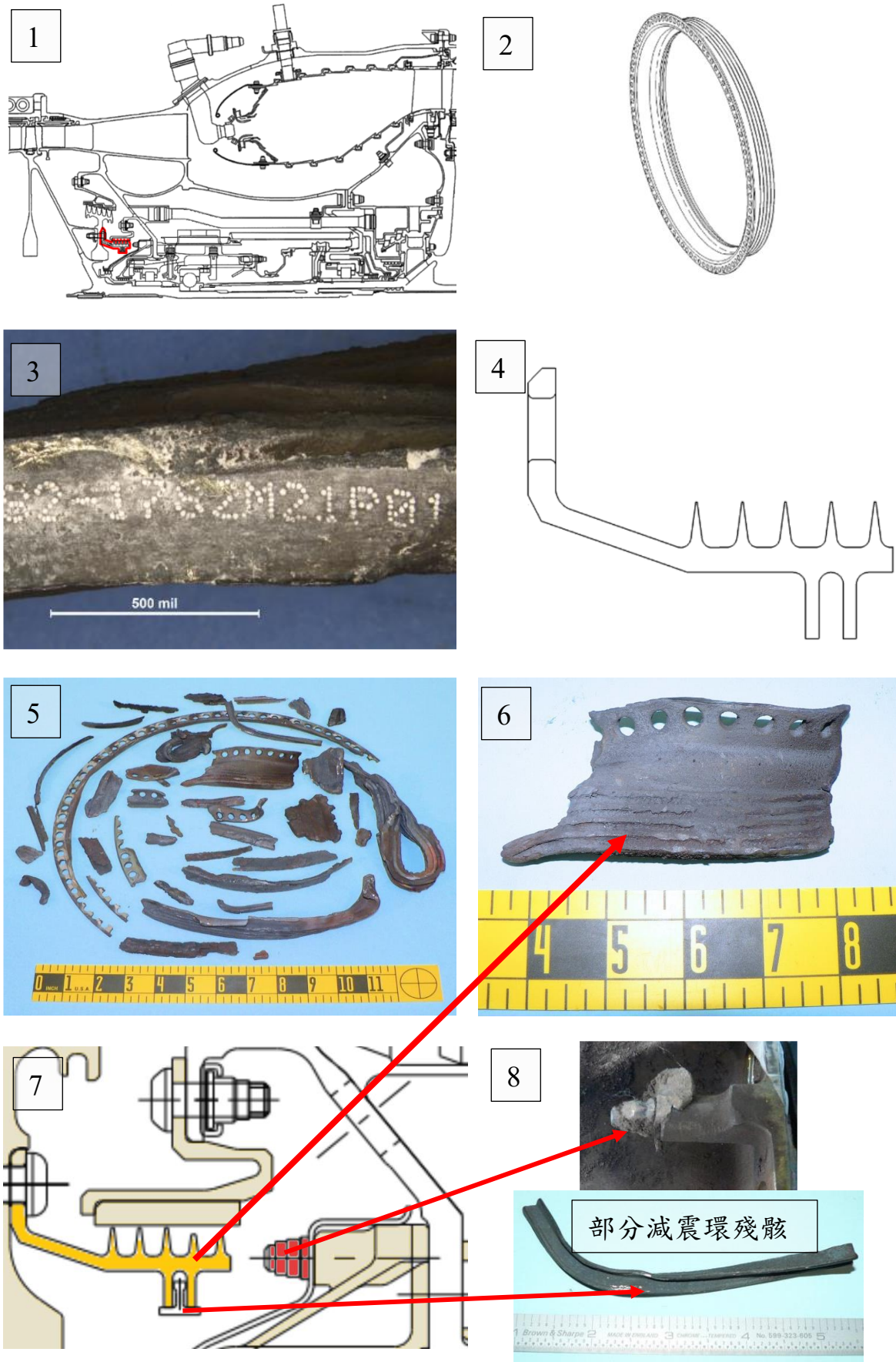


圖 1.16-24 4R 轉子排氣軸封

1.16.2.4 4R 定子排氣軸封

事故後僅部分之 4R 定子排氣軸封殘存且無法辨識料件號，蜂巢結構部位無完整殘骸，僅剩一部分環形結構，與仍裝固於 CRF 本體之結構凸緣脫離，詳圖 1.16-25-1~6。

GE 公司損傷及分析報告摘要綜整如下：

- Only fragments of the 4R stationary vent seal remained. No part markings could be found. (4R 定子排氣軸封僅殘存部分碎片，無零件標記可供辨識)
- No honeycomb was left intact after the event (事故後轉子之蜂巢構造已損毀)
- EDS confirmed the part was manufactured from IN-718, and where the honeycomb was, a Ni-Si braze was present. This is consistent with the honeycomb having been present. (透過能譜儀確認該零件是由金屬材質 IN-718 所製造，並且在應有蜂巢結構所在處有鎳-矽焊的反應，顯示此處曾有蜂巢結構。)

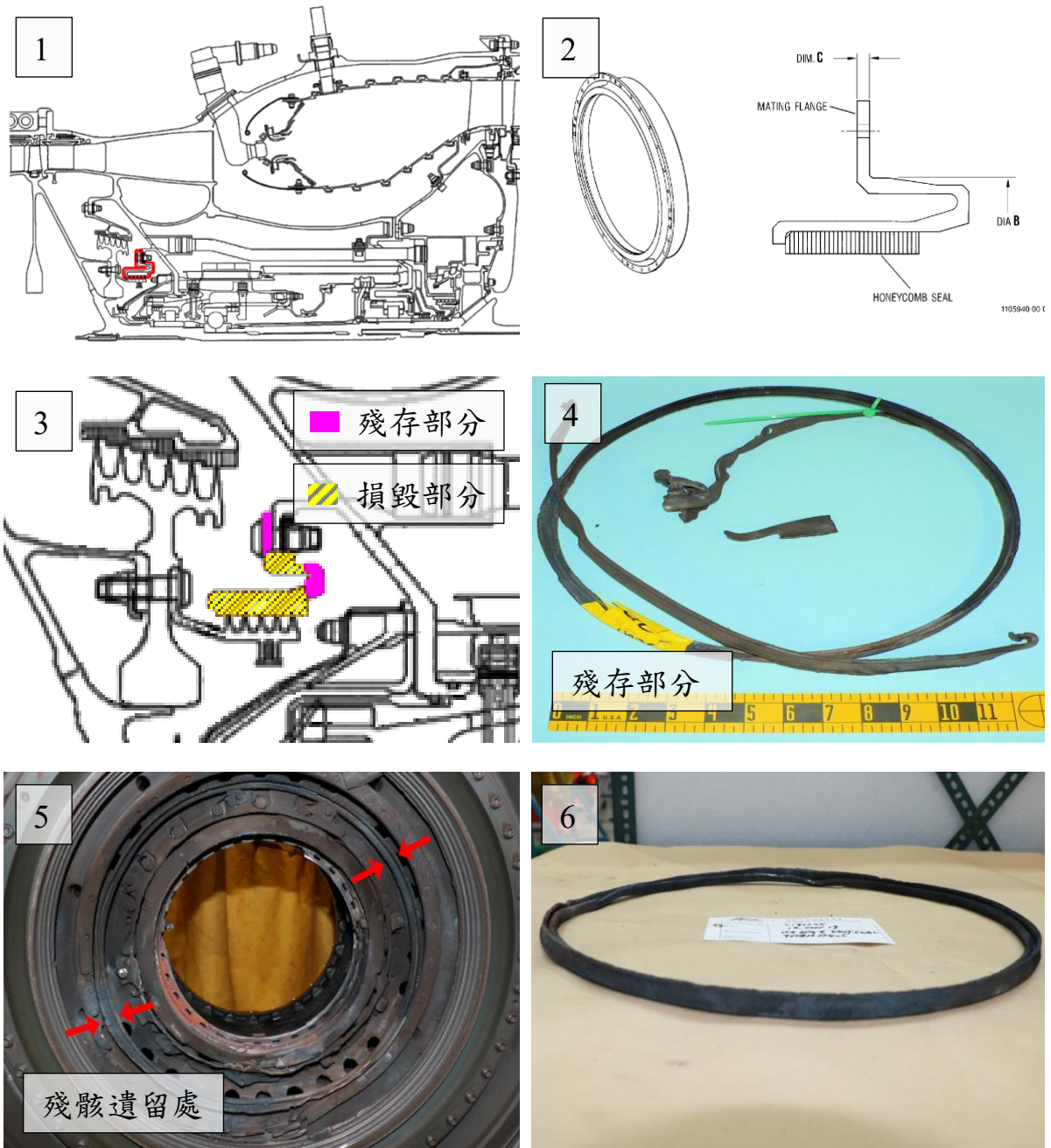


圖 1.16-25 4R 定子排氣軸封

1.16.2.5 CDP 轉子氣封

CDP 轉子氣封件號 1569M73P02，序號 NCE764JK，詳圖 1.16-26-1~4。氣封之前緣則大致狀況良好，刀齒外緣狀況良好，惟部分區域有金屬輕微磨擦及塗層脫落現象，詳圖 1.16-26-5~6。

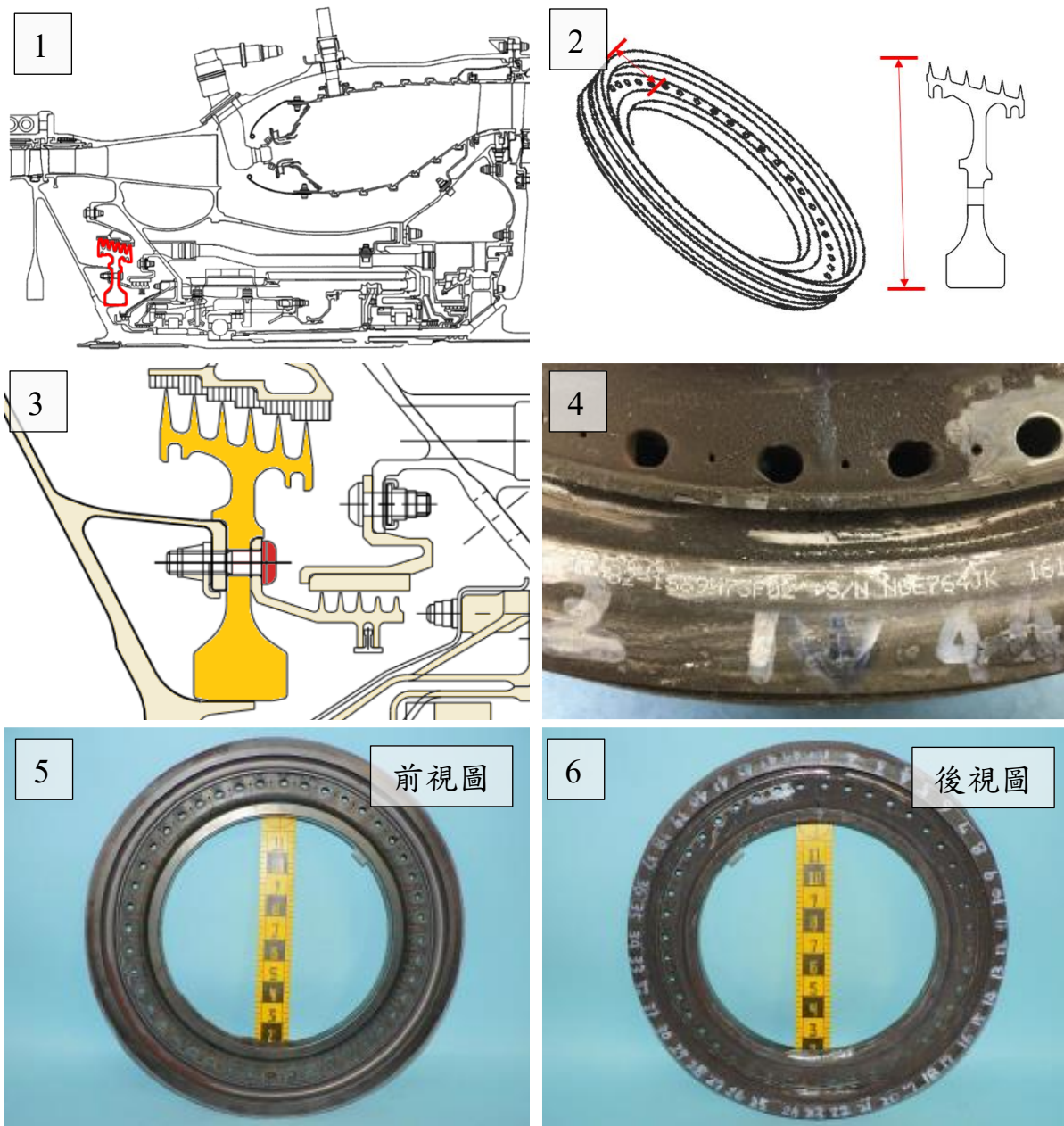
後緣有較明顯受噴濺及衝擊之損傷，後緣減震環卡槽位置有金屬融屑堆積，榫槽空隙被填滿且覆蓋，該處在事故後部分事證受到破壞，為後續拆解作業必要之彎折及切削，詳圖 1.16-26-7~8。刀齒結構內緣凹槽內發現有一段仍完整可辨識之 4R 轉子排氣軸封卡滯於該空間，GE 公司實驗室將 CDP 氣封進行截面分析，確認事故前有安裝相關緣減震環 (damper ring)，詳圖 1.16-26-10~11。內緣靠近後緣位置發現一弧狀融屑堆積，詳圖 1.16-26-12。

GE 公司損傷及分析報告摘要綜整如下：

- Forward side in good condition. (前端狀況良好)
- Damage to aft side, including impacts and metal splatter. (後端有損傷，包含撞擊及金屬噴濺)
- Seal teeth in good condition with no geometrical defects. (轉子刀齒狀況良好，無幾何變形)
- Forward and aft damper wires present (檢查結果均發現前、後減震環)
- Cavity under aft seal teeth filled with debris. (後端刀齒下方之空間遭碎屑填補)
- Copper-bearing alloy consistent with 17-4 stainless from the 4R rotating air/oil seal adhered to bore of CDP seal. This indicates 4R rotating air/oil seal failed before anything else deposited material there. (附著於 CDP 轉子氣封後端內緣上之合金，為含銅軸承合金的 17-4 不銹鋼材質之 4R 轉子氣/油封相符，顯示 4R 轉子氣/油封比附著在此其他任何被發現之物質更早失效。)
- After the 17-4 debris, small pieces of cast IN718 were observed. These

are likely from the 4R stationary air/oil seal. This indicates 4R stationary air/oil seal failed after the 4R rotating air/oil seal. (17-4 合金材質之後，發現有小塊 IN-718 鑄件碎片，較可能為來自 4R 定子氣/油封，顯示 4R 定子氣/油封失效在轉子失效之後。)

- Rot Vent Seal bolt heads worn from rubbing contact with 4R Stat Vent Seal after rotor shift. (因轉軸位移後，CDP 轉子氣封上固定轉子排氣軸封上之螺桿頭與 4R 定子排氣軸封產生接觸而磨損。)



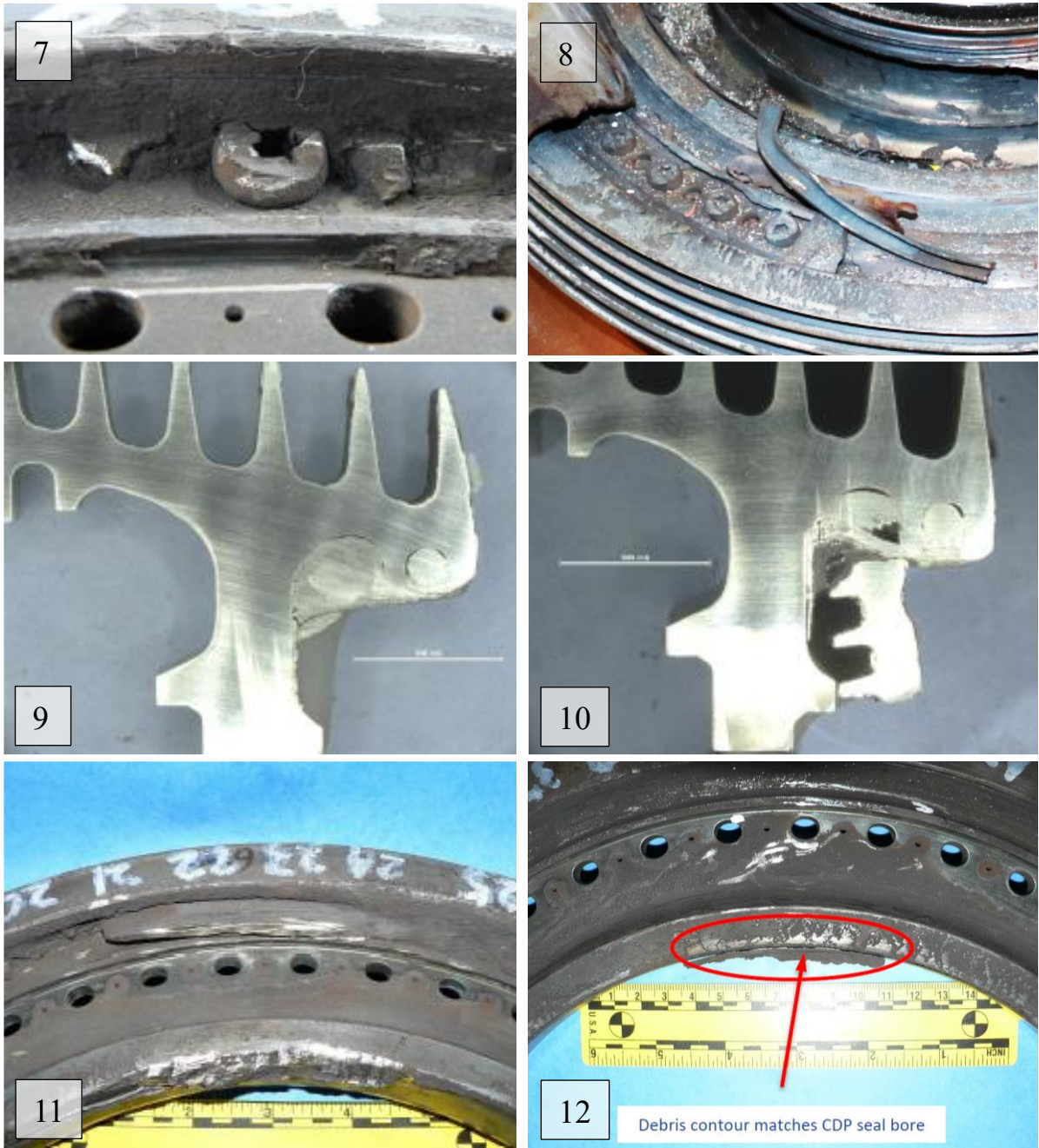


圖 1.16-26 CDP 轉子氣封

本頁空白

1.16.2.6 CDP 定子氣封

CDP 定子氣封外觀及結構狀況良好，外緣有噴濺之固化金屬。後緣及內緣蜂巢結構有固化噴濺之金屬，部分蜂巢結構損傷。定子上可見件號 1347M28G02，序號 TRIFA477 標示，詳圖 1.16-27-1~8。

GE 公司損傷及分析報告摘要綜整如下：

- Apart from some light metal spray (debris), no major distress observed. (除了少量金屬(碎屑)噴濺，未發現明顯的損傷)
- The honeycomb was intact with deep grooves from the CDP 氣封 (uniform around circumference). (蜂巢結構完好，且有因 CDP 轉子氣封所致的深槽溝(整圈圓周都相同))
- Metal spray (debris) had accumulated on the aft end of the seal including on some of the honeycomb. (金屬噴塗(碎屑)積聚在定子的後端，包括部份的蜂巢結構)
- Some of the aft end of the honeycomb was also damaged. (部份的末端蜂巢結構亦有損壞)

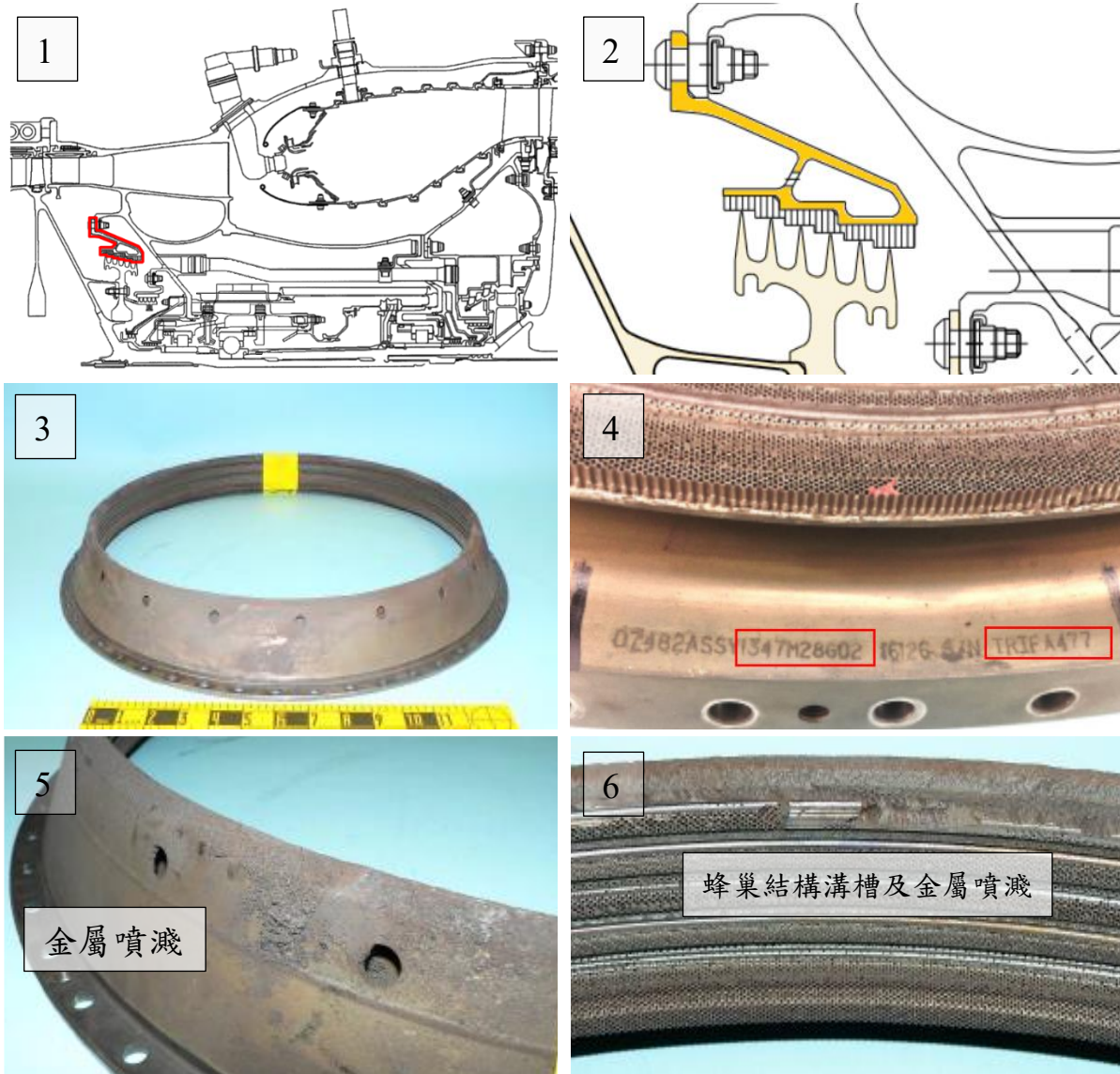


圖 1.16-27 CDP 定子氣封

1.16.2.7 HPC 段軸

金屬粉末及碎片堆積於 HPC 段軸上約同 CDP 轉子氣封凸緣站位的兩處空間邊縫中，碎片以徑向且水平的方式環型地堆積成型，HPC 軸段上之碎片堆積環有部分脫落的狀況，詳圖 1.16-28-1~6。

GE 公司損傷及分析報告摘要綜整如下：

- The HPC Spool was examined from the shoulder where the 4R rotating air/oil seal seats to the cavity forward of the CDP seal bore. (HPC 軸段起自安裝 4R 轉子氣/油封之軸肩檢查至 CDP 轉子氣封安裝孔前之空隙。)
- In those areas, debris had accumulated at multiple locations. The debris in the flange cavity consisted of a fine powder. (在上述區域中，多處積有碎片情形，且凸緣空隙中的碎屑則由更微細之粉末集成。)

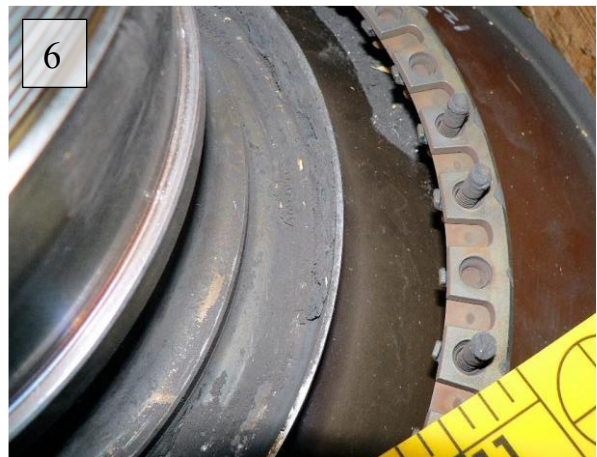
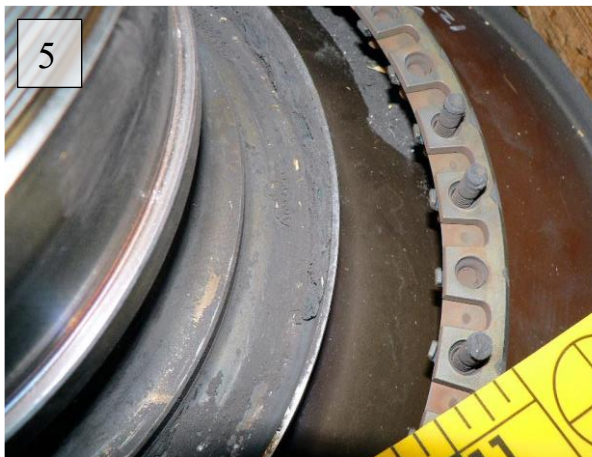
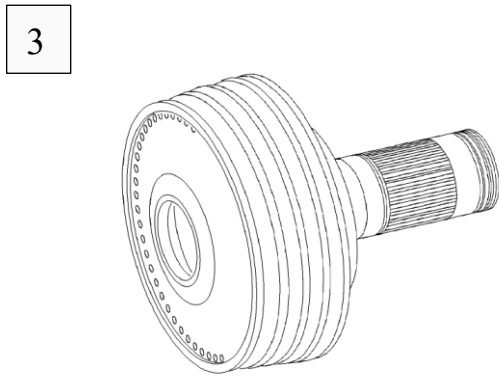
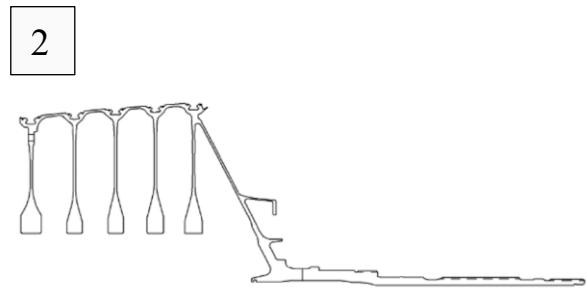
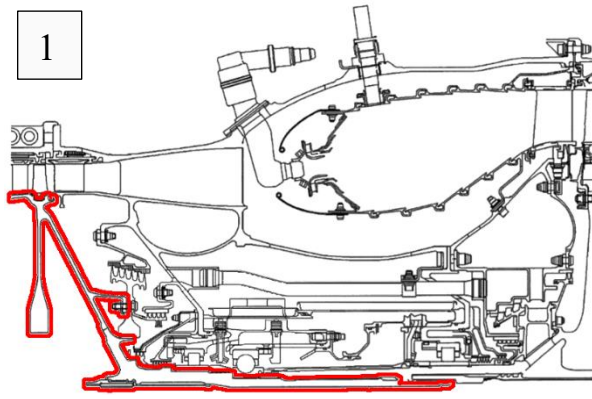


圖 1.16-28 HPC 段軸

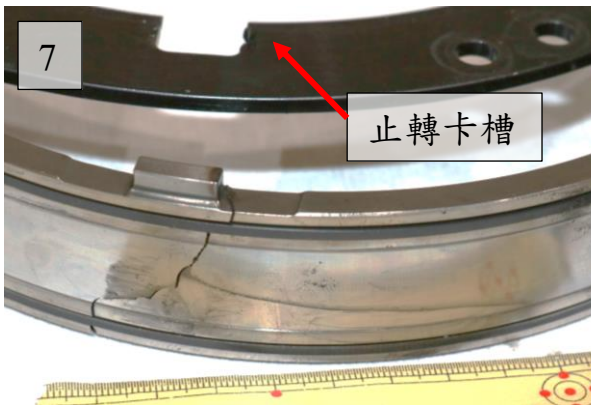
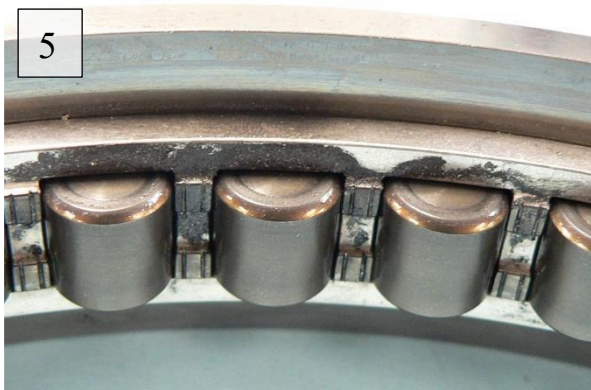
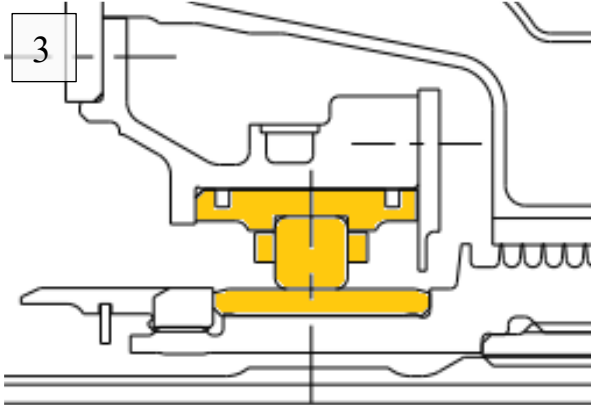
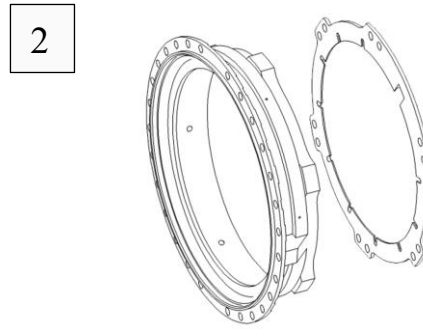
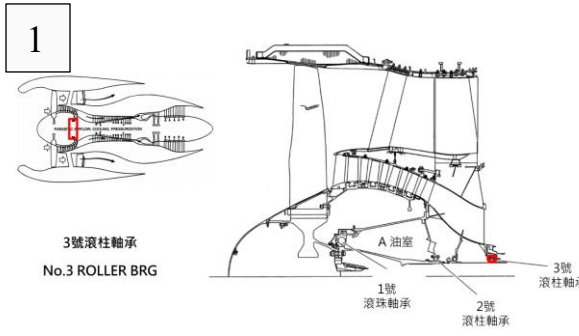
1.16.2.8 3R 軸承

3R 軸承狀況大致良好，詳圖 1.16-29-1~5，外表除外環有一出自止轉銷邊角延伸，長邊約 3 吋，短邊約 1 吋之「人」字形裂紋，裂痕側止轉卡槽邊緣受力變形，詳圖 1.16-29-6~7。內環及滾柱狀況大致無嚴重損壞情形，拆卸時軸承外表仍呈現油潤狀況，且無發現鏽蝕狀況，惟滾道有些微受熱變色，滾柱邊緣及滾道側壁有細微壓痕，惟無發現有堅硬外物汙染的狀況。3R 軸承室內壁上遺留與 3R 軸承外環破裂型狀相對應的印痕，詳圖 1.16-29-9-10。軸承外環上標有件號 1459M41P01 及序號 TBCCE799，詳圖 1.16-29-11~12。

GE 公司損傷及分析報告摘要綜整如下：

- 3R bearing received oil-wetted with some slight heat tinting and a fractured outer ring. (GE 公司接收時 3R 軸承外表仍呈現油潤狀況，略有些微熱損變色及外環破裂情形)
- Roller exhibited end wear and micro spalling from hard contact with outer ring shoulders. (滾柱因與外環肩部有硬接觸出現之邊緣磨損，和些微剝落之狀況)
- No corrosion or hard particle contamination. (無腐蝕或硬顆粒外物汙染)
- Minor denting of inner and outer ring raceways and roller surfaces, consistent with rolling over debris. (內環和外環滾道以及滾柱表面皆有輕微凹陷，與滾落碎屑的跡象吻合。)
- No material-type discrepancies observed. (未見材料不符的狀況。)
- The outer ring fracture originated at the double radius on the anti-rotate feature near the inner diameter of the part. Propagation was either overload, or high amplitude fatigue. (外環斷裂係源自軸承內徑靠近的止轉卡槽上約兩倍半徑處，該破裂的增展可能因過載或高震幅疲勞所致，詳圖 1.16-27-8。)
- Suggests 3R outer ring fracture due to loss of HPC Shaft support (after

4R, 4B, 5R Bearing failure) -> 3R is a “damper” bearing with clearance between outer ring OD and housing ID. This clearance can generate an impact load when shaft support is lost. (3R 的外環可能由於失去 HPC 轉軸的支撐而斷裂 (在 4R、4B 及 5R 軸承皆失效後)，3R 軸承與外環外緣和軸承室內環之間，具有間隙使此軸承有阻尼的作用，但是當軸失去支撐時，該間隙會因受載而造成衝擊損傷。)



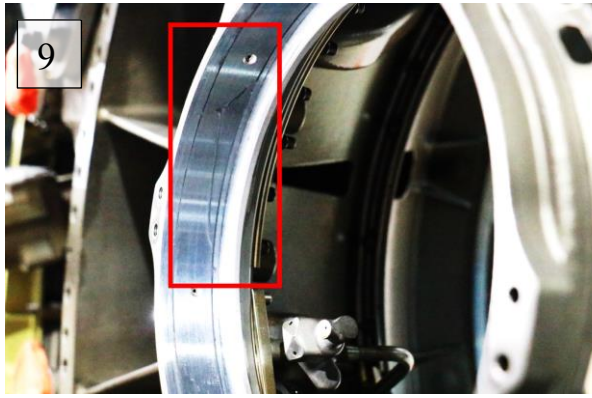


圖 1.16-29 3R 軸承

1.16.2.9 4R 軸承

4R 軸承內環表面有一道較深，且與滾柱高度相仿之受壓沉之金屬形變；所有 4R 滾柱皆脫離維持架，滾柱維持架斷成多段，其軸向跨柱斷面平整，有疲勞型態之破壞，詳圖 1.16-30-3~6。4R 軸承外環破裂，經電子顯微鏡可見金屬破斷處增長的疲勞裂紋，主要來自滾道表面，因軸承組件有較明顯的塑性變形及破壞，故未能取得軸承初始失效之證據，詳圖 1.16-30-7~10。4R 軸承內外環可辨識件序號字樣，詳圖 1.16-30-9~10。

GE 公司損傷及分析報告摘要綜整如下：

- 4R bearing components were received “dry” –indicative of oil starvation/overheating(GE 公司接收時 4R 軸承外表呈現乾燥情形，顯示軸承缺乏潤滑油及過熱的狀況)
- Outer ring was fractured with two liberated fragments (外環破裂，有兩個脫離的碎片)
- The outer ring crack initiated at the highly distressed raceway surface and propagated by fatigue (外環裂紋始於高度磨損的滾道表面，且因疲勞而擴展)
- Inner and outer ring raceways were plastically deformed (hence, all evidence of corrosion, spalling, sliding, hard particle contamination were masked) (內環和外環滾道皆有塑性變形(故所有腐蝕、剝落、滑動、硬顆粒外物污染的跡象皆被掩蓋)。)
- Rollers were barrel-shaped, consistent with sliding and/or stick-slip motion. Rollers suffered from both wear and plastic deformation from overload. (滾柱有桶狀塑型現象，與滾子滑動及黏滯滑動的跡象吻合，滾柱曾遭過載而磨損和塑性變形。)
- The cage had fractured into multiple fragments and the fracture surfaces were consistent with fatigue propagation. (滾柱維持架斷裂成多段碎片，斷面與疲勞增生的跡象吻合。)
- No material-type manufacturing discrepancies were identified. (未察覺有材料相關不符規狀況。)

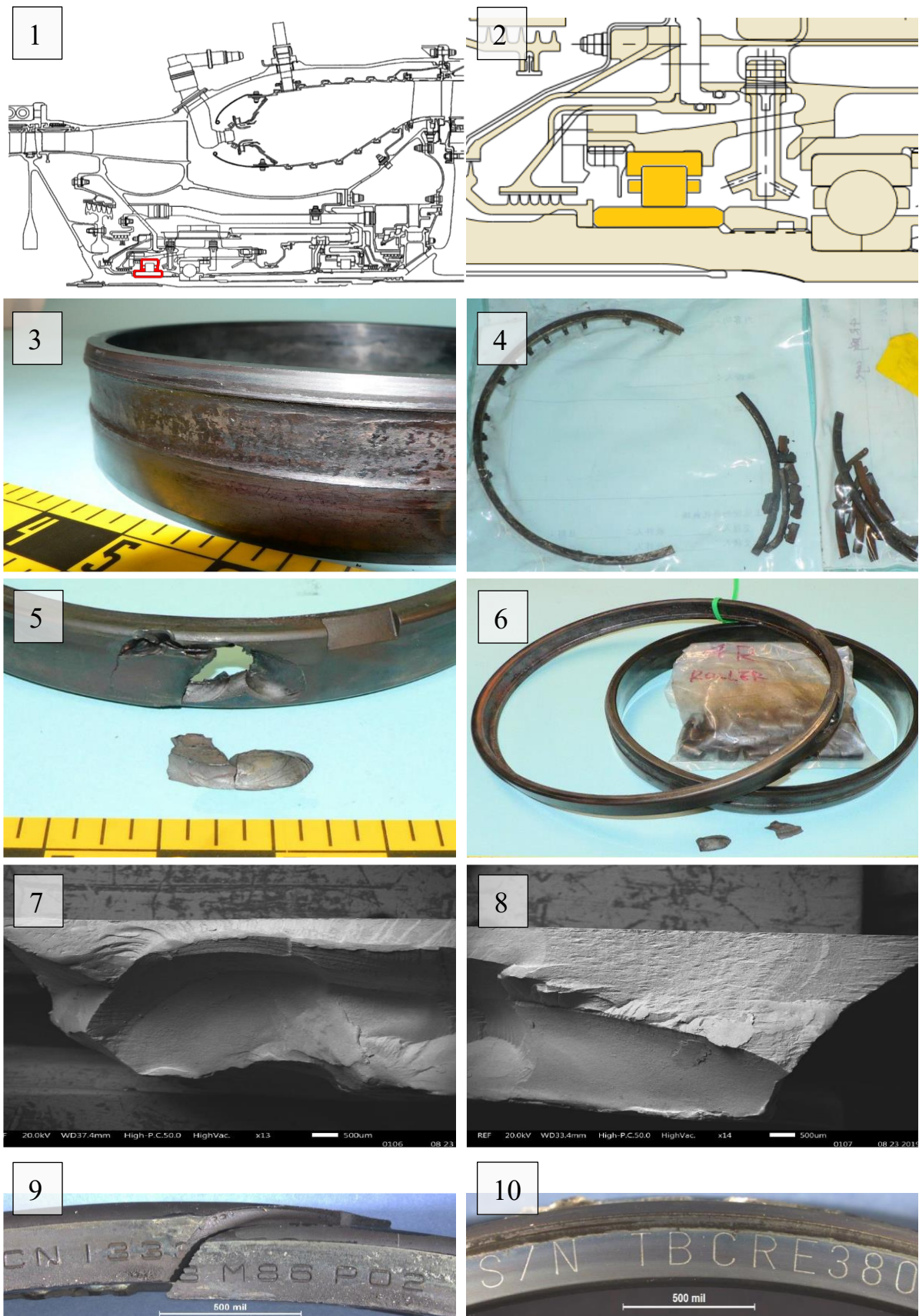


圖 1.16-30 4R 軸承

1.16.2.10 4B 軸承

4B 軸承嚴重損壞，詳圖 1.16-31-1~3，外環卡滯於 4B 軸承室內，詳圖 1.16-31-4；所有維持架隔框全數斷裂，詳圖 1.16-31-5；4B 軸承內環因滾珠嚴重破壞，使軸承前內環與後內環遭受熔融之金屬材料沾附且焊固，使其與後方之鉗固螺帽 (spanner nut) 無法正常自 4B 軸承室卸除，詳圖 1.16-31-6。受損之滾珠仍剩餘部分金屬材質全數於軸承室內尋獲，詳圖 1.16-31-7。4B 軸承內外環材料硬度一致；觀察受蝕的微結構有熱損現象，詳圖 1.16-31-8。

GE 公司損傷及分析報告摘要綜整如下：

- Bearing components received “Dry” (not oil-wet) -> indicative of oil-starvation/overheating. (GE 公司接收時 4B 軸承外表呈現乾燥 (無油濕) 情形，顯示軸承可能缺乏潤滑及過熱的狀況。)
- Outer ring still installed in 4B bearing support (外環仍留於 4B 軸承室上。)
- Cage severely distressed with all the cage pocket bridge sections fractured and liberated. One cage side rail was intact, but the other was fractured. (滾珠維持架嚴重損壞，所有滾珠維持架槽位連結處皆斷裂並脫離。滾珠維持架框柱有一側仍維持完整，而另一側斷裂損毀。)
- Inner rings were fused together by solidified ball material (內環遭凝固的滾珠材料熔融在一起。)
- The balls lost most of their mass with diameters significant under min. (滾珠材料嚴重磨耗，其直徑明顯低於下限值。)
- Outer ring raceway covered with solidified ball material. (外環滾道上有凝固的滾珠材料覆蓋。)
- EDS confirmed that the inner and outer rings and the balls were produced from the correct materials (經 EDS 確認內環、外環以及滾珠皆使用正確的材料製造。)

- Hardness measurements on the inner and outer rings were conforming to drawing requirements (內、外環的硬度測量值皆符合設計要求。)

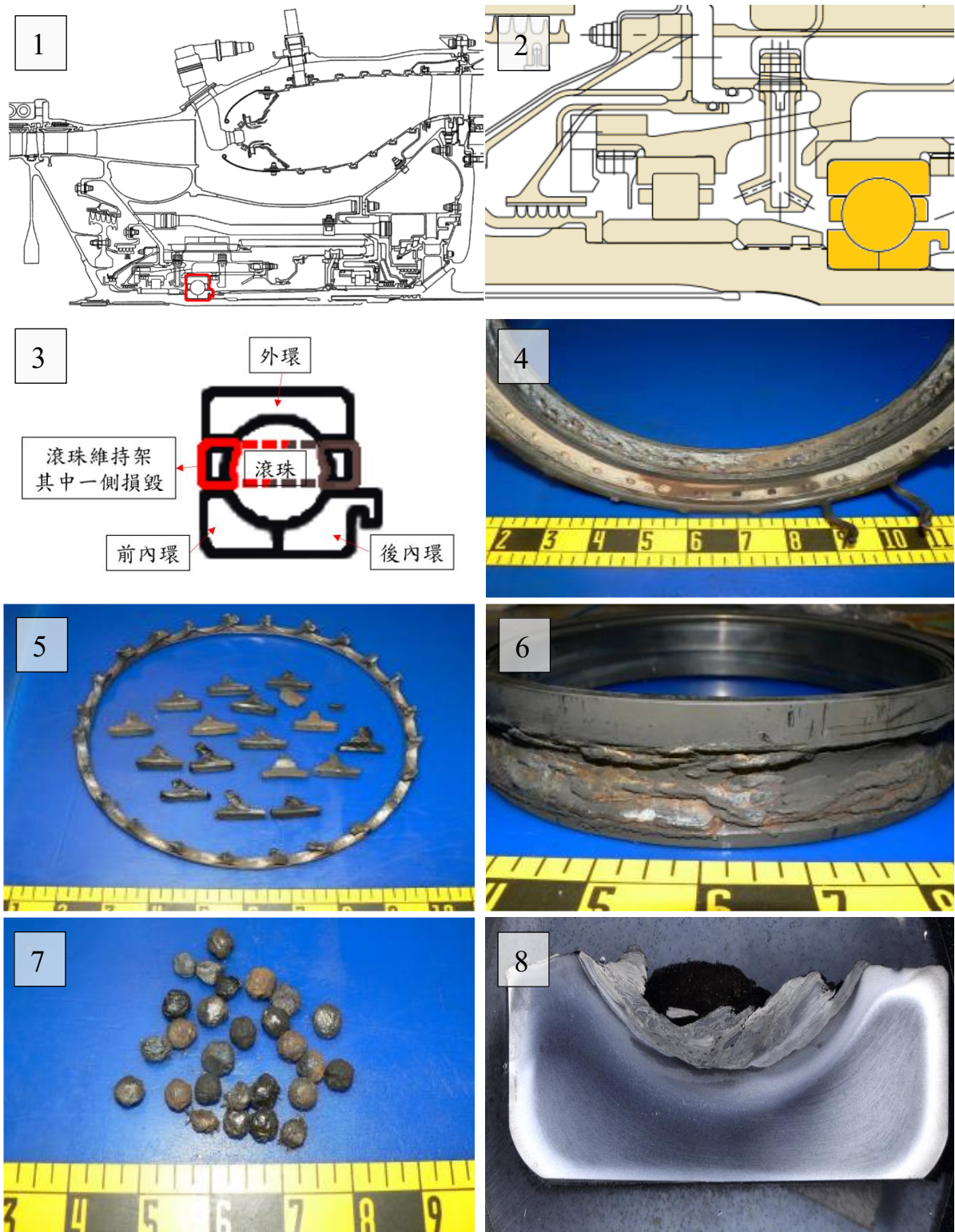


圖 1.16-31 4B 軸承

1.16.2.11 4B/4R 軸承室

4B/4R 軸承室嚴重損壞，連結前後部份之撓性支桿（spring fingers）全數自其中一端斷裂，使其結構分離為兩部分，支桿有局部彎曲及受軸向扭矩變形的現象，詳圖 1.16-32-1~3、5。軸承室上 4 處止轉槽兩側卡緣皆有損壞情形，詳圖 1.16-32-4。

4B 外環卡滯於軸承室內無法卸除，外環內軸承滾道殘有大量金屬熔融後固化之現象。檢測時軸承室無滑油殘留。透過觀察支桿斷裂表面發現，13 個斷裂面呈現有變色的疲勞紋路，7 個帶有粗糙的灰色變暗的疲勞紋路詳圖 1.16-32-5，軸承室各部位置圖解對照詳圖 1.16-32-7~8。

GE 公司損傷及分析報告摘要綜整如下：

- Part was dry (free of liquid oil) when received at GE Aviation. (GE 公司接收時 4B/4R 軸承室外表呈現乾燥 (無液態滑油))
- All spring fingers/beams were bent and fractured. (所有撓性支桿皆彎曲且斷裂)
- Thirteen of twenty (13/20) of the spring fingers had fracture surfaces consistent with fracture during the event. (20 個撓性支桿中有 13 個 (13/20) 具有與事故過程所造成之斷裂一致的斷面。)
- Some had fractured during disassembly and small fatigue cracks on the fracture surfaces. (部分因拆卸時段裂，且斷面有微小疲勞裂紋。)
- The fingers appear to have buckled by an axial load. (撓性支桿呈現因軸向負載而有彎曲狀況。)
- The microstructure of the spring finger indicates that the metal exceeded the austenite temperature (>1500F) during the event. (撓性支桿的微觀結構顯示於事故期間該金屬曾超過沃斯田鐵 (austenite) 溫度 (>1500°F) 。)
- The all four anti-rotation slots on the 4R bearing housing had sustained damaged. (4B/4R 軸承室上之 4 個止轉卡槽全遭受損壞。)

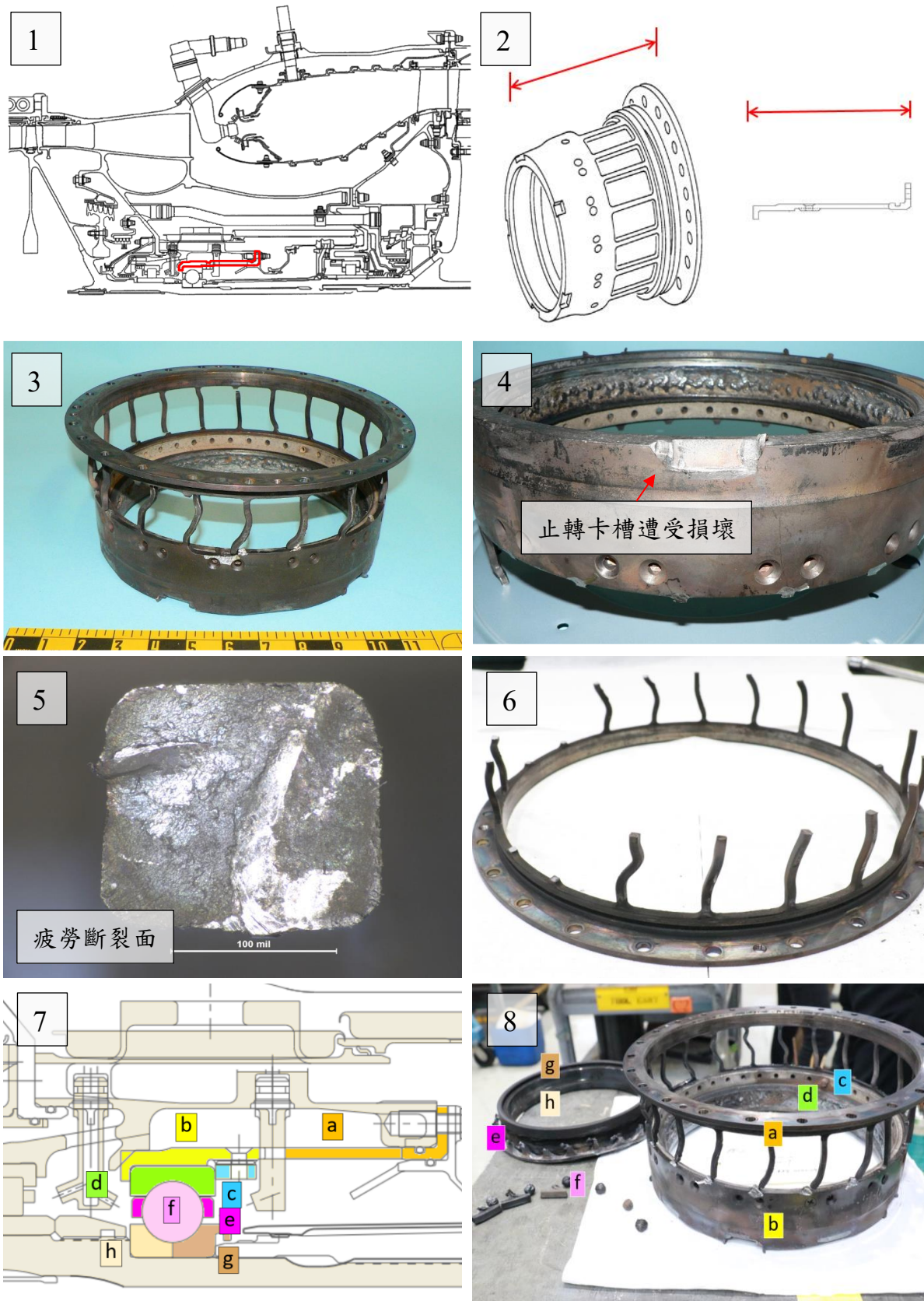


圖 1.16-32 4B/4R 軸承室

1.16.2.12 4B 滑油噴嘴與 4R/4B 滑油噴嘴

4B 滑油噴嘴可見件號為 9392M57P02，噴嘴本體金屬表面有損傷，目視檢查無證據顯示事故時有阻塞情形。因事故過程之衝擊，4R/4B 滑油噴嘴有些微外部撞擊之損傷，可辨識該件件號為 9392M64P03，拆卸後經初步通氣檢測，滑油進出埠口無阻塞情形，詳圖 1.16-33-1~6。

GE 公司損傷及分析報告摘要綜整如下：

- Both nozzles were clear of any flow-path obstructions. (兩具滑油噴嘴的流路皆無任何障礙物。)
- External damage from impact observed on both oil nozzles. (兩具滑油噴嘴皆觀察到的撞擊引致的外部損壞。)
- 4R/4B Nozzle exhibits gross distortion resulting from buckling of 4B Bearing spring fingers under axial load. (4R/4B 滑油噴嘴因 4B/4R 軸承室上受軸向負載而彎曲之撓性支桿而產生嚴重變形。)

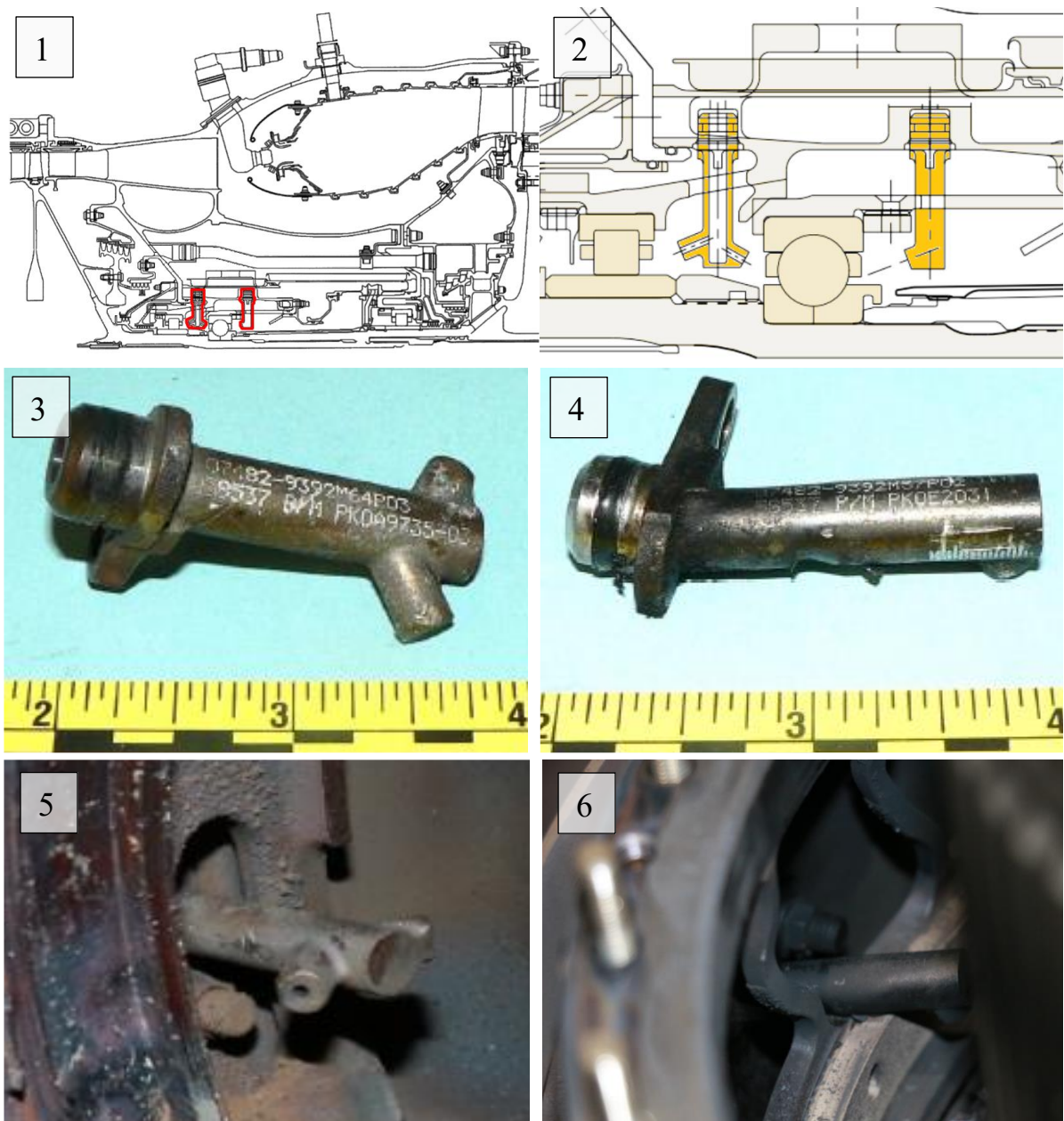


圖 1.16-33 4B/R 油室滑油噴嘴

1.16.2.13 5R 軸承

5R 軸承內環及滾柱狀況良好無損傷，兩者接觸表面有濕潤油漬及曾受高溫之變色狀況，但無破損、凹陷或其他受應力變形跡象，惟部分滾柱圓面有輕微環狀刮痕，但無滾道受異物汙染或腐蝕現象，詳圖 1.16-34-1~6。5R 軸承是由 C 油室上卸下，軸承本體可見其件號為 1327M77P04，序號 MDALK400，詳圖 1.16-34-7。5R 軸承外環無明顯受應力表徵，惟有一穿透其中一側止轉槽卡緣之裂痕，詳圖 1.16-34-8。

GE 公司損傷及分析報告摘要綜整如下：

- Part was oil-wetted when received at GE Aviation, but exhibited considerable oil coking and varnishing. (GE 公司接收時 5R 軸承外表仍呈現油潤狀況，惟油色頗顯焦深且亮澤情形。)
- Outer ring was fractured at the anti-rotation slot with two origins (at corners of raceway slot and shoulders). (外環在止轉槽處產生破裂，有兩處增展起源之裂縫 (位於滾道槽和肩部的邊角處))
- Outer ring fracture morphology was consistent with crack propagation at high stresses (high amplitude fatigue) (外環斷裂的形態與高應力 (高震幅疲勞) 下的裂紋擴展狀態吻合)
- Rollers were covered with oil coke and varnish. No evidence of corrosion, spalling, or hard particle contamination. (滾柱上覆有較明顯表面油質焦化 (coking) 且亮澤狀況，無腐蝕、剝落或硬顆粒外物污染的跡象)
- Roller surfaces covered with fine dents from rolling over debris (滾柱表面因曾輾壓過外物碎屑而產生許多細小凹痕)
- Inner and outer rings partially covered with coke and oil varnish. Fine denting observed, but no indications of spalling, corrosion, or hard particle contamination (觀察內、外環部分區域表面有焦化油質和光澤。觀察到細微的凹痕，但沒有剝落、腐蝕或硬顆粒污染的跡)
- Hardness checks on rollers and rings found hardnesses were conforming

to the part drawing (滾柱與外環材料的硬度檢查得知與部件設計圖說所列相符)

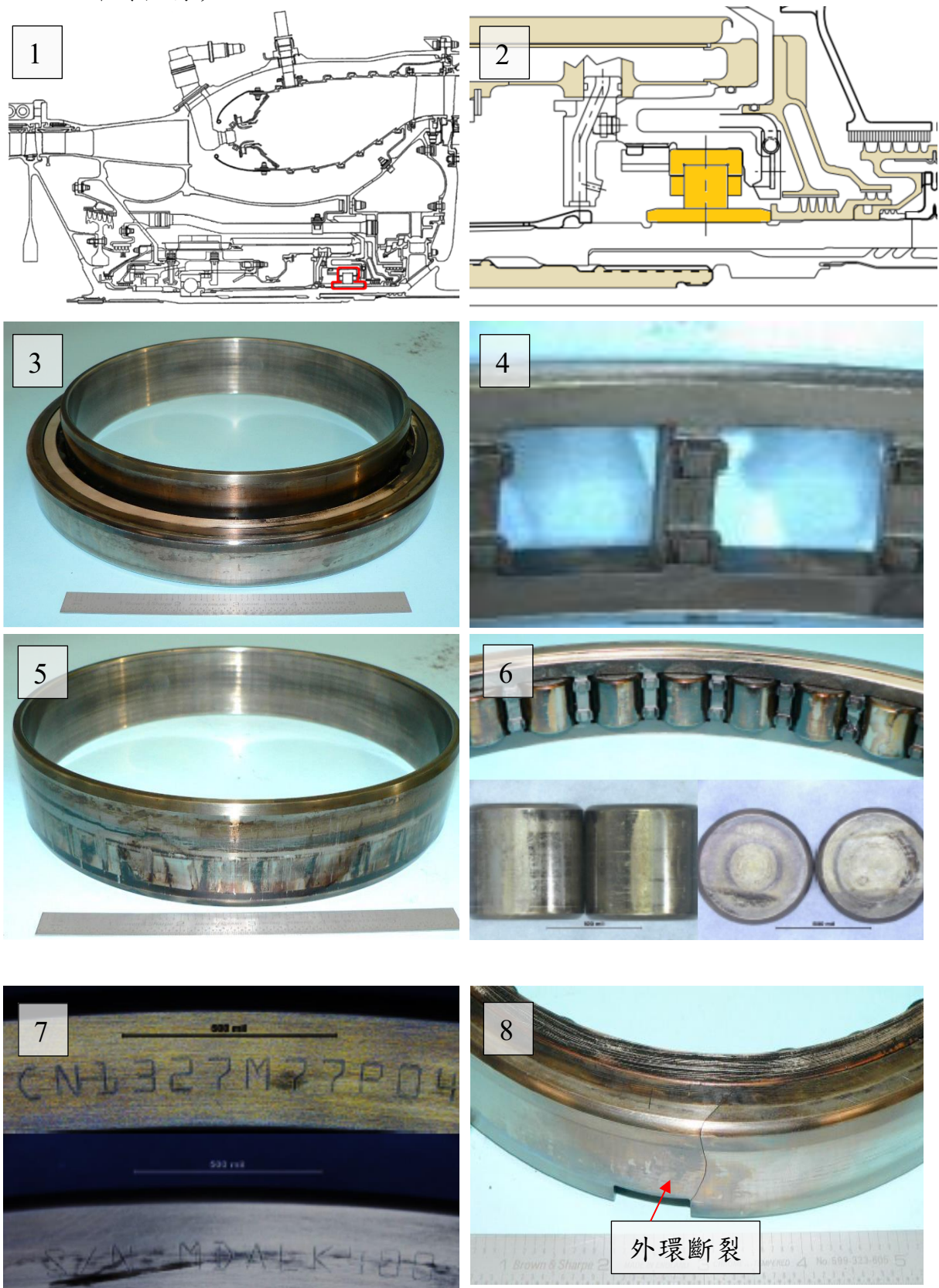


圖 1.16-34 5R 軸承

1.16.2.14 前油室及隔熱罩

前油室前端結構為與 4R 定子氣/油封接合之支撐(詳圖 1.16-35-1~11); 事故後其外部隔熱罩仍由保險絲鎖固, 隔熱罩表面約於 8 至 10 點鐘位置有燒損剝落狀況(圖示中綠色束線帶為 12 點鐘位置), 詳圖 1.16-35-1~8。內部除有熱損變色、滑油燃燒痕跡與金屬噴濺狀況, 無其他結構上之破壞或失效情形, 詳圖 1.16-35-9~12。

GE 公司損傷及分析報告摘要綜整如下:

- Sub-assembly of Fwd Sump Housing, 4R Stationary Air/Oil Seal and Thermal Blankets fit-up to show overall hardware condition. (試裝前油室次組件、4R 定子氣/油封和隔熱罩等次總成以觀察整體部件狀況)
- Apart from localized distress to Thermal Blanket, Fwd Sump Housing is generally in good condition. (除隔熱罩局部損壞之外, 前油室整體狀況良好)
- Internal cavity of Fwd Sump Housing is dry and exhibits evidence of fire damage. (油室的內部乾燥, 且有火損的狀況。)

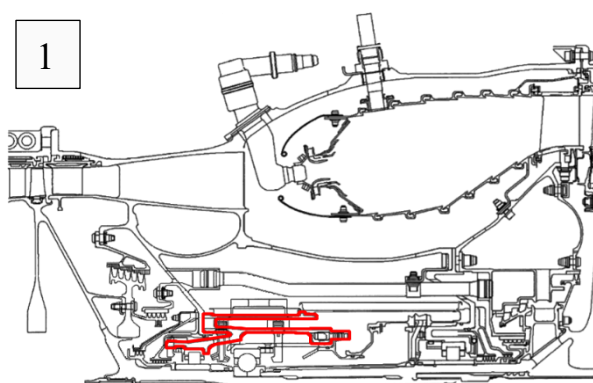






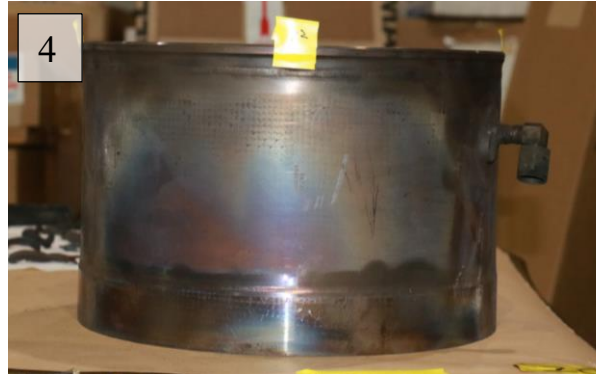
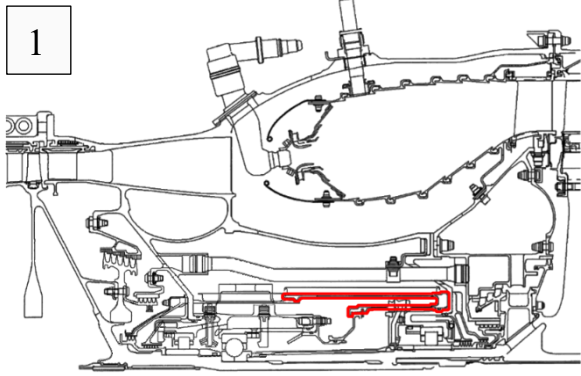
圖 1.16-35 前油室及隔熱罩

1.16.2.15 後油室及隔熱罩

後油室後端結構上為與 5R 定子氣/油封接合之支撐；油室上之隔熱罩表面約於 3、6 及 9 點鐘位置皆有燒損剝落狀況，詳圖 1.16-36-5、7、9，惟隔熱罩並未位移或整個脫離，卸去隔熱罩後，油室外部表面金屬有受熱變色狀況，詳圖 1.16-36-4、6、8、10。

GE 公司損傷及分析報告摘要綜整如下：

- Sub-assembly of Aft Sump Housing, 5R Stationary Air/Oil Seal and Thermal Blankets fit-up to show overall hardware condition. (試裝前油室次組件、5R 定子氣/油封和隔熱罩等次總成以觀察整體部件狀況。)
- Apart from localized distress to Thermal Blanket, Aft Sump Housing is generally in good condition. (除隔熱罩局部損壞之外，後油室整體狀況良好)
- Internal cavity of Aft Sump Housing is dry and exhibits evidence of fire damage. (油室的內部乾燥，且有火損的狀況。)



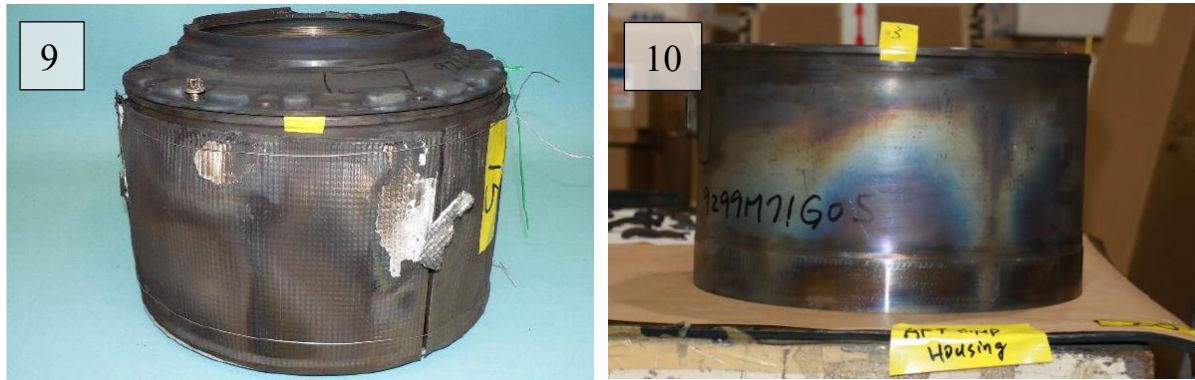


圖 1.16-36 後油室及隔熱罩

1.16.2.16 5R 定子氣/油封

拆卸時安裝於後油室上之 5R 定子油/氣封¹²，從外觀可觀察到前方油封外表結構大致完整，除頂端 11-1 點鐘位置氣封磨擦面與對應 5R 轉子氣/油封之磨擦較為輕微外，其餘圓周位置皆有轉子接觸溝槽，且磨擦最深處約於 3-5 點鐘位置。

後方氣封較凸出之支承結構條，位於 6 點鐘及 9-11 點鐘有 2 處由內部向外燒損的跡象，且末端材質脫落，尤以約 9-11 點鐘位置較明顯，且該處支承結構面上有 1 處燒穿破孔，氣封磨擦面約於 3-5 點鐘位置有與 5R 轉子氣/油封刀峰磨擦之痕跡，詳圖 1.16-37-1~8。

GE 公司損傷及分析報告摘要綜整如下：

- Light rubs observed in 5R Stationary Air/Oil seal abradable. (定子可觀察到輕微擦痕)
- Thermal distress/burn-through observed in three locations: two circumferential locations on seal land, with one location being significantly more severe and one location in seal support. (在 3 個位置觀察到熱損/燒穿狀況，其中 2 個位於定子氣封磨擦面的圓周上，

¹² 5R 油/氣封即 oil/air seal，為 CF6-80E 發動機維修手冊上之名稱，惟亦可稱作 air/oil seal。5R 後油室之油/氣封是以前端油封以機構限制油室內滑油動向，後端氣封以來自之 B/C 油室加壓 (B/C sump pressurization) 之氣壓向內推擠封阻滑油使其保持於內；而 4R 前油室之 4R 氣/油封機構則相反於 5R 油/氣封。

其中 1 處受損明顯較為嚴重；另 1 個則在定子的支承結構上)

- Evidence of fire damage at aft side of sump. (油室後側有火損的跡象)

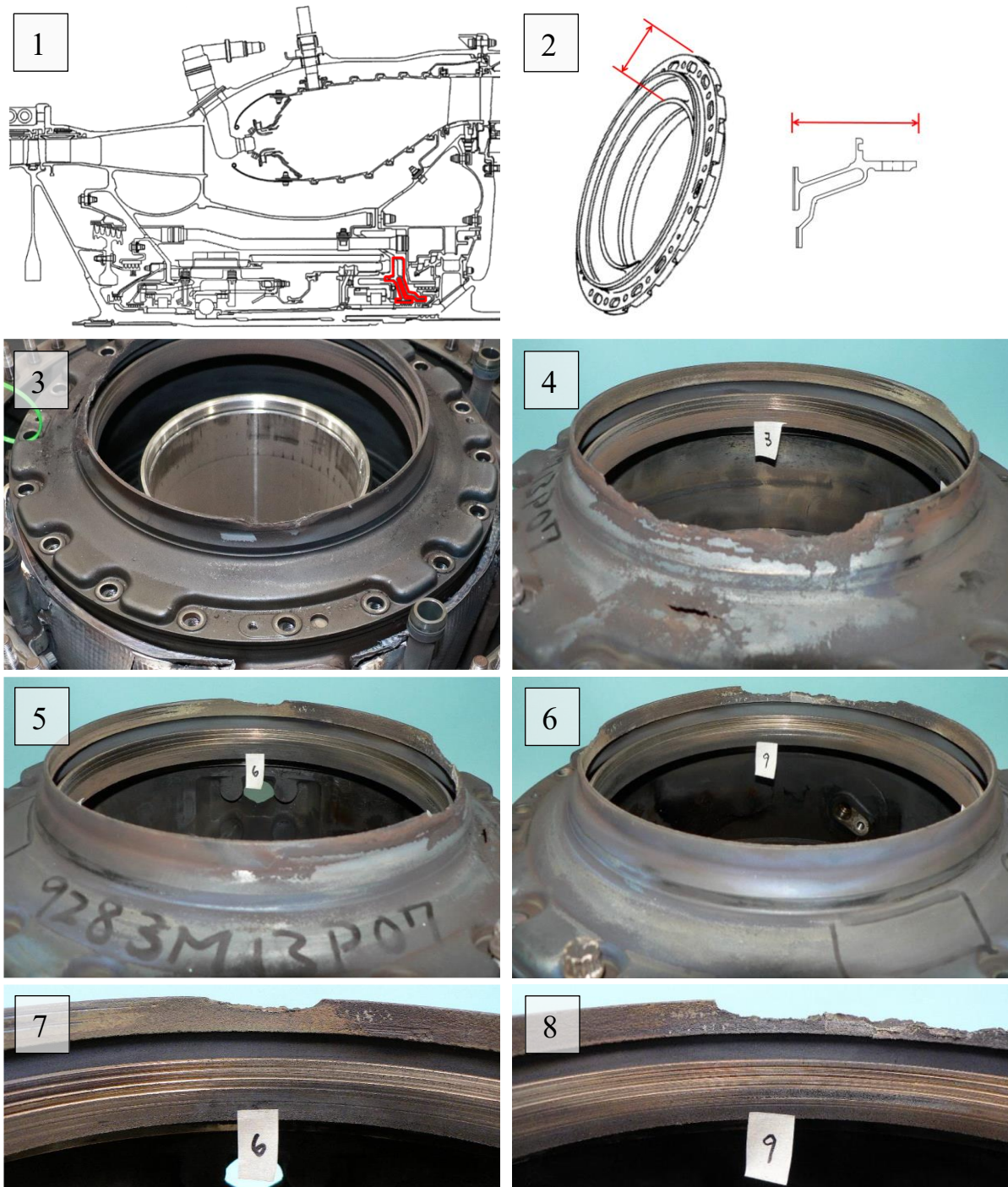


圖 1.16-37 5R 定子氣/油封

1.16.2.17 5R 轉子氣/油封

5R 轉子氣/油封表面可見件號 1327M72G02 及序號 TEJK1238。轉子整體外觀狀況良好，惟於油封段最外緣的刀峰有熱損變色的狀況，詳圖 1.16-38-1~4。

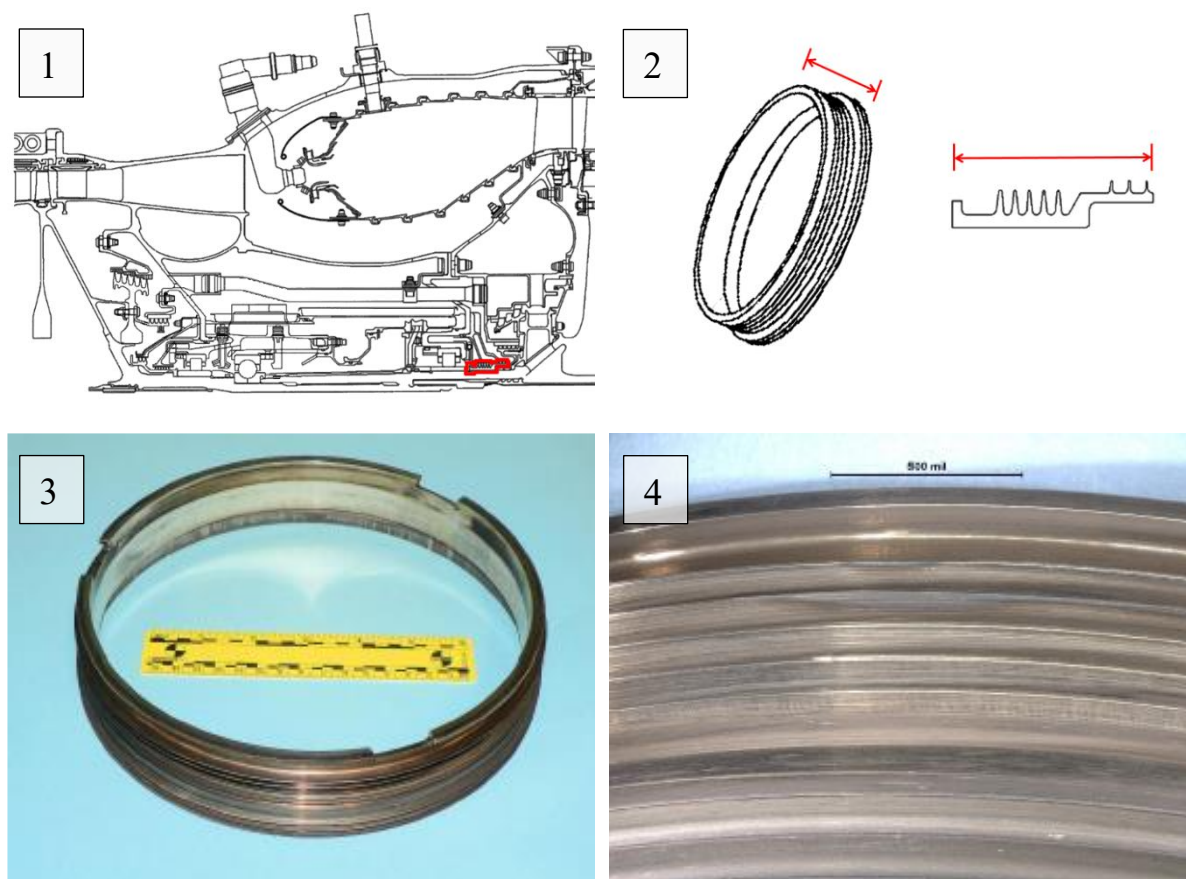


圖 1.16-38 5R 轉子氣/油封

1.16.2.18 其餘部件


The remaining hardware not addressed on the previous slides has been evaluated by GE but was deemed to be not significant in establishing root cause.

(前列各項中未提到的其餘部件，GE 公司亦有進行檢查評估，惟認為這些部件對於根本原因的確立無明顯助益故未詳列。)

1.17 組織與管理

1.17.1 飛航組員操作手冊

華航飛航組員操作手冊¹³中，與本事故有關之內容摘錄如下：


 <p>A330-300 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL</p>	<p>PROCEDURES</p> <p>ABNORMAL AND EMERGENCY PROCEDURES</p> <p>ENG</p>
<p>[QRH] HIGH ENGINE VIBRATION</p>	
<p>Ident.: PRO-ABN-ENG-00011798.0005001 / 28 SEP 17 Applicable to: ALL</p>	
<p>The vibration advisory on ECAM (N1 greater than 5.7 units, N2 greater than 5.6 units) is mainly a guideline for the flight crew to monitor engine parameters more closely. The ECAM vibration advisory alone does not require engine shut down.</p> <p><u>Note:</u></p> <ol style="list-style-type: none"> 1. High engine vibration may be accompanied by cockpit and cabin smoke and/or the smell of burning. This may be due only to compressor blade tip contact with associated abradable seals. 2. High N1 vibration are generally accompanied by perceivable airframe vibrations. High N2 vibration can occur without perceivable airframe vibrations. 3. High N2 vibrations may be experienced during the descent. It should decrease below advisory level within approximately 2 minutes without necessitating crew action as long as other engine parameters are normal. Report to maintenance. <p>ENG PARAMETERS.....CHECK</p> <p>Check engine parameters and especially EGT; crosscheck with other engine. Report in maintenance logbook.</p> <p>■ If icing suspected:</p> <p>An increase of N1 vibration in icing conditions with or without engine anti-ice may be due to fan blades and/or spinner icing. Icing may be suspected if N1 vibration occurs without other engine parameters variation.</p> <p>A/THR.....OFF THRUST (one engine at a time)..... IDLE THEN INCREASE N1 > 80 %</p> <p>Reduce thrust to idle if flight conditions permit.</p> <p>If ENG ANTI ICE is off, switch it ON at idle fan speed, one engine after the other with approximately 30 s interval.</p> <p>To shed ice, it may be necessary to perform several thrust variations between idle and a thrust compatible with the flight phase. For efficient ice shedding, thrust should be increased to at least 80% N1 if flight conditions permit.</p> <p>After each thrust variation, vibrations should decrease, indicating the progress of the ice shedding.</p> <p>When the ice is shed, vibrations should return to normal and the flight crew can resume normal engine operation.</p>	

Continued on the following page

¹³ Flight Crew Operating Manual (FCOM)，管制文號：OZ-OL-008，生效日期：2019年2月26日。

[QRH] HIGH ENGINE VIBRATION (Cont'd)

- **If icing not suspected:**
 - **If above vibration advisory and flight conditions permit:**
THRUST (affected engine).....REDUCE BELOW ADVISORY THRESHOLD
If flight conditions permit, reduce thrust to maintain vibration level below the advisory threshold. If the VIB indication does not decrease following thrust reduction, this may indicate other problems on the engine.
 - **After landing, if vibrations continue :** SHUT DOWN ENGINE WHEN POSSIBLE

 A330-300 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	PROCEDURES ABNORMAL AND EMERGENCY PROCEDURES ENG
---	--

ENG 1(2) FIRE (Cont'd)
(IN FLIGHT)

Ident.: PRO-ABN-ENG-EA-00011607.0003001 / 14 FEB 17

LAND ASAP

THR LEVER (AFFECTED)..... IDLE
 ENG MASTER (AFFECTED)..... OFF

L2 Associated LP and HP valves close.

L1 ENG FIRE P/B (AFFECTED)..... PUSH

L2 When pushed:

- Aural warning stops
- The light remains on, until the fire is extinguished, regardless of the position of the ENG FIRE pb-sw
- FADEC is no longer supplied.

L1 ENG BLEED (AFFECTED ENG IF NOT AUTOMATICALLY CLOSED)..... OFF

APU BLEED (ONLY FOR ENG 1)..... OFF

X BLEED (IF NOT AUTOMATICALLY CLOSED)..... CLOSE

WING ANTI ICE..... OFF

L2 The affected side is isolated from any source of air.

L1 AGENT 1 AFT 10 S..... DISCH

L2 The 10 s delay allows N1 to decrease, reducing nacelle ventilation, and thereby increasing the effect of the agent. Automatic countdown on the ECAM.

L1 ATC..... NOTIFY

L2 Notify ATC of the nature of the emergency, and state intentions.

L1 ● IF FIRE AFTER 30 S:

AGENT 2..... DISCH

L2 Discharge the second agent, if the fire warning remains 30 s after the discharge of the first agent.


L12

ASSOCIATED PROCEDURES

ENG 1(2) SHUT DOWN

Do not attempt to restart the engine.

Continued on the following page

 A330-300 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	PROCEDURES ABNORMAL AND EMERGENCY PROCEDURES ENG
---	--

ENG 1(2) FIRE (Cont'd)
(IN FLIGHT)

For the **ENG SHUT DOWN** procedure, see the ENG section (Refer to PRO-ABN-ENG ENG 1(2) SHUT DOWN).

1.17.2 維修員資格

根據華航發修廠維修人員之資格依據 QP06MH008 Section 5.1.1.1 合格工作人員授權等級分為[0], [M4], [S4], [I].及 Section 5.5 發動機專業簽證權責規範。另取得資格經歷/條件依據及可執行工作依據 Repair Station Manual (RSM) Section 4.3.4 Qualification Requirements and Authorizations 規範，各項授權等級之取得資格及可執行工作表如附錄 6。

1.18 訪談及其他資料

1.18.1 訪談資料

1.18.1.1 正駕駛員

正駕駛員表示，於事故任務起飛前檢查一切正常，該機延遲改正項目中，僅 logo light¹⁴一項屬於最低裝備需求手冊項目。當次任務由正駕駛員擔任操控駕駛員，起飛過程與天氣狀況皆正常，爬升推力原依公司政策使用 derate 2，約莫爬升通過五、六千呎左右，因進入雲層遭遇亂流，故正駕駛員將推力設定改為 normal climb，以期盡快脫離該區域。

約莫爬升通過兩萬七千呎高度左右，系統顯示器出現 1 號發動機「HIGH ENGINE VIBRATION」的訊息 (advisory)，當下並未感覺到飛機有異常的振動或噪音；由於此一狀況的處置程序並非記憶項目，正駕駛員遂請副駕駛員取出 QRH 手冊依程序執行，就在副駕駛員查閱手冊的同時，正駕駛員將系統顯示器切換至發動機頁面後，觀察到 1 號發動機 N2 振動值由 7.5 快速上升至 9 點多；為了保護發動機，但又考量不應在尚未確認狀況前貿然收回油門，故正駕駛員在自動油門模式下，將推力設定由 normal climb 改為 derate 2，N2 振動值曾一度下降至 7 點多，但沒多久就又回彈上升至 9 點多，隨後駕駛員聽見「碰」的一聲並感覺到機身晃動，同一時間「ENG 1 FIRE」主警告也被觸發。過程中「ENG STALL」及「OIL LO PR」

¹⁴ 實際為 Taxi Light。

的訊息並未顯示。

正駕駛員隨即下令執行緊急程序 (ECAM action)，並向航管告知發動機失火並宣告緊急情況，請求雷達引導返回香港機場，為確保該機高度低於單發動機操作之高度限制（當時為飛航空層 252），遂請求下降高度至飛航空層 250，香港航管的協助都很專業、即時，亦主動取消所有高度、速度限制。過程中副駕駛員依序擊發兩個滅火瓶，待狀況處理告一段落後，正駕駛員請客艙經理進入駕駛艙，向其說明狀況，接著並通知公司駐香港地面人員。正駕駛員後續操作力求平穩、和緩，以保護剩下的發動機及飛機的安全。

落地操作一切正常，該機自 A8 滑行道脫離跑道後，已看到消防車於現場待命；塔台詢問是否可取消緊急情況，由於當時儀表顯示發動機已無火警，客艙經理亦未通報有不正常狀況，因此回覆塔台同意取消緊急情況，消防車隨後撤離現場。航機停靠於 142 號停機坪，按程序關車後，旅客經由梯車正常下機。

正駕駛員於事故前兩天下午，執行由桃園飛往大阪之飛航任務，並於大阪過夜；事故前一天早上，執行由大阪飛往桃園之飛航任務，隨後搭機前往香港準備接飛隔日任務，約於下午 5 點入住飯店休息，9 點多就寢；事故當日 0530 時起床，睡眠品質良好，0640 時自飯店退房，執行表定 0810 時起飛，由香港飛往桃園之飛航任務。事故當時身心狀況良好，無可能影響操作與判斷之因素。正駕駛員認為副駕駛員在事故當時的表現專業、冷靜，兩人之間的 CRM (crew resource management) 狀況良好。

模擬機中模擬發動機失火的情境，與本次事故發生當時的實際狀況十分接近，唯一的差別在於，真實狀況下的驚嚇指數較高，但憑藉著過去訓練中所累積的經驗，與學習到的緊急狀況處理原則 (aviate, navigate, and communicate)，皆有效地幫助駕駛員穩定下來，進而有條理地做好接下來的工作管理。

1.18.1.2 副駕駛員

副駕駛員表示，於事故任務起飛前檢查及起飛操作一切正常，天氣狀況除下毛毛雨及有低雲外，無特殊狀況。約莫爬升通過兩萬五千呎、定向 ENVAR 航點途中，儀表上有「HIGH ENGINE VIBRATION」的訊息(advisory)閃爍，正駕駛員將頁面叫出後，發現 1 號發動機 N2 振動值約為 7 點多，正駕駛員遂請副駕駛員執行 QRH 程序，正當副駕駛員查閱手冊的同時，正駕駛員發現 1 號發動機 N2 振動值快速上升，遂將推力由 normal climb 減低至 derate 2，N2 振動值雖曾一度下降，但很快地又繼續上升至 9 點多，隨後「ENG 1 FIRE」主警告就被觸發，同時也感覺到機身晃動。「ENG 1 FIRE」主警告就被觸發前，並未看見「OIL QTY LO」或「OIL LO PR」的訊息顯示。

正駕駛員隨即下令執行緊急程序 (ECAM action)，由正駕駛員負責對外聯繫，向航管請求下降高度並返航香港機場，副駕駛員則負責執行程序，過程中共擊發兩個滅火瓶，火警狀況解除的確切時間點，是在第 2 個滅火瓶擊發前或後，則已不記得。狀況處理告一段落，正駕駛員請客艙經理進入駕駛艙，向其說明狀況，接著並通知公司駐香港地面人員。返航過程中，香港航管主動取消高度、速度限制，並幫忙將其他飛機帶開，正駕駛員評估狀況後，同意依循標準到場程序進場，使用 07 左跑道落地。該機滑行進入停機坪前，塔台詢問是否可取消緊急情況，正副駕駛評估當時狀況後，回覆塔台同意取消緊急情況。

副駕駛員事故前 3 日之班表與正駕駛員相同，事故前一晚約 10 點半就寢，事故當日約 0530 時起床，睡眠狀況正常，事故當時雖無可避免地有些驚訝，但無疲勞感覺；副駕駛員認為正駕駛員在事故當時的表現沉著，因此自己未感受到很大的壓力。

在過去的訓練中，於 A330 模擬機中曾模擬起飛滾行未達決斷速度(V1)前及落地後遭遇發動機火警的情境，與本次事故發生在高高度的狀況不同。

1.18.1.3 維修員甲

有關維修人員之訪談係以事故發動機於事故前一次進廠進行之翻修，執行華航工作單號（以下簡稱工單）8E009843 號之相關人員（維修員甲、乙、丙），該份工單主要依據 GE 公司於民國 107 年 9 月 15 日發布之發動機維修手冊，99376 號第 47 版編修之工作程序單，執行該次翻修之 CRF 拆裝步驟。有關 4R 定子氣/油封安裝及檢查工單紀錄，詳如圖 1.6-2 及 1.6-3，詳細內容如 1.6.5 及 1.6.6。訪談內容摘要如下：

CRF 定子氣/油封安裝

維修員甲表示對於 72-34-00 有關 CRF 定子氣/油封的安裝，原則上兩個人施工，包含授權 A 維修員及授權 B 維修員，授權 A 人員以執行居多，授權 B 人員則以檢查確認居多，期間兩人相互輔助配合，整個工作時間完成大約須要 3 至 4 小時。安裝 CRF 定子氣/油封作業最需特別注意的是工件是否水平安裝，CRF 定子氣/油封安裝程序中，三隻引導銷（guide pins）平均安裝於工件上後，在各引導銷鄰近的安裝孔上鎖入螺桿固定，再依序安裝剩餘未安裝螺桿之固定孔位，接著以對角上緊螺桿至規定的磅數。由於引導銷為自製件，功能簡單，無需特別進行荷重檢驗或非破壞檢驗特別檢查。

對當時及工作歷程中檢查、組裝引擎的印象

事故發動機於當次組裝該部位時，由維修員甲負責 item 37，量測最小半徑，主要是使用特殊工具（假軸）固定在 4R 軸承、4B 軸承及 5R 軸承，配合跑錶量測幾個部分，例如 run out 值，確認 seal 有無裝偏，當 run out 值較大時，即代表偏側量大，每一道 seal 做完 run out 後，對最接近圓心的凸起部分做記號，測量 run out 值。移除特殊工具（假軸）後，測量每一道 seal 的直徑，在這記號點與 180 度對面的點量取直徑，扣掉 run out 值再除以 2 就是最小半徑，最小半徑必須在手冊規定的規範內。相關材料的工作前準備，以維修員乙（授權 A）為主要執行人員，維修員甲（授權 B）則進行最後的量測收尾工作。

有關 seating check 一般施工確認的方法

對於 4R 定子氣/油封 是否正確安裝，因為當時尚無特殊工具，為預防返

工，除使用之前手冊版本的程序外，在打保險前，先執行 run out 量測，確認沒問題後再打保險，量測最終 run out 值，其作法是在 4R 定子氣/油封與 CRF 本體安裝後，使用厚度 0.001 吋的千分墊 shim 片，試著在各個不同角度插入 seal 與 CRF 本體之間的縫隙，確認方法是感受抽出縫隙時有沒有咬到的感覺，裝得好的話，整圈咬到的感覺都差不多，若有未正常 seated 的一邊，shim 片進入該處縫隙後再抽出的感覺會不一樣。有關 GE 公司現在使用 GO/NO GO gauge (2C18118) 的量測方式，個人認為僅止於量測 seal 本身加工 coating 圓的狀況，無法有效偵測 seal 是否 seated 或工件偏心的狀況。

公司對類似發動機事件的宣導

針對近期較重大或可能造成不正常事件之虞的維修相關議題，例如油系、氣系或啟動閥 (starting valve) 等失效案例，公司會進行宣導，但詳細內容已無印象。

1.18.1.4 維修員乙

CRF 定子氣/油封安裝

有關 CRF 定子氣/油封安裝作業，維修員乙表示通常約需 1 至 1.5 小時完成，由 2 人執行，其中 1 人進行工作前準備，另 1 人負責實際組裝之工作。事故發動機於當次組裝該部位時，係由維修員乙負責安裝作業。

執行該項工作前，會先對 CRF 定子氣/油封進行外觀檢查，包含翻修的塗層 (coating) 狀況、預量定子的內徑，然後初步試裝看配度，若無問題會裝 packing 並清潔與 CRF 之接觸面，完成後才正式進行安裝、上磅數、檢查是否密合，最後再安裝假軸以便量測圓度，看圓心是否在範圍內。執行此工作時最需注意的部分，是工件是否有保持水平地被安裝，確定後才進行 3 支引導銷的安裝。各引導銷安裝後，於鄰近相對孔位裝上 3 支實際緊固 seal 的螺桿，之後卸除引導銷，再將剩餘螺桿安裝於所有尚未安裝的孔位並以手工具上緊，再以對角方式確認扭力磅數是否上至正確數值範圍，最後再進行一次 360° 的連續順磅。

CRF 定子氣/油封 seating 檢查

有關工單上 item 30 subtask 72-34-00-440-123 (8) Do a check of the seal seating. Use gage fixture 2C18118 Use previous EM revision per SR # 00737753，維修員乙表示此工單項目本來需要使用一個特殊工具 (go-no go gage) 做檢查，因為公司當時未購入此工具，所以使用前一版本手冊之程序。對工單上“Do a check of seal seating”，維修員乙表示此工項是對 seal 做檢查，當被問及檢查 seal seating 的意思，則表示忘記了。當被問及所謂使用前一版本手冊之程序，維修員乙表示其方法是使用內徑規去預量。

維修員乙能逐項說明發動機手冊文件 72-34-00-440-123 AG. Install the 4R bearing stationary air/oil seal 之工單工作項目內容，包含第(8)項“Do a check of the seal seating.”，其檢查的方法是以 0.001 吋的 feeler gauge 試著去插入氣/油封本體和 CRF 接觸面之間，正常安裝是插不進去，若能插進去則表示沒安裝好，必須整個拆掉重來。

CRF 安裝教育訓練與安裝檢查

維修員乙表示，過去華航發修廠對於事故型號發動機 CRF 定子氣/油封組裝之初始教育訓練，是由具資深經驗之同事針對拆裝流程進行講述，並實際動手示範，而後才由資深同事在旁監督學員執行 CRF 定子氣/油封部位拆裝程序。維修員乙表示，過去曾於安裝 CRF 定子氣/油封後，發現測量數據超過範圍的經驗，重新安裝特殊工具 (假軸) 後再次測量檢查，若仍不行則會再重裝氣/油封或再換一具氣/油封，也可能是氣/油封的問題。印象中這種經驗次數不多，好像是因為假軸沒有裝正，造成測量超過範圍。

公司對類似發動機事件的宣導

維修員乙表示，印象中公司曾針對國內外或公司實際發生之較重大維修事件進行宣導，但已不記得實際的事件內容。

1.18.1.5 維修員丙

對當時及工作歷程中檢查、組裝引擎的印象

維修員丙表示每份 CRF 工單一般會派 2 人為一組，依可執行的工序進行施工。工項區分為 A、B 二種工作級別，具 B 級項目執行許可者亦可執行 A 級項目。

維修員丙回想維修事故發動機當時，執行項目逐一完成的過程中，沒有什麼特別的印象，也不曾發生施工前檢查不合格而退回前 1 個作業階段重新處理的情形。對於 CRF 組裝失誤，維修員丙表示 4R 的氣/油封安裝時要對準氣孔位置，具有類似防呆機制的功能，且組合後也會測試是否同心，不太可能出錯。組裝的熟練度要夠，按照手冊檢查，應該就不會有問題。

典型工單施作項目與工序的確認

維修員丙在受訪時，在事故前一次執行 CRF 安裝之紀錄工單上，將其當時執行之工項前面標註「▲」，利於識別該員執行及簽署之項目，施工流程如下：

- A. 4R 氣/油封外觀檢查。
- B. 以內徑規檢查 Plasma (裝置於 6~8 點中方向)，最高與最低點差值不得大於 0.002 吋。
- C. 組裝前以酒精擦拭做表面清潔。
- D. 潤滑墊圈 (packing) 並注意是否平整。(先試組裝未裝墊圈)
- E. 試組裝。 E.潤滑墊圈並注意是否平整。
- F. 如上述流程皆完成後，則以對角方式上螺絲並按規定磅數鎖緊。
- G. 4R 氣/油封裝好後，會先用 0.001 吋的千分墊片檢查間隙是否按裝到位，再用假軸掛著 4B、4R、5R 這三個軸承做旋轉測試。

公司對類似發動機事件的宣導

公司針對試車台測試結果或重大事件都會進行宣導，且要求同仁看過之後都要簽名確認。例如幾年前 PW 發動機曾因組裝失誤造成進氣量太大的問題，就有作宣導傳閱。

1.18.2 過往類似案例

GE 公司於其調查報告中列舉過往類似案例，從 1996 年至 2019 年共計 9 件（含本案），詳如表 1.18-1 所列：

表 1.18-1 過去類似案例

DATE	ESN	Model	EVENT TYPE	EVENT NARRATIVE	REMOVAL REASON	SHOP BUILD	ETSN	ECSN	PTSN	PCSN	PTSI	PCSI	
6/8/1996	XXX-XXX	CF6-80C2	IFSD	CREW REPORTED EICAS MSG 'ENG 2 VIBRATION' AND FULL SCALE READING ON THE HPT. INITIAL DATA REVEALED diversion/significant fuel leak event at 0800 UTC 30 April 2012.	Rotor imbalance, oil leakage, ignition	Production	16,557	1,917	16,557	1,917	16,557	1,917	
4/28/2012	XXX-XXX	CF6-80E1A3	DIV		High N2 vibs,	RMO Shop				5,887		1,552	
8/17/2012	XXX-XXX	CF6-80C2B1F	UER	CUSTOMER CONVENIENCE REMOVAL FOR HIGH OIL CONSUMPTION. SV upgraded to full Overhaul	High Oil Consumption	RMO Shop	40,151	5,738			8,719	1,626	
2/5/2013	XXX-XXX	CF6-80C2L1F	Assembly Finding	build installing the HPT rotor after the CRF. The HPT rotor normally is free to rotate and this engine's HPT will not	N/A	Evendale Production Assembly - CF6 Workshop	0	0	0	0	0	0	
Fixture 2C18118G01 Introduced to CF6-80C2 / -80E1 Engine Shop Manual (ESM) Assembly Process 72-34-00 in 2017													
5/12/2017	XXX-XXX	CF6-80C2B1F	IFSD	temp and low oil pressure during the test flight after D Check. The pilot decided to retard throttle to idle and land safety.	Smell in Cabin, MCD finding, Metal in Tailpipe	RMO Shop	98,995	19,172				1	1
7/31/2018	XXX-XXX	CF6-80C2B4F	Shop Finding	N/A	N/A	RMO Shop	70,803	32,805	32,744	20,368	1,440	1,069	
5/1/2019	XXX-XXX	CF6-80C2	DIV	Event due to No. 1 Engine high vibration. - The affected aircraft made an uneventful landing with both engines	High N2 vibs	RMO Shop	26,932	12,646			297	225	
5/30/2019	XXX-XXX	CF6-80E1A4	IFSD	TPE/HKG ATB for ENG 1 fire & IFSD Before ENG 1 fire MSG there are ENG 1 N2 VIB high	OIL PRESSURE / ENGINE FIRE / mcd finding / metal in	RMO Shop	20,167	6,504			19	12	
12/19/2019	XXX-XXX	CF6-80C2	IFSD	N/A	Engine Fire	RMO Shop	31,584	17,117			174	134	

1.18.3 GE 公司調查報告事件序

摘錄 GE 公司於其調查報告所列事件序如下，原文詳圖 1.18-1~2：

- 1、因嚴重磨擦和超溫使 4R 轉子氣/油封失效
- 2、由於超溫及受到 4R 轉子氣/油封碎片的衝擊，使 4R 定子氣/油封失效
- 3、4R 轉子排氣軸封的失效，係因受失效之 4R 定子氣/油封與轉子的碎片撞擊所致

油室起火—HP ReCoup (HPRC) 中的熱空氣 (約 1100°F) 引燃油室中滑油霧及滑油

- 4、因油室起火及過載所導致的過熱/潤滑不良狀況 (失效的 4R 排氣軸封影響了 CDP 氣封的壓力平衡，導致高壓轉子推力淨荷載增加)

使 4R、4B、5R 軸承失效。

5、4B 軸承室撓性支桿—因超溫（火燒）及過載（轉子推力負載增加）所致。

轉子偏移（軸承失效/轉子失去支承）

6、4R 定子排氣軸封失效—受轉軸偏移影響，導致該定子與 CDP 轉子氣封上之螺桿頭發生碰撞。

火災警告（發動機整流罩下/火警偵測迴路）

此刻，轉子已位移，且油室內已開始燃燒，在這之後所失效的組件都因這兩個事件直接導致的結果：

- 轉子位移造成的損害有：3R 軸承、低壓壓縮器轉子減震器、高壓渦輪第 1、2 級轉子盤及葉片、高壓渦輪第一級噴嘴，高壓壓縮器葉片及排氣導片等...
- 火災造成的損害有：5R 氣/油封 定子、低壓 recoup 管、B/C 油室通氣管、附件齒輪箱及 TBC 板等...。

Event Sequence (supported by hardware observations)

HPRC = High Pressure ReCoup
LPRC = Low Pressure ReCoup

Sequence	Supporting Evidence (for sequence)	Failure Mechanism	Supporting Evidence (for mechanism)	Failure Cause	Supporting Evidence (for cause)
(1) 4R Rotating Air/Oil Seal	Copper-bearing alloy consistent with 17-4 stainless from the 4R rotating air/oil seal adhered to bore of CDP seal. Indicates 4R rotating air/oil seal failed before anything else deposited material there.	Tensile/thermal overload from CF force.	Aft tooth rack flared/expanded.	Deep/hard rubs into 4R Stationary Air/Oil Seal.	Deep rubs documented in 4R Stationary Air/Oil Seal lands during FA analysis.
(2) 4R Stationary Air/Oil Seal	On top of 17-4 debris on CDP bore, small pieces of cast IN718 observed. Likely from the 4R stationary air/oil seal. Indicates 4R stationary air/oil seal failed after 4R rotating air/oil seal.	Tensile/thermal overload and impact from liberated fwd section of 4R Rotating Air Seal.	Inter-dendritic failure confirmed.	Deep/hard rubs into 4R Stationary Air/Oil Seal.	Deep rubs documented in 4R Stationary Air/Oil Seal lands during FA analysis.
(3) 4R Rotating Vent Seal	No evidence of contact on aft face of 4R Rotating Vent Seal (with part ident markings). Also no evidence of contact on 4R Stationary Air/Oil Seal Heat Shield bolts. Therefore 4R Rotating Vent Seal failed before HP rotor shifted (4B Bearing failed).	Tensile overload due to impact from liberated 4R Rotating and Stationary Air/Oil Seals.	The only other known cause for 4R Rotating Vent Seal gross fracture is lack of damper ring installation. A section of the damper ring was recovered from debris material -> missing damper ring excluded as root cause.	Impact from liberated 4R Rotating and Stationary Air/Oil Seals.	No evidence for any other cause.
AT THIS POINT HPRC & SUMP CAVITIES NO LONGER SEPARATED (DUE TO LOSS OF 4R AIR/OIL SEALS & 4R ROTATING VENT SEAL). HPRC AIR (1100F) ENTERS SUMP CAVITY & OIL AUTO-IGNITES (AUTO-IGNITION TEMP: 750F).					
LOSS OF 4R ROT VENT SEAL ALSO ALLOWS HPRC CAVITY TO VENT DIRECTLY TO AMBIENT THRU LPRC TUBES. THIS CAUSES A SIGNIFICANT DROP IN HPRC PRESSURE, INCREASING NET AFT LOAD ACTING ON ROT CDP SEAL/HP ROTOR.					
(4) 4R, 4B, 5R Bearings	4B Bearing could not have failed earlier than this point, as a rotor shift at an earlier point would have resulted in axial contact between the aft face of 4R Rotating Vent Seal (with part ident markings) and the 4R Stationary Air/Oil Seal Heat Shield bolts. Beams buckled under excessive thermal and mechanical load. Therefore part must have failed after sump fire initiated.	Sliding wear and overload. Beam buckling.	Significant wear track on 4R inner raceway. Roller and ball diameters significantly reduced with material transfer to raceways. 3R, 4R, 5R outer rings fractured due to high-amplitude fatigue. Deformed shape of spring finger beams confirms beams buckled under axial compressive load (high aft load also consistent with rotor thrust load increase due to 4R Vent Seal failure).	Overheating/oil starvation due to sump fire and overload due to rotor thrust load increase. Excessive thermal and mechanical load.	Bearings returned to GE lab dry (not oil-wetted) with heavy varnishing. Low hardness of several bearing components confirms exposure to elevated temperature. Outer rings fractured from high-amplitude fatigue. Thermal overload: Beam microstructure indicates the metal exceeded austenite temp (>1500F) during event. Mechanical overload: FA observation -> "The fingers appear to have buckled by an axial load".
(5) 4B Bearing Support					
ROTOR SHIFT DUE TO 4B BEARING FAILURE/LOSS OF ROTOR SUPPORT					
(6) 4R Stationary Vent Seal	Evidence of rubbing contact on Rotating CDP Seal bolt heads, which are on same diameter as 4R Stationary Vent Seal. Contact could only occur due to rotor shift after 4B Bearing failure.	Tensile overload due to axial contact with Rotating CDP Seal bolt heads.	Evidence of rubbing on Rotating CDP Seal bolt heads.	Loss of rotor support/rotor shift	Cannot have axial contact between fwd face of 4R Stationary Vent Seal and Rotating CDP Seal bolt heads unless HPC rotor is free to move axially.
ALL SUBSEQUENT HARDWARE DAMAGE IS THE RESULT OF EITHER FIRE (5R Air/Oil Seal, LPRC Tube, B/C Sump Vent Tube, AGB TBC Plate) OR ROTOR SHIFT (3R Brg, HPT Stg. 1.2 Disks/Blades, HPT Stg. 1 Nozzle, HPC Blades/Vanes).					



CAL 811630 Event Investigation

January 21, 2021 8

圖 1.18-1 依據失效組件觀察推導之事件序

Event Sequence (matched to QAR timeline)

1. 4R Rotating Air/Oil Seal fails from hard rubs & thermal overload
 2. 4R Stationary Air/Oil Seal fails due to thermal overload and impact from 4R Rot A/O Seal debris
 3. 4R Rotating Vent Seal fails due to impact from 4R Rot/Stat A/O Seal debris
- SUMP FIRE – HP ReCoup (HPRC) Air (1100F) auto-ignites oil and oil vapor in sump cavity**
4. 4R, 4B, 5R Bearings fail from overheating/oil starvation caused by sump fire & overload (loss of vent seal affects pressure balance on CDP seal, causing net aft increase in HP rotor thrust load)
 5. 4B Bearing Spring Finger Support – beams buckle from overtemperature (fire) and overload (increased rotor thrust load)
- ROTOR SHIFT (Bearing failure/loss of rotor support)**
6. 4R Stationary Vent Seal – Fails after rotor shift causes clashing with Rot CDP Seal bolt heads.
- FIRE WARNING (under cowl/fire loop)**

HPRC = High Pressure ReCoup
LPRC = Low Pressure ReCoup

At this point, rotor shift has occurred and sump fire has initiated. All subsequent hardware failure is a direct result of these two events:

- Rotor shift damage: 3R Brg, HPC Rotor Bumper, HPT Stg.1,2 Disks/Blades, HPT Stg.1 Nozzle, HPC³Blades/Vanes, etc...
- Fire damage: 5R Stationary Air/Oil Seal, LP ReCoup (LPRC) Tube, B/C Sump Vent Tube, AGB TBC Plate, etc...

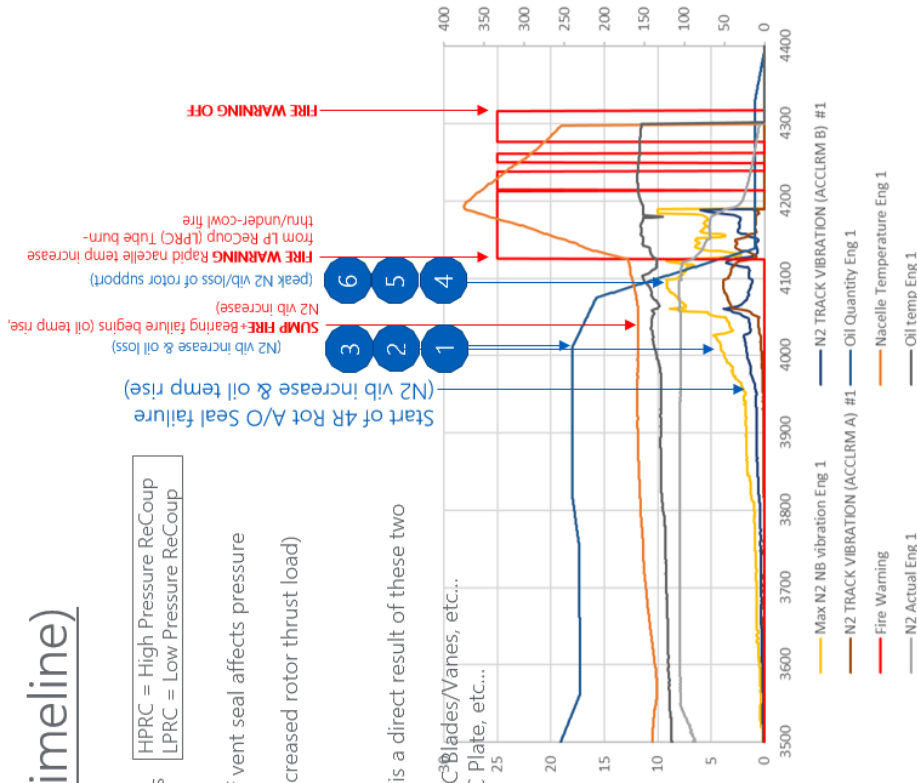
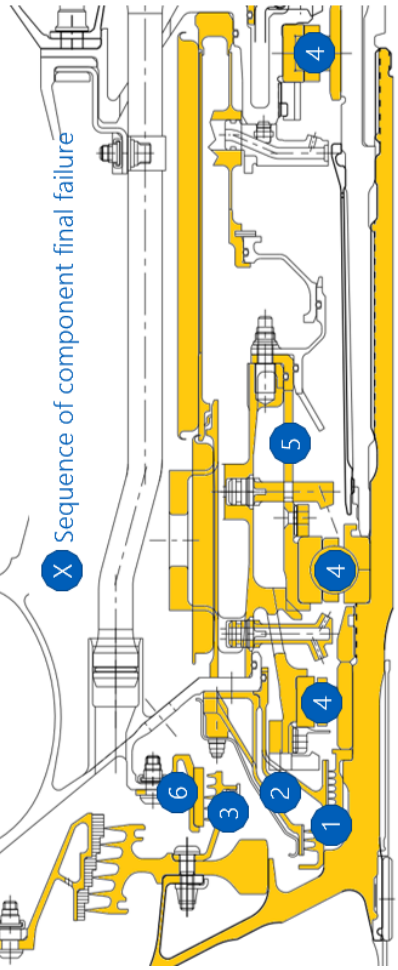


圖 1.18-2 QAR 時間線推導之事件序

1.18.4 GE 公司評估可能肇因與改正作法

GE 公司依其檢查分析結果，就本次事件中有關部件與先前類似事件中之相同部件狀況進行對照比較，於其調查報告結論中關於事故的可能肇因提出 4 點說明，原文詳見附錄 7，茲摘錄重要內容並中譯如下：

- 根據事件細節、QAR 資料，組件狀況和歷史事件比對，華航 811630 事件可判定為是因 4R 定子氣/油封與轉子之間的嚴重磨擦所致。
- 此情況的根本肇因被判定是由於 4R 定子氣/油封裝配不當（mis-assembly）所致。
- 未正確安裝 4R 定子氣/油封會導致該組件內徑橢圓化(ovalization)，造成與 4R 轉子氣/油封產生嚴重磨擦，導致 4R 轉子氣/油封失效，及前述其他組件的次要損壞。
- 除本事件外，GE 公司另掌握其他 5 具（型號 CF6-80C/80E）亦被歸於此根本肇因所致的顯著組件失效事故，最早可以追溯自 1996 年，破壞型態相似，其中兩具亦發生油室/發動機失火。

GE 調查報告亦陳述考量過但被排除的可能原因，有兩種已知的 CF6 失效模式，其所造成的破壞某種層面看起來類似，但造成破壞的結果很明顯地不會像本案如此嚴重，說明如下：

- 減震環未安裝造成之 4R 轉子排氣軸封失效
未安裝減震環會使 4R 轉子排氣軸封斷裂，並造成局部附近組件的破壞（但並不會如事故發動機的破壞如此廣泛）。事故後，殘骸檢視有發現減震環的殘骸，因此排除此可能性。
- 軸承失效所造成之油室起火
過去有因 5R 軸承失效所造成的油室起火事故，軸承內環軸向斷裂且刺穿油室內壁，使油室中的滑油霧/汽暴露於高溫氣體中，因事故發動機之 5R 軸承內環未損毀，亦排除此可能性。

為有效避免類似情形再發生，GE 公司亦於調查報告中提供可行的改正作法，摘錄如下：

原文如下：

- *The 4R Stationary Air/Oil Seal installation process is sensitive to workmanship.*
- *The possibility of installing misaligned seal can be minimized by following good shop practices:*
 - 1) *Cross-pattern bolt torqueing*
 - 2) *Shim check to ensure mating flanges are correctly seated*
 - 3) *Verify seal min diameters after installation*
 - 4) *Ensure no resistance on seal during installation of HPC rotor in CRF*
 - 5) *Ensure HPC rotor rotates freely after installation*
- *As an additional preventative measure, GE developed fixture 2C18118G01 to detect a mis-installed seal and added this fixture to the ESM assembly procedure:*
 - *CF6-80C Subtask 72-34-00-220-187*
 - *CF6-80E Subtask 72-34-00-440-148*
- *This fixture simulates the 4R Rotating Air/Oil Seal to detect interference.*
- *Since this fixture was introduced in 2017, there have been no confirmed events on any engines that employed the fixture during engine build.*

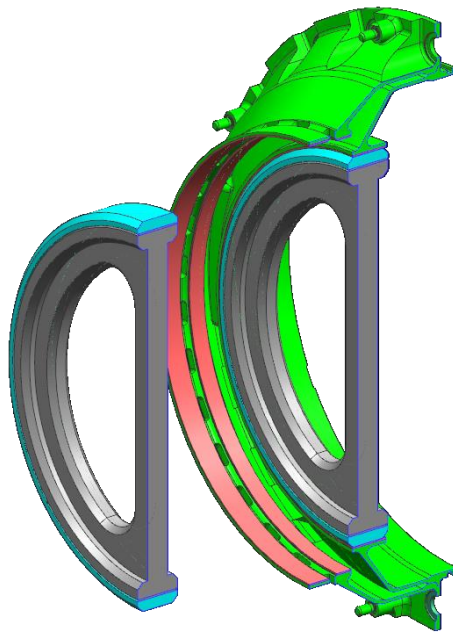


圖 1.18-3 件號 2C18118G01 特工

中譯如下：

- 4R 定子氣/油封按裝過程對施工人員作業的細緻程度十分敏感。
- 正確地依循工作程序，可大幅減少發生不當安裝的可能性：
 - 1) 採對角方式上緊螺桿
 - 2) 以千分墊片檢查，確保雙邊凸緣正確地接合
 - 3) 安裝後檢查 seal 的最小直徑
 - 4) 將高壓壓縮器轉子安裝在 CRF 中時，須確保 seal 沒有卡滯異狀
 - 5) 安裝後確保高壓壓縮器轉子可自由旋轉
- GE 公司已另外開發一預防性特工（件號 2C18118G01）進行 seal 錯誤安裝的檢測。此特工已納入更新版之發動機維修手冊之組裝程序中：

CF6-80C Subtask 72-34-00-220-187

CF6-80E Subtask 72-34-00-440-148

- 此特工模擬 4R 轉子氣/油封以進行干涉偵測。
- 自民國 106 年推出該特工以來，在組裝過程中使用該特工的發動機皆未有已被確認判定之相關事件發生。

1.18.5 GE 公司有關類似案件證物之回復

檢視 GE 公司最終調查報告後，本會向 GE 公司提出有關本案事故發動機失效與其他類似事故相關證物之問題，本會提問與 GE 公司回復信件內容原文及翻譯如下：

Below and attached are GE's responses to your questions.

1. Referred to P37 of GE final investigation report, apart from CAL 811630, GE is aware of 5 other significant events for this root cause dating back to 1996 (CF6-80C & 80E). For the CAL 811630 failure, we don't have direct evidence, but lots of indirect evidence that is very consist with previous failure. Can we know more about the evidence which supports those previous events caused by the mis-assembly of stationary air/oil seal.

GE QI Answer:

As mentioned in GE final investigation report there were 5 other significant events dating back to 1996. In these cases, the hardware condition was comparable to ESN¹⁵ 811630, and due to the significant secondary damage present, only indirect evidence remained. However, in addition to these 5 significant events, there was also one Unscheduled Engine Removal (ESN XXX-XXA) and one assembly finding (ESN XXX-XXB). (ESN XXX-XXA) was removed prior to separation of the No.4 Stationary Air/Oil Seal (minimal secondary damage) and the (ESN XXX-XXB) finding occurred during engine build (no operational time). Therefore, these two cases provide the direct evidence requested – please see attached summary for further details.

2. Referred to P9 of GE final investigation report, there were signs of melting with inter-dendritic separations on the backing strip of 4R stationary air/oil. Is it possible this kind of thermal damage occur during normal operation,

¹⁵ 發動機序號，engine serial number，ESN。

but it didn't cause further damage? If the thermal damage was there, can it be found by current inspection (full visual inspection and dimensional inspection)?

GE Q2 Answer:

This type of damage (melting/inter-dendritic separations) could not occur without deep/hard rubbing into the Ni-Gr coating. Such rubs would (at a minimum) require a strip and re-application of the Ni-Gr coating. Once the coating was stripped, this type of damage would be detected during visual inspection and/or FPI as required by the ESM repair procedure.

中譯

本會向 GE 公司所提之問題如下：

1. 依據 GE 公司之最終調查報告第 37 頁指出，除了事故發動機 CAL 811630 外，與此相同肇因發生的事件，在 GE 紀錄中最早可追溯至西元 1996 年，尚有其他 5 具發動機失效(CF6-80C & 80E)。雖 CAL 811630 的失效並未找到直接的證據，但有許多的間接證據與過去的案例吻合。本會想請貴公司提供更多能支持那些過去是因氣/油封未裝妥而失效的案例。

問題一 GE 公司回復如下：

如您所述，GE 之最終調查報告指出除了事故發動機 CAL 811630 外，一樣的肇因事故在 GE 紀錄中有其他 5 具發動機失效最早可以追溯至西元 1996 年。這些案例與發動機序號 811630 組件相比，有發現嚴重的二次傷害，因此事故後只剩下間接證據。總之，除了這 5 具以外，另外還有一具非計畫性發動機拆除 (ESN XXX-XXA) 及一具組裝線 (ESN XXX-XXB) 所發現的事件。ESN XXX-XXA 在 4R 氣/油封嚴重破壞前被拆除 (其受損很小)，而 ESN XXX-XXB 則是在發動機安裝組裝時發現的 (出廠前發動機未執行過運轉)，因此，上述兩個案例可以提出您要求的直接證據，細節詳附件。

2. 依據 GE 之最終調查報告第 9 頁指出，4R 氣/油封支承結構條有樹枝狀晶間分離的現象，請問這種熱損的現象是否有可能因正常發動機運轉時所產生的高溫所致，但實際上並未造成進一步的損害？若此熱損早已存在，是否可能被現行的檢查項目察覺？

問題二 GE 公司回復如下：

鎳鉻塗層沒有深度/嚴重的磨擦不會出現此種損壞(熔融/樹枝狀晶間分離)。如果有如此的深度磨擦損傷，至少必須除去鎳鉻塗層，並重新噴塗鎳鉻塗層。一旦塗層褪除，這種型態的損壞可以用目視檢查的方式，與/或以發動機手冊中所要求之螢光滲透檢查的程序發現。

本頁空白

第 2 章 分析

2.1 概述

事故航班飛航組員持有民航局頒發之有效航空人員檢定證與體檢證，飛航資格符合要求；訓練與考驗紀錄中查無與本案有關之異常發現。事故前 72 小時之休息及活動正常，無證據顯示有足以影響飛航組員操作表現之醫療、藥物與酒精因素。

事故當時之天氣狀況符合該型機相關限制，事故航機之載重與平衡均位於限制範圍內。有關本事故針對航空器適航、1 號發動機失效與滑油系統、1 號發動機失效可能過程、4R 定子氣/油封安裝未對正位之探討、其他可能造成類似結果的原因探討、發動機失火，以及華航發修工廠與 CF6-80E1 發動機維修分析敘述如後。

2.2 航空器適航

依事故機維修資訊，事故航班自香港機場簽放時無最低裝備需求手冊之故障項目，亦無延遲改正缺點項目，該機有關適航指令項目亦依規定執行完成。查事故前三個月內該機維護紀錄簿、飛機定檢工單，除了於 108 年 5 月 26 日該機更換 1 號發動機外，無其他與事故相關系統之異常登錄。

2.3 1 號發動機失效與滑油系統

依據飛航參數資料顯示，事故機於 0836 時從香港機場起飛，起飛及初始爬升無異常，直至 0852:34 時，ECAM 顯示發動機高振動訊息，駕駛員發現 1 號發動機 N2 振動值為 7.5 且快速上升。檢視 FDR 滑油量紀錄，在異常振動逐漸增加初期，滑油量及滑油壓力都正常，依 FDR 資料繪圖，參數包含 1 號發動機之 N2 轉速、N2 振動、滑油溫度、滑油壓力、滑油量、尾管溫度及火警警告，詳如 1.11.1 章節及圖 2.3-1，依時間序說明如下：

1. 在起飛後，發動機 N2 振動逐漸緩慢上升，至 0850:49 時，N2 振動

開始比較明顯上升；

2. 滑油溫度隨著 N2 振動逐漸上升亦跟著上升；於 0851:20 時較明顯之上升趨勢；
3. 於 0851:58 時，發動機 N2 振動上升到 4.7；
4. 於 0852:39 時滑油量從 18qt 開始下降，在 0852:51 時開始急速下降；
5. 於 0852:50 時，發動機 EGT 開始明顯上升；
6. 於 0853:39 時，EGT 急劇上升，滑油量已下降至 1，此時 1 號發動機發生火警，
7. 於 0853:48 時，滑油低壓警告；
8. 於 0854:33 時，飛航組員關斷 1 號發動機；
9. 於 0856:49 時，1 號發動機火警停止。

有關振動量與滑油之關係，從 0850:49 時，N2 振動開始較明顯上升，至 0851:58 時上升到 4.7，滑油溫度隨著振動幅度增加而上升，期間滑油量約在 18qt，而滑油壓力低警告出則直至 0853:48 時出現，當滑油壓力低警告時已在發生火警之後，以上資料顯示滑油量的降低是在高振動之後，高振動並非因滑油量不足或滑油壓力低所致。另外依據事故後殘骸檢視結果（如 1.16.2.12 節所述），4B 及 4R/4B 之滑油噴嘴皆是暢通無礙，因此高振動及後續發動機受損之原因可排除滑油系統。

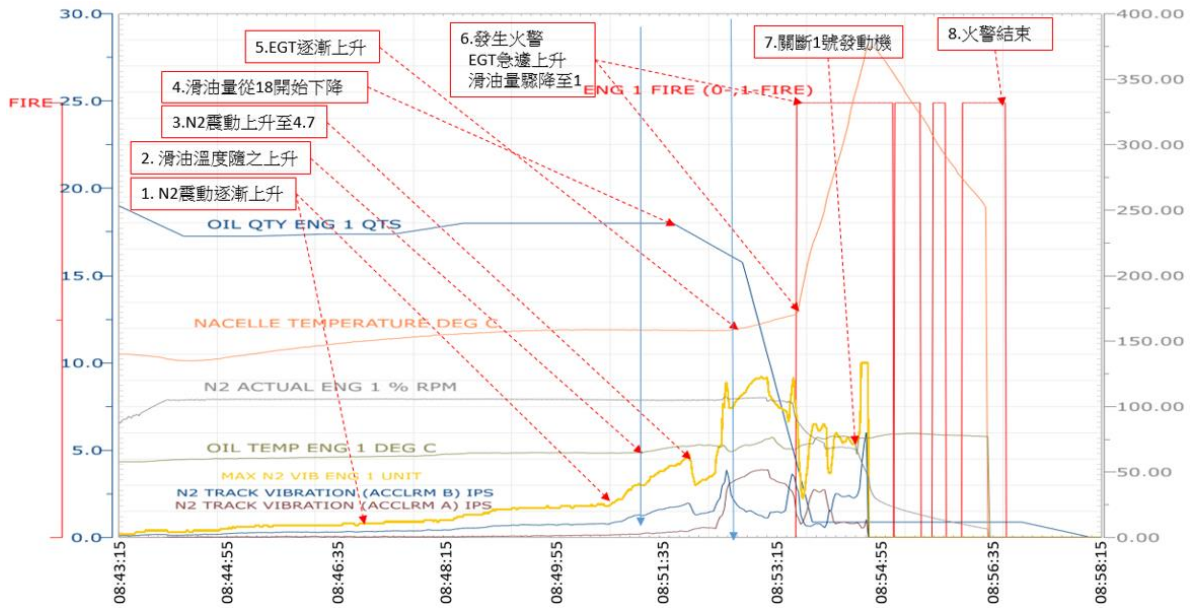


圖 2.3-1 事故過程 1 號發動機參數繪圖

2.4 1 號發動機失效可能過程

1 號發動機在香港拆卸更換，並送返華航發修工廠做初步拆檢，拆檢發現發動機外表有受高溫熱損的跡象，尤其在 3 點鐘位置 B/C 油室通氣前通氣管壁燒穿（如圖 1.16-8），及在 9 點鐘位置 LPRC 導管上游端初彎折處有一燒穿破孔（如圖 1.16-11）。進一步拆檢，發現受損最嚴重之部位位於 CRF 模組，此部分送至 GE 公司實驗室做詳細的檢視與分析（詳如 1.16.2）。依據 GE 公司 CRF 殘骸之檢視報告，4R 定子氣/油封破損非常嚴重，氣封圈及油封圈均整圈破壞成碎片，檢視氣封圈及油封圈斷裂的碎片磨擦面均顯示深度磨擦跡象。從 4R 定子氣/油封磨擦面的金相分析，呈現樹枝狀晶間分離熔出跡象，顯示其定子氣/油封磨擦面曾受到過超溫及拉力破壞。參考 1.18.4 GE 公司評估之可能肇因，GE 公司指出此情況的根本肇因是由於 4R 定子氣/油封裝配不當所致。本章節依發動機殘骸之檢視結果，及參考 GE 公司之分析做以下之分析討論：

事故發展可能過程之分析如下：

- 1) 發動機組裝過程中，4R 定子氣/油封安裝失準，使定子橢圓化變形，導致氣封及油封轉子與定子之間隙過小；

- 2) 在操作過程中逐漸發生了深磨擦，產生熱量並提高氣/油封之操作溫度，溫度逐漸增加，且超出了設計承受的溫度範圍；
- 3) 在高溫下運行期間，4R 轉子氣/油封的材料強度受溫度影響而降低，轉子高速旋轉之離心力作用下，使 4R 轉子氣/油封的油封齒條（零件具最大撓性的位置）向外變形擴展；
- 4) 4R 氣/油封轉子向外變形擴展，進一步增加與定子之磨擦，更增加磨擦深度；
- 5) 嚴重磨擦及高溫導致 4R 轉子與定子氣/油封受損，又以轉子氣/油封最早失效；
- 6) 在 4R 轉子氣/油封刀齒和定子氣/油封石墨鎳磨擦面的磨損，再加上定子氣/油封斷裂導致漏滑油；
- 7) 在 4R 轉子及定子氣/油封因磨擦及高溫受損斷裂的碎片，在轉子高速旋轉下，碎片撞擊 4R 轉子排氣軸封，造成排氣軸封受損；
- 8) 4R 轉子排氣軸封受損後，HPRC 的高溫（1100 度 F）氣體進入滑油室，造成滑油室內的油霧自燃（750 度 F）；
- 9) 油室內滑油霧高溫燃燒，滑油量快速流失，缺少滑油潤滑，造成 4R, 4B, 5R 的軸承受損；
- 10) 4R, 4B, 5R 軸承受損，HPC 軸失去適當支撐，造成更大的振動，大幅軸向負荷的振動及油霧燃燒高溫使 4B 軸承支撐架受到嚴重熱損及變形；
- 11) 4B 軸承支撐框架受損後，4B 軸承失去固定框架便更進一步受損；
- 12) 4B 軸承及其支撐框架受損後，HPT 轉子亦失去支撐，受到渦輪推力的作用轉子便開始軸向位移，使 CDP 轉子氣封與 4R 定子排氣軸封碰撞，造成 4R 定子排氣軸封進一步受損。
- 13) 其他後續損傷包含：

- HPT 轉子發生位移後造成 3R 軸承、HPT 第 1 級及第 2 級渦輪葉片損傷、HPT 第 1 級噴嘴、HPC 葉片及導片之損傷；
- 油室失火造成 5R 氣/油封、LPRC 管路、B/C 油室排氣管路、AGB TBC Plate 之熱損傷。

依發動機殘骸檢視結果支持上述分析論述之相關證據如下：

- a) 殘骸碎片 4R 定子氣/油封石墨鎳磨擦面上深度刮痕，顯示 4R 氣/油封轉子與定子明確發生磨擦。(第 2 項)

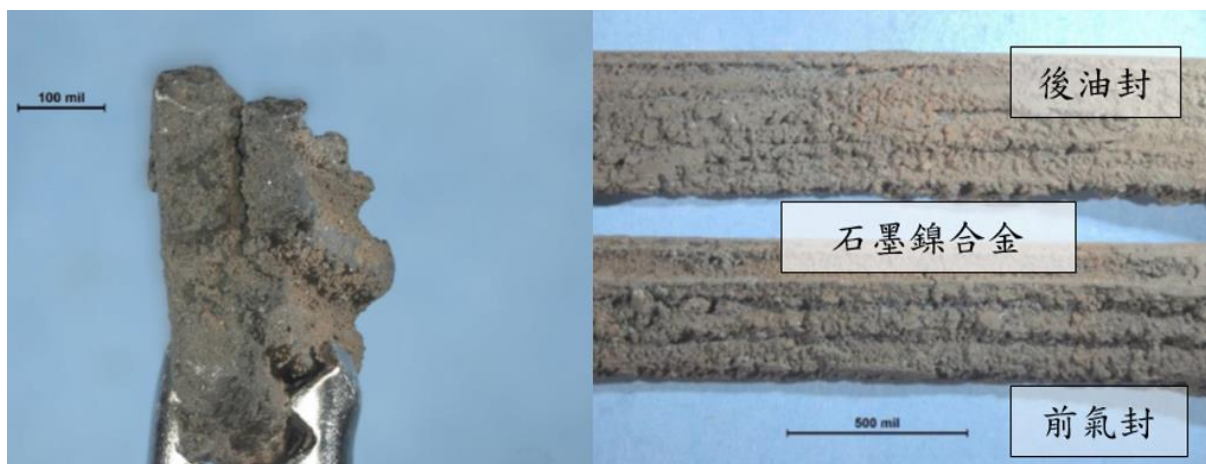


圖 2.4-1 4R 定子氣/油封石墨鎳磨擦面深度刻痕

- b) 4R 轉子氣/油封向外彎曲，顯示轉子受高溫熱損強度降低，轉子在高速旋轉離心力作用下，向外彎曲。(第 3、4 項)



圖 2.4-2 4R 轉子氣/油封向外彎曲

- c) 檢驗黏著於 CDP 轉子氣封後端最貼近內孔徑表面上之金屬噴濺合金，該合金驗出含銅成分，此銅成分與 4R 轉子氣/油封軸承合金（17-4 不銹鋼）材質相符，顯示 4R 轉子氣/油封比黏著在此其他任何被發現之物質更早失效。17-4 合金材質之後，發現有小塊 IN-718 鑄件碎片，較可能為來自 4R 定子氣/油封，顯示 4R 定子氣/油封失效在轉子失效之後。（第 5 項）

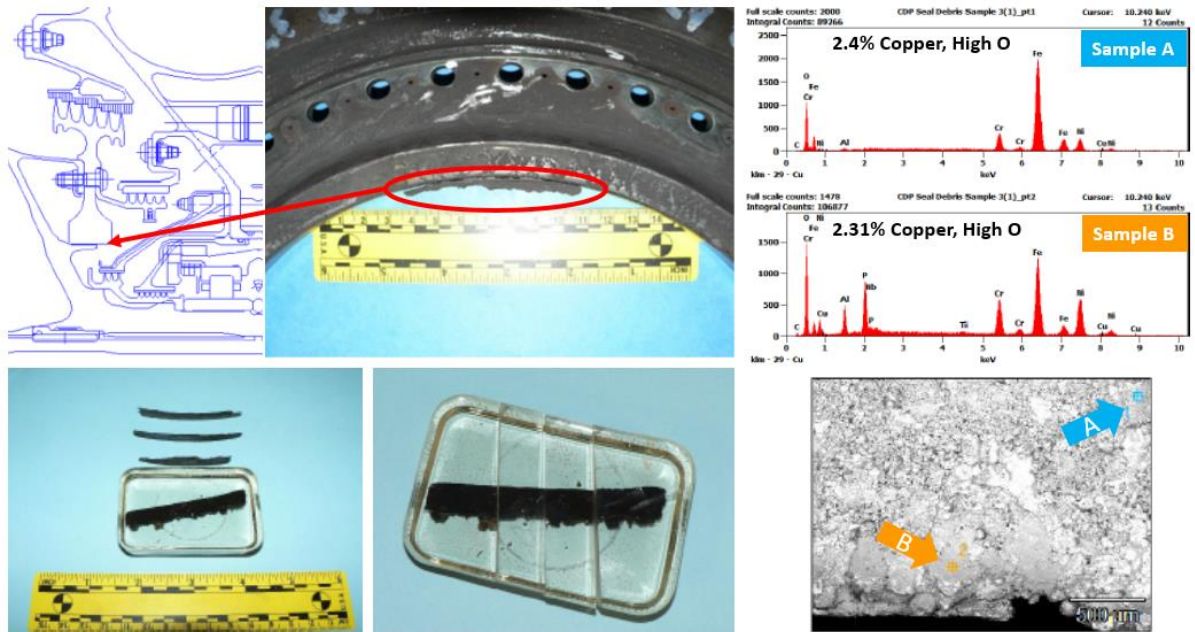


圖 2.4-3 CDP 氣封上殘骸之成分分析

- d) 4R 定子氣/油封磨擦面基材上有樹枝狀晶間分離熔出，顯示定子磨擦面曾經受到高溫熱損。(第 5 項)

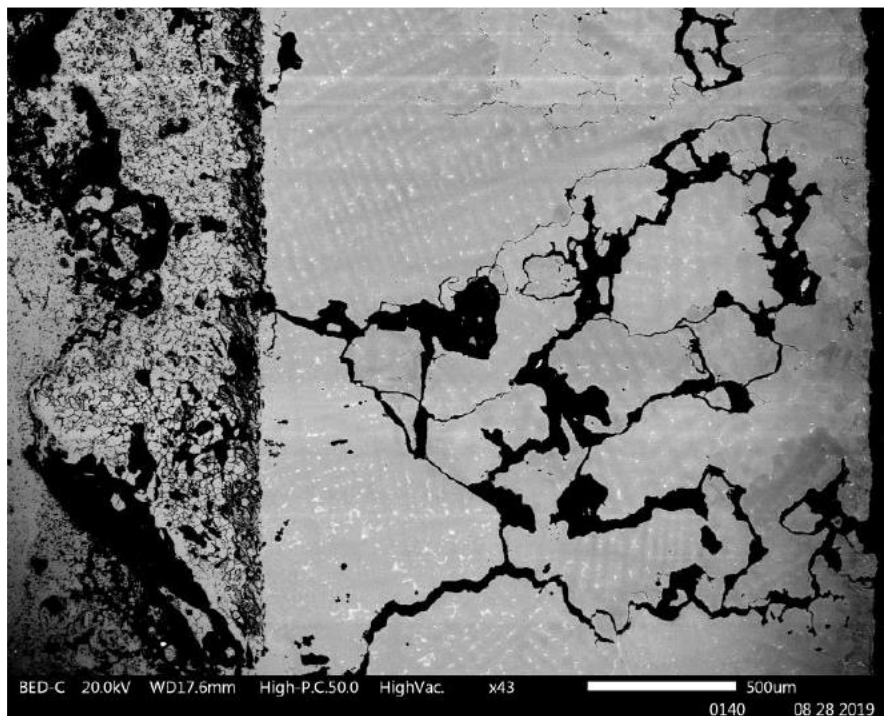


圖 2.4-4 4R 定子氣/油封磨擦面樹枝狀晶間分離狀況

- e) 4R 轉子排氣軸封，在事故的過程中解離成數段殘骸，仍有部分脫

離之凸緣留於原安裝處 (CDP 轉子氣封上)，殘骸碎片中發現有殘餘之減震環 (damper ring) 破碎段，大部分斷裂面皆嚴重受脫落部件擊傷或金屬噴濺，其正後方之 4R 定子氣/油封安裝座部分螺桿外觀完整，尖端無接觸磨損痕跡。(第 7 項)



圖 2.4-5 4R 定子氣/油封



圖 2.4-6 4R 定子氣/油封安裝座螺桿

- f) 前油室其外部隔熱罩表面約於 8 至 10 點鐘位置有燒損剝落狀況。內部除有熱損變色、滑油燃燒痕跡與金屬噴濺狀況，無其他結構上之破壞或失效情形。(第 8 項)



圖 2.4-7 油室內部熱損變色與金屬噴濺狀況

- g) 4R 軸承內環表面嚴重損傷，4R 及 4B 軸承其滾柱與滾珠直徑皆明顯縮小，其材料均轉移至軸承滾道，3R、4R 及 5R 軸承外環均因大幅度振動造成過負荷斷裂。(第 8 項)

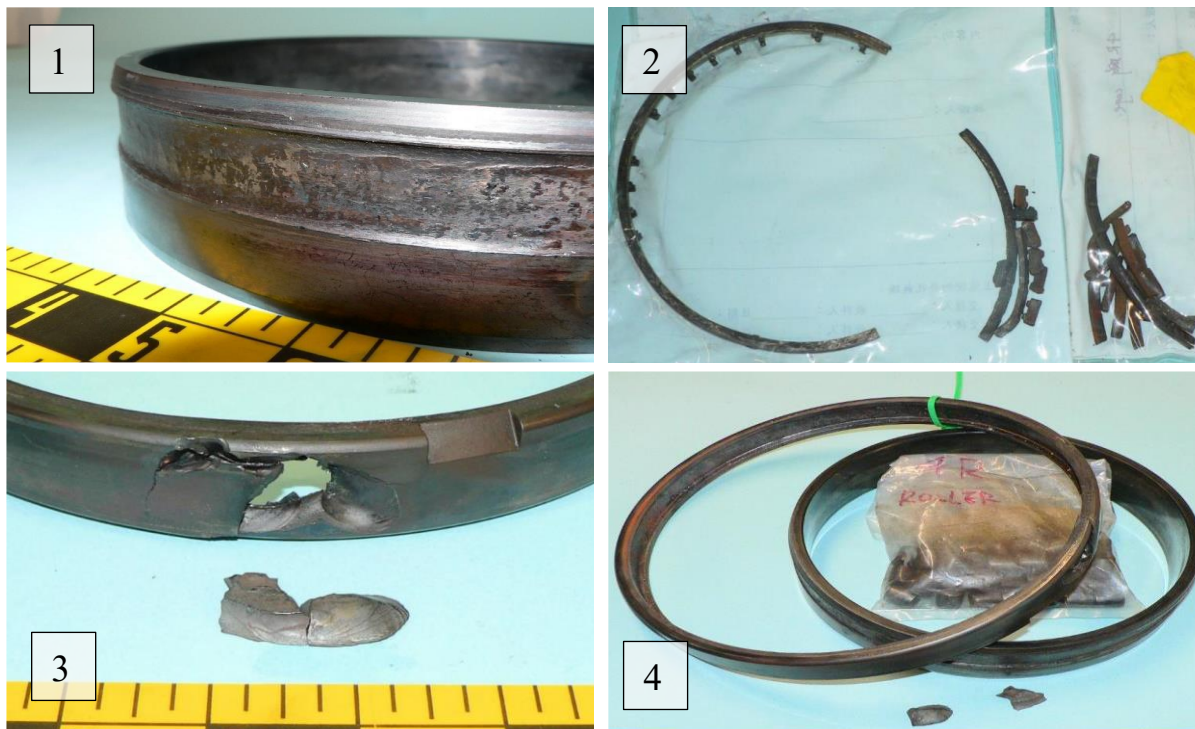


圖 2.4-8 4R 軸承受損狀況

- h) 4B/4R 軸承室嚴重損壞，連結前後部份之撓性支桿(spring fingers)全數自其中一端斷裂，使其結構分離為兩部分，支桿有局部彎曲及受軸向扭矩變形的現象。(第 10、11 項)



圖 2.4-9 4B/4R 軸承室受損狀況

- i) 因轉軸位移後，CDP 轉子氣封上固定轉子排氣軸封上之螺桿頭與 4R 定子排氣軸封產生接觸而磨損。(第 12 項)



圖 2.4-10 CDP 轉子螺桿頭磨損

綜上，依本案發動機殘骸檢視結果，有關 1 號發動機之可能過程，前揭設想過程除了第 1 項無直接證據外，其餘事故發展可能設想過程均有相關證據支持，因此發動機失效很可能肇始於 4R 轉子與定子氣/油封之深度磨擦。有關 4R 轉子與定子氣/油封深度磨擦是否肇始於 4R 定子氣/油封安裝失準之探討如 2.5 節所述。

2.5 4R 定子氣/油封安裝失準之探討

GE 公司比對過去發生的案例，有 5 件與本案非常類似，最早可追溯至 1996 年，其根本原因皆歸因於 CRF 安裝失準，因為本案發動機 CRF 受損非常嚴重，並無直接證據可證明 4R 定子氣/油封安裝失準，但本案與其他 5 件案例許多間接關鍵證物，其特徵都非常相似，依據這些重要的關鍵證據，判定本案亦為 4R 定子氣/油封安裝失準。而這 5 件案例中，其中 2 件受損較不嚴重，尚保有相關直接證據，說明如下：

案例 A：

發生於 2012 年 8 月 17 日，該發動機因滑油消耗量高而拆下進廠檢修，進廠時這具發動機自新件使用時數 40,151 小時，自新件使用次數 5,738 次，自前一次檢查後使用時間 8,719 小時，自前一次檢查後使用次數 1,552 次。拆下 4R 氣/油封時，有受損但尚未分離解體，因此未造成嚴重之二次損害。檢視該發動機 4R 氣/油封，發現因 4R 定子氣/油封安裝未對正位，造成氣封和油封之間隙變小，尤其是油封之間隙更小，檢視 4R 定子氣/油封磨擦面，發現深度磨擦痕跡，檢視受損定子斷裂面，磨擦面斷裂面的金相分析呈現樹枝狀晶間分離熔出跡象，此現象表示磨擦面曾受到超溫及拉力破壞；檢視 4R 轉子氣/油封，在轉子齒條（teeth rack）已經有往外擴張現象（轉子有一處凸起），顯示磨擦產生的高溫已超過其設計溫度，使轉子的齒條強度降低，在旋轉離心力作用下，轉子齒條往外變形，外擴的轉子加深磨擦的深度。本案肇因於轉子刀齒及定子磨擦面的嚴重磨耗，合併定子油封的斷裂造成嚴重漏滑油。此案顯示，4R 定子氣/油封安裝未對正位，造成定子與轉子的磨擦，初始情況可能不嚴重，經長時間操作，還是會造成後續傷害，所舉的案例經過 8,719 小時，因高滑油量油耗拆下檢修才發現。

案例 B：

發生於 2013 年 2 月 5 日，發生時該發動機尚在工廠組裝線上，組裝

線維修人員回報在 CRF 組裝完成後，垂直安裝 HPT 轉子後，發生 HPT 轉子轉動困難。通常 HPT 轉子安裝完成後可用手盤動，而該發動機的 HPT 則以手難以盤動。在工程部門的建議下，裝配線拆下 HPT 轉子，拆下後發現，在 4R 定子氣/油封的磨擦面上發現兩個相距 180 度的區域有磨擦刮痕（石墨鍍塗層），刻痕的長度約為 2-3”。測得的氣/油封區域內徑真圓度，其偏差為 0.028”（0.014”失圓）。設計圖規範定子密封表面正圓的誤差應在 0.002”以內，在常溫下的間隙至少為 0.012”。本案先拆下隔熱護板，在拆 4R 定子氣/油封過程中，轉鬆固定螺栓的剎那，維修人員聽到「砰」的聲音，顯示 4R 定子氣/油封固定在 CRF 本身時一直受到變形的應力，在鬆開螺桿時才回復原形。拆下的 4R 定子氣/油封在完全不受力狀態下依附件維修手冊進行所有尺寸檢查，此 4R 定子氣/油封符合設計規範，內緣表面的正圓度在 0.002 英寸以內，亦符合規範。確定根本原因是裝配錯誤，從而使 4R 定子氣/油封未正確就位，並在上緊螺帽時繃緊扭曲，從而導致橢圓化的 4R 定子氣/油封與 4R 轉子氣/油封轉子造成干涉。本案顯示如果 seating 未對正位，定子會橢圓化變形，嚴重變形時，HPT 轉子安裝完成後，HPT 轉子會難以手盤動。

以上兩件案例顯示有關 4R 定子氣/油封安裝失準的結果和受損的現象如下：

- 即使 4R 定子氣/油封元件各種尺寸都符合規範情況下，將此定子安裝至 CRF 之後，可能會因為安裝失準使 4R 定子氣/油封變形，造成定子/轉子之間隙過小，較嚴重的變形會造成與 4R 轉子氣/油封互相干擾，甚至使轉子難以手盤動。（案例 B）
- 當 4R 定子氣/油封安裝至 CRF 之後，如果安裝失準使 4R 定子氣/油封變形，造成間隙不夠大，雖然初始運轉都無明顯問題，但長時間操作後，轉子與定子磨擦仍會造成嚴重漏滑油，當發生此狀況時，氣/油封之損傷會出現以下之特徵：氣/油封磨擦面出現深度磨擦、定子會呈現熱損及晶界析出的現象、轉子會呈

現熱損及外擴之現象。(案例 A)

- 比較出廠後使用時數，案例 A 因高滑油耗被發現，其使用時數 8,719 小時；而案例 B 則是因磨擦太明顯，在後續施工過程中（尚未出廠）即被發現。以上顯示 4R 定子氣/油封安裝失準造成之現象，視磨擦/干涉的嚴重程度，可能尚未出廠即發現，亦可能必須經歷上千操作小時。

依本案發動機 CRF 殘骸檢視結果顯示，其 4R 定子氣/油封與轉子的受損現象，包含：

- 深度磨擦：氣封、油封磨擦面都有嚴重磨擦的跡象
- 定子熱損及晶界析出：氣封磨擦面之支承結構有初始熔化現象（火災前之損壞及支承結構條有樹枝狀晶間分離的熔融跡象）
- 轉子外擴變形：後段油封齒條完整，惟軸向長度因塑性變形及失去金屬受損變短，有因受超溫及離心力所造成之徑向向外之變形。
- 本案發動機出廠後操作時數 19 小時。

綜上案，依本案發動機 4R 定子氣/油封與轉子之受損特徵與案例 A 非常相似，因此，本會認為本案之可能肇因與案例 A 相同，係因 4R 定子氣/油封安裝失準。從本案發動機出廠後操作時數 19 小時，其使用時數相較於案例 A 操作時數（8,719 小時）為少；又依華航發動機施工過程 N2 軸可以手盤動之時機及工單紀錄（詳如附錄 5），顯示該發動機 N2 軸於施工過程可以手盤動，因此本案 4R 氣/油封轉子與定子的磨擦程度未嚴重至無法以手盤動，但仍存在比案例 A 更大之磨擦。事故發動機很可能係因 4R 定子氣/油封安裝失準，導致該定子橢圓化變形，致 4R 定子氣/油封與轉子間之間隙不足，造成運轉過程轉子與定子深度磨擦，在操作一段時間後，轉子與定子磨擦產生高熱使材質變撓性，轉子受高速旋轉的離心力作用下，往外變形，更加劇與定子之磨擦產生高溫，最後使定子與轉子均受高溫與轉

子離心力而嚴重損壞。

為確保 4R 定子與轉子氣/油封之間有足夠的間隙，GE 公司在 4R 定子氣/油封安裝程序已導入特工(如 1.18.4 所述)，該特工係模擬 4R 轉子氣/油封，新的安裝程序使用特工以進行定子與轉子間之干涉偵測。如 1.6.5 所述，本案因施工當時華航尚未建置完成該工具，在 GE 公司接受授權情況下使用之前的安裝程序，並未使用該特工。雖 GE 公司接受華航使用前一版本的程序，但有要求華航必須特別注意安裝以避免造成任何安裝失準的狀況，並依發動機手冊 72-34-04 檢查定子氣/油封尺寸。本案 4R 定子氣/油封安裝未依最新版本手冊使用特工，以確認 4R 氣/油封轉子與定子間之間隙，存在安裝失準之風險。

2.6 其他可能造成類似結果的原因探討

其他原因造成的高振動也可能會使 4R 氣/油封轉子與定子發生某種程度的磨擦，後續造成類似的損害。經過 GE 公司審視過去曾發生的案例，有兩個其他的原因也造成 4R 氣/油封轉子與定子的磨擦，造成類似的損傷，但是受損情況未如本案如此嚴重。

- 未安裝 4R 轉子排氣軸封減震環，可能造成 4R 轉子排氣軸封失效，進而使 4R 轉子排氣軸封斷裂，並造成局部附近組件的破壞。事故後，檢視本案發動機殘骸，有發現減震環的殘骸，如圖 1.16-24 所示，因此排除此可能性。
- 5R 軸承失效，其軸承內環軸向斷裂且刺穿油室內壁，使油室中的滑油霧/汽暴露於高溫氣體中，所造成之油室起火。檢視本案發動機 5R 軸承殘骸，發現 5R 軸承內環未損毀，如圖 1.16.34 所示，亦排除此可能性。

專案調查小組亦考量 4R 及 4B 軸承失效，也可能會造成 4R 氣/油封磨損，有關 4R 軸承之狀況，依 1.16.2.9 章節，4R 軸承檢視結果，4R 軸承接收檢查時呈現乾燥狀況，顯示缺乏潤滑及遭遇過熱的狀況，整體受損非常

嚴重，其內環和外環滾道皆呈現塑性變形，無法確認是否有腐蝕、剝落、滑動、硬顆粒外物污染的跡象，經檢查其材料特性，未有不符規範的狀況。有關 4B 軸承之狀況，參考 1.16.2.10 4B 軸承檢視結果，接收檢查時亦是外表呈現乾燥，顯示軸承缺乏潤滑及遭遇過熱的損害，滾珠維持架嚴重損壞，其維持架槽位連結處皆斷裂並脫離，內環遭凝固的滾珠材料熔融在一起，滾珠材料嚴重磨耗，經檢查內環、外環及滾珠材料特性，未有不符規範的狀況。依殘骸檢視結果，兩個軸承均呈現的是無滑油，缺乏潤滑及遭遇過熱損害均無足夠之證據可佐證 4R 或 4B 軸承先損壞，再造成後續之損傷。另外，GE 公司亦指出過去並無因 4R 或 4B 軸承損壞造成類似本案之案例，因此無任何證據顯示 4R 或 4B 軸承失效與本案發動機失效有關。

2.7 發動機失火

參考 2.4 節 1 號發動機失效可能過程之 f), g), h)，發動機失火其燃料來源係為滑油油霧及汽化油，因 4R 氣/油封均嚴重受損，導致滑油霧/汽曝露於受來自前方入侵，相對較高溫壓縮氣體的環境。

起火的來源，係因在 4R 氣/油封轉子及定子受損斷裂碎片，在轉子高速旋轉下，碎片撞擊 4R 轉子排氣軸封，造成排氣軸封破損，原經設計的機構與低溫高壓氣體阻隔功能失效，使 HPRC 的高壓/高溫（1,100 度 F）氣體進入滑油室，滑油霧/汽受到高溫而自燃（燃點約 750 度 F）。高壓壓縮氣出口之高溫/高壓氣體驅動燃燒的油霧，進入壓力較低之 6, 7, 8 LPRC 及 B/C 油室管路，燃燒高溫衝擊管路第一個彎道，致使第一個彎道由內向外燒穿（如圖 1.16-8, 圖 1.16-9, 圖 1.16-10, 圖 1.16-11）。該滑油燃燒的熱氣，自 6, 7, 8 LPRC 及 B/C 油室管路被燒穿之破口處洩出。洩出之高溫高壓油汽造成發動機艙高溫，觸發火警。

2.8 華航發修工廠與 CF6-80E1 發動機維修

華航發修工廠成立於民國 83 年，具有 CFM56-5C、CFM56-7B、CF6-80C2 及 CF6-80E1 型之發動機維修能量，自民國 96 年起，開始執行修護/

翻修 CF6 系列之發動機，迄事故發生時已修護/翻修超過 736 具 CF6 型（CF6-80C2 共 473 具及 CF6-80E1 共 263 具）發動機。本案 1 號發動機型號 CF6-80E1A4，序號 811630，於民國 108 年 1 月 17 日自 B-18356 之 2 號發動機位置拆下進廠維修，於民國 108 年 5 月 26 日完成維修出廠安裝至 B-18352 之 1 號發動機位置。

以下討論事故發動機 CRF 之 4R 定子氣/油封安裝施工細節，包含：

施工工單紀錄正確性：

- 工單所使用之手冊版別有效性：參考 1.6.4 節維修資訊，事故發動機之 CRF 4R 定子氣/油封工單紀錄（詳如圖 1.6-5 所示），施工項次 30，第二子工項（72-34-00-440-123），(8) Do a check of the seal seating. Use gage fixture 2C18118，工單顯示該工作未使用特工（件號 2C18118）。如 1.6.5 無特工替代方案所述，華航於得知新版本（第 46 版或更新版本）要求在執行 4R 定子氣/油封安裝程序時，須新增並使用特工完成此一工作項目，而當時華航尚未取得該特工，便函詢 GE 公司諮洽無此工具之替代方案，依 GE 公司之回復（SR #00737753），在取得此特工前，可接受使用前一版本（第 45 版）施工，但在安裝時必須特別留意避免任何安裝失準狀況，並依 ESM 72-34-04 檢查 M 及 N 之真圓偏差度。經檢視事故工單並未附上 ESM 72-34-04 相關程序，惟經詢本案發動機維修人員，其表示有執行檢查 M 及 N 之真圓偏差度，惟無工單紀錄。本會認為華航發動機工廠施工時應堅持遵守手冊之程序，若因故偏離手冊內容時，除必須使用獲得原廠接受之替代方案外，應於工單上反映替代方案所述之文件及程序，以減少現場施工遺漏之風險及保留施工紀錄之完整性。
- 4R 定子氣/油封安裝完成後尺寸量測：同前揭工單，工項 37，子工項 72-34-00-220-088 及 72-34-00-220-089，量測 CRF seals 最小內徑及間隙，其氣封端（B69SI）之最小半徑限制為 4.611”，量測結果為 4.611”；B69S II 之最小半徑限制為 4.561”，量測結果為 4.561”。

此二次尺寸均符合 GE 公司手冊之規範。

- 工單所使用之精密量具：檢查該工單所用之精密量具之校驗紀錄表（詳如表 1.6-5），其施工日期均落於該工具之有效日期內，所用之精密量具於下次校驗結果，其誤差亦在範圍內，經查此步驟所使用之精密量具定期校驗無異常。

施工所使用之零組件：

- 4R 定子氣/油封：檢視 4R 定子氣/油封之出廠授權核可證明（authorized release certificate），敘述為 SEAL – STAIR OIL BRG，件號/序號為 1370M54G02/VOLJ5793，於 2019 年 1 月 31 日取得核可證明。本會進一步取得 4R 定子氣/油封於 GE Caledonian Ltd 工廠之維修紀錄，經檢視該紀錄，並未發現異常登錄。依 GE 公司殘骸檢查報告，4R 定子氣/油封材料無不符合規範之情形。
- 4R 氣/油封轉子：檢視 4R 氣/油封轉子之出廠授權核可證明，敘述為 BRG 4R ROTATING AIR-OIL SEAL，件號/序號為 1370M55P01/RAT02815，於 2019 年 2 月 18 日取得核可證明，本會進一步取得 4R 轉子氣/油封於 GE Aviation, Engine Services – Singapore Pte Ltd 工廠之維修紀錄，經檢視該紀錄，並未發現異常登錄。依 GE 公司殘骸檢查報告，4R 氣/油封轉子材料無不符合規範之情形。

施工人員資格：

依據華航發動機修護工廠維修員資格說明（詳如附錄 6），維修人員依可執行工作分四個授權等級（0、M4、S4 及 I），0 為新進人員可執行/簽證工單上施工人員需求標示為 0 之工項，M4 可執行/簽證工單上施工人員標示為 0 或 A 之工項，S4 可執行/簽證工單上施工人員標示為 0、A 或 B 之工項，I 檢驗員可執行/簽證工單上施工人員標示為 I 之工項。

- 維修員甲：有關 CRF 定子氣/油封安裝作業，維修員甲負責 item 37，係量測 CRF seals 最小內徑及間隙，該工項施工人員要求標示為 B，

執行人維修員甲之施工授權資格為 S4，亦符合華航訓練計劃手冊（training program manual, TPM）之要求。

- 維修員乙：CRF 定子氣/油封安裝作業通常由 2 人執行，本次施工其中 1 人較資淺負責實際組裝之工作，另 1 人較資深負責指導及監督資淺人員之施工。維修員乙負責實際安裝作業，包含工項 29（含 2 子工項）、工項 30（含 4 子工項）及工項 31（含 1 子工項），以上共 7 子工項，其中 5 子工項之施工人員要求標示為 A，由維修員乙獨立完成，其授權資格為 M4，亦符合華航 TPM 之要求。
- 維修員丙：（接續維修員乙之說明），其中 2 子工項之施工人員要求標示為 B，由維修員乙實際施工，並由維修員丙簽證，由維修員丙施工授權資格為 S4，亦符合華航 TPM 之要求。

施工最佳實務做法

GE 公司在其調查報告中指出，4R 定子氣/油封安裝對於施工人員作業的細緻程度十分敏感，正確地依循工作程序，可大幅減少發生不當安裝的可能性，依其所建議之實際作業最佳實務做法，比較華航施工做法如表 2.9-1。從比較表得知，依 GE 公司建議之 5 項最佳實務做法，相關證據顯示華航已施作其中 4 項，1 項並無紀錄顯示是否施作。大致上華航發修工廠有關 4R 定子氣/油封之安裝，其實務做法與 GE 建議之施工最佳實務做法相近。

表 2.10-1 最佳實務做法比較表

	最佳實務做法	相關證據
1	採平均對角方式上緊螺桿	施工人員訪談：安裝固定螺桿會以對角方式確認扭力磅數是否上至正確數值範圍，最後再進行一次 360°的連續順磅
2	以千分墊片檢查，確保雙邊凸緣正確地接合	施工人員訪談：檢查的方法是以 0.001 吋的千分墊試著去插入氣/油封本體和 CRF 接觸面之間，正常安裝是不可以插進去，若能插

		進去則表示沒安裝好，必須整個拆掉重來。
3	安裝後檢查氣/油封的最小直徑	工單顯示只有量氣封之最小半徑（符合規範），但未量油封最小半徑（工單/手冊未要求）
4	將高壓壓縮器轉子安裝在 CRF 中時，須確保各級氣及油封沒有卡滯異狀	依華航說明於高壓壓縮器轉子安裝在 CRF 中時，（如附錄 5 工單紀錄），已確認各級氣及油封無卡滯異狀
5	安裝後確保高壓壓縮器轉子可自由旋轉	依華航說明於 4R 氣/油封安裝完成後有三次會旋轉高壓壓縮器轉子（如附錄 5），三次均有工單紀錄，顯示轉子可以旋轉。

綜上所述，有關本次 4R 定子油/氣封安裝，(1)施工所使用之零組件無不正常發現；(2)施工人員資格符合華航之要求；(3)施工工單所使用之精密量具校驗無異常；(4)4R 定子氣/油封安裝完成後尺寸量測符合規範；(5) 安裝程序雖偏離當時 ESM 有效版本，但 GE 公司接受援用前一版本，惟 GE 公司亦強調必須避免任何安裝失準；(6) 華航施工實務做法大致上與 GE 建議之施工最佳實務做法相近。

2.9 維修人員訓練/資格及維護重點項目

依 2.5 節所述，本案發動機失火，可能是因該發動機於前次進廠維修時，CRF 內之 4R 定子氣/油封安裝失準，此顯示 4R 定子氣/油封安裝失準其後果相當嚴重，而且此問題在整個發動機組裝完成後，不易在後續之發動機試車及例行性檢查發現。因此，4R 定子氣/油封安裝及其檢查顯得格外重要。本節討論該發動機 CRF 組裝之維修人員資格及工單簽署作業。

經檢視維修員乙之工作經歷簿，該員於民國 105 年 7 月進入華航，分配於 CF6-80E1 發動機總裝班工作，主要為整具發動機之拆卸及組裝，歷經 72 週之實務工作訓練後，於民國 107 年 3 月經評鑑程序取得 M4 授權資格。該員後因個人身體因素申請轉調至同組 CF6-80E1 發動機平衡班，主要工作

為發動機核心模組次組件之拆卸及組裝，依前揭工作經歷簿顯示，本案發動機為該員執行組裝之第三具 CRF，該員在平衡班正式執行 CRF 組裝工單前，先經過 6 具 CRF 之組裝訓練（期間民國 107 年 9 月至 107 年 12 月），於民國 108 年 2 月開始執行組裝 CRF 工作。綜上，維修員乙具有 M4 授權資格，在轉換單位後，正式執行 CRF 組裝工單前亦經約三個月之組裝訓練。

依華航 Repair Station Manual (RSM) Section 4.3.4 Qualification Requirements and Authorizations 規範，M4 授權資格人員可以簽署其親自執行的發動機維護工單；其可執行與簽證工單上標示為[0]或[A]授權等級代碼之常規工作。該員如執行未達資格等級之工作，必需在合格授權人員監督下實施，完成的工作必需 2 人同時簽證，如本案之 4R 定子氣/油封安裝工單，詳圖 1.6-4 之 ITEM 30-Subtask 72-34-00-440-123 所示，係由維修員乙（M4 資格）施工，由維修員丙(B 資格)監督。因此，從維修人員資格及工單簽署上，本案工單符合華航之公司規定。

如果一項工作未被適當執行，造成的失效可能會危及飛機的安全操作，為降低可能的風險，維修廠可將此類工作列為維護重點項目並由合格人員執行檢驗工作；基於本案 4R 定子氣/油封安裝若未被正確執行，可能造成嚴重後果，而且在發動機組裝完成後，不易在後續發動機試俾及例行性檢查發現，為降低類似風險，建議華航評估類似組裝工作，加入維護重點項目。

第 3 章 結論

本章中依據調查期間所蒐集之事實資料以及綜合分析，總結以下三類之調查發現：「與可能肇因有關之調查發現」、「與風險有關之調查發現」及「其他調查發現」。

與可能肇因有關之調查發現

此類調查發現係屬已經顯示或幾乎可以確定為與本次事故發生有關之重要因素，包括不安全作為、不安全狀況，或與造成本次事故發生息息相關之安全缺失等。

與風險有關之調查發現

此類調查發現係涉及影響運輸安全之潛在風險因素，包括可能間接導致本次事故發生之不安全作為、不安全條件，以及關乎組織與系統性風險之安全缺失，該等因素本身非事故之肇因，但提升了事故發生機率。此外，此類調查發現亦包括與本次事故發生雖無直接關聯，但基於確保未來運輸安全之故，所應指出之安全缺失。

其他調查發現

此類調查發現係屬具有促進運輸安全、解決爭議或澄清待決疑慮之作用者。其中部分調查發現係屬大眾所關切，且常見於國際民航組織(ICAO) 事故調查報告之標準格式中，以作為資料分享、安全警示、教育及改善運輸安全目的之用。

3.1 與可能肇因有關之調查發現

1. 事故機於爬升過程中 1 號發動機經歷高振動及火警，係因該發動機於前次進廠維修其 4R 定子氣/油封安裝失準，使定子氣/油封橢圓化變形，導致與 4R 轉子氣/油封之間隙過小；在操作過程中定子及轉子氣/油封發生深磨擦，並產生高溫，溫度並超出設計承受範

圍，4R 轉子氣/油封的材料強度受高溫而降低，且在高速旋轉之離心力作用下，4R 轉子的氣/油封齒條向外變形擴展，進一步增加轉子與定子的磨擦深度；嚴重磨擦及超溫導致的 4R 氣/油封轉子與定子嚴重受損，使滑油油室之密封失效。(1.16.1, 1.16.2, 1.18.2, 1.18.3, 1.18.4, 2.4, 2.5)

2. 4R 定子及轉子氣/油封受損破裂碎片撞擊 4R 轉子排氣軸封，使排氣軸封嚴重受損，HPRC 的高溫/高壓氣體失去排氣軸封隔離後進入滑油室，造成滑油室失火燃燒，燃燒的高壓高溫油氣，進入並燒穿 LPRC 氣管及 B/C 油室管路，並從燒穿之破口處洩出造成發動機艙高溫及觸發火警。(1.16.1, 1.16.2, 1.18.2, 1.18.3, 1.18.4, 2.4, 2.5, 2.7)

3.2 與風險有關之調查發現

1. 4R 定子氣/油封之安裝施工，若未依最新版本發動機手冊使用特殊量規治具，以進行 4R 氣/油封轉子與定子間之干涉測試，可能無法確保 4R 定子與轉子氣/油封間具有適當之間隙。(1.6, 1.11, 1.18.4, 1.18.5, 2.5)
2. 本案 4R 定子氣/油封之安裝施工程序偏離當時有效版本手冊，GE 公司雖接受華航使用替代方案，惟施工工單並未呈現替代方案所要求之文件/程序，可能增加現場施工過程遺漏工序之風險及未能保留施工紀錄之完整性。(1.6, 18.4, 2.8)
3. 特殊量規治具對於 4R 定子氣/油封正確定位檢查甚為重要，華航針對此特殊量規治具之取得時程耗時冗長，不利於維修人員依最新版本手冊施工。(1.6, 18.4, 2.8)

3.3 其他調查發現

1. 事故航班飛航組員持有民航局頒發之有效航空人員檢定證與體檢

證，飛航資格符合要求，訓練與考驗紀錄中查無與本案有關之異常發現。事故前 72 小時之休息及活動正常，無證據顯示有足以影響飛航組員操作表現之醫療、藥物與酒精因素。(1.5, 2.1)

2. 華航針對事故發動機之 4R 定子氣/油封安裝作業摘要如下：

- (1) 施工所使用之零組件無不正常發現；
- (2) 施工人員資格符合公司規範之要求；
- (3) 施工工單所使用之精密量具校驗無異常；
- (4) 定子安裝完成後尺寸量測符合規範；
- (5) 安裝程序雖偏離當時發動機手冊有效版本，但 GE 公司接受華航援用前一版本，惟 GE 公司亦強調必須避免任何安裝失準；
- (6) 華航施工實務做法大致與 GE 公司建議之施工最佳實務做法相近。(1.1, 1.11, 1.17, 1.18.4, 2.8)。

第 4 章運輸安全改善建議

4.1 改善建議

事故調查過程中，本會與有關單位保持密切聯繫，發動機製造廠 GE Aviation 於民國 109 年 6 月 1 日提供有關本案之調查報告，其中述及其所採取之積極改善措施（如 4.2 所述），以改善調查過程發現有關 4R 定子氣/油封安裝失準之缺失。中華航空亦提出對應之積極改善措施（如 4.2 所述），因此本案不再提出相關議題之建議。以下謹提出本會認為可再提升飛安之改善建議。

致 中華航空公司

1. 加強發動機施工工單的完整性，若因故須偏離手冊內容時，除必須使用獲得原廠接受之替代方案外，並應於工單上反映替代方案所陳述之文件及程序，以減少現場施工過程遺漏工序之風險及完整保留施工紀錄。（TTSB-ASR-21-11-001）
2. 檢視及評估發動機工廠維修所需特殊工具之取得流程與時程管控，以及時取得所需之特殊工具，避免使用替代方案，以降低風險。（TTSB-ASR-21-11-002）
3. 檢視及評估發動機工廠組裝工單，有關類似本案 4R 定子氣/油封安裝工作，若未被正確執行可能造成的失效會危及飛機的安全操作，列為維護重點項目。（TTSB-ASR-21-11-003）

致 交通部民用航空局

1. 督導中華航空發動機工廠之發動機組裝過程，若組裝因故偏離有效版本之程序須使用原廠接受或提供之替代方案時，應充分於工單上反映替代方案所述之文件及程序；並督導中華航空檢視 / 評估發動機工廠維修所需特殊工具之取得流程與時程管控。另督導該公司重新檢視及評估發動機工廠組裝工單有關類似本案 4R 定子氣/油封安

裝工作，若未被正確執行，可能造成的失效會危及飛機的安全操作，
列為維護重點項目。(TTSB-ASR-21-11-004)

4.2 已完成或進行之改善措施

GE Aviation

發動機製造廠 GE Aviation 於民國 109 年 6 月 1 日提供有關本案之報告，其中述及其改善措施如下：

1. *To further ensure that all Maintenance, Repair, and Overhaul (MRO) facilities are incorporating the new 2C18118G01 tool GE Aviation has taken the following actions:*

- *Revised the Engine Shop Manual (ESM) for both the CF6-80C2 & -80E1 sections 72-34-00 to:*
 - *Clearly identify that you “must” use tool 2C18118G01.*
 - *“Tool 2C18118 must be used”*
 - *Addition of CAUTION NOTES stating the consequences if the tool is not used.*
 - *Engine Manual revisions dated April 15, 2020 and can be found on the next slide*
- *Field communications to re-enforce the requirement to use tool 2C18118G01 will include:*
 - *Fleet Highlites article(s).*
 - *Timing is end of 2nd quarter (end of June 2020)*
 - *Regional conferences and / or Working Together Teams (WTT’s) calls.*

2. *Engine Shop Manual 72-34-00 Revisions Dated April 15, 2020*

- *Subtask 72-34-00-220-187*
- ** * SB 72-0349 (INTRODUCTION OF NEW REDUCED-DIAMETER CDP SEAL AND ASSOCIATED HARDWARE)*

AE. Do a check of the No. 4R bearing stationary air/oil seal seating. Use

gage fixture 2C18118. Refer to Figure 1026 and as follows:

CAUTION: *TO ASSURE PROPER ASSEMBLY OF THE NO. 4R BEARING STATIONARY AIR/OIL SEAL, THE GAGE FIXTURE 2C18118 **MUST** BE USED. FAILURE TO USE THIS FIXTURE CAN RESULT IN MISASSEMBLY OF THE NO. 4R BEARING STATIONARY AIR/OIL SEAL AND ENGINE DAMAGE.*

CAUTION: USE THE GAGE FIXTURE 2C18118 CAREFULLY TO PREVENT DAMAGE OF THE SEAL INNER DIAMETER SURFACES. INSTALL THE GAGE FIXTURE ONLY ON THE NO. 4R STATIONARY AIR/OIL SEAL POST SB 72-0349 CONFIGURATION.

CAUTION: DO NOT APPLY FORCE TO THE AFT GAGE TO PUT IT IN THE NO. 4R BEARING STATIONARY AIR/OIL SEAL. THE AFT GAGE MUST MOVE FREELY IN THE SEAL WHEN IT IS INSERTED. MAKE SURE THAT ALL TOOL SURFACES ARE CLEAN.

(1) Insert the aft gage in the No. 4R bearing stationary air/oil seal (01-100) to do an inspection of the aft diameter.

CAUTION:DO NOT APPLY FORCE TO THE FORWARD GAGE TO PUT IT IN THE NO. 4R BEARING STATIONARY AIR/OIL SEAL. THE FORWARD GAGE MUST MOVE FREELY IN THE SEAL WHEN IT IS INSERTED. MAKE SURE THAT ALL TOOL SURFACES ARE CLEAN.

(2) Insert the forward gage in the No. 4R bearing stationary air/oil seal (01-100) to do an inspection of the forward diameter.

(3) If one of the gages does not move freely inside the No. 4R bearing stationary air/oil seal (01-100), do an inspection of the seal diameters and do the installation of the seal again.

** * * END SB 72-0349*

中華航空公司

華航於民國 110 年 6 月 16 日提供有關本案之改善措施如下：

1. 華航發修工廠在取得原廠工具 2C18118G01 前，工作人員組裝 CRF No. 4R Stationary Air / Oil Seal 時已確認：
 - 1.1 運用厚度 0.001” 之 Shim 片進行 No. 4R Stationary Air/Oil Seal 安裝時之 seating 狀況確認。
 - 1.2 完成 GE SR #00737753 所提及 ”組裝時避免 Mis-alignment 及 Dia. M/N 之 runout 數值” 之量測確認方式：
 - 使用工具 2C14681G02 (Gage- concentricity) 及精準度達萬分位之量測讀錶進行 No.4R Stationary Air/ Oil Seal (Dia. M / Dia. N) runout 量測。
 - 取下工具軸心後以內徑規進行 No.4R Stationary Air/ Oil Seal (Dia. M / Dia. N) 直徑(ID)量測以確認安裝 No. 4R Stationary Air/Oil Seal 無過度偏心，亦無因安裝所產生的過多形變。
 - 最終依量測數值進行最小半徑(Min. radius) 計算，以確保日後配裝 No.4R Rotating Air/Oil Seal 後此處能有安全間隙。
 - 安裝 Heat Shield 後再次進行如前述相同步驟量測及最小半徑值計算，並依 Manual 要求登載相關數值於工單中。
2. 華航發修工廠於 2019 下半年已租借後取得 GE 原廠工具 2C18118G01，依據最新版期發動機維護手冊執行 CRF 組裝，並訓練、提醒工作人員維護手冊及工單內組裝相關警語，確保 No. 4R Stationary Air / Oil Seal 組裝符合維護手冊要求。
3. 華航發修工廠於 2020 下半年發現購買自 GE 原廠工具 2C18118G01 尺寸超出工具藍圖規範，失圓度(Runout)也高於正常值，經反映 GE 獲得回覆 G01 使用材質其吸收濕氣因素會導致工具橢圓化變形，並提供尚未獲得新工具 G02 前之替代作法，暫時性允許維修工廠 in-house 車削 G01 工具以符合藍圖尺寸規範，定期檢查以確保工具尺寸未變化。華航發修工廠已發布 EON 及修訂工單要求組裝 CRF 時需量測 G01 工具尺寸並記錄，隨後 GE 引進新型工具 2C18118G02 維護手冊 2021/Jan 修訂，華航發修工廠

2020/Oct 申請並於 2021/Feb 取得 G02 新型工具。華航發修工廠於 2020/10/6 工單修訂迄今完成 3 具 E1 發動機 CRF 組裝，程序皆符合維護手冊及工單要求，未發現組裝異常。

交通部民用航空局

1. 已督導中華航空修護工廠於 110 年 4 月 21 日完成「工程指令(EO)/EO 工作單制訂作業程序」(QP08ME099)之修訂並據以實施，當接獲製造廠家偏離手冊之替代方案時，中華航空將發布輔助修護工作單(Ad-Hoc Task)，以做為執行工作及記錄之依據。
2. 另已督導中華航空發動機工廠於民國 110 年 2 月 2 日完成「發修部技術文件(修護手冊及技術通報)之修訂管制作業辦法」(QP07MH008)之修訂並據以實施，當工具裝備出現新增或更改時，須整理出工具裝備變更清單，製作成分辦表，由單位主管於部務會議中提報直至項目完成為止，控管變更項目之後續行動包括採購、租用或進行等效評估等方式。

附錄

附錄 1 事故發動機前次進廠施工項目列表

	NOMENCALATURE	OFF (S/N)	ON (S/N)	WORKSCOPE ACCOMPLISHED
X	MOUNT - FORWARD ENGINE	MMTG5709	MMTG5709	Overhaul
A.1	FAN ROTOR EMU	FRT811630	FRT811630	Full Overhaul
A.2	FORWARD FAN CASE EMU	22X11630	22X11630	Full Overhaul
A.3	FAN FRAME AND CASE EMU	23X11630	23X11630	Full Overhaul
A.4	FAN STATOR EMU	25X11630	25X11630	Full Overhaul
B.1	HPC ROTOR EMU	CRT811630	CRT811630	Full Overhaul
B.2	HPC STATOR EMU	CST811631	CST811631	Full Overhaul
B.3	COMPRESSOR REAR FRAME EMU	34X11630	34X11630	Full Overhaul
B.4	COMBUSTOR EMU	41X11630	41X11630	Full Overhaul
B.5	STAGE ONE HPT NOZZLE EMU	51X11630	51X11630	Full Overhaul
C.1	NOZZLE ASSY - HPT STAGE 2	S2N811630	S2N811631	MOD Replacement- O/H
C.2	HPT ROTOR EMU	TRT811630	TRT811630	Full Overhaul
D.1	LPT ROTOR SHAFT EMU	55X11630	55X11631	LPT 04X11630 - Inspection MOD Replacement- O/H
D.2	ROTOR/STATOR ASSY - LPT	LPT811630	56X11306	LPT 04X11630 - Inspection MOD Replacement- O/H
D.3	LPT ROTOR EMU	57X11630	57X11306	LPT 04X11630- Inspection MOD Replacement- Repaired
D.4	TURBINE REAR FRAME EMU	58X11630	58X11590	LPT 04X11630- Inspection MOD Replacement - Repaired
E.1	INLET GEARBOX EMU	61X11630	61X11630	Full Overhaul
E.2	GEARBOX - TRANSFER	63X11630	63X11630	Performance workscope
E.3	ACCESSORY GEARBOX EMU	65X11630	65X11630	Performance workscope
	NOMENCALATURE	ATA		Work Accomplished
F.1	HORIZONTAL DRIVESHAFT HSG.	72-64-01		Overhaul
F.2	HORIZONTAL DRIVESHAFT	72-64-02		Inspection
F.3	HEAT SHIELD ASSEMBLY	72-66-01		Overhaul

附錄 2 CRF 安裝工單封面及首頁



CF6-80E1A4 Engine Procedure Cover Sheet

Title :	COMPRESSOR REAR FRAME - ASSEMBLY		
Work Order :	8E009843 8E009842	Reference :	GE EM GEK 99376, Rev 47, Sep 15, 2018
Part No.:	1519M85G19	Serial No.:	34X11630
T.T.:	20148	T.C.:	6492
Start Date :	APR 15 2019	Completed Date :	MAY 02 2019

List of Effective Pages. (Total pages: 26 pages)

Page	Date	Page	Date	Date	Date	Date	Date
1 of 26	Oct 03, 2018						
2 of 26	Oct 03, 2018						
3 of 26	Oct 03, 2018						
4 of 26	Oct 03, 2018						
5 of 26	Oct 03, 2018						
6 of 26	Oct 03, 2018						
7 of 26	Oct 03, 2018						
8 of 26	Oct 03, 2018						
9 of 26	Oct 03, 2018						
10 of 26	Oct 03, 2018						
11 of 26	Oct 03, 2018						
12 of 26	Oct 03, 2018						
13 of 26	Oct 03, 2018						
14 of 26	Oct 03, 2018						
15 of 26	Oct 03, 2018						
16 of 26	Oct 03, 2018						
17 of 26	Oct 03, 2018						
18 of 26	Oct 03, 2018						
19 of 26	Oct 03, 2018						
20 of 26	Oct 03, 2018						
21 of 26	Oct 03, 2018						
22 of 26	Oct 03, 2018						
23 of 26	Oct 03, 2018						
24 of 26	Oct 03, 2018						
25 of 26	Oct 03, 2018						
26 of 26	Oct 03, 2018						

QP08MH005F1R3

Index No.: C6E-723400-A001

34X11630


8E005842

COMPRESSOR REAR FRAME - ASSEMBLY

ENG/Mod. SN:

W/O No.:

8E009843

ITEM No.	REF DATA PARA. / STEP	DESCRIPTION	PERFORM BY	INSPECTION
0	TASK 72-34-00-440-001	<p>TASK 72-34-00-440-001 Dated: 08/16/2017</p> <p>1.General.</p> <p>A.This procedure provides the instructions for the assembly of the compressor rear frame. Refer to Figure 1001.</p> <p>B.Prior to assembly, examine components for correct part and serial numbers.</p> <p>C.Always use caution when heating or chilling parts. Wear protective clothing during these operations.</p> <p>D.Protect sump and bearings during assembly. Use covers on sump openings and tube ends to keep foreign material from contaminating the assembly and possibly damaging the bearings.</p> <p>2.Tools, Equipment, and Materials.</p> <p>NOTE: You can use equivalent alternatives for tools, equipment, and consumable materials.</p> <p>2C6168G02 - Sling, Frames, Lifting and Cleaning</p> <p>2C14015G05 - Bracket Set - CRF to Subassembly Stand</p> <p>2C14073G03 - Adapter, Push/Count Torque, CRF, AF1 Sump Housing</p> <p>2C14176G05 - Tool Set, Install/Remove, No. 5R Bearing</p> <p>2C14190G04 - Pusher, Sump Closure - No. 5 Bearing and Mid Sump Seal</p> <p>2C14227G02 - Dolly, Subassembly - Frames</p> <p>2C14618G02 - Puller, Sump Closure & Seal, Stationary, No. 4R & 5R BRG.</p> <p>2C14665G02 - Tool Set, Install Remove, 4B Bearing Outer Race & Spanner Nut</p> <p>2C14666G01 - Pusher, Install/Remove, 4B Bearing Outer Race</p> <p>2C14671G02 - Wrench, Install/Remove, No. 4B Bearing Retainer Nut</p> <p>2C14675G03 - Support, Sump Housing, Compressor Rear Frame, Aft</p> <p>2C14681G02 - Gage Set - Concentricity - CRF</p> <p>2C14682G03 G04 - Closure Set - Leak Check - Lube System</p> <p>2C14744G01 - Retainer - 4B Ball Cage</p> <p>2C14767G01 - Fixture, Inspection - 4R/4B Lube Nozzle Depth</p> <p>2C15600G02 - Fixture, Position Compressor Rear Frame Sump</p> <p>2C18118G01 - Fixture, Gage Go - No. 4R BRG, Stationary Air/Oil Seal</p> <p>MSF-24E - Torque Multiplier, 12000 lb ft.</p> <p>Note: Perform SB 72-0523 by follow the items with *marked, complied worksheet IND EO GE-CF6-80E1-72-0523 during assembly also</p>		
1	Subtask 72-34-00-440-051	<p>3.Procedure.</p> <p>Subtask 72-34-00-440-051</p> <p>A.Install the compressor rear frame (CRF) into the dolly 2C14227. Refer to Figure 1002.</p> <p>Note: Refer to ESM for detail process</p>	 <p>APR, 15 '19</p>	

附錄 4 事故前有效之授權簽放合格證明

1. 核准之民航主管機關/國家 Approving Aviation Authority/Country CA/TAIWAN, R.O.C.		2. 適航掛籤 AUTHORIZED RELEASE CERTIFICATE		3. 表單編號/Form Tracking Number CI-EM2019E005 02208178	
4. 單位名稱及地址 Organization Name and Address : CHINA AIRLINES Ltd. Engineering & Maintenance Organization, No. 15, Hangqin S. Rd., Dayuan District, 337, Taoyuan City, Taiwan, R.O.C.			5. 工作單/合約/發貨單 Work Order/Contract/Invoice TTSRJ0081WEN		
6. 項目 Item	7. 產品 Description	8. 件號 Part Number	9. 數量 Qty.	10. 序號/批號 Serial/Batch No.	11. 產品狀態/工作 Status/Work
1	ENGINE ASSY	CF6-80E 1A4	1	811630	REPAIRED
12. 備註 Remarks 1. THE SUBJECT ENGINE TT: 20148 TC: 6492 WAS DISASSEMBLED, INSPECTED, REPAIRED, REASSEMBLED, THE ENGINE WAS TESTED AND FOUND ACCEPTABLE I.A.W. CF6-80E1 ENGINE MANUAL, P/N: GJK 99376 REV.47 DATE SEP. 15, 2018, CARRIED OUT THE ENGINE 30 DAYS PERIOD PRESERVATION I.A.W. EM 72-00-00 STORAGE-001. 2. FOLLOWING AD WERE INCORPORATED: FAA AD 2009-04-10(CCAA AD 2002-04-006A/FAN STAGE 1 DISK, FAN SHAFT, HPCR STAGE 1 DISK, HPCR STAGE 2 DISK, HPCR STAGE 3-9 SPOOL, HPCR STAGE 10-14 SPOOL, ROTATING CDP SEAL, HPTR STAGE 1 DISK, HPTR RIS, HPTR FOS, LPT ROTOR SHAFT, LPT ROTOR TORQUE CONE), FAA AD 2016-06-14(CCAA AD 2016-04-001, FAA AD 2016-08-10(CCAA AD 2016-04-016, FAA AD 2005-23-09(CCAA AD 2005-11-003. 3. DETAILS OF THE WORK PERFORMED CAN BE FOUND IN DOCUMENTS WITH THE WORK PACKAGE NUMBER SHOWN IN BLOCK 5. (NE SYSTEM REFERENCE NUMBER 8E0097/8E0098).					
13a. 聲明上述產品，已依下列資料進行製造： Certifies that the items identified above were manufactured in conformity to: <input type="checkbox"/> 經核准之設計資料，並處於安全可用狀態。 Approved design data and are in a condition for safe operation. <input type="checkbox"/> 第 12 欄所述未經核准之設計資料。 Non-approved design data specified in block 12.		13b. 核准人員簽名 Authorized Signature		13c. 核准/後准證書編號 Approval/Authorization No.	
13d. 核准人員姓名 Name(Typed or Printed)		13e. 核准日期(月/日/年) Date(m/d/y)		14a. <input checked="" type="checkbox"/> 依 06-01A 第 8 條規定 Regulation 06-01A, Article 8 Release to Service <input type="checkbox"/> 依第 12 欄所載其他法規 Other regulation specified in block 12 聲明除第 12 欄之其他說明外，已依 06-01A 完成第 11 欄所述及第 12 欄所記載之工作，簽證該零件恢復可用。 Certifies that unless otherwise specified in block 12, the work identified in block 11 and described in block 12, was accomplished in accordance with Regulation 06-01A and in respect to that work, the items are approved for release to service.	
14b. 簽證人員簽名 Authorized Signature		14c. 證書編號 Approval/Certificate Number		14d. 簽證日期(月/日/年) Date(m/d/y)	
2019.5.22		CAA-RS-001		May/22/2019	
使用者/安裝者職責 User/Installer Responsibilities					
This Certificate does not automatically constitute authority to install. Where the user/installer performs work in accordance with regulations of an airworthiness authority different than the airworthiness authority specified in block 1, it is essential that the user/installer ensures that his/her airworthiness authority accepts items from the airworthiness authority specified in block 1. Statements in block(s) 13a and 14a do not constitute installation certification. In all cases aircraft maintenance records must contain an installation certification issued in accordance with the national regulations by the user/installer before the aircraft may be flown. CAA Form I (12/2008)					


附錄 5 發動機組裝時 N2 軸可盤動時機

華航發動機修理工廠組裝過程中之 N2 軸可 Free rotate 之確認時機



No. 4 Bearing Stationary Air/ Oil Seal 安裝於 CRF 之後, 除了運用工具 2C18118 G01 (fit check of No. 4 Bearing Stationary Air/ Oil Seal) / 2C14681G02(run out measurement & measurement of seal rub land ID, calculated minimum radius of rub land)以外, 可以下列時機及方式確認 N2 軸之自由轉動, 此等現象可證明 CRF 所裝置之 No. 4 Bearing Stationary Air/ Oil Seal 與裝置於 HPC ROTOR 上之 No. 4 Bearing Rotating Air/ Oil Seal 間隙正常, 且於安裝 CRF 至 HPC Rotor Assembly 時無阻力, 且 HPC rotor 與 HPT rotor 結合後同心狀況良好。

I. Ensure no resistance on seal during installation of HPC rotor in CRF:

- 確認時機: 於 CRF 安裝之時機
- 確認方式: Rotate the tool shaft
- EM 對應工作依據: 72-00-02, Assembly 001, Subtask 72-00-02-430-077, item I. (15)

<p>CAUTION: THE COMPRESSOR ROTOR MUST BE FREE TO TURN IN THE BUILDUP STAND, 2C6054613, OR AN EQUIVALENT STAND. THE COMPRESSOR ROTOR FORWARD SHAFT MUST BE LOCKED TO THE STAND TO PREVENT AXIAL MOVEMENT, AND POSSIBLE DAMAGE TO THE ENGINE.</p> <p>(15) Hold anti-rotation bar (item 8) and turn the shaft (item 18) counter clockwise. Use an air gun (item 23) or rotate by hand until shaft touches stop (item 13).</p> <p>(16) Remove ball lock pin (item 27) from stop (item 13) and turn the stop outward. Use a 0.50 inch (12.7 mm) drive ratchet and continue to turn the shaft in a counter clockwise direction until the dial indicator (item 31) moves off of zero and the input torque increases.</p> <p>(17) Install dummy compressor stator cases at the 6 and 12 o'clock positions. Use 2C14103G02 case dummy.</p> <p>(18) Remove the installation/removal fixture and the 2C14661 pilot fixture from the assembly.</p>	 <p>Figure 1007 Compressor Rear Frame Assembly Fixture</p>
---	---

- 華航工作單編號/項次: C6E-720002-A001 / 9-1

		<h3>CF6-80E1A4 Engine Work Procedure Sheet</h3>		
<small>TYPE: CORE MODULE ASSEMBLY(RRROT)</small>		<small>ENGINE SN: 02X11630 W/O No: BE009832</small>		
ITEM No.	REF DATA PARA. / STEP	DESCRIPTION	PERFORM BY	INSPECTION
9-1	Subtask 72-00-02-430-077	<p>CAUTION: THE COMPRESSOR ROTOR MUST BE FREE TO TURN IN THE BUILDUP STAND, 2C6054613, OR AN EQUIVALENT STAND. THE COMPRESSOR ROTOR FORWARD SHAFT MUST BE LOCKED TO THE STAND TO PREVENT AXIAL MOVEMENT, AND POSSIBLE DAMAGE TO THE ENGINE.</p> <p>(15) Hold anti-rotation bar (item 8) and turn the shaft (item 18) counter clockwise. Use an air gun (item 23) or rotate by hand until shaft touches stop (item 13).</p> <p>NOTE: Attach the air gun (item 23) to a filtered, lubricated, 90 psi air supply.</p> <p>(16) Remove ball lock pin (item 27) from stop (item 13) and turn the stop outward. Use a 0.50 inch (12.7 mm) drive ratchet and continue to turn the shaft in a counter clockwise direction until the dial indicator (item 31) moves off of zero and the input torque increases.</p> <p>(17) Install dummy compressor stator cases at the 6 and 12 o'clock positions. Use 2C14103G02 case dummy.</p> <p>(18) Remove the installation/removal fixture and the 2C14661 pilot fixture from the assembly.</p>		

II. Ensure HPC rotor rotates freely after installation:

- 確認時機: 於 CRF 安裝後 HPC Assembly wax check(各級 HPC rotor blade to HPC case land 與 HPC Stator Vane to HPC rotor spool)之間隙量測(HPC rotor 旋轉刮除蠟片過厚的蠟之後進行量測)之時機。
- 確認方式: Rotate the HPC rotor
- EM 對應工作依據: 72-00-02, Assembly 001, Subtask 72-00-02-160-055, item K. (15)

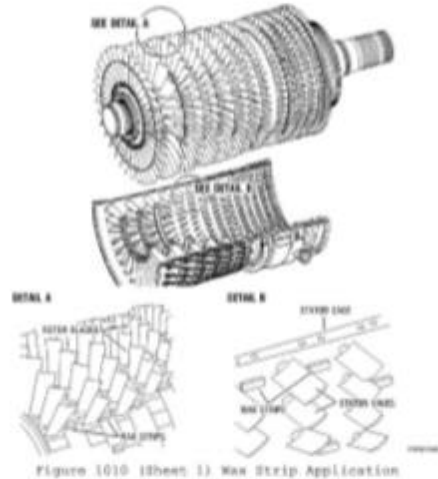
Subtask 72-00-02-160-055

K. Measure the compressor clearance and examine the wax. Refer to Figure 1010 sheet 1 and sheet 2, and Figure 1011 for the stator case, and Figure 1012 for the rotor.

NOTE: All positions are at the 3, 6, 9, and 12 o'clock positions.

NOTE: At the 3 and 9 o'clock positions there will be two pieces of wax per stator half, making a total of four plus one at each of the 6 and 12 o'clock positions.

WARNING: METHYL ETHYL KETONE IS TOXIC. USE PERSONAL PROTECTION EQUIPMENT. USE



- 華航工作單編號/項次: C6E-720002-A001 / 12~13

1.2	Subtask 72-00-02-160-055	Subtask 72-00-02-160-055 K. Measure the compressor clearance and examine the wax. Refer to Figure 1010 sheet 1 and sheet 2, and Figure 1011 for the stator case, and Figure 1012 for the rotor. NOTE: All positions are at the 3, 6, 9, and 12 o'clock positions. NOTE: At the 3 and 9 o'clock positions there will be two pieces of wax per stator half, making a total of four plus one at each of the 6 and 12 o'clock positions. WARNING: METHYL ETHYL KETONE IS TOXIC. USE PERSONAL PROTECTION EQUIPMENT. USE WARNING: ACETONE IS EXPLOSIVE, AN IRRITANT, AN ALLERGEN, AND CAN CAUSE SKIN DETERIORATION. USE VAPOR/EXPOSURE CONTROL OR USE A RESPIRATOR. (1) Use C04-001 Methyl Ethyl Ketone and C04-003 Acetone to clean spots on lands of the stator case between each stage of the stator vane where you will apply wax.	B 
1.3	Subtask 72-00-02-220-133	Subtask 72-00-02-220-133 (2) Apply the C10-002 Wax Strips to the stator case land of stages 1 through 13. Put the wax strips approximately two inches (51 mm) below the horizontal split line on both sides. Also, apply the wax strips at the 6 o'clock position, aft looking forward. Apply the wax strips at 2, 4, 8, 10 and 12 o'clock positions at stages 13 and 14. Put a wax strip at the high position as identified on the compressor rotor spacer at each stage. Put Ten wax strip additional at the most inward point shall be marked with "X" mark 1 of stages 10, stage 11 and stage 12 case rub lands during wax check of HPC blade case to land clearance as a prevention of blade tip rub.	B  C 

附錄 6 華航發修廠維修員資格說明

華航發動機修護工廠維修員資格說明

各項授權等級之取得資格及可執行工作如下表:

授權等級	0	M4	S4	I
QP06MH008 Sec. 5.1.1.1 Sec. 5.5	<p>新進人員被授權執行與簽證工作單上標標示為[0]授權等級代碼的一般常規工作。</p> <p>附註: 新進人員不授權回復可用</p>	<p>人員被授權執行與簽證工作單上標標示為[0]或[A]授權等級代碼的常規工作。</p> <p>附註: M4 人員不授權回復可用。</p>	<p>人員被授權執行與簽證所有型別發動機的工作單上標示為[0]或[A]授權等級代碼,以及指定型別發動機標示為[B]授權等級代碼的常規工作。</p>	<p>授權等級[I]為檢驗員可在檢驗欄位上簽證以確認維修是符合標準程序。</p>
取得資格經歷及條件依據 RSM Sec. 4.3.4	<p>RSM Manual ref. # EMO-QM-001 4.3.4.3 A.</p> <p>a. Qualification Requirements of Freshman</p> <p>a. Completion of technical education;</p> <p>b. Sufficient knowledge of the English language;</p> <p>c. Completion of a fundamental training course including aircraft introduction training;</p> <p>d. Successful introduction into the specific demands of an aircraft maintenance including introduction in the tasks to be performed;</p> <p>e. Completion of the required parts of CAL-EMO RSM/QCM, procedures and</p>	<p>RSM Manual ref. # EMO-QM-001 4.3.4.5 A</p> <p>a. Qualification Requirements for Grant of Category M4 Authorization</p> <p>- Applicant shall be at least 21 years old.</p> <p>- Applicant shall have completed company's regulations and procedures training.</p> <p>- Applicant shall have completed training in respect of with specific engine work skills and processes. A PTR relating to the authorization have being sought.</p> <p>- Applicant shall have at least 18 months maintenance experience relating to the</p>	<p>RSM Manual ref. # EMO-QM-001 4.3.4.5 B</p> <p>a. Qualification Requirements for Grant of Category S4 Authorization</p> <p>- Applicant shall be at least 21 years old.</p> <p>- Applicant shall be the holder of a valid CAA repairman license with appropriate rating or a valid CAA Category B1.1 license.</p> <p>- Applicant shall have completed company's regulations and procedures training.</p> <p>- Applicant shall have completed training in respect of specific engine maintenance work skills and</p>	<p>RSM Manual ref. # EMO-QM-001 4.3.4.7 A</p> <p>a. Qualification Requirements for Grant of Category I Inspector Authorization</p> <p>- Applicant shall be at least 21 years old.</p> <p>- Applicant shall be the holder of any one of certifying staff category authorization.</p> <p>- Applicant shall have completed company's regulations and procedures training.</p> <p>- Applicant must complete inspector training in basic aeronautical technologies, inspection procedures and</p>

華航發動機修護工廠維修員資格說明

	<p>technical documents; f. Applicant must be able to read, write and interpret technical English of specific aviation documentation.</p>	<p>engine maintenance. Note: Experience from other aviation organization can be considered as an equivalent or can reduce practical experience time requirement provided that the employee can prove that he has gained enough knowledge, training and work experience from previous employment. - Applicant shall have passed an oral examination held by a qualified and authorized personnel. - Applicant must be able to read, write and interpret technical English of specific aviation documentation.</p>	<p>processes. A PTR relating to the authorization have being sought. - Applicant shall have completed Shop Certifying Staff training course. - Applicant shall have at least three (3) years maintenance experience relating to the engine maintenance. And he/she shall have at least 6 months maintenance experience within the preceding 2 years. Note: Experience from other aviation organization can be considered as an equivalent or can reduce practical experience time requirement provided that the employee can prove that he has gained enough knowledge, training and work experience from previous employment. - Applicant shall have passed an oral examination held by a qualified and authorized personnel. - Applicant must be able to read, write and interpret technical English of specific</p>	<p>airworthiness regulations. - For aircraft inspector, applicant must complete practical training in structural repair shop since November 1, 2008. - Applicant shall have at least three (3) years maintenance experience relating to the aircraft or aircraft component maintenance. - Applicant must be able to read, write and interpret technical English of specific aviation documentation.</p>
--	--	--	--	---

華航發動機修護工廠維修員資格說明

			aviation documentation.	
可執行工作 RSM Sec. 4.3.4	RSM Manual ref. # EMO-QM-001 4.3.4.3 Freshman Freshman who has been trained with basic maintenance practice may perform aircraft or aircraft components maintenance under supervision of authorized certifying staff. The tasks to be performed and signed-off by freshman are restricted to certain maintenance work which he has been trained and shall be certified by authorized certifying staff.	RSM Manual ref. # EMO-QM-001 4.3.4.5 A b. Privileges of Category M4 Authorization The holder of Category M4 authorization may sign-off engine maintenance tasks and associated processes in any maintenance area, which he/she has personally performed. Their authorization is also valid for the repair, replacement of engine and engine components being controlled by work cards/worksheets.	RSM Manual ref. # EMO-QM-001 4.3.4.5 B b. Privileges of Category S4 Authorization The holder of Category S4 authorization may issue the following certification documents for specific engine type and incorporates Category M4 privileges: - Sign-off in any maintenance area following aircraft component maintenance. - Authorized Release Certificate (ARC)/serviceable tag following engine/engine components maintenance. NOTE: RTS of complete engine/APU shall be performed by holder of S4 category of specific engine type with CAA repairman license or a valid CAA Category B1.1 license.	RSM Manual ref. # EMO-QM-001 4.3.4.7 A. b1 The holder of Category I Inspector authorization may carry out and sign-off the following inspection tasks for which he/ she has been authorized: - Inspection tasks which need DVI/Zonal inspection. - Inspection tasks which need duplicate inspection. - Spot-check of the technical documentation used in aircraft maintenance. - RII (second certification) tasks if the applicant meets the respective customer's (operator's) requirements. - Any inspection forming part of the SSI or CPCP programs.

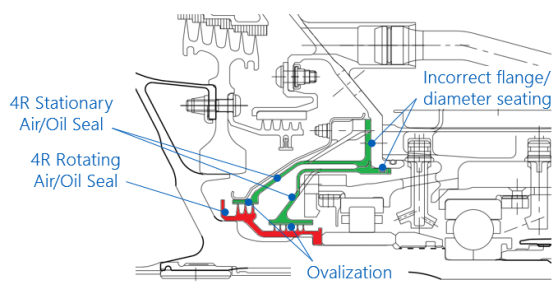
Conclusion

- Root cause
- Event Engine Hardware Comparison to Other Events
- Considered, but Refuted Root Causes
- Corrective Action



Root Cause

- Based on event details, QAR flight data, hardware condition and historical event information, the CAL 811630 event was determined to have initiated due to hard rubs between the 4R Rotating and Stationary Air/Oil Seals.
- The root cause of this condition was determined to be 4R Stationary Air/Oil Seal mis-assembly.
- An incorrectly seated 4R Stationary Air/Oil Seal can cause ovalization of the seal inner diameters. This can generate heavy rubs against the 4R Rotating Air/Oil Seal, resulting in failure of the 4R Rotating Air/Oil Seal and secondary damage as detailed in the previous slides.
- Apart from 811630, GE is aware of 5 other significant events attributed to this root cause dating back to 1996 (CF6-80C & 80E).



Hardware Comparison to Previous Events

- Apart from CAL 811630, GE is aware of 5 other significant events for this root cause dating back to 1996 (CF6-80C & 80E).
- Of those 5 events, two have resulted in sump / engine fires.
- On the following slides is a comparison of hardware condition between 811630 and the previous events:

4R Rotating Air/Oil Seal

811630



Hardware comparison to previous events

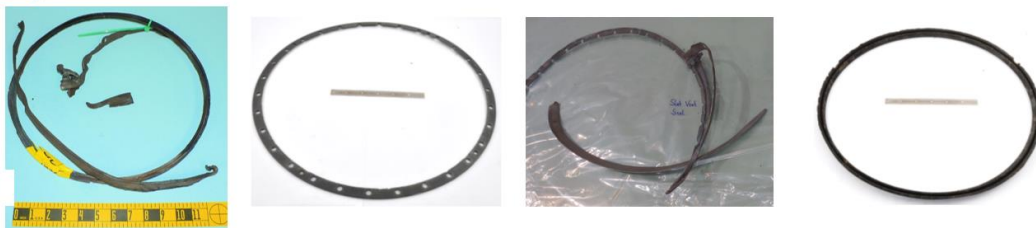
4R Stationary Air/Oil Seal

811630



4R Stationary Vent Seal

811630



Hardware comparison to previous events

4R Rotating Vent Seal



Rotating CDP Seal

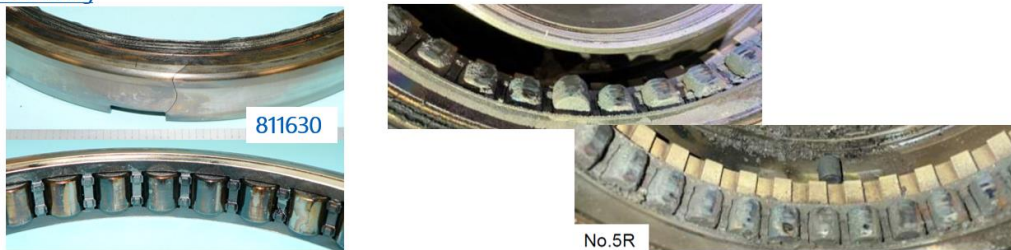


Hardware comparison to previous events

3R Bearing



5R Bearing



Hardware comparison to previous events



Hardware comparison to previous events

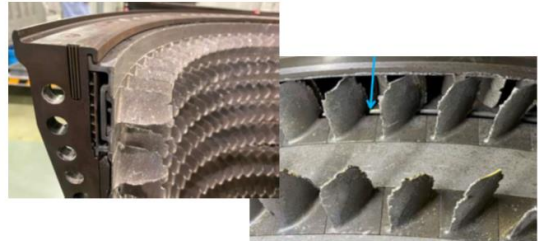


Hardware comparison to previous events

AGB TBC Plate



Compressor



811630 Teardown Photos



Considered, but Refuted Root Causes

Two other known CF6 failure modes that have previously resulted in damage somewhat similar, but significantly less extensive, to that observed on ESN 811630 are:

1) 4R Rotating Vent Seal failure – Lack of damper ring

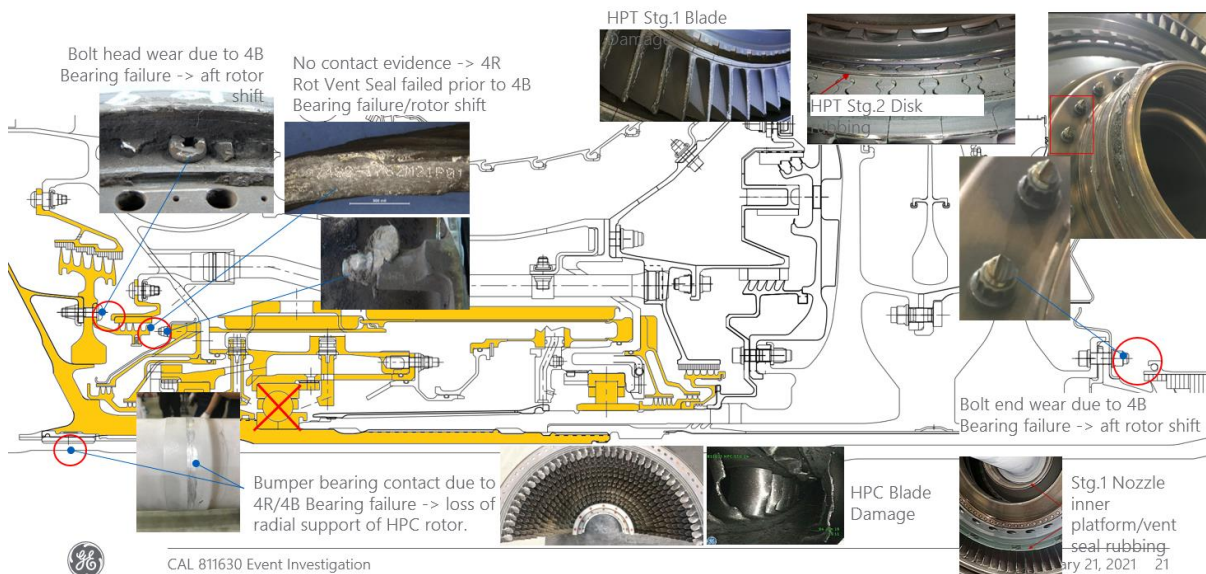
- The lack of a damper ring can result in fracture of the 4R Rotating Vent Seal, and localized damage to surrounding hardware (but not to the extent observed on ESN 811630). This cause is refuted as pieces of the damper ring were identified amongst the 811630 debris material.

2) Sump Fire – Bearing failure

- 5R Bearing failure has previously resulted in a sump fire event. The inner ring fractured axially and penetrated the sump cavity wall, resulting in exposure of sump oil/vapor to hot air. This cause is also refuted as all 811630 bearing inner rings are intact. There are no known cases of 4B Bearing failure resulting in sump fire.

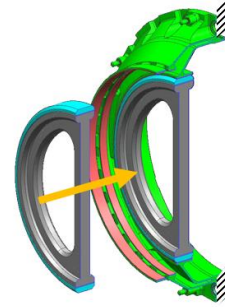


Rotor / Stator Clashing From Bearing Failure



Corrective Actions

- The 4R Stationary Air/Oil Seal installation process is sensitive to workmanship.
- The possibility of installing misaligned seal can be minimized by following good shop practices:
 - Cross-pattern bolt torquing
 - Shim check to ensure mating flanges are correctly seated
 - Verify seal min diameters after installation
 - Ensure no resistance on seal during installation of HPC rotor in CRF
 - Ensure HPC rotor rotates freely after installation
- As an additional preventative measure, GE developed fixture 2C18118G01 to detect a mis-installed seal and added this fixture to the ESM assembly procedure:
 - CF6-80C Subtask 72-34-00-220-187
 - CF6-80E Subtask 72-34-00-440-148
- This fixture simulates the 4R Rotating Air/Oil Seal to detect interference.
- Since this fixture was introduced in 2017, there have been no confirmed events on any engines that employed the fixture during engine build.



China Airlines Assembly Procedure

1) 4R Stationary Air/Oil Seal Installation	30 Subtask: 72-34-00-440-123	Subtask 72-34-00-440-123 AG. Install the 4R bearing stationary air/oil seal (4R air/oil seal) (01-150, 72-34-00). Refer to Figure 1024. Note: Refer to ESM for detail process (7) Remove guide pins and install remaining bolts (01-160, 72-34-00). (a) Torque bolts (01-160, 72-34-00) to 340-360 lb in. (38.4-40.7 N.m). Actual: 35 lb in. Tool: EM 38V	B APR, 18 '19
2) 4R Stationary Air/Oil Seal Seating Check	72-34-00-440-123	(8) Do a check of the seal seating. Ref. Figure 1025. Note: Refer to sub items (a) - (c) for detail of procedure. APR, 18 '19	A APR, 18 '19
3) 4R Stationary Air/Oil Seal Heat Shield Installation	31 72-34-00-440-123	Subtask 72-34-00-400-057 CAUTION: DO NOT USE SAFETY CABLE ON BOLTS (01-160, 72-34-00). SAFETY CABLE CAN BREAK OR DEGRADE AT THIS LOCATION. (J) Safety with wire the bolts (01-160, 72-34-00) in groups of two. Refer to TASK 70-11-00-400-001 (70-11-00, Fastener Retention Procedures). Subtask 72-34-00-440-124 (9) Mark the 4R air/oil seal (01-150, 72-34-00) at the 12:00 o'clock position with a marking pen C05-003. Subtask 72-34-00-440-125 MH. Install the heat shield (01-180, 72-34-00). Refer to Figure 1024. (1) Install the heat shield (01-180, 72-34-00) over the outside diameter and studs of the 4R air/oil seal (01-150, 72-34-00). (2) Install nine nuts (01-170, 72-34-00) onto the studs of 4R air/oil seal (01-150, 72-34-00). (3) Torque the nuts (01-170, 72-34-00) to 33-37 lb in. (3.7-4.2 N.m). Actual: 35 lb in. Tool: EM 35H	A APR, 18 '19 A APR, 22 '19

Gage 2C18118 not used by CAL (Ref. Salesforce 00737753)

Based on a review of CRF assembly paperwork, it appears that China Airlines does not utilize the 2C18118G01 fixture, but applies a previous ESM revision as directed by GE Aviation Product Support Engineering (Salesforce 00737753).



Recommendations



Recommendations

- Investigation conclusions determined that the event initiated from hard rubs between the 4R Rotating and Stationary Air/Oil Seals as a result of a mis-assembled 4R Stationary Air/Oil Seal.
- GE recommends adherence to the latest Engine Manual revision, which requires the use of the 2C18118G01 fixture to improve the detectability of an ovalized 4R Stationary Air/Oil Seal.
- To further ensure that all Maintenance, Repair, and Overhaul (MRO) facilities are incorporating the new 2C18118G01 tool GE Aviation has taken the following actions:
 - Revised the Engine Shop Manual (ESM) for both the CF6-80C2 & -80E1 sections 72-34-00 to:
 - Clearly identify that you "must" use tool 2C18118G01.
 - "Tool 2C18111 must be used"
 - Addition of CAUTION NOTES stating the consequences if the tool is not used.
 - Engine Manual revisions dated April 15, 2020 and can be found on the next slide
- Field communications to re-enforce the requirement to use tool 2C18118G01 will include:
 - Fleet Highlites article(s).
 - Timing is end of 2nd quarter (end of June 2020)
 - Regional conferences and / or Working Together Teams (WTT's) calls.



Recommendations – Engine Shop Manual 72-34-00 Revisions – Dated April 15, 2020

- Subtask 72-34-00-220-187

- ** SB 72-0349 (INTRODUCTION OF NEW REDUCED-DIAMETER CDP SEAL AND ASSOCIATED HARDWARE)

AE. Do a check of the No. 4R bearing stationary air/oil seal seating. Use gage fixture 2C18118. Refer to Figure 1026 and as follows:
CAUTION: TO ASSURE PROPER ASSEMBLY OF THE NO. 4R BEARING STATIONARY AIR/OIL SEAL, **THE GAGE FIXTURE 2C18118 MUST BE USED. FAILURE TO USE THIS FIXTURE CAN RESULT IN MISASSEMBLY OF THE NO. 4R BEARING STATIONARY AIR/OIL SEAL AND ENGINE DAMAGE.**

CAUTION: USE THE GAGE FIXTURE 2C18118 CAREFULLY TO PREVENT DAMAGE OF THE SEAL INNER DIAMETER SURFACES. INSTALL THE GAGE FIXTURE ONLY ON THE NO. 4R STATIONARY AIR/OIL SEAL POST SB 72-0349 CONFIGURATION.

CAUTION: DO NOT APPLY FORCE TO THE AFT GAGE TO PUT IT IN THE NO. 4R BEARING STATIONARY AIR/OIL SEAL. THE AFT GAGE MUST MOVE FREELY IN THE SEAL WHEN IT IS INSERTED. MAKE SURE THAT ALL TOOL SURFACES ARE CLEAN.

(1) Insert the aft gage in the No. 4R bearing stationary air/oil seal (01-100) to do an inspection of the aft diameter.

CAUTION: DO NOT APPLY FORCE TO THE FORWARD GAGE TO PUT IT IN THE NO. 4R BEARING STATIONARY AIR/OIL SEAL. THE FORWARD GAGE MUST MOVE FREELY IN THE SEAL WHEN IT IS INSERTED. MAKE SURE THAT ALL TOOL SURFACES ARE CLEAN.

(2) Insert the forward gage in the No. 4R bearing stationary air/oil seal (01-100) to do an inspection of the forward diameter.

(3) If one of the gages does not move freely inside the No. 4R bearing stationary air/oil seal (01-100), do an inspection of the seal diameters and do the installation of the seal again.

*** END SB 72-0349



本頁空白