รายการอ้างอิง

ภาษาไทย

กิตติ เจิดรังษี. การศึกษาความเป็นไปได้ในการตั้งโรงงานผลิตโปลีไวนิลแอลกอฮอล์ สาขาวิศวกรรมอุตสาหการ จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย. วิทยานิพนธ์ปริญญามหาบัณฑิต จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย, 2526.

โกญจา สนิทนราธร. การวิเคราะห์ค่าใช้จ่ายการบำรุงรักษาของระบบท่อส่งก๊าซธรรมชาติ สาขาวิศวกรรมอุตสาหการ จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย. วิทยานิพนธ์ปริญญามหาบัณฑิต จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย, 2533.

ธวัชชัย หาญชาญชัย. การวิเคราะห์เชิงเศรษฐศาสตร์วิศวกรรมในการตั้งโรงงานใหม่ ของอุตสาหกรรมยางรถเล็ก สาขาวิศวกรรมอุตสาหการ จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย. วิทยานิพนธ์ปริญญามหาบัณฑิต จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย, 2534.

ธีรชัย โรจนพิสุทธิ์. การศึกษาการควบคุมต้นทุนในโรงงานผลิตน้ำบางเขนของการประปานครหลวง สาขาวิศวกรรมอุตสาหการ จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย. วิทยานิพนธ์ปริญญามหาบัณฑิต จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย, 2536.

บุญเรือง มานะสุรการ. การศึกษาการลดและควบคุมต้นทุนการผลิตยางรถในโรงงานขนาดกลาง สาขาวิศวกรรมอุตสาหการ จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย. วิทยานิพนธ์ปริญญามหาบัณฑิต จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย, 2534.

ประกฤติ รันทกิจ. การตัดสินใจเชิงเศรษฐศาสตร์ในการลงทุนผลิตไฟฟ้าเพื่อการจำหน่าย โดยโรงงานน้ำตาล สาขาวิศวกรรมอุตสาหการ จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย. วิทยานิพนธ์ปริญญามหาบัณฑิต จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย, 2534.

เพ็ญแข สนิทวงศ์ ณ อยุธยา. การบัญชีต้นทุน. กรุงเทพมหานคร : โรงพิมพ์จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย, 2534.

ลุ้ย กานต์สมเกียรติ. การศึกษาระบบข้อมูลต้นทุนการผลิตเพื่อการควบคุมต้นทุน ในอุตสาหกรรมผลิตแหอวน สาขาวิศวกรรมอุตสาหการ จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย. วิทยานิพนธ์ปริญญามหาบัณฑิต จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย, 2532.

วันชัย ริจิรวนิช และ ชอุ่ม พลอยมีค่า. เศรษฐศาสตร์วิศวกรรม. กรุงเทพมหานคร : โรงพิมพ์จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย, 2536

วิจิตร ตัณฑสุทธิ์, วันชัย ริจิรวนิช, จรูญ มหิทธาฟองกุล และ ชูเวช ชาญสง่าเวช. การศึกษาการทำงาน (แปล) กรุงเทพมหานคร : โรงพิมพ์จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย, 2537

วิสาข์ เจ่าสกุล. การศึกษาการควบคุมต้นทุนในโรงพยาบาลชุมชน สาขาวิศวกรรมอุตสาหการ จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย. วิทยานิพนธ์ปริญญามหาบัณฑิต จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย, 2533.

สมนึก เอื้อจิรพงษ์พันธ์. การบัญชีต้นทุน แนวคิดและการประยุกต์เพื่อการตัดสินใจ เชิงการบริหาร. พิมพ์ครั้งที่ 1. กรุงเทพมหานคร : สำนักพิมพ์ซีเอ็ดยูเคชั่น, 2535

สว่าง วรรณศุภผล. การศึกษาความเป็นไปได้ในการจัดตั้งโรงงานผลิตเยื่อกระดาษจาก ไม้ยางพารา สาขาวิศวกรรมอุตสาหการ จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย. วิทยานิพนธ์ปริญญามหาบัณฑิต จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย, 2525.

สุวัฒน์ เณรโต. การศึกษาถึงความเหมาะสมทางวิศวกรรมในการผลิตเรือประมงในประเทศไทย โดยใช้ไฟเบอร์กลาส สาขาวิศวกรรมอุตสาหการ จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย. วิทยานิพนธ์ปริญญามหาบัณฑิต จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย, 2535.

ภาษาอังกฤษ

GE Aircraft Engines. CF6-80C2 Engine Manual. GEK92451 Version 4000 Revision No.33. Cincinnati: General Electric Company., 1994.

GE Aircraft Engines. Commercial Standard Practices Manual. GEK9250 Revision No.70. Cincinnati: General Electric Company., 1994.

GE Aircraft Engines. Facilities Planning Manual. Revision No.31. Cincinnati : General Electric Company., 1980.

Michael J. Kroes and Thomas W. Wild. Aircraft Powerplants. Seventh Edition. Singapore : McGraw-Hill, 1994.

Technical Department Thai Airways International Co.,Ltd. Technical Manual Thai. Transmittal Letter No.54. Bangkok: Thai Airways International Co.,Ltd., 1994.

ภาคผนวก

เครื่องยนต์เทอร์โบแฟน จีอี ซีเอฟ 6-80 ซี 2

วิวัฒนาการของเครื่องยนต์เทอร์โบแฟน

เครื่องยนต์เทอร์โบแฟนนั้น คือ เครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์ (Gas Turbine Engine) ชนิดหนึ่ง ซึ่งใช้แรงขับเคลื่อนแบบเจ็ท (Jet Propulsion) การพัฒนาเกี่ยวกับการนำเครื่องยนต์แก๊สเทอร์ไบน์มาใช้ขับเคลื่อนอากาศยานเพิ่งจะเริ่มมีเมื่อปี ค.ศ.1945 แต่ความคิดเกี่ยวกับแรงขับเคลื่อนแบบ เจ็ท (Jet Propulsion) นั้น ไม่ใช่ความคิดที่ใหม่ ชาวจีนโบราณพบว่า ถ้านำผงดินปืนอัดลงไปในท่อที่ถูกปิดอยู่ด้านหนึ่ง แล้วทำการจุดระเบิดมันท่อนั้นจะวิ่งไปด้วยความเร็วสูง ไม่มีใครรู้ว่าใครเป็นคนแรกที่ค้นพบหลักการของแรงขับเคลื่อนด้วย เจ็ท (Jet) แต่ส่วนมากได้ให้เกียรติแก่นาย HERO ซึ่งอาศัยอยู่ที่เมือง Alexandria ประเทศอียิปต์ เมื่อ 200 ปีก่อนคริสต์ศักราช ได้ประดิษฐ์เครื่องมือชนิดหนึ่ง ซึ่งใช้กำลังไอน้ำขับ (ตามรูป 9) เครื่องมือประกอบไปด้วยหม้อต้มน้ำและลูกกลม ซึ่งมีท่อต่อออกมาในทิศทางตรงกันข้าม และปลายท่อขนานกับผิวของลูกกลม เมื่อไอน้ำพุ่งออกมาจะทำให้ลูกกลมหมุนได้ เครื่องมือชนิดนี้มีชื่อว่า Hero's aeolipile

รูปที่ 9 เครื่องมือ Hero's aeolipile

ในช่วงปลายศตวรรษที่ 18 ต่อช่วงต้นศตวรรษที่ 19 ได้มีการออกแบบเกี่ยวกับ Steam Turbine โดยให้ไอน้ำพ่นพุ่งไปบนใบพัด (blade) ของ Turbine ทำให้ตัว Turbine หมุนได้ โดยเปลี่ยนพลังงานความร้อนมาเป็นการหมุนของ Turbine แต่เครื่องมือที่ประดิษฐ์มาเหล่านี้ ยังมีขนาดเล็ก และไม่สามารถทำงานได้ดี เพราะยังขาดความรู้หลายอย่าง เช่น การทำให้ได้อุณหภูมิสูง, การทำให้เกิดความดันสูง, วัสดุที่ทนทานต่อการกัดกร่อนสูง และวิธีการของระบบการหล่อลื่น ซึ่งเครื่องมือที่ประดิษฐ์มาเหล่านี้ ถ้ามันสามารถหมุนกลับทางได้ อากาศก็สามารถที่จะถูกใบพัดออกแรงกระทำได้ แม้กระทั่งการที่จะอัด (Compressed) อากาศ

ในปี 1917 Dr. Sanford A. Moss วิศวกรของบริษัท General Electric ได้ออกแบบเครื่องมือที่เรียกว่า Turbosupercharger ซึ่งเป็นการนำเอาตัว Turbine และตัว Compressor เข้ามารวมกัน เครื่องมือนี้ได้นำไปใช้กับเครื่องยนต์ลูกสูบของเครื่องบินเพื่อนำไปใช้ในการอัดอากาศเข้าไปในเครื่องยนต์ลูกสูบในขณะบินอยู่ที่ความสูงมาก ๆเพราะอากาศจะเบาบางลง ตัว Turbine นั้นจะถูกทำให้หมุนโดยไอเสียที่ออกมาจากเครื่องยนต์ลูกสูบซึ่งตัว Turbine นี้ จะมีเพลาต่อกับ Compressor ซึ่ง Compressor นี้จะถูกออกแบบให้มีส่วนที่สามารถที่จะอัดอากาศได้โดยอยู่ในรูปแบบที่เรียกว่า Centrifugal Impeller ในขณะนั้น เครื่องบินที่ใช้เครื่องยนต์ที่มี Turbine Supercharger นี้ สามารถบินสูงได้ถึง 33,000 ฟิต

หลังจากสงครามโลกครั้งที่ 1 ประมาณปี ค.ศ. 1928 ได้มีการพยายามที่จะสร้างเครื่องยนต์ Gas Turbines เพื่อนำมาใช้เป็นเครื่องมือสร้างแรงขับเคลื่อนแบบ Jet ให้กับอากาศยาน แต่ว่าไม่ประสบผลสำเร็จ อย่างไรก็ตามในปี 1928 Frank Whittle วิศวกรชาวอังกฤษ และเป็นนักเรียนทหารอยู่ในกองทัพอากาศอังกฤษด้วย ได้เสนอวิทยานิพนธ์เกี่ยวกับความเป็นไปได้ในการนำแรงขับเคลื่อนแบบ Jet มาใช้กับอากาศยาน โดยการออกแบบของเขาได้ใช้เครื่องยนต์ Gas Turbine มาเป็นตัวสร้างแรงขับเคลื่อนแบบ Jet แต่ยังไม่มีอะไรเกิดขึ้นจากความคิดนี้ จนกระทั่ง ในปี ค.ศ. 1935 Whittle ได้รับคำสั่งจากกองทัพอากาศอังกฤษ ให้รื้อฟื้นเกี่ยวกับความคิดอันนี้ ในปี ค.ศ. 1936 จึงได้เริ่มมีการพัฒนางานเกี่ยวกับการสร้างเครื่องยนต์จากการออกแบบของเขาโดยได้มีการจัดตั้งเป็นบริษัทขึ้นเพื่อดำเนินการนี้ งานได้ถูกดำเนินอย่างต่อเนื่องจนกระทั่งในปี ค.ศ. 1939 บริษัท Gloster A/C Co. ได้รับมอบหมายให้สร้างเครื่องบินที่สามารถใช้กับเครื่องยนต์ที่ออกแบบโดย Whittle ได้

ในปี ค.ศ. 1941 เครื่องยนต์ที่ออกแบบโดย Whittle ได้ถูกสร้างขึ้นและใช้ชื่อเรียกว่า Whittle WIX Engine ได้ส่งไปที่ประเทศสหรัฐอเมริกา และได้มอบหมายให้ บริษัท General Electric เป็นผู้ดำเนินการพัฒนาต่อไปซึ่งก็เป็นเพราะว่าบริษัท General Electric นั้น ประสบความสำเร็จในการพัฒนา Turbosupercharger เพื่อนำมาอัดอากาศในเครื่องยนต์แบบลูกสูบที่ใช้กับเครื่องบินซึ่งความสำเร็จของเครื่องยนต์ Gas Turbine นั้น ขึ้นอยู่กับความสามารถในการอัดอากาศที่เข้ามาสู่เครื่องยนต์ หนึ่งปีต่อมาในเดือน ต.ค. ปี ค.ศ. 1942 เครื่องบินอเมริกันเครื่องแรกที่ใช้แรงขับเคลื่อนด้วย Jet ได้ถูกพัฒนาขึ้น โดยบริษัท Bell เครื่องบินมีชื่อว่า Bell XP-59A เครื่องยนต์ที่ใช้มีชื่อว่า I-A มีแรงขับ (thrust) 2000 lbs และ สามารถหมุนได้ 16,500 รอบ/นาที

การพัฒนาต่อมาได้ผลิตเครื่องยนต์รุ่น I-16 ซึ่งสามารถสร้างแรงขับได้ 1600 lbs และได้สร้างเครื่องยนต์ที่มีแรงขับสูงขึ้นไปอีก คือ รุ่น J31 และ J33 ซึ่งรุ่น J33 ถูกนำไปใช้กับเครื่องบินของกองทัพอากาศสหรัฐ อย่างไรก็ตาม เครื่องยนต์เหล่านี้ใช้การอัดอากาศโดย Centrifugal Compressor ซึ่งต่อมาทาง บริษัท General Electric ได้กลับไปพัฒนาเครื่องยนต์ Gas Turbine ที่มีการไหลของอากาศในแนวแกน (axial air flow) ซึ่งก็ประสบผลสำเร็จ และ

เครื่องยนต์ Gas Turbine แบบ Axial Air Flow นี้ ได้ถูกนำไปใช้อย่างมากมายในเครื่องบินรบของอเมริกา

ในช่วงปี 1960 เป็นต้นมา เครื่องยนต์ Gas Turbine ของบริษัท General Electric ได้ถูกนำมาใช้อย่างกว้างขวาง ทั้งเครื่องบินพาณิชย์, เฮลิคอปเตอร์, เรือเดินสมุทร, เครื่องกำเนิดไฟฟ้า และใช้เป็นเครื่องปั๊มของสถานีส่งทางท่อแบบระยะไกล และต่อมาได้พัฒนาเครื่องยนต์ Gas Turbine แบบ Axial Air Flow ให้เป็นแบบ High Bypass Turbofan Engine เพื่อใช้ในอากาศยาน

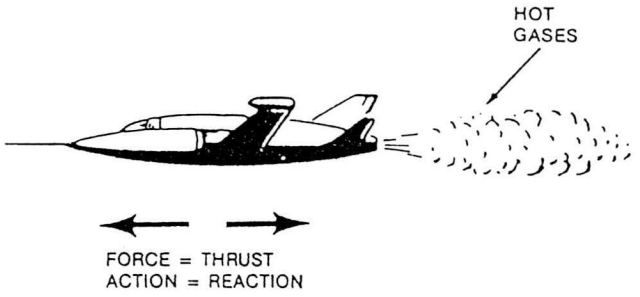
<u>หลักการทำงาน</u>

แรงขับเคลื่อนแบบ เจ็ท (Jet Propulsion)

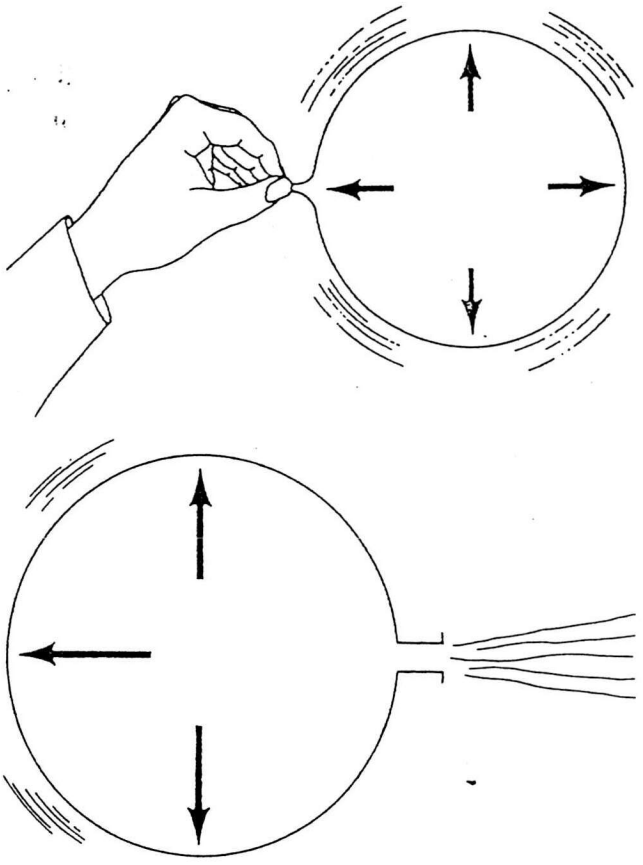
เพื่อที่จะให้มีความเข้าใจที่ดีเกี่ยวกับเครื่องยนต์ Gas Turbine หรือเครื่องยนต์อื่นๆ ที่ใช้หลักการนี้ จำเป็นจะต้องทำความเข้าใจเกี่ยวกับหลักการพื้นฐานเกี่ยวกับแรงขับเคลื่อนแบบ Jet ก่อน ซึ่งหลักการของการขับเคลื่อนแบบ Jet จะอธิบายได้ว่า ทำไมเครื่องบินหรือจรวดสามารถเคลื่อนที่ไปได้

การออกแบบต่างๆ จะอยู่บนพื้นฐานของกฎของนิวตันคือ Every Action = Opposite Reaction ในกรณีเครื่องยนต์ที่ใช้แรงขับเคลื่อนแบบ Jet นี้ Action คือ แรงของมวลของอากาศที่ไหลออกไปทางด้านท้ายของเครื่องยนต์ ดังนั้น อากาศจะถูกนำเข้ามาจากทางด้านหน้าของเครื่องยนต์ด้วยความเร็ว (ขึ้นกับความเร็วเครื่องบิน) และถูกอัดผ่านไปห้องเผาไหม้ แล้วพ่นออกมาทางด้านท้ายของเครื่องด้วยความเร็วที่มากกว่าตอนเข้า ส่วน Reaction ที่เกิดจากการปล่อยมวลของอากาศ คือ แรงที่ผลักไปทางด้านหน้า ซึ่งแรงผลักไปข้างหน้าหรือแรงขับนั้น จะมากหรือน้อยขึ้นอยู่กับปริมาณมวลของอากาศที่เข้ามาในเครื่องยนต์ และความสามารถในการที่จะเร่งและปล่อยมวลอากาศออก

ตัวอย่างง่ายๆ อันหนึ่งที่แสดงให้เห็นเกี่ยวกับ Action และ Reaction รวมทั้งการขับเคลื่อนแบบ Jet คือ ลูกโป่ง ถ้าเราสูบลูกโป่งให้พองแล้วเอานิ้วมือจับปลายไว้ ภายในลูกโป่งจะมีอากาศ และมีความดันอยู่ค่าหนึ่ง ซึ่งความดันนี้จะมีค่าที่เท่ากันในทุกทิศทาง จึงทำให้แรงลัพท์ทั้งหมดเป็นศูนย์ เมื่อเราปล่อยนิ้วมือออก ลูกโป่งจะสามารถวิ่งไปได้ในอากาศในชั่วขณะหนึ่งแล้วตกลงสู่พื้นการวิ่งไปได้ในอากาศของลูกโป่ง ก็เนื่องมาจากแรงขับเคลื่อนแบบ Jet สิ่งที่เกิดขึ้นเมื่อปล่อยนิ้วมือออกคือ จะเกิด Unbalanced Forces ที่ข้างหน้าของลูกโป่ง เพราะตรงรูที่ปล่อยนิ้วมือออก อากาศไม่สามารถทำให้เกิดแรงตรงจุดนี้ได้ ส่วนแรงอื่นๆ ยังคงเท่ากันอยู่ ดังนั้น ลูกโป่งจึงวิ่งไปทางด้านหน้าได้



รูปที่ 10 แสดงกฎข้อที่ 3 ของนิวตัน



รูปที่ 11 แสดงการเกิด Unbalanced forces

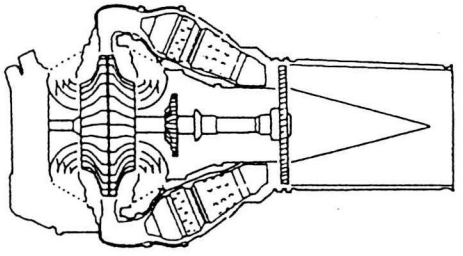
เช่นเดียวกับการเคลื่อนที่ไปได้ของเครื่องยนต์ที่ใช้หลักการของแรงขับเคลื่อนแบบ Jet เครื่องยนต์เคลื่อนที่ไปข้างหน้าได้ ก็เพราะ Unbalanced Forces เช่นกัน โดยแรงเกิดจากการขยายตัวของแก๊สร้อน จะผลักชิ้นส่วนต่าง ๆของเครื่องยนต์ไปทางด้านหน้าและด้านข้าง แต่ทางด้านท้ายของเครื่องยนต์นั้นเป็นรูเปิดขนาดใหญ่ ดังนั้น จึงไม่เกิดแรงที่ด้านท้ายของเครื่องจึงทำให้เกิด Unbalanced Force ขึ้น

Gas Turbine Engine

เครื่องยนต์ Gas Turbine นั้น แบ่งออกได้เป็น 2 รูปแบบ คือ

1. แบบ Centrifugal Flow
2. แบบ Axial Flow

โดยการแบ่งรูปแบบนี้ เป็นการแบ่งตามลักษณะของการอัดอากาศภายในเครื่องยนต์ คือ ถ้าเราลากเส้นผ่านศูนย์กลางของเครื่องยนต์ตามแนวแกนตามยาว ถ้าเป็นแบบ Centrifugal Flow อากาศที่ถูกอัดโดยชุด Compressor นั้น จะถูกอัดรอบแกนตามยาวของเครื่องยนต์ ส่วนแบบ Axial Flow นั้น อากาศจะถูกอัดไปตามแนวแกนตามยาวของเครื่องยนต์ ซึ่งในวิทยานิพนธ์จะกล่าวเฉพาะเครื่องยนต์ Gas Turbine ในรูปแบบ Axial Flow เท่านั้น เพราะว่าเครื่องยนต์ Turbofan ที่ใช้กับเครื่องบินโดยสารนั้น โดยทั่วไปเป็นรูปแบบของ Axial Flow



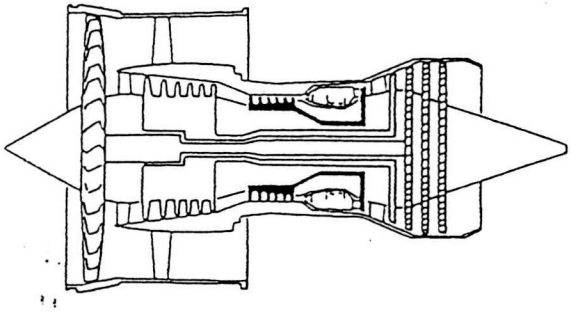
รูปที่ 12 ส่วนหนึ่งของเครื่องยนต์ที่มีการอัดอากาศแบบ Centrifugal Flow

เครื่องยนต์ Gas Turbine นั้น ประกอบไปด้วย 3 ส่วนหลักที่สำคัญคือ ส่วนของชุดอัดอากาศ (Air Compressor), ส่วนห้องเผาไหม้ (Combustion) และส่วนของชุดเทอร์ไบน์ (Turbine Section) บางครั้งเราอาจแบ่งเครื่องยนต์ออกเป็น 2 ส่วน ก็ได้ คือ แบ่งเป็นส่วนเย็น (Cold Section) และส่วนร้อน (Hot Section) โดยส่วนเย็นเป็นส่วนที่อยู่ทางด้านหน้าของเครื่องคือส่วนของชุดอัดอากาศ ส่วนร้อน คือ ส่วนของห้องเผาไหม้และชุดเทอร์ไบน์

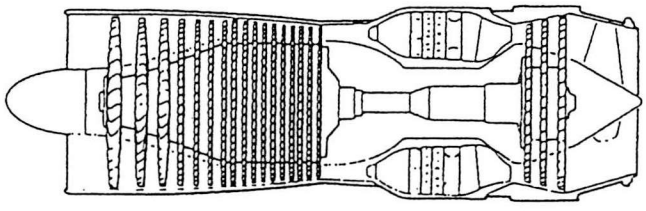
การทำงานของเครื่องยนต์นั้น ชุด Compressor ซึ่งประกอบไปด้วยใบพัดจำนวนมากเรียงกันอยู่เป็นชั้น ๆตามลำดับจะทำการดูดและอัดอากาศผ่านไปยังห้องเผาไหม้ซึ่งน้ำมันเชื้อเพลิงจะถูกส่งเข้าไปยังห้องเผาไหม้ และมีตัวจุดระเบิดทำการจุดระเบิด ทำให้แก๊สที่ถูกอัดเข้ามาเกิด

ความร้อนและขยายตัวพ่นออกไปทางด้านหลัง ซึ่งขณะที่แก๊สไหลออกไป ก็จะผ่านชุดเทอร์ไบน์ ทำให้ชุดเทอร์ไบน์หมุน เพราะชุดเทอร์ไบน์จะอยู่ถัดจากห้องเผาไหม้ และโดยการออกแบบให้มีเพลาต่อระหว่างชุดเทอร์ไบน์และชุด Compressor จึงทำให้ทั้งสองชุดหมุนไปด้วยกัน ซึ่งทำให้ระบบการทำงานเป็นไปอย่างต่อเนื่องได้

ส่วนแก๊สร้อนที่ไหลผ่านชุดเทอร์ไบน์แล้ว ยังคงขยายตัวพ่นออกไปทางท่อท้ายด้วยความเร็วสูงซึ่งทำให้เกิดแรงผลักทำให้เครื่องยนต์วิ่งไปทางด้านหน้าได้ตามหลักการที่กล่าวมาแล้ว



TRIPLE-SPOOL FRONT FAN TURBOFAN
(HIGH BYPASS RATIO)



SINGLE-SPOOL AXIAL-FLOW TURBOJET

รูปที่ 13 เครื่องยนต์ที่มีการอัดอากาศแบบ Axial Flow

เครื่องยนต์เทอร์โบแฟน (Turbofan Engine)

เครื่องยนต์ Turbofan บางทีก็เรียกว่า Bypass Turbofan มีหลักการทำงานแบบเดียวกับเครื่องยนต์ Gas Turbine แต่ก็ได้เพิ่มส่วนประกอบต่าง ๆเพิ่มขึ้นมา โดยนอกจากจะมีชุด Compressor และชุดเทอร์ไบน์ ซึ่งมีเพลาต่ออยู่ด้วยกันแล้วก็จะมีชุดเพลาอีกเพลาหนึ่งสอดอยู่ ซึ่งเพลาชุดนี้จะมีชุดที่เรียกว่า Low Pressure Compressor อยู่ทางด้านหน้าของชุด Compressor เดิม (ซึ่งตอนนี้จะเรียกว่า High Pressure Compressor) และด้านหน้าสุดของเพลาจะเป็นใบพัด (Fan) ขนาดใหญ่ ส่วนทางด้านหลังของเพลานี้ จะมีชุดที่เรียกว่า Low Pressure Turbine ติดอยู่หลังชุดเทอร์ไบน์เดิม (ซึ่งตอนนี้จะเรียกว่า High Pressure Turbine) และนอกจากนี้ ยังได้ออกแบบให้มี case กั้นกระแสอากาศที่ไหลเข้าเครื่องยนต์กับกระแสอากาศที่จะไหลผ่านออกไป

การทำงานทำได้โดย เมื่อเริ่มหมุนชุด High Pressure Compressor อากาศจำนวนหนึ่งจะถูกอัดเข้าไปยังห้องเผาไหม้ เมื่อป้อนเชื้อเพลิงและทำการจุดระเบิดตัวจุดระเบิด จะทำให้แก๊สร้อนขยายตัวออกพ่นผ่านไปยังชุด High Pressure Turbine ซึ่งทั้งสองชุดมีเพลาต่อกัน ทำให้ทั้งสองชุดนี้หมุนไปด้วยกัน ส่วนแก๊สร้อนที่เหลือจะวิ่งผ่านไปยังชุด Low Pressure Turbine ทำให้ชุด Low Pressure Turbine หมุน ซึ่งจะมีเพลาต่อไปยังชุด Low Pressure Compressor และ Fan ทำให้ชุดเหล่านี้หมุนตามด้วย ซึ่งชุด Fan จะหมุนนำอากาศส่วนหนึ่งเข้ามายังชุด Low Pressure Compressor ซึ่งชุด Low pressure Compressor จะหมุนอัดอากาศผ่านให้ไปยังชุด High Pressure Compressor ซึ่งจะทำให้ระบบการทำงานครบวงจร

แรงขับที่ได้จากเครื่องยนต์ Turbofan นี้ จะได้จากกระแสอากาศที่หมุนโดย Fan ด้านหน้าที่ไม่ได้นำเข้าไปในเครื่องยนต์ ซึ่งแรงขับส่วนใหญ่ถึงประมาณ 80% มาจากอากาศส่วน Fan ที่ผ่านรอบนอกเครื่องยนต์ ซึ่งเรียกว่า Bypass Air เครื่องยนต์ Turbofan อาจมีทั้ง High-bypass และ Low-bypass โดยขึ้นกับอัตราส่วนระหว่างปริมาณอากาศที่ไหลผ่านรอบนอกเครื่องกับปริมาณอากาศที่ไหลผ่านเข้าไปในเครื่อง ซึ่งเรียกว่า Bypass Ratio

เครื่องยนต์ Turbofan มีข้อดีคือ ให้แรงขับสูง และประหยัดน้ำมันกว่าเครื่องยนต์ Turbojet ดังนั้น เครื่องยนต์ Turbofan จึงเป็นที่นิยมใช้กับเครื่องบินพาณิชย์ขนาดใหญ่ในปัจจุบัน

ข้อมูลทั่วไปของเครื่องยนต์เทอร์โบแฟนซีเอฟ 6-80 ซี 2

เป็นเครื่องยนต์เทอร์โบแฟน ที่ออกแบบและผลิตโดย บริษัทเจนเนอร์รัลอิเลคทริค (General Electric) ซึ่งเป็นบริษัทผู้ผลิตเครื่องยนต์อากาศยานชั้นนำหนึ่งในสามของโลก (อีก 2 บริษัท คือ Pratt and Whitney และ Rolls Roy) เครื่องยนต์เทอร์โบแฟน ซีเอฟ 6-80 ซี 2 เป็นเครื่องยนต์ที่มีชุดการหมุน 2 ชุด (twin-rotor) และ เครื่องยนต์เป็นแบบ High Bypass Ratio และมีการไหลของการอากาศแบบ Axial Flow

เครื่องยนต์มีชุด High Pressure Compressor 14 ชั้น (Stages) ซึ่งจะถูกหมุนไปกับชุด High Pressure Turbine ที่มี 2 ชั้น และมี Fan อยู่ด้านหน้ากับชุด Low Pressure Turbine ที่มี 5 ชั้น ที่อยู่ด้านหลัง

โดยทั่วไป ถ้าไม่มีอุปกรณ์ใด ๆ เพิ่มเติม ข้อมูลของเครื่องยนต์เป็นดังนี้

Nominal Thrust Class .....57,000 lbs (253.7 kN)

Nominal Engine Length

(Without Turbine Nozzle).....170 inches (4318 mm)

Nominal Engine Width (Overall).....100 inches (2540 mm)

Nominal Engine Weight (Dry).....9000 lbs (4050 kg)

Direction of Rotation

(Both Rotors).....Clockwise (aft looking fwd)

ส่วนประกอบพื้นฐานของเครื่องยนต์ ถ้าแบ่งส่วนของเครื่องยนต์ตามลักษณะหน้าที่การทำงานและตำแหน่งการติดตั้ง โดยบริษัทผู้ผลิตจะแบ่งได้ 5 โมดูล (Modules) ดังนี้

1. Fan Module
2. Core Module
3. High Pressure Turbine Module
4. Low Pressure Turbine Module
5. Accessory Drive Module

แต่เพื่อความสะดวกในการปฏิบัติการซ่อมเครื่องยนต์เทอร์โบแฟน ซีเอฟ6-80 ซี 2 ทางฝ่ายวิศวกรรมของบริษัทการบินไทยได้แบ่งส่วนของเครื่องยนต์ออกเป็น 10 โมดูลดังนี้

1. A Module คือส่วนของ Low Pressure Compressor Assembly ซึ่งแบ่งเป็น Assy ย่อย ๆ อีก 2 ส่วน คือ

   1.1 1A Module คือส่วนของ Low Pressure Compressor Rotor Assembly

   1.2 2A Module คือส่วนของ Low Pressure Compressor Stator Assembly

2. B Module คือส่วนของ High Pressure Compressor Assembly ซึ่งแบ่งเป็น Assy ย่อย ๆ อีก 3 ส่วน คือ

2.1 2B Module คือส่วนของ High Pressure Compressor Rotor Assembly

2.2 3B Module คือส่วนของ Compressor Rear Frame Assembly

2.3 4B Module คือส่วนของ High Pressure Compressor Stator Assembly

3. C Module คือส่วนของ Combustor Assembly

4. D Module คือส่วนของ High Pressure Turbine Stage 1 Nozzle Assembly

5. E Module คือส่วนของ High Pressure Turbine Assembly

6. F Module คือส่วนของ Low Pressure Turbine Assembly ซึ่งแบ่งเป็น Assy ย่อย ๆ อีก 3 ส่วน คือ

6.1 2F Module คือส่วนของ Low Pressure Turbine Rotor Assembly

6.2 3F Module คือส่วนของ Low Pressure Turbine Stator Assembly

6.3 4F Module คือส่วนของ Turbine Rear Frame Assembly

7. G Module คือส่วนของ Accessory Gearbox Assembly

8. H Module คือส่วนของ Transfer Gearbox Assembly

9. K Module คือส่วนของ Fan Frame and Case Assembly และ Inlet Gearbox Assembly ซึ่งแบ่งเป็น Assy ย่อย ๆ อีก 2 ส่วน คือ

9.1 1k Module คือส่วนของ Fan Frame and Case Assembly

9.2 2k Module คือส่วนของ Inlet Gearbox Assembly

10. L Module คือส่วนของ Fan Forward Shaft and Mid Shaft Assembly ซึ่งแบ่งเป็น Assy ย่อย ๆ อีก 2 ส่วน คือ

10.1 1L Module คือส่วนของ Fan Forward Shaft Assembly

10.2 2L Module คือส่วนของ Fan Mid Shaft Assembly

เครื่องยนต์ ซีเอฟ6-80 ซี2 ที่ใช้กับเครื่องบินของบริษัทการบินไทย นั้นมีอยู่ทั้งหมด 6 แบบ ตามแบบของเครื่องบินดังนี้

1. เครื่องยนต์ ซี เอฟ 6-80 ซี 2 เอ 1 (CF 6-80 C2 A1) ใช้กับเครื่องบินแอร์บัส เอ 300-600 (Airbus A300-600)

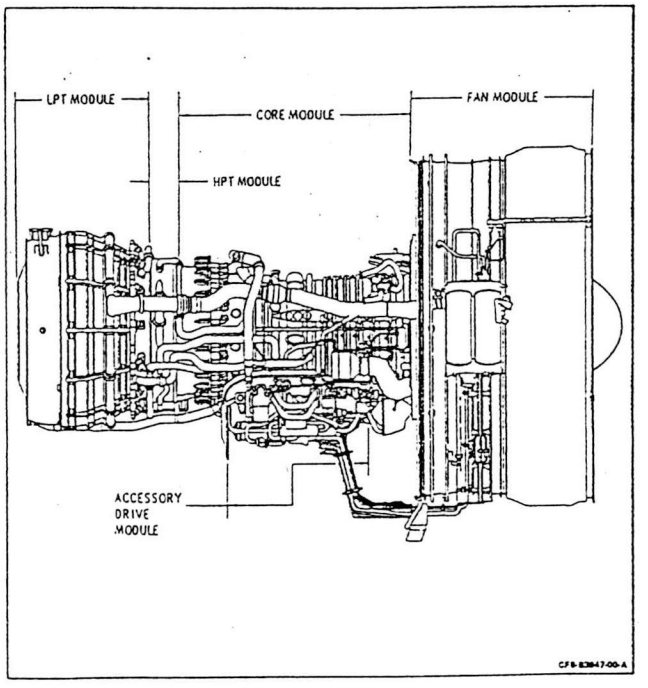
2. เครื่องยนต์ ซี เอฟ 6-80 ซี 2 เอ 2 (CF 6-80 C2 A2) ใช้กับเครื่องบินแอร์บัส เอ 310 (Airbus A310)

3. เครื่องยนต์ ซี เอฟ 6-80 ซี 2 เอ 5 (CF 6-80 C2 A5) ใช้กับเครื่องบินแอร์บัส เอ 300-600 อาร์ (Airbus A300-600R)

4. เครื่องยนต์ ซี เอฟ 6-80 ซี2 บี1 (CF 6-80 C2 B1) ใช้กับเครื่องบินโบอิ้ง 747-300 (Boeing 747-300)

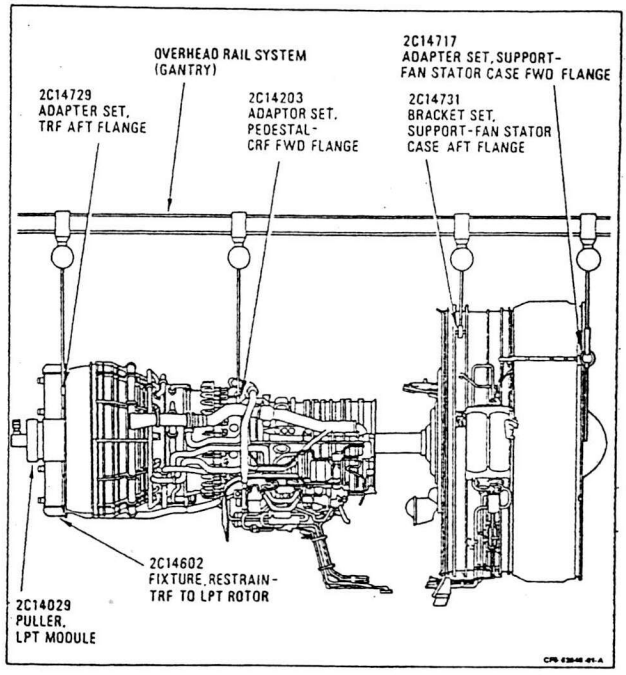
5. เครื่องยนต์ ซี เอฟ 6-80 ซี2 บี1 เอฟ (CF 6-80 C2 B1F) ใช้กับเครื่องบินโบอิ้ง 747-400 (Boeing 747-400)

6. เครื่องยนต์ ซี เอฟ 6-80 ดี 1 เอฟ (CF 6-80 D1F) ใช้กับเครื่องบินเอ็มดี 11 (Mcdonnel Douglas MD11)



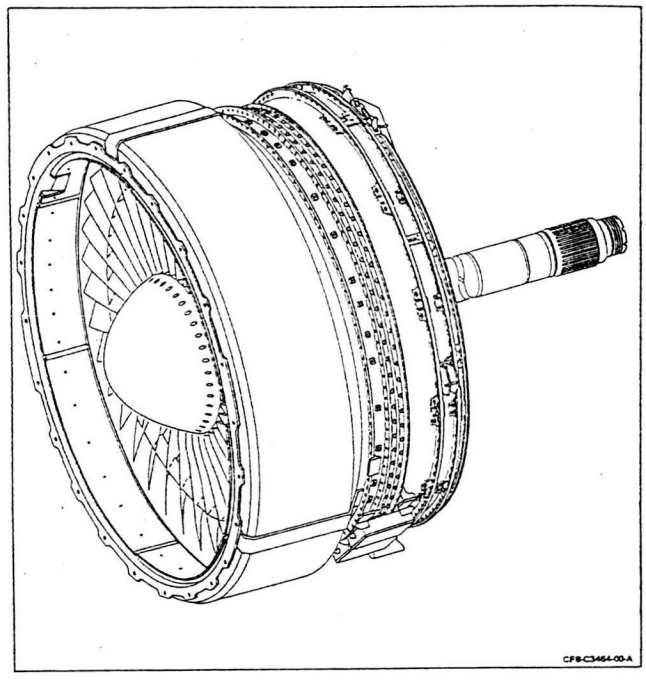
รูปที่ 14 แสดงภาพด้านข้างของเครื่องยนต์ ซีเอฟ 6-80 ซี2 ซึ่งมีการแบ่งโมดูลตามที่บริษัทผู้ผลิต แบ่งจำนวน 5 โมดูล

ที่มา : G.E. CF6-80 C2 Engine Manual Revision No.33



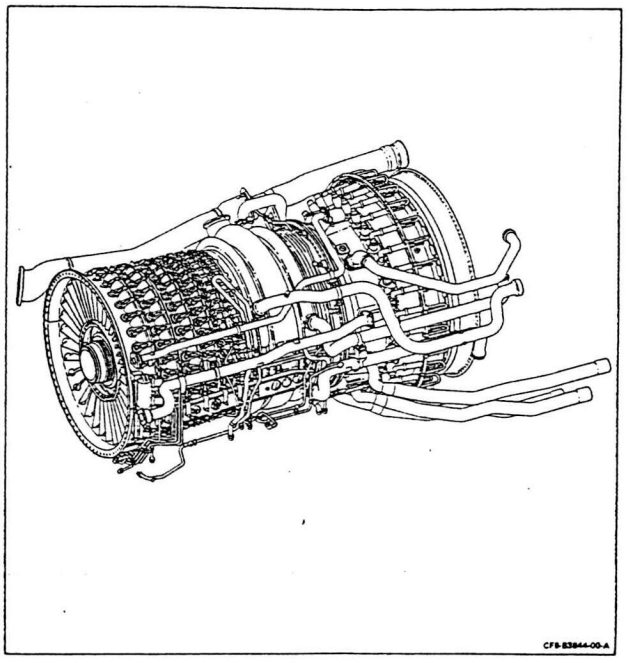
รูปที่ 15 แสดงภาพการถอด / ประกอบ Fan Module

ที่มา : G.E. CF6-80 C2 Engine Manual, Revision No.33

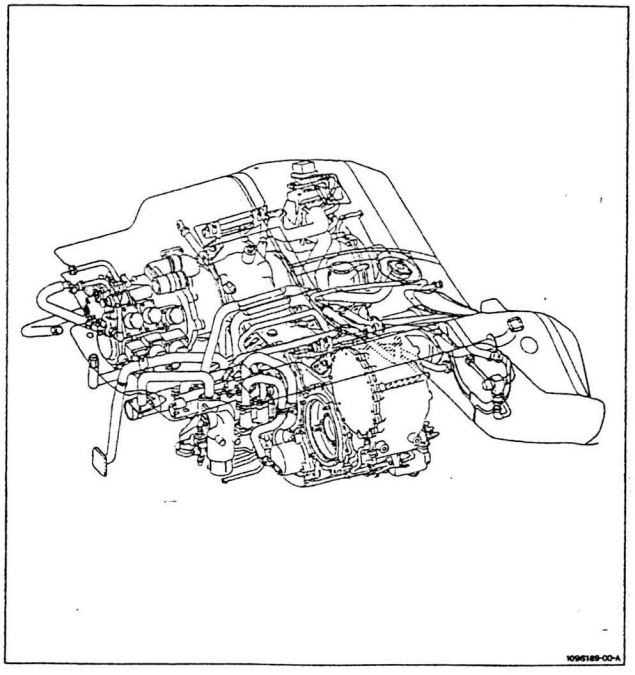


รูปที่ 16 แสดงภาพ Fan Module

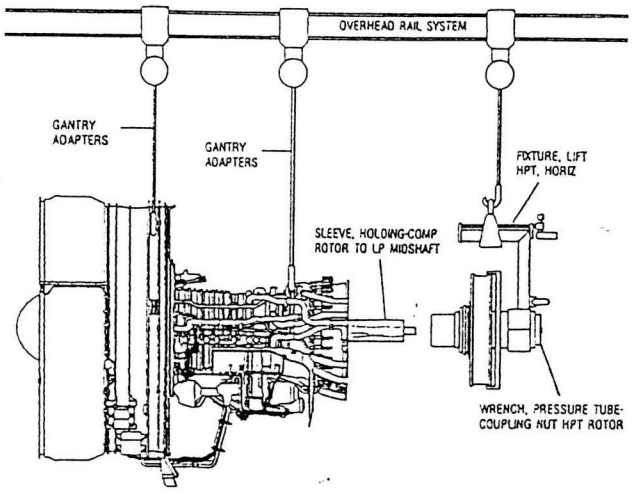
ที่มา : G.E. CF6-80 C2 Engine Manual, Revision No.33



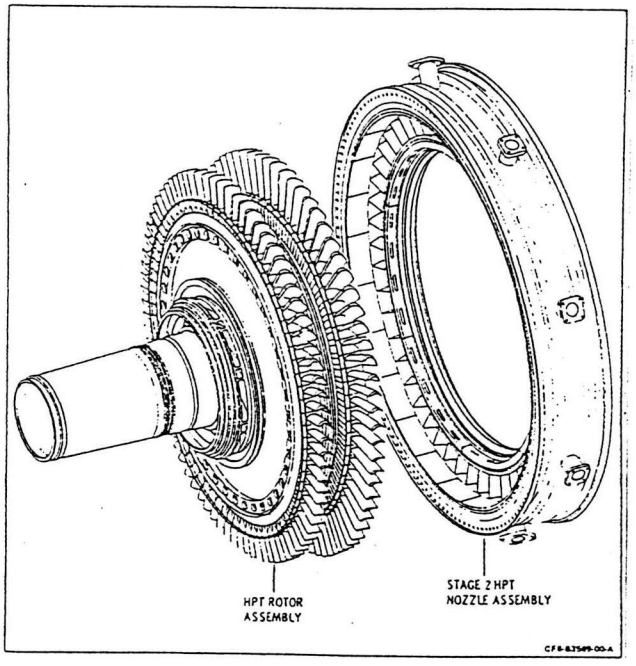
รูปที่ 17 แสดงภาพ Core Module
ที่มา : G.E. CF6-80 C2 Engine Manual, Revision No.33



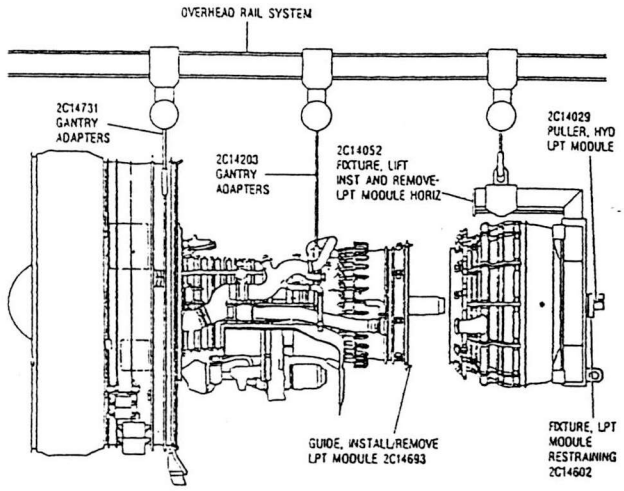
รูปที่ 18 แสดงภาพ Accessory Drive Module
ที่มา : G.E. CF6-80 C2 Engine Manual, Revision No.33



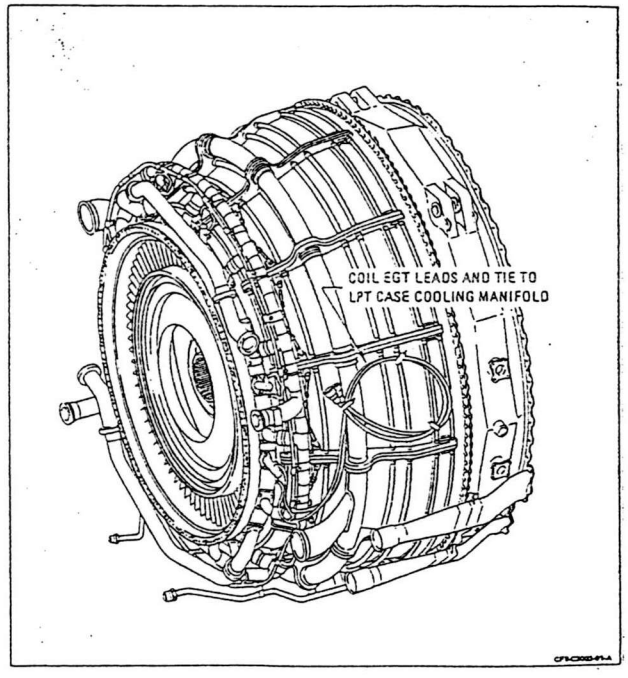
รูปที่ 19 แสดงภาพการถอด / ประกอบ High Pressure Turbine Module
ที่มา : G.E. CF6-80 C2 Engine Manual, Revision No.33



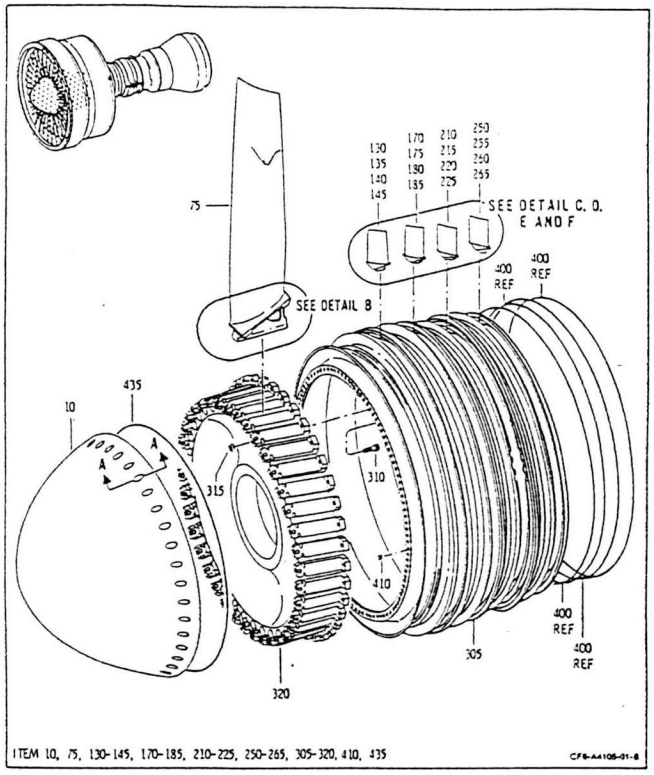
รูปที่ 20 แสดงภาพ High Pressure Turbine Module
ที่มา : G.E. CF6-80 C2 Engine Manual, Revision No.33



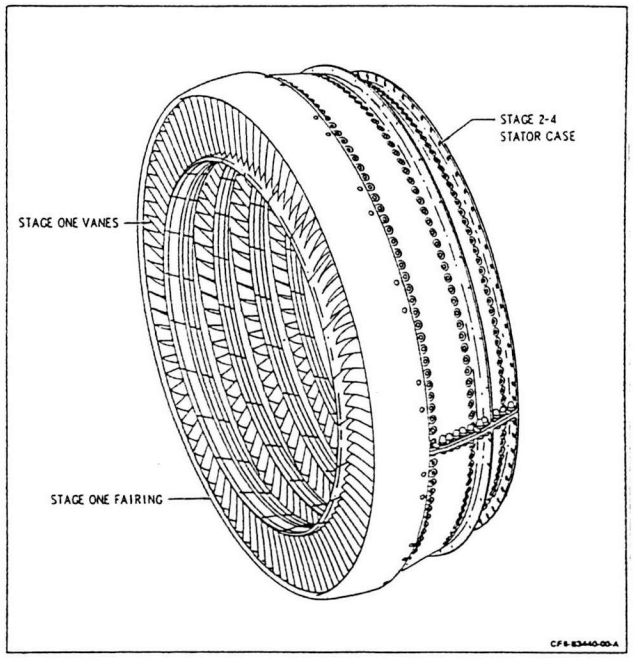
รูปที่ 21 แสดงภาพการถอด / ประกอบ Low Pressure Turbine Module
ที่มา : G.E. CF6-80 C2 Engine Manual, Revision No.33



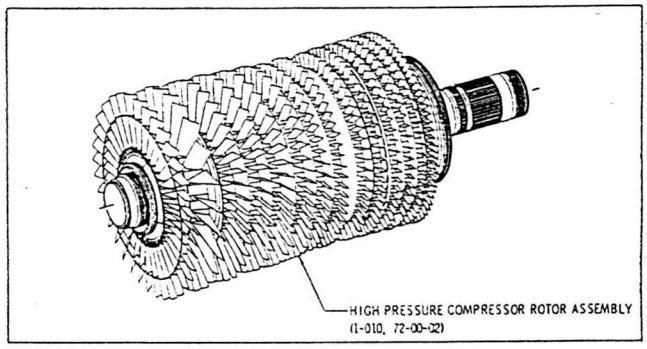
รูปที่ 22 แสดงภาพ Low Pressure Turbine Module
ที่มา : G.E. CF6-80 C2 Engine Manual, Revision No.33



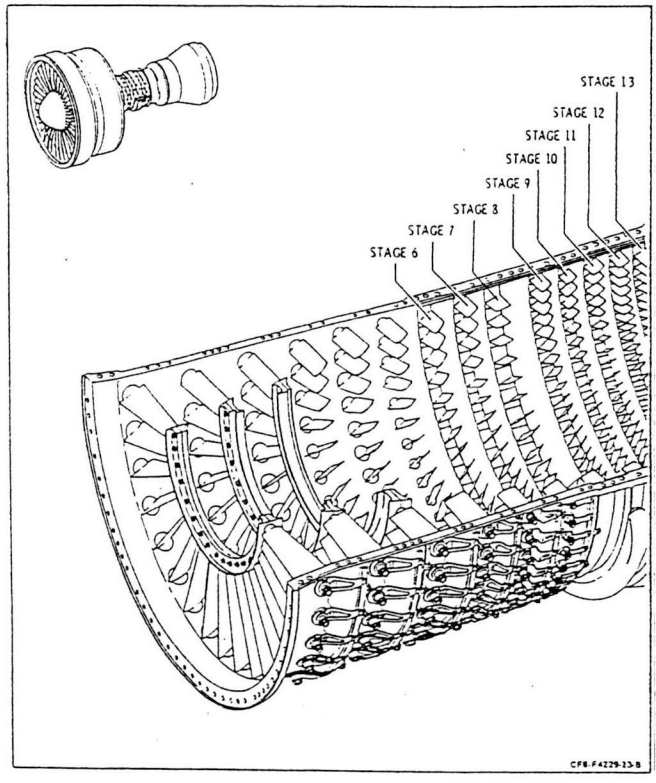
รูปที่ 23 แสดงภาพ 1 A Module (Low Pressure Compressor Rotor Assembly)
ที่มา : G.E. CF6-80 C2 IPC Parts Catalogue



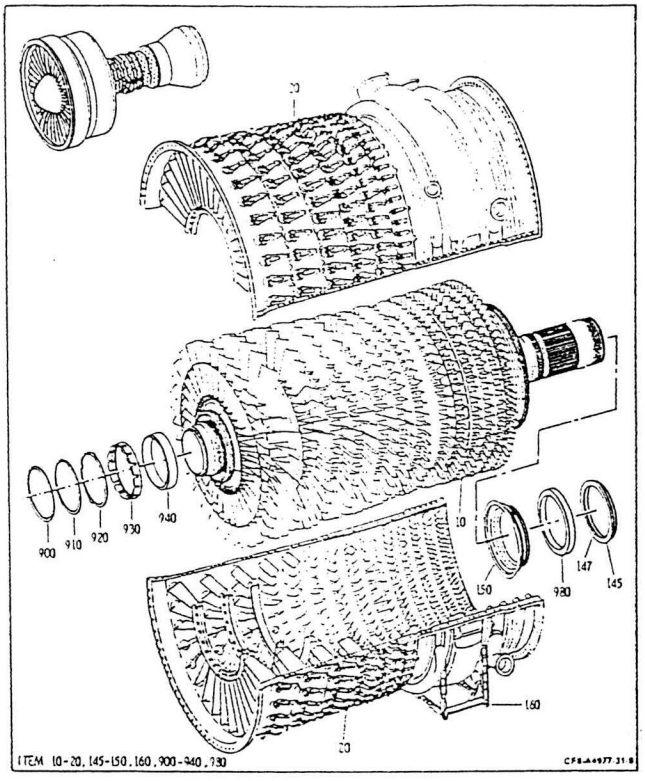
รูปที่ 24 แสดงภาพ 2 A Module (Low Pressure Compressor Stator Assembly)
ที่มา : G.E. CF6-80 C2 Engine Manual, Revision No.33



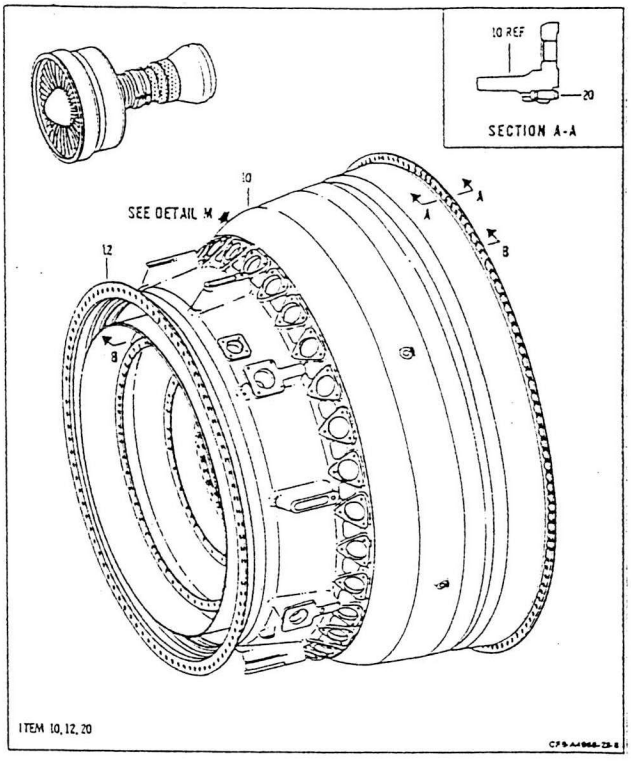
รูปที่ 25 แสดงภาพ 2 B Module (High Pressure Compressor Rotor Assembly)
ที่มา : G.E. CF6-80 C2 IPC Parts Catalogue



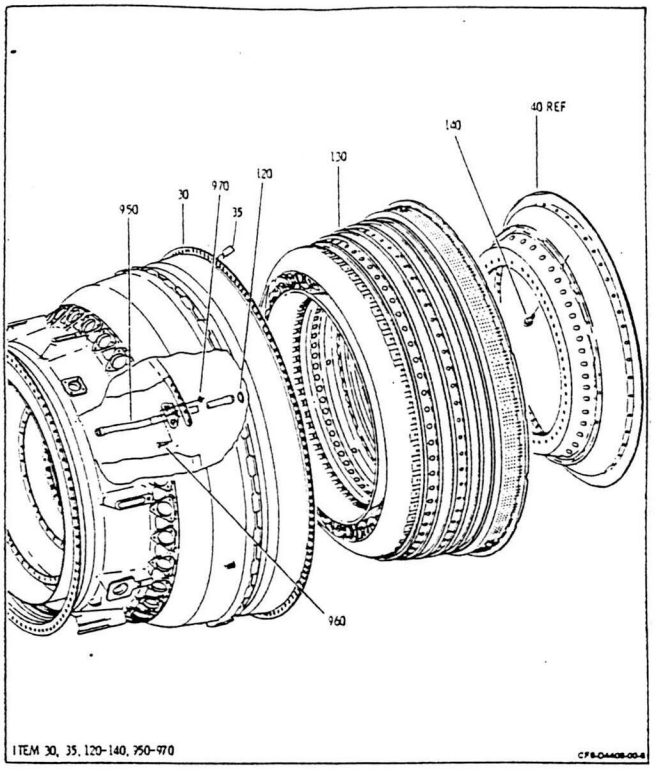
รูปที่ 26 แสดงภาพ 4 B Module (High Pressure Compressor Stator Assembly)
ที่มา : G.E. CF6-80 C2 IPC Parts Catalogue



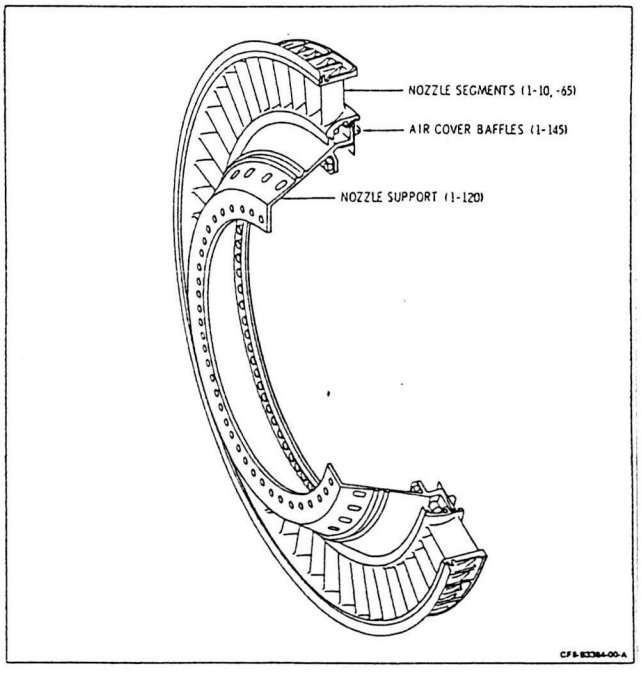
รูปที่ 27 แสดงภาพประกอบ 2 B Module และ 4 B Module
ที่มา : G.E. CF6-80 C2 IPC Parts Catalogue



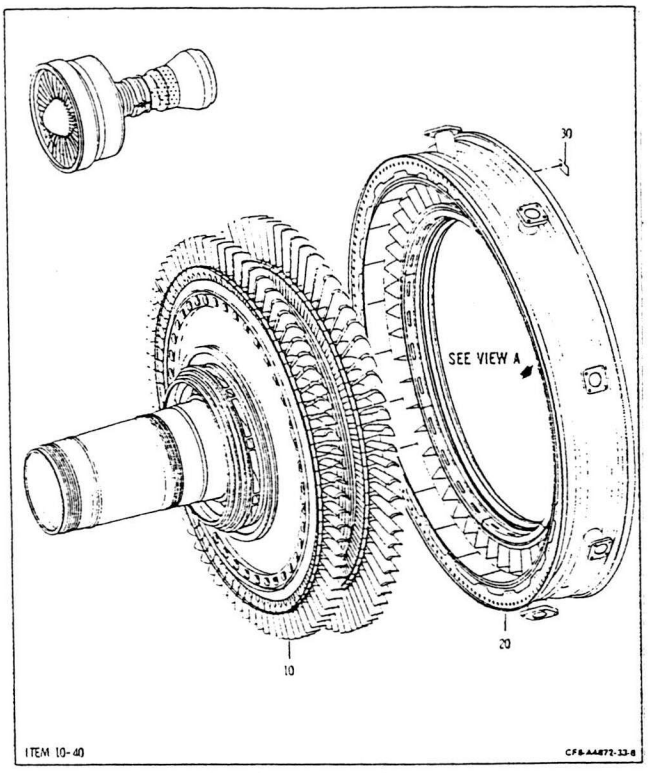
รูปที่ 28 แสดงภาพ 3 B Module (Compressor Rear Frame Assembly)
ที่มา : G.E. CF6-80 C2 IPC Parts Catalogue



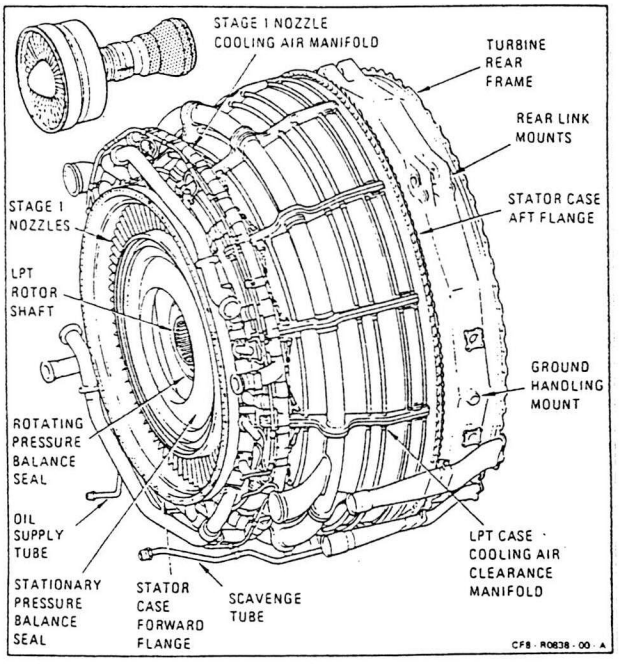
รูปที่ 29 แสดงภาพประกอบ C Module (Combustor Assembly)
ที่มา : G.E. CF6-80 C2 IPC Parts Catalogue



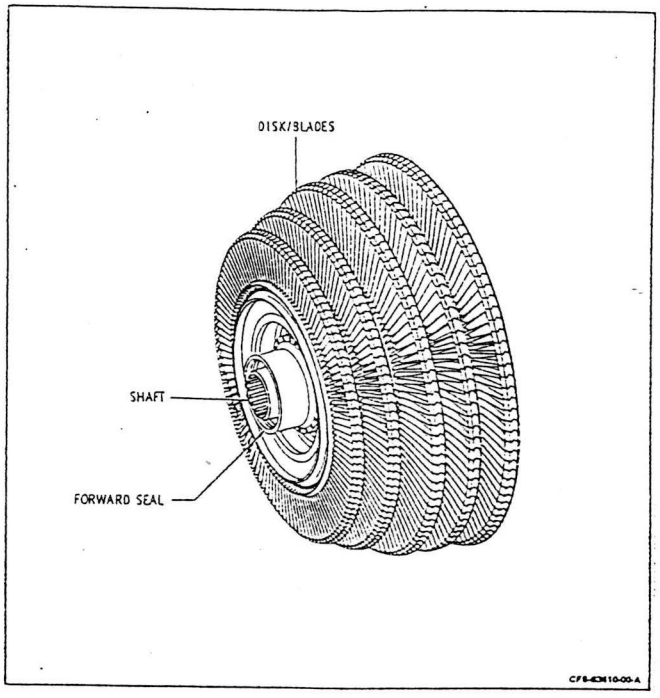
รูปที่ 30 แสดงภาพ D Module (High Pressure Stage 1 Nozzle Assembly)
ที่มา : G.E. CF6-80 C2 IPC Parts Catalogue



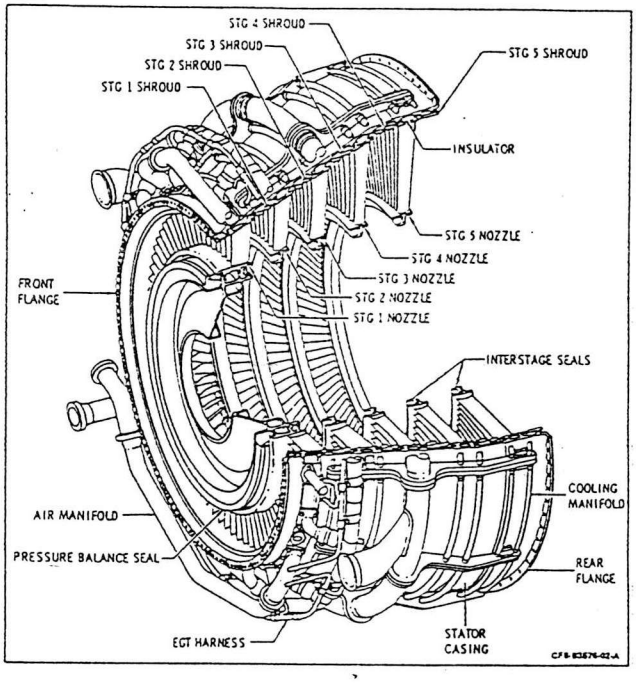
รูปที่ 31 แสดงภาพ E Module (High Pressure Turbine Assembly)
ที่มา : G.E. CF6-80 C2 IPC Parts Catalogue



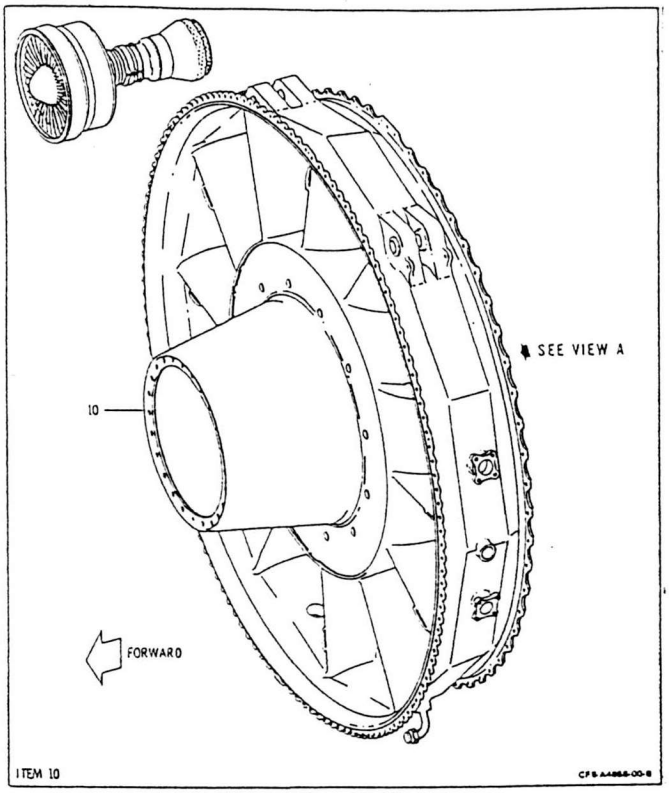
รูปที่ 32 แสดงภาพ F Module (Low Pressure Turbine Assembly)
ที่มา : G.E. CF6-80 C2 IPC Parts Catalogue



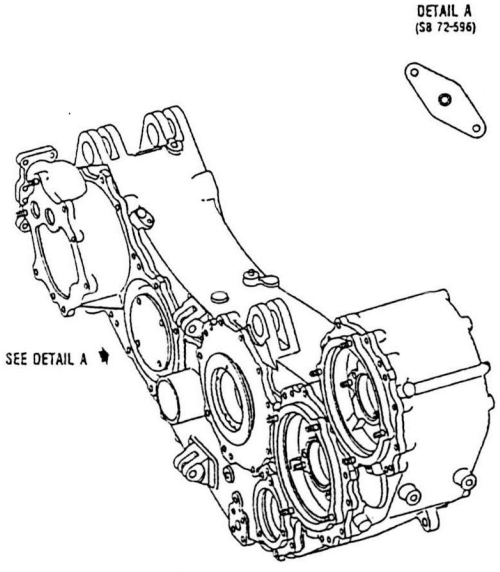
รูปที่ 33 แสดงภาพ 2F Module (Low Pressure Turbine Rotor Assembly)
ที่มา : G.E. CF6-80 C2 IPC Parts Catalogue



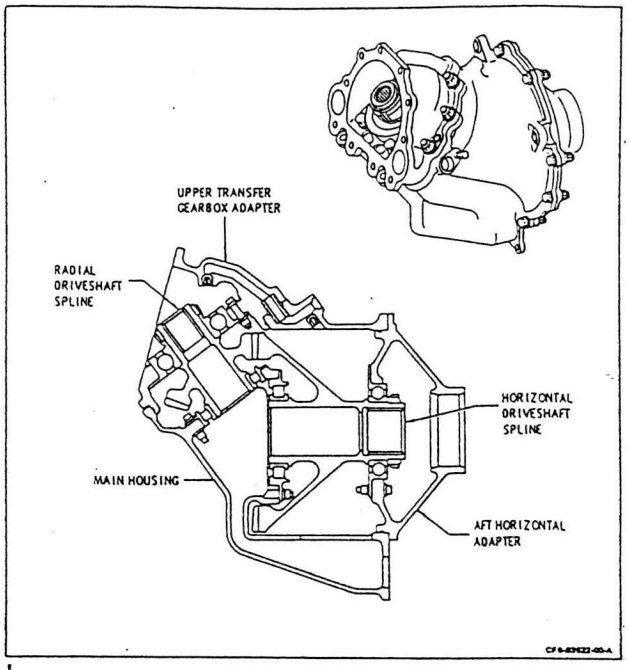
รูปที่ 34 แสดงภาพ 3F Module (Low Pressure Turbine Stator Assembly)
ที่มา : G.E. CF6-80 C2 IPC Parts Catalogue



รูปที่ 35 แสดงภาพ 4F Module (Turbine Rear Frame Assembly)
ที่มา : G.E. CF6-80 C2 IPC Parts Catalogue

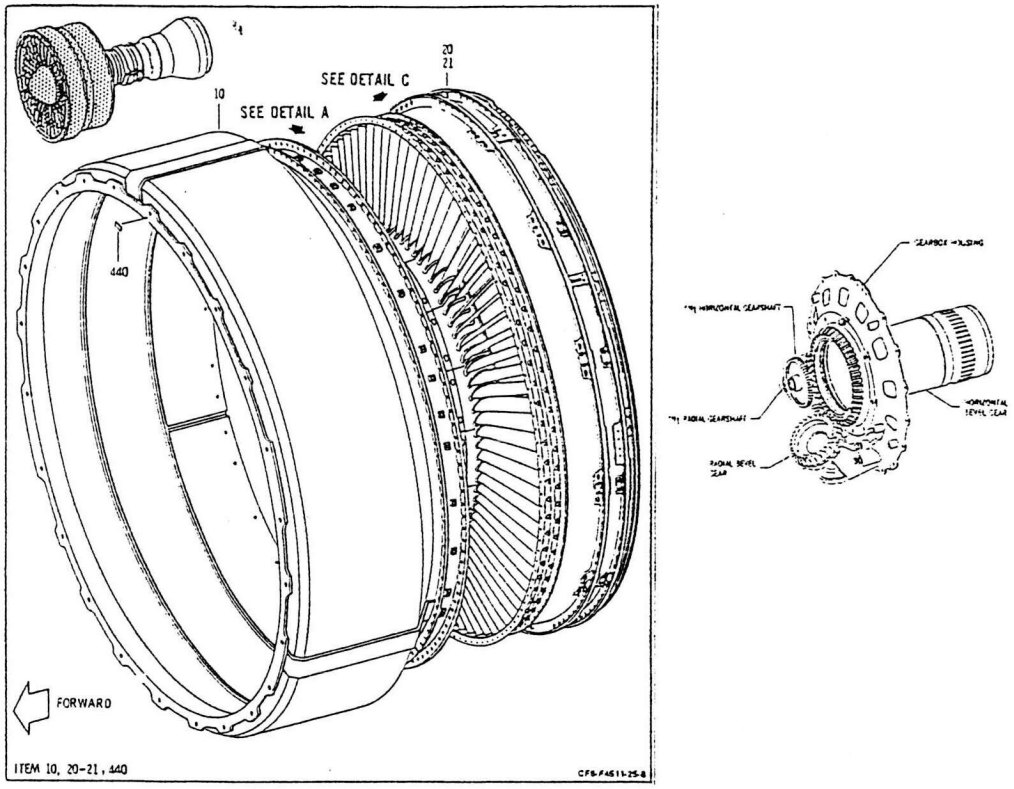


รูปที่ 36 แสดงภาพ G Module (Accessory Gearbox Assembly)
ที่มา : G.E. CF6-80 C2 IPC Parts Catalogue



รูปที่ 37 แสดงภาพ H Module (Transfer Gearbox Assembly)

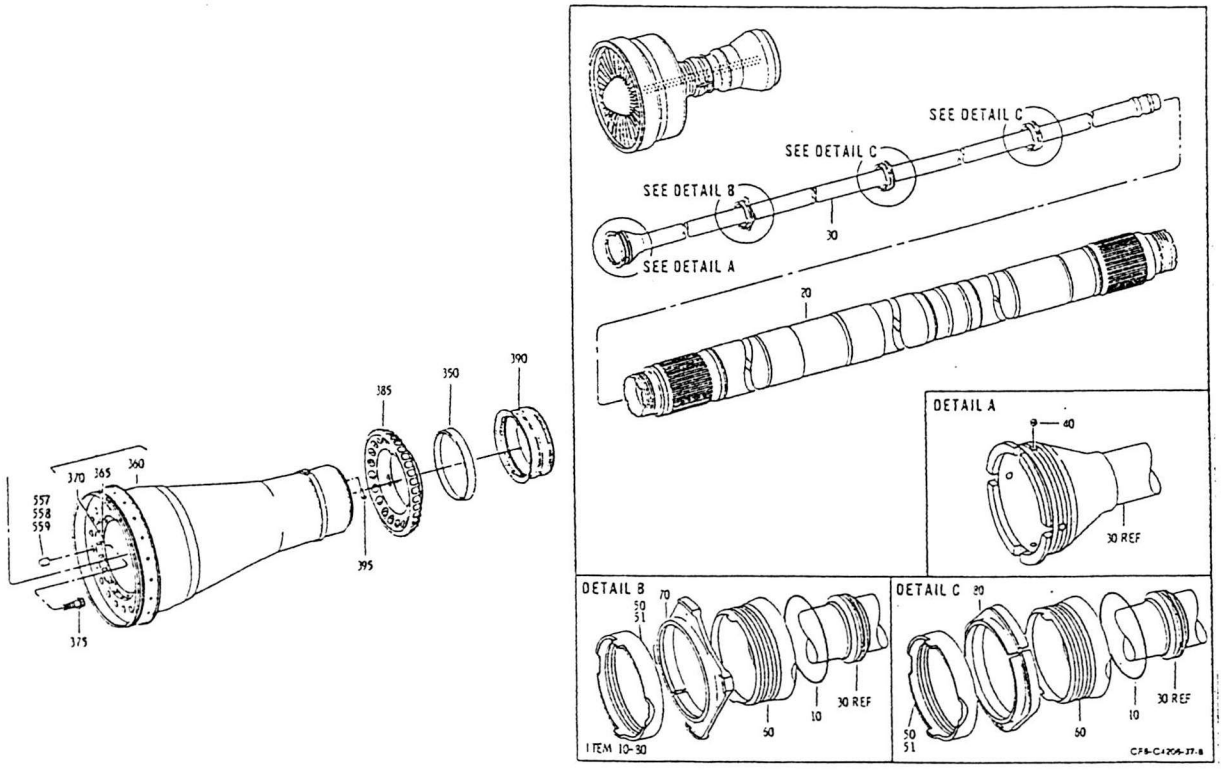
ที่มา : G.E. CF6-80 C2 IPC Parts catalogue



รูปที่ 38 แสดงภาพ 1K Module (Fan Frame and Case Assembly)

และ 2K Module (Inlet Gearbox Assembly)

ที่มา : G.E. CF6-80 C2 IPC Parts Catalogue



รูปที่ 39 แสดงภาพ 1L Module (Fan Forward Shaft Assembly)
และ 2L Module (Fan Mid Shaft Assembly)
ที่มา : G.E. CF6-80 C2 IPC Parts Catalogue

ประวัติผู้เขียน

นาย เชิดพันธ์ โชติคุณ เกิดวันที่ 20 เมษายน พ.ศ. 2510 ที่กรุงเทพมหานคร สำเร็จการศึกษาปริญญาตรี วิศวกรรมศาสตร์บัณฑิต สาขาวิศวกรรมอุตสาหการ คณะวิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าธนบุรี ในปีการศึกษา 2533 และเข้าศึกษาในหลักสูตรวิศวกรรมศาสตร์มหาบัณฑิต สาขาวิศวกรรมอุตสาหการ ที่จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย เมื่อ พ.ศ. 2536 ปัจจุบันทำงานอยู่ที่ฝ่ายซ่อมใหญ่เครื่องยนต์อากาศยาน บริษัท การบินไทย จำกัด