บทที่ ๑
ทฤษฎีเครื่องยนต์ก๊าซเทอร์ไบน์

เครื่องยนต์ก๊าซเทอร์ไบน์ชั้นมูลฐาน

การพัฒนากำลังทางอากาศนั้นควบคู่ด้วยการวิวัฒนาการด้านหน่วยให้กำลังทางอากาศพร้อม ๆ กัน อากาศยานที่มีสมรรถนะที่ดีนั้นจะต้องกอรปด้วยหน่วยให้กำลังที่มีน้ำหนักเบา ให้แรงขับสูง ด้วยระบบการบังคับที่ดี และมีพิสัยการบินมากที่สุด ประมาณปี ค.ศ. ๑๔๙๐ ลีโอนาโด ดา วินซี (LEONARDO DA VINCI) ผู้ใฝ่ฝันที่จะให้มนุษย์บินได้เหมือนนก แต่ก็ประสบปัญหาเกี่ยวกับหน่วยพลังงานการขับเครื่องที่จะใช้กับสิ่งที่จะใช้บินของเรา ประมาณปี ค.ศ. ๑๘๐๐ อันเป็นยุคที่มีการยอมรับว่า มนุษย์จะต้องบินได้ โดยมีนักวิทยาศาสตร์หลายคนที่พยายามคิดค้นที่จะประดิษฐ์เครื่องยนต์อากาศยานขึ้นมาใช้ แต่มันก็เป็นเพียงแนวความคิดที่ดีเท่านั้น เพราะเครื่องยนต์ที่เขาเหล่านั้นประดิษฐ์ขึ้นมามีน้ำหนักมากเกินไป จนกระทั่งประมาณปี ค.ศ. ๑๙๐๓ พี่น้องตระกูลไรท์ (ORVIL AND WILBUR WRIGHT BROTHERS) ได้ประดิษฐ์เครื่องยนต์ขึ้นมาใช้กับอากาศยานของเขาประสพความสำเร็จที่คิดตี้ฮอค ต่อมา เกลน เอช เคอตีส (GLENN H CURTIS) ประสบผลสำเร็จอย่างน่าทึ่งกับเครื่องยนต์ที่เขาประดิษฐ์ขึ้นมาขนาดใหญ่ขึ้น สมรรถนะสูงขึ้น มีการใช้เครื่องวัดต่างๆ ประกอบกับการทำงาน เพื่อใช้กับอากาศยานที่ต้องการความเร็วและบินสูง ๆ ตามลำดับ

แต่อย่างไรก็ตาม เครื่องยนต์ลูกสูบที่ใช้เป็นหน่วยพลังงานขับเคลื่อนอากาศยานนั้นมีขีดจำกัดด้วยขนาด , น้ำหนัก และแรงม้า ซึ่งจำกัดให้อากาศยานบินได้ด้วยความเร็วและระยะสูงไม่มากมัก เกี่ยวกับประสิทธิภาพของใบพัดและอื่น ๆ ดังนั้น การพัฒนาหน่วยกำลังการขับเคลื่อนอากาศยานจึงต้องดำเนินต่อไปเรื่อย ๆ เพื่อที่จะให้อากาศยานมีความเร็ว,พิสัยการบินสูงขึ้น ตามต้องการ

ตามความเป็นจริงแล้ว วิวัฒนาการทางด้านเครื่องยนต์ก๊าซเทอร์ไบน์ได้มีมาก่อนเครื่องยนต์ลูกสูบเสียอีก แต่ว่าเชื่องช้ามากและมีการพัฒนาสืบต่อเนื่องกันมาอย่างไม่จบสิ้น ดังจะเห็นได้ว่าในปัจจุบันการพัฒนาของเครื่องยนต์ก๊าซเทอร์ไบน์ก็ยังคงดำเนินอยู่ต่อไป ดังจะเห็นได้จากประมาณ ๒๕๐ ปี ก่อนคริสศักราช ฮีโร (HERO) นักเขียนและนักคำนวณชาวกรีก ได้ประดิษฐ์เครื่องมือชนิดหนึ่งขึ้นมาใช้ชื่อว่าแอร์โอลิไพล์ (AEOLIPILE) ซึ่งใช้พลังงานจากไอน้ำไปหมุนลูกกลมบนแกน แกนหนึ่งดังรูป ซึ่งต่อมาชาวโลกได้ถือว่า HERO เป็นบรมครูทางด้านเครื่องยนต์ก๊าซเทอร์ไบน์

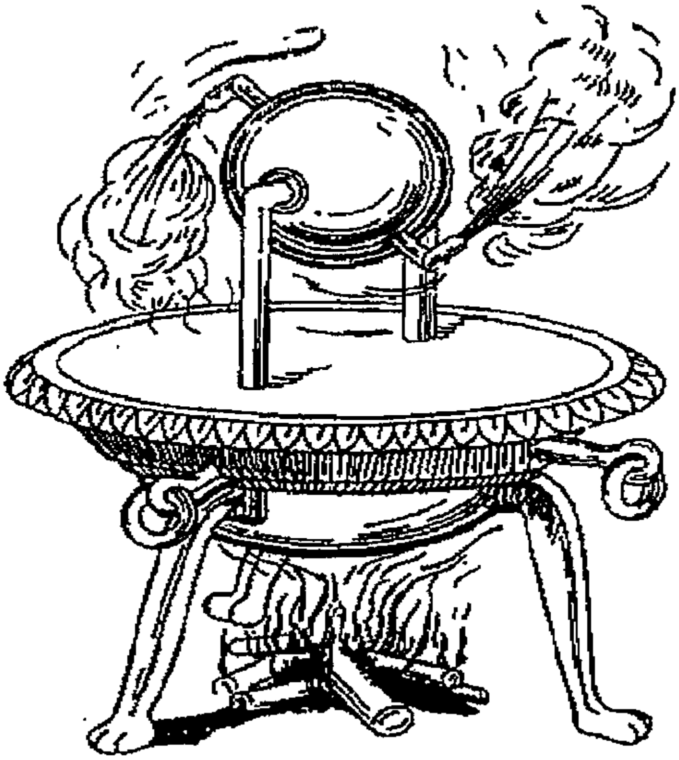


Fig. 1A-2 Hero's aeolipile, conceived more than 200 years before Christ proved that power by reaction was possible.

เซอร์ ไอแซค นิวตัน (SIR ISAAC NEWTON) ได้นำหลักการของฮีโร มาใช้เป็นกฎข้อที่สามของเขาที่ว่า" แรงที่มากระทำต่อเทหวัตถุใด ๆ จะมีแรงปฏิกิริยาโต้ตอบมาในทิศทางตรงกันข้ามด้วยขนาดเท่ากัน " ไอน้ำที่พ่นออกมาจากลูกกลมก่อให้เกิดแรงปฏิกิริยา ทำให้ลูกกลมหมุนไปในทิศทางตรงข้าม ด้วยหลักการอันนี้ เซอร์ ไอแซก นิวตัน ได้นำมาสร้างรถลากให้ชื่อว่า NEWTON'S STEAM CARRIAGE โดยใช้หม้อต้มน้ำขนาดใหญ่ติดตั้งบนรถ มีท่อยื่นออกไปด้านหลัง เพื่อให้ไอน้ำพุ่งออกไปก่อให้เกิดแรงผลักดันให้รถเคลื่อนที่ไปข้างหน้าได้ แต่ระบบนี้ก็นำไปใช้ไม่ได้ผลนัก

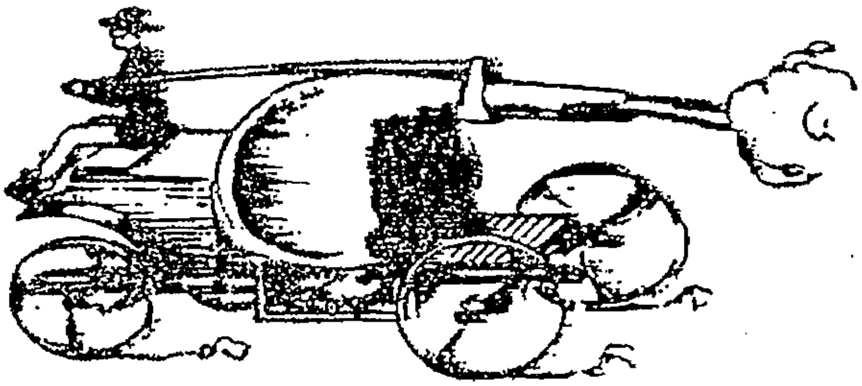


Figure 20-2 Newton's steam carriage.

ปี ค.ศ. ๑๗๙๐ จอห์น บาร์เบอร์ (JOHN BARBER) ชาวอังกฤษ ได้ประดิษฐ์เครื่องกังหันใบพัดขึ้น โดยเครื่องยนต์แบบนี้ใช้เครื่องยนต์ลูกสูบไปขับชุดอัดอากาศให้ทำหน้าที่อัดอากาศส่งเข้าห้องเผาไหม้ เครื่องอัดอากาศนี้ต่อมาก็กลายเป็นส่วนประกอบที่สำคัญยิ่งส่วนหนึ่งของเครื่องยนต์ก๊าซเทอร์ไบน์

ปี ค.ศ. ๑๘๗๐ DR.F.STOLZE ชาวเยอรมันแห่งเบอร์ลิน ได้ออกแบบเครื่องยนต์ก๊าซเทอร์ไบน์ขึ้น ซึ่งมีส่วนใกล้เคียงกับแนวความคิดที่เป็นต้นแบบของเครื่องยนต์เทอร์ไบน์เจ็ตในปัจจุบัน เขาได้ทดลองเครื่องต้นแบบในระหว่าง ค.ศ.๑๙๐๐ – ๑๙๐๔ STOLZE ใช้ MULTI STAGE COMPRESSOR - และตั้งแต่นั้นมาความคิดที่จะประดิษฐ์เครื่องยนต์ GAS TURBINE ก็มีขึ้นมาเรื่อย ๆ แบบแล้วแบบเล่า

ในอเมริกา DR.SANFORD A MOSS ซึ่งเป็นผู้นำแต่เริ่มแรกในด้านการขับเคลื่อนด้วยเจ็ตในสหรัฐอเมริกา เขาได้เขียนวิทยานิพนธ์เกี่ยวกับ GAS TURBINE เพื่อทำปริญญาโทที่มหาวิทยาลัย CORNELL เขาได้ศึกษาและเก็บข้อมูลต่าง ๆ จากผลการทดลองในการออกแบบห้องเผาไหม้และ STEAM TURBINE BUCKET WHEEL ภายหลังได้นำมาใช้เมื่อเขาได้เป็นเป็นนายช่างชั้นนำของบริษัท GENERAL ELECTRIC DR.MOSS เป็นผู้ชำนาญในการสร้าง TURBO SUPERCHARGER มาก่อนแล้วตั้งแต่ระหว่างสงครามโลกครั้งที่ ๑ TURBO SUPER CHARGER นี้นับว่าเป็นผลสำเร็จจากการค้นคว้าและประดิษฐ์ขึ้นใช้เป็นหน่วยเพิ่มกำลังให้กับเครื่องยนต์ลูกสูบ โดยใช้ชุดอัดอากาศชนิด CENTRIFUGAL FLOW หมุนขับโดยก๊าซไอเสียของเครื่องยนต์ ซึ่งกระทำต่อ BUCKET ของ TURBINE WHEEL และต่อมาก็กลายเป็นชิ้นส่วนที่สำคัญหนึ่งของเครื่องยนต์ก๊าซเทอร์ไบน์

ปี ค.ศ. ๑๙๔๑ FRANK WHITTIE ชาวอังกฤษ ได้ใช้ข้อมูลและผลงานการค้นคว้าของ MOSS มาประดิษฐ์เครื่องยนต์ก๊าซเทอร์ไบน์ที่ค่อนข้างสมบูรณ์แบบขึ้นมาติดตั้งกับเครื่องบิน GLOSTER MODEL E28/39 เครื่องยนต์ของเขาให้แรงขับประมาณ ๑,๐๐๐ ปอนด์ และสามารถส่งเครื่องบินให้บินได้ด้วยความเร็วประมาณ ๔๐๐ ไมล์ต่อชั่วโมง

ขณะเดียวกันที่ FRANK WHITTLE กำลังพัฒนาเครื่องยนต์ก๊าซเทอร์ไบน์อยู่ในอังกฤษ ที่เยอรมันนี HANS VON OHAIN วิศวกรบริษัท HEINKEL COMPANY ได้ผลิตเครื่องยนต์เจ็ตขึ้นมาเครื่องหนึ่งให้แรงขับประมาณ ๑,๑๐๐ ปอนด์ ใช้บินกับเครื่องบิน HEINKEL HE-178 ประสพความสำเร็จต่อการบินในวันที่ ๒๗ สิงหาคม ค.ศ.๑๙๓๙ ซึ่งก็กลายเป็นความทรงจำของชาวโลกที่พบว่าเป็นครั้งแรกที่เครื่องบินที่บินได้ด้วยเครื่องยนต์เจ็ตสำเร็จ

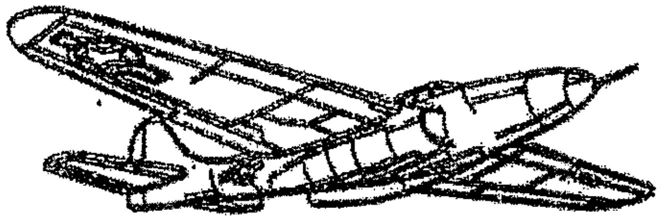


Fig. 1A-4 The Bell XP-59 which first flew in 1942 was the first American designed and built jet propelled airplane.

ในอเมริกา การค้นคว้าที่เกี่ยวกับการขับเคลื่อนด้วยเจ็ตนี้ค่อนข้างล้าหลังมาก เนื่องจากได้แต่เร่งพัฒนาเครื่องยนต์ลูกสูบให้มีกำลังม้าสูง ๆ แต่ในปี ค.ศ. ๑๙๔๑ บริษัท GENERAL ELECTRIC COMPANY ได้รับมอบหมายให้เป็นผู้พัฒนาเครื่องยนต์ก๊าซเทอร์ไบน์ เนื่องจากเป็นบริษัทที่เชี่ยวชาญทางด้าน TURBINE และ TURBO SUPERCHARGER

ผลก็คือ บริษัท GENERAL ELECTRIC ได้ประดิษฐ์เครื่องยนต์ก๊าซเทอร์ไบน์ขึ้นมาแบบหนึ่ง คือ GE – 1A ENGINE เป็นเครื่องยนต์ที่ชุดอัดอากาศแบบ CENTRIFUGAL FLOW ให้แรงขับประมาณ ๑,๖๕๐ ปอนด์ ติดตั้งกับเครื่องบิน BELL XP-59 ซึ่งประสพผลสำเร็จในการบินเป็นครั้งแรกในปี ค.ศ. ๑๙๔๒

บทที่ ๒
ชนิดของเครื่องยนต์เทอร์ไบน์
(TYPE OF TURBINE ENGINE)

๑. เครื่องยนต์ปฏิกิริยา (REACTION ENGINES)

เครื่องยนต์ปฏิกิริยาที่ใช้ในกิจการบินมีอยู่ ๔ ชนิด ซึ่งตามปกติเรียกว่า เครื่องเจ็ตหรือเครื่องยนต์ไอพ่น ทุกแบบผลิตแรงขับออกมาได้โดยวิธีเดียวกัน อันเกิดจากการเปลี่ยนแปลงอัตราเร็วของมวลอากาศในเครื่องยนต์ ซึ่งมีดังนี้คือ จรวด (ROCKET) แรมเจ็ต (RAM JET) พัลส์เจ็ต (PULSE JET) และเทอร์โบเจ็ต (TURBO JET)

๑.๑. **จรวด** (ROCKET) เป็นเครื่องยนต์ที่ไม่มีอากาศในตัวเอง ต้องบรรจุทุกออกซิเจนและเชื้อเพลิงไปด้วย มี ๒ ชนิด คือ จรวดใช้เชื้อเพลิงแข็ง และจรวดใช้เชื้อเพลิงเหลว

๑.๑.๑. จรวดเชื้อเพลิงแข็ง จรวดเชื้อเพลิงแข็งใช้เชื้อเพลิงแข็งผสมกับตัวออกซิไดเซอร์ (OXIDIZER) จุดด้วยไฟฟ้า จะเกิดการเผาไหม้อย่างรุนแรงทำให้เกิดความดันของก๊าซพุ่งออกทางท่อท้ายจรวดเชื้อเพลิงแข็งใช้เป็นอาวุธสงครามได้ชนิดหนึ่ง และสำหรับอากาศยานสามารถใช้เป็นเครื่องช่วยเพิ่มแรงขับของอากาศยานในขณะวิ่งขึ้น หรืออากาศยานที่บรรจุทุกของหนัก ๆ จรวดชนิดนี้เรียกว่า JATO หรือ RATO (JET ASSISTANT TAKE OFF ROCKET ASISTANT TAKE OFF) โดยการติดตั้งจรวดนี้ไว้ข้างลำตัวหรือใต้ท้องของ บ.เพื่อช่วยในการวิ่งขึ้น

Fig. 2A-2 RATO, or rocket assisted takeoff, devices are small, solid propellant rocket motors that may be attached to an airplane to provide additional thrust for high-altitude or overweight takeoff conditions.

๑.๑.๒ จรวดเชื้อเพลิงเหลว ใช้เชื้อเพลิงเหลวและออกซิเจนเหลวบรรจุในถัง ประกอบติดภายนอกลำตัวจรวด การทำงานโดยให้วัสดุเหลวทั้งสองผสมกันแล้วจุดด้วยไฟฟ้า เกิดการเผาไหม้อย่างรุนแรงพุ่งออกทางท่อท้าย ก่อให้เกิดแรงขับผลักดันให้จรวดพุ่งออกไปข้างหน้า

๑.๒ แรมเจ็ต (RAM JET) ปกติรู้จักกันในนามของ ATHODYD หรือ AEROTHERMO DYNAMIC DUCT ลำตัวสร้างเป็นรูปกรวย เครื่องยนต์แบบนี้ต้องยิงจากฐานหรือทำให้มีความเร็วไปข้างหน้าสูงอย่างน้อย ๓๐๐ ไมล์ต่อชั่วโมงเสียก่อน แรมเจ็ตจึงจะทำงานโดยการฉีดเชื้อเพลิงเข้าไปผสมกับอากาศที่พุ่งเข้าทางด้านหน้าของเครื่องยนต์ด้วยความเร็วและก่อให้เกิดความอัดขึ้น แล้วจุดด้วยหัวเทียน เกิดการเผาไหม้อย่างรุนแรงและต่อเนื่อง การพุ่งออกทางท่อท้ายก่อให้เกิดแรงขับผลักดันให้แรมเจ็ตพุ่งออกไปข้างหน้า

๑.๓ PULSE JET มีรูปร่างและโครงสร้างคล้ายกับแรมเจ็ต ทางด้านหน้ามีลิ้นปิดเปิด (SHUTTER YPE VALVES) ติดตั้งเพิ่มขึ้นมา เมื่ออากาศผลักดันลิ้นเปิดเข้าไปในห้องเผาไหม้ผสมกับเชื้อเพลิงที่ฉีดออกมาจากหัวฉีดแล้วจุดด้วยหัวเทียน (IGNITER) เกิดการระเบิดลุกไหม้ก๊าซขยายตัวดันให้ลิ้นปิด ก๊าซพุ่งออกทางท่อท้าย (TAIL PIPE) ก่อให้เกิดแรงขับผลักดันให้ PULSE JET พุ่งไปข้างหน้า ความดันภายในห้องเผาไหม้ก็ตกลงอากาศภายนอกก็ดันให้ลิ้นเปิดเข้าไปในห้องเผาไหม้อีก ครบวงจร

PULSE JET ENGINE มีส่วนดีกว่า RAM JET เพราะสามารถผลิตความดันสถิตได้บางส่วน สามารถผลิตแรงขับได้โดยไม่ต้องอาศัยแรงภายนอก เพียงแต่ว่าในครั้งแรกยังต้องการความเร็วไปข้างหน้าเช่นเดียวกับ RAM JET เสียก่อน มีน้ำหนักเบา, สร้างง่าย ราคาถูก แต่มีเสียงมากและความเร็วต่ำ

๑.๔ เครื่องยนต์ก๊าซเทอร์ไบน์ (GAS TURBINE ENGINES) เป็นผลสืบต่อเนื่องมาจากการพัฒนาเครื่องยนต์ REACTION ENGINE เพื่อใช้เป็นหน่วยพลังงานขับเคลื่อนอากาศยานแทนเครื่องยนต์ลูกสูบทั้งในวงการทหารและสายการบิน ดังจะเห็นได้จากในปัจจุบัน สายการบินต่าง ๆ พากันเลิกใช้เครื่องยนต์ลูกสูบหมดแล้ว

การทำงานของเครื่องยนต์ก๊าซเทอร์ไบน์ โดยวิธีติดตั้งชุดอัดอากาศขนาดใหญ่ ๆ เป็นตัวดูดและอัดอากาศส่งเข้าไปผสมกับเชื้อเพลิงที่ฉีดออกมาจากหัวฉีดในห้องเผาไหม้ แล้วจุดด้วยหัวเทียนเกิดการเผาไหม้ ก๊าซที่เผาไหม้ขยายตัวพุ่งออกสู่ด้านท้ายของเครื่องยนต์ไปขับเทอร์ไบน์ให้หมุน ในขณะเดียวกันก็ต่อเพลาจากเทอร์ไบน์ส่งกำลังออกมาขับชุดอัดอากาศทางด้านหน้า เพื่อดูดและอัดอากาศส่งเข้าห้องเผาไหม้อีกครั้งเป็นการครบวงจร ก๊าซส่วนหนึ่งถูกขับด้วยเทอร์ไบน์ด้วยความเร็วสูงพุ่งออกสู่ท่อท้ายเพื่อผลิตแรงขับให้กับเครื่องยนต์

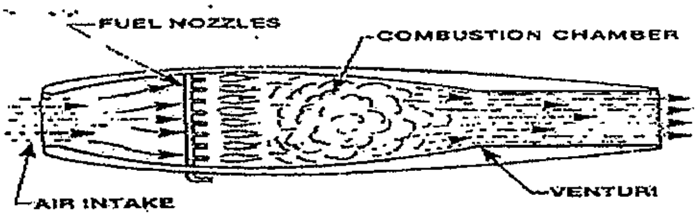
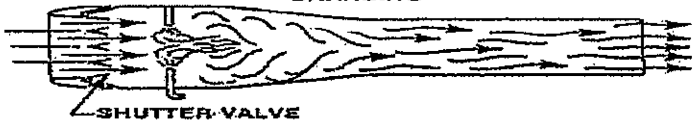


Fig. 2A-3 The ramjet engine is able to produce thrust only after it is moving through the air at a high velocity.

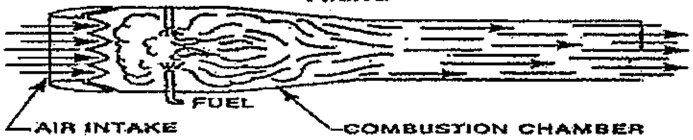
CHARGING



THE SHUTTER VALVES ARE OPEN AND AIR IS BEING DRAWN INTO THE COMBUSTION CHAMBER AND MIXED WITH FUEL.

(A)

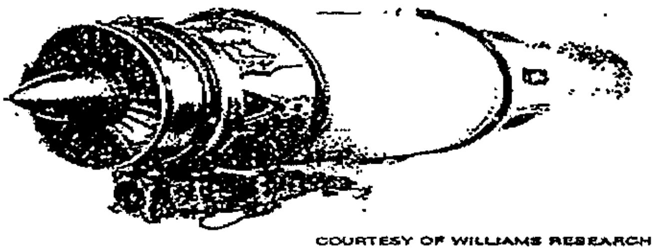
FIRING



THE FUEL IS IGNITED AND BURNS. THE HEAT FROM THE BURNING FUEL EXPANDS THE AIR. THIS CLOSES THE SHUTTER VALVES AND ACCELERATES THE AIR LEAVING THE TAIL PIPE.

(B)

Fig. 2A-4 Pulsejet engine



COURTESY OF WILLIAMS RESEARCH

Fig. 2A-5 This small gas turbine engine takes air in through the forward fan, compresses it, adds energy from burning fuel and produces thrust as the expanded air is forced out of the tail pipe at an accelerated rate. Part of the energy released by the burning fuel is used to turn a turbine which drives the compressor.

เครื่องยนต์ก๊าซเทอร์ไบน์ได้พัฒนาตั้งแต่เริ่มต้นจนถึงปัจจุบัน ในเชิงการค้าเสียเป็นส่วนใหญ่เกี่ยวกับสายการบินต่างๆ มีหลายชนิดขึ้นอยู่กับการใช้งาน ทุกวันนี้เครื่องยนต์ก๊าซเทอร์ไบน์มีใช้ทั้งเครื่องบิน, รถยนต์ และ เรือ แต่ราคายังค่อนข้างสูง จึงไม่ค่อยมีใช้ในเครื่องบินหรือรถยนต์ส่วนตัว

๑.๔.๑. เครื่องยนต์เทอร์โบเจ็ต (TURBO JET BNGINES) เครื่องยนต์เทอร์โบเจ็ต เป็นเครื่องยนต์ที่ FRANK WHITTLE ได้จดทะเบียนไว้เป็นกรรมสิทธิ์ ส่วนประกอบที่สำคัญของเครื่องยนต์แบบนี้คือ ชุดอัดอากาศแบบ IMPELLER TYPE, ห้องเผาไหม้แบบ ANNULAR COMBUSTOR, และมีเทอร์ไบน์ชุดเดียว SINGLE STAGE TURBINE แบบของเทอร์โบเจ็ตได้มีการดัดแปลงไปหลาย ๆ แบบ แต่ชิ้นส่วนชั้นมูลฐานก็ยังคงมี ชุดอัดอากาศ COMPRESSOR ห้องเผาไหม้ COMBUSTOR และชุดเทอร์ไบน์ (TURBINE)

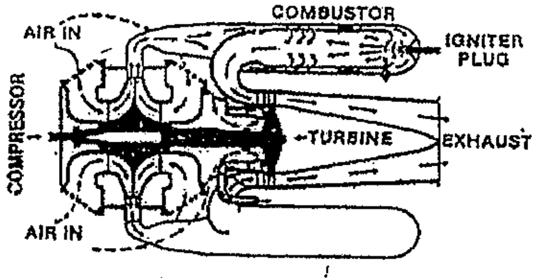


Fig. 2A-6 The Whittle engine of four decades ago had the same basic components as a modern gas turbine engine: an air inlet, a compressor, combustors or burners, and a turbine to drive the compressor.

การทำงานของเครื่องยนต์เทอร์โบเจ็ตในปัจจุบันได้จากชุดอัดอากาศดูดและอัดอากาศให้มีความดันก๊าซสูงขึ้น ส่งเข้าห้องเผาไหม้ผสมกับเชื้อเพลิงที่ฉีดออกมาจากหัวฉีดแล้วจุดด้วยหัวเทียน (IGNITER) เกิดการเผาไหม้ ก๊าซที่เผาไหม้ขยายตัวพุ่งออกไปปะทะกับเทอร์ไบน์ให้หมุน เมื่อเทอร์ไบน์หมุนก็ต่อเพลาออกมาขับชุดอัดอากาศให้หมุนดูดและอัดอากาศอีกเป็นอันครบวัฏจักร พลังงานที่เหลือของก๊าซที่เผาไหม้จะพุ่งออกทางท่อท้าย (TALL PIPE) ด้วยความเร็วสูงผลิตแรงปฏิกิริยาซึ่งเราทราบในนามของแรงขับ ดังรูป

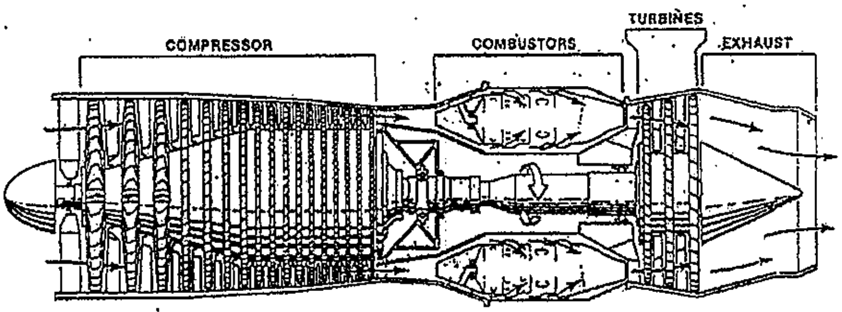


Fig. 2A-7 The modern turbojet engine consists of a turbine-driven compressor, combustors, or burn and an aerodynamically shaped exhaust duct through which the expanded air exits at a high veloc

๑.๔.๒ เครื่องยนต์เทอร์โบแฟน (TURBOFAN ENGINE)

เครื่องยนต์เทอร์โบแฟน มีชิ้นส่วนชั้นมูลฐานเหมือน ๆ กับเครื่องยนต์เทอร์โบเจ็ต ทุกประการ แต่มีแฟน (FAN) หรือ MULTIBLADED DUCTED PROPELER เพิ่มขึ้นมาซึ่งอาจจะติดตั้งอยู่ทางด้านหน้าของชุดอัดอากาศ หรือติดตั้งอยู่ด้านหลังของ TURBINE ก็ได้ แฟนจะถูกขับโดยเทอร์ไบน์ โดยจะมีอัตราส่วนความอัดประมาณ ๒ : ๑ เทอร์โบแฟน ส่วนมากจะมีชุดอัดอากาศ ๒ ชุด (TWO SPOOL OR TWIN SPOOL) ชุดอัดอากาศชุดหน้า เรียก ชุดอัดอากาศความดันต่ำ (N1) ถูกขับด้วยเทอร์ไบน์ ชุดหลังซึ่งเรียกว่า เทอร์ไบน์ความดันต่ำ ซึ่งเป็นเทอร์ไบน์อิสระ (FREE TYPE TURBINE) มีรอบการหมุนตามเทอร์ไบน์ชุดหน้าและช้ากว่าเล็กน้อย ควบคุมรอบไม่ได้ ส่วนชุดอัดอากาศชุดหลังเรียกชุดอัดอากาศ ความดันสูง (N2) ถูกขับด้วยเทอร์ไบน์ชุดหน้า ซึ่งเป็นเทอร์ไบน์ความดันสูงถูกควบคุมรอบด้วยชุดควบคุมการจ่ายน้ำมันเชื้อเพลิง (MFC.MAIN FUEL CONTROL OR FCU.FUEL CONTROL UNIT) - ส่วนตัว FAN นั้นจะมีเพลาเชื่อมติดอยู่กับชุดอัดอากาศความดันต่ำ เครื่องยนต์เทอร์โบแฟนนี้ จะมีสมรรถนะในรอบเดินทางเช่นเดียวกับเครื่องยนต์เทอร์โบเจ็ต แต่จะมีประสิทธิภาพสูงกว่าในรอบต่ำ และมีส่วนดีกว่าในการใช้ทางวิ่งขึ้นสั้น

เครื่องยนต์เทอร์โบแฟน ที่ติดตั้ง FAN ไว้หน้าชุดอัดอากาศ เรียกว่า FRONT FAN ส่วน FAN ที่ติดตั้งไว้ที่ชุดเทอร์ไบน์ เรียกว่า AFT.FAN ในปัจจุบัน AFT.FAN ไม่ค่อยนิยมใช้กันนัก

เครื่องยนต์เทอร์โบแฟน แบ่งออกได้เป็น ๓ แบบ ตามปริมาณการไหลของอากาศ รอบลำตัวเครื่องยนต์ ดังนี้

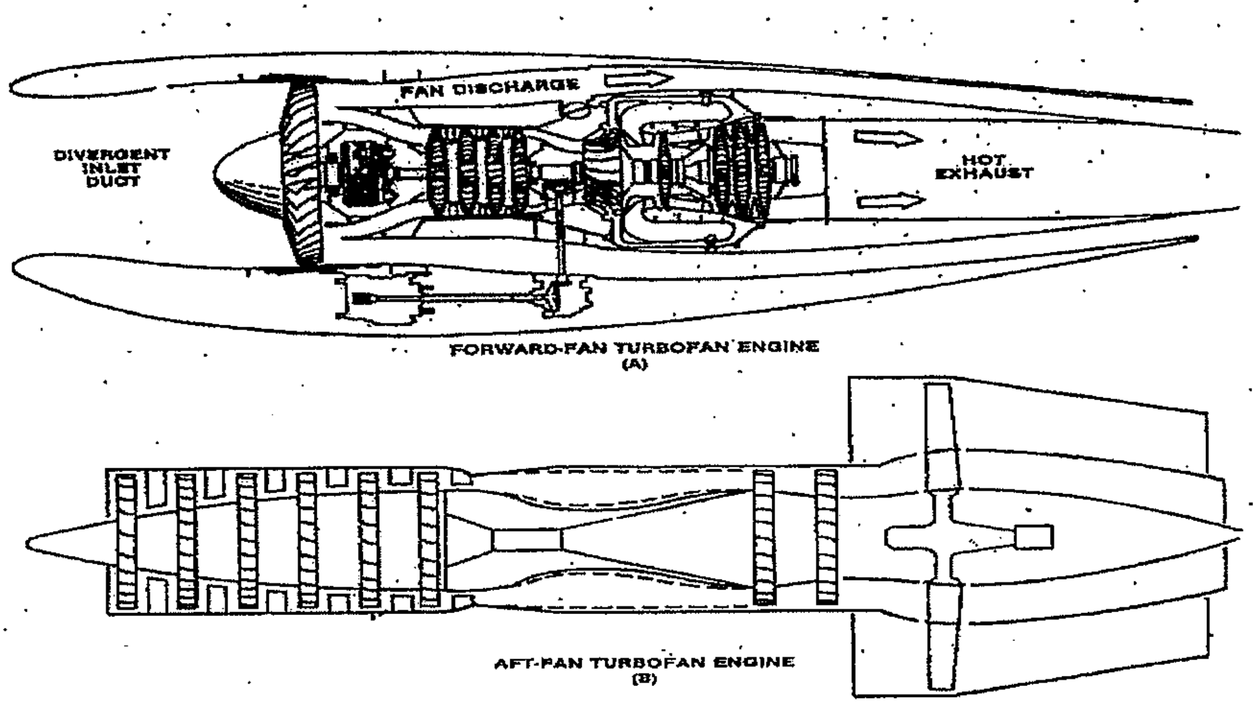


Fig. 2A-8 (Top) A forward-fan turbofan engine uses a relatively large diameter ducted fan for its fir stage of compression. The forward fan produces thrust and provides additional air to the first stage of tl low-pressure compressor. (Bottom) The aft-fan turbofan engine has its fan blades on the aft turbine.

๑. <u>LOW BYPASS ENGINE</u> เครื่องยนต์เทอร์โบแฟนชนิดปริมาณอากาศ BYPASS ของ FAN ต่ำ มวลอากาศไหลผ่านแฟนและชุดอัดอากาศมีปริมาณเท่า ๆ กัน แต่ตอนทางออกของ FAN (FAN DISCHARGE) จะมากกว่าของชุดอัดอากาศเล็กน้อย ตอนทางออกของแฟนจะถูกนำออกสู่ ภายนอกทาง SHORT FAN DUCT หรือนำออกไปตามยาวของเครื่องยนต์ ซึ่งเรียกว่า LONG FAN DUCT ตอนปลายสุดท่อท้ายจะทำเป็นช่องตีบบาน (CONVERGING DISCHARGE NOZZIE) เพื่อทำให้ความเร็วของก๊าซเพิ่มขึ้น ทำให้เกิดแรงขับ

ในเครื่องยนต์เทอร์โบแฟนที่มีช่อง BYPASS อากาศของ FAN ยาวไปตลอดลำตัวเครื่องยนต์ (FULLY DUCT FAN ENGINE) กระแสก๊าซเย็นและร้อนจะออกไปผสมกันก่อนที่จะออกสู่บรรยากาศภายนอก ยังเป็นผลให้ลดความดังของเสียงลงได้ อากาศภายในลำตัวเครื่องยนต์จะถูกอัด เผาไหม้ และส่งออกท่อท้ายตามปกติ และอัตราส่วนของแรงขับของกระแสอากาศทั้งสองจะประมาณ ๑ : ๑

๒. <u>A MEDIUM OR INTERMEDIATE BYPASS ENGINE</u> เครื่องยนต์เทอร์โบแฟนชนิดปริมาณอากาศ BYPASS ของ FAN ปานกลาง มีอัตราส่วนกระแสอากาศ BYPASS ประมาณ ๒ : ๑ และ ๓ : ๑ และมีอัตราส่วนแรงขับเช่นเดียวกับ BYPASS RATIO ตัวแฟนที่ใช้กับเครื่องยนต์แบบนี้จะมีเส้นผ่าศูนย์กลางโตกว่าแฟนของเครื่องยนต์ LOW BYPASS ENGINE โดยพิจารณาถึง BYPASS RATIO และ THRUST OUTPUT ของ FAN เปรียบเทียบกับแรงขับที่ได้จาก CORE ENGINE อัตราส่วนอันหลังนี้เรียกว่า COLD- STREAM TO HOT STREAM RATIO

๓. <u>HIGH BYPASS TURBO FAN</u> เครื่องยนต์เทอร์โบแฟนชนิดปริมาณอากาศ BYPASS ของแฟนสูง มีอัตราส่วนของแฟน (FAN RATIO) ๔ : ๑ หรือมากกว่าและมีเส้นผ่าศูนย์กลางของแฟนโตมาก บริษัท แพรท แอนด์ วิทนีย์ ได้ออกแบบเครื่องยนต์ HIGH BYPASS TUBRO FAN JT9D ติดตั้งกับเครื่องบินโดยสารที่ใหญ่ที่สุดในปัจจุบัน คือ จัมโบเจ็ต ซึ่งมีอัตราส่วน BYPASS RATIO ๕ : ๑ ที่ ๘๐% แรงขับที่ได้จากแฟนและ ๒๐% ที่ได้จาก CORE ENGINE

เครื่องยนต์เทอร์โบแฟน เป็นเครื่องยนต์ที่ได้รับความนิยมในการนำมาใช้กับอากาศยานอย่างมากที่สุด เพราะเป็นที่ยอมรับว่า ประหยัดเชื้อเพลิงที่สุด เครื่องยนต์ JT3D ของบริษัท แพรท แอนด์ วิทนีย์ อันเป็นเครื่องยนต์เทอร์โบแฟนเครื่องแรก จะมีแรงขับมากกว่าแรงขับที่ได้จาก CORE TURBO JET ENGINE ประมาณ ๕๐ %ในเมื่อมีการใช้น้ำมันเชื้อเพลิงเท่ากัน

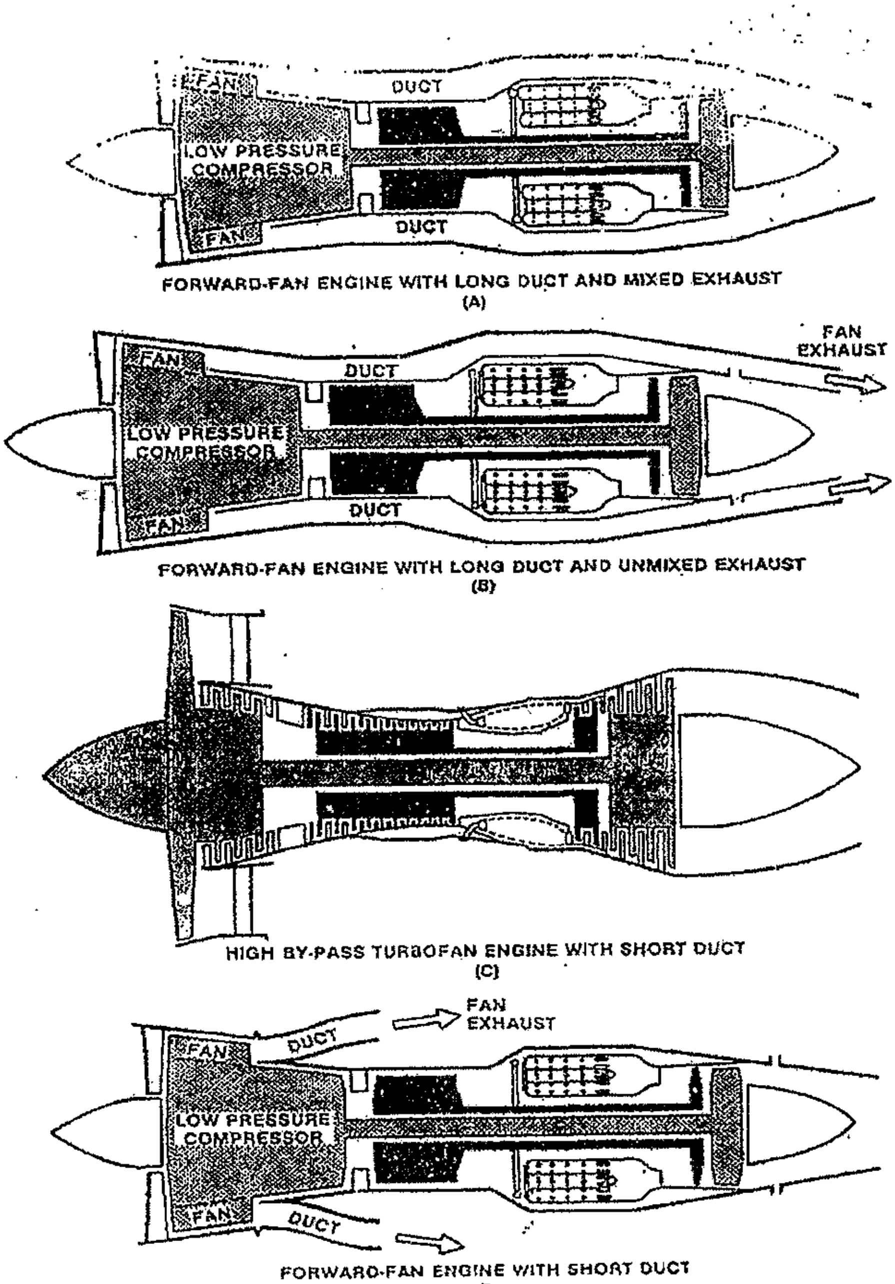


Fig. 2A-9 Types of turbofan engines

๑.๕ เครื่องยนต์เทอร์โบแรงบิด (TORQUE TURBINE ENGING)

๑.๕.๑ เครื่องยนต์เทอร์โบชาฟ (TURBO SHAFT ENGINE)

เครื่องยนต์ก๊าซเทอร์ไบน์ที่จ่ายพลังงานผ่านเพลาไปขับสิ่งใดสิ่งหนึ่งนอกเหนือจากใบพัดเราเรียกว่าเครื่องยนต์เทอร์โบชาฟ (TURBO SHAFT ENGINE) ซึ่งมีใช้อย่างกว้างขวางในโรงงานอุตสาหกรรมต่าง ๆ เป็นต้นว่า โรงงานผลิตกระแสไฟฟ้า, ระบบการขนส่ง ในขณะเดียวกันเกี่ยวกับอากาศยานก็ใช้ติดตั้งกับเฮลิคอปเตอร์

เพลาขับเครื่องยนต์เทอร์โบชาฟ (TURBOSHAFT POWER TAKE OFF) จะต่อเชื่อมโดยตรงอยู่กับชุดเทอร์ไบน์ซึ่งขับชุดอัดอากาศ แต่ส่วนมากจะมีเทอร์ไบน์ ๒ ชุดแยกกัน ชุดหนึ่งขับชุดอัดอากาศ อีกชุดหนึ่งขับ POWER TAKE OFF เรียก FREE TURBINE หรือเทอร์ไบน์อิสระ หรือ FREE POWER TURBINE TYPE TURBO SHAFT ENGINES

เครื่องยนต์ฟรีเทอร์ไบน์ เทอร์โบชาฟ มีชิ้นส่วนหลัก ๒ ส่วนคือ ก๊าซเยนเนอเรเตอร์ (GAS GENERATOR) FREE TURBINE SWECTION GAS GENERATOR TURBINE จะเป็นตัวผลิตพลังงานเพื่อไปขับระบบฟรีเทอร์ไบน์ประมาณ ๑ ใน ๓ ของพลังงานทั้งหมดที่ได้จากกรรมวิธีการเผาไหม้ในชุดห้องเผาไหม้

๑.๕.๒. เครื่องยนต์เทอร์โบปรอฟ (TURBO PROP ENGINE)

มีชิ้นส่วนมูลฐานเหมือน ๆ กับเครื่องยนต์เทอร์โบชาฟ เพียงแต่ว่า มีระบบเฟืองทดรอบ (REDUCTION GEAR SYSTEM) ไปขับใบพัดเพิ่มขึ้นมา ซึ่งใบพัดอาจถูกขับด้วยเยนเนอเรเตอร์เทอร์ไบน์ หรือฟรีเทอร์ไบน์ เช่นเดียวกับเครื่องยนต์เทอร์โบชาฟ ตัวฟรีเทอร์ไบน์ ทำหน้าที่ขับใบพัดให้ได้รอบที่ดีที่สุด ส่วน COMPRESSOR TURBINE ทำหน้าที่ขับชุดอัดอากาศให้ได้รอบที่ดีที่สุด และให้มีประสิทธิภาพมากที่สุด

ความแตกต่างระหว่างเครื่องยนต์เทอร์โบเจ็ต กับ เครื่องยนต์เทอร์โบปรอฟ นอกเหนือไปจากชุดเฟืองทดรอบแล้ว ก็คือ เครื่องยนต์เทอร์โบปรอฟจะต้องมีเทอร์ไบน์อย่างน้อย ๒ ชุดขึ้นไป เพื่อใช้ในการขับชุดอัดอากาศและชุดเฟืองขับอุปกรณ์และใบพัด แรงขับรวมที่ได้จากเครื่องยนต์เทอร์โบปรอฟ คือ ผลบวกของแรงขับที่ได้จากใบพัด และแรงขับจากท่อท้ายของเครื่องยนต์ประมาณ ๑๐% ถึง ๑๕% เป็นแรงขับที่ได้จากตรงทางออกท่อท้าย

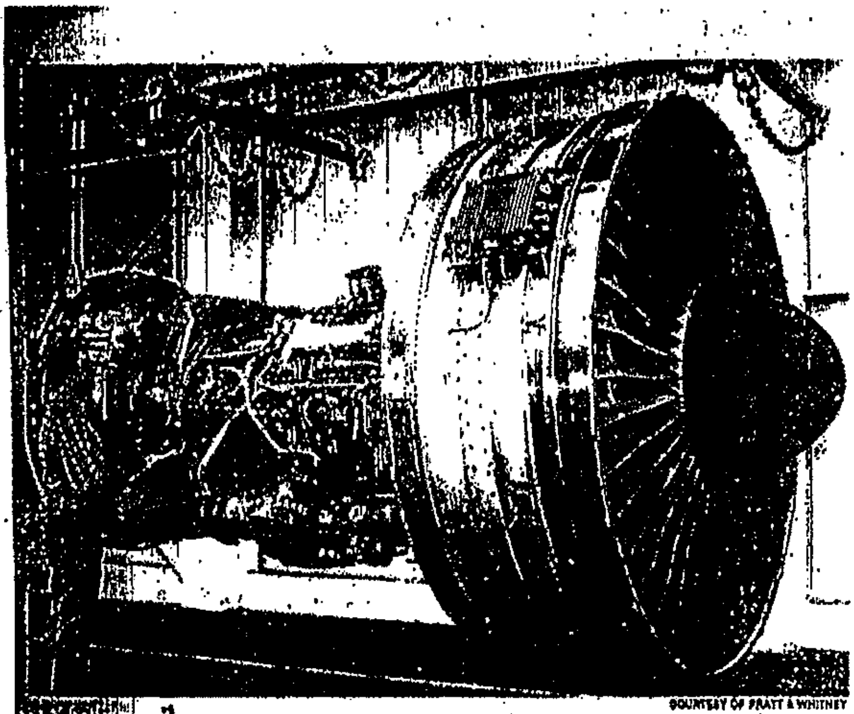


Fig. 2A-10 The Pratt and Whitney JT9D is a high by-pass turbofan engine used on our largest airliners.

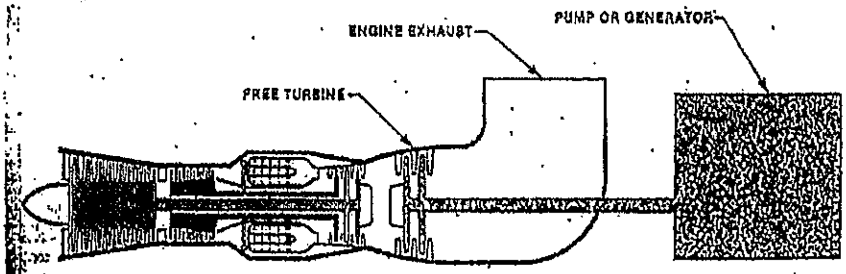


Fig. 2A-11 Industrial turbine engines are usually of the free-turbine type in which the free turbine drives an electrical generator or some form of pump.

COMBUSTION GASES
EXHAUST GASES
FUEL

DETROIT DIESEL ALLISON TRAINING DEPARTMENT

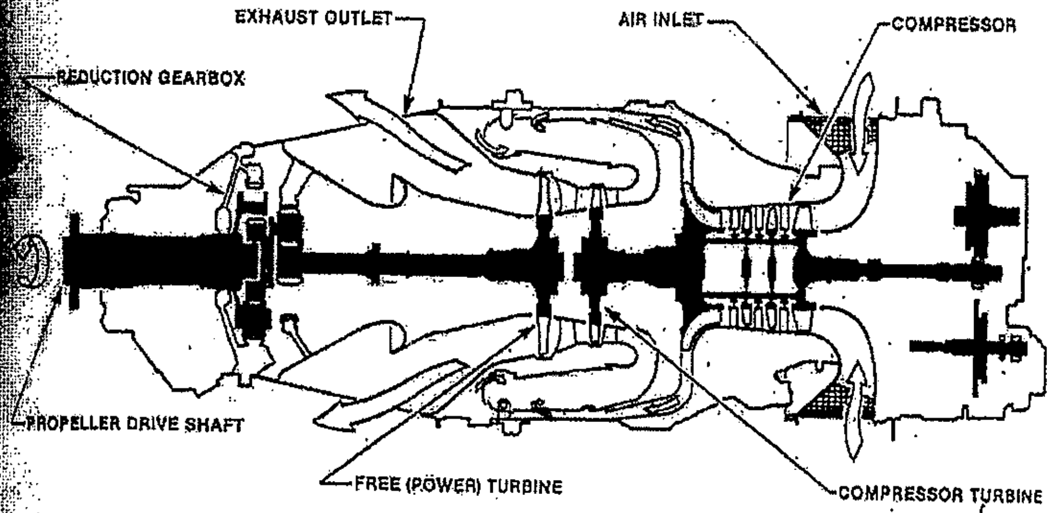
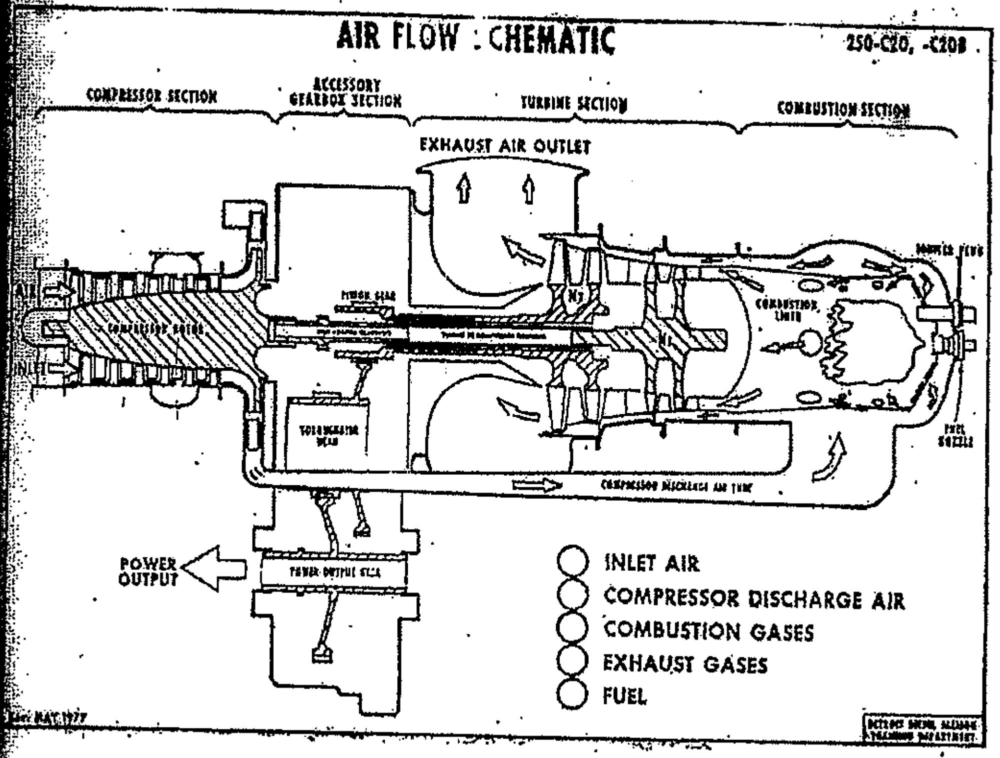


Fig. 2A-12 The Pratt and Whitney of Canada PT6 turboprop engine extracts most of the energy from the burning fuel with its compressor turbine and its free (power) turbine.



บทที่ ๓
หลักการทางฟิสิกส์
PRINCIPLE OF PHYSICS

แรง (FORCE) หมายถึง อำนาจที่กระทำหรือพยายามกระทำให้เทหวัตถุเปลี่ยนความเร็วหรือมีความเร็ว แรงเป็นปริมาณเวคเตอร์ (VECTOR) เพราะมีขนาดและทิศทาง ใช้หน่วยวัดเป็น นิวตัน (NEWTON) โดยกำหนดว่า แรงที่กระทำต่อมวลหนึ่งกิโลกรัม เกิดความเร่ง หนึ่งเมตรต่อวินาที ๒ เรียกแรงจำนวนนั้นว่า "แรงหนึ่งนิวตัน"

นิวตัน = กิโลกรัม – เมตร / วินาที ๒

ในเครื่องยนต์ก๊าซเทอร์ไบน์ เราพิจารณาได้ว่า ของเหลวหรือก๊าซที่ไหลผ่านเครื่องยนต์ทำให้เกิดแรงขึ้นมา เราสามารถเขียนเป็นสูตรได้ ดังนี้

F = P X A

เมื่อ F = แรง มีหน่วยเป็น ปอนด์

P = ความดัน มีหน่วยเป็น ปอนด์/ ตารางนิ้ว

A = พื้นที่ซึ่งถูกแรงมากระทำ มีหน่วยเป็น ตารางนิ้ว

งาน (WORK) หมายถึง ผลของแรงที่กระทำต่อเทหวัตถุให้เคลื่อนที่ไปตามทิศทางของแรงนั้น

W = F X D

เมื่อ W = งาน มีหน่วยเป็น ฟุต – ปอนด์

F = แรง มีหน่วยเป็น ปอนด์

D = ระยะทาง มีหน่วยเป็น ฟุต

กำลัง (POWER) หมายถึง ค่าของงานที่เกิดขึ้นใน ๑ หน่วยเวลา หรือ อัตราของ การเกิดงาน

กำลัง $\frac{\text{งาน}}{\text{เวลา}}$ $P = \frac{F X D}{t}$

เมื่อ P = กำลัง มีหน่วยเป็น ฟุต - ปอนด์ / นาที

หรือ ฟุต - ปอรด์ / นาที

F = แรง มีหน่วยเป็น ปอนด์

D = ระยะทาง มีหน่วยเป็น ฟุต

แรงม้า ตามปกติใช้คำว่า กำลังเชิงกล ในระบบมาตรฐานของอังกฤษ เท่ากับ งานที่ กระทำได้ ๓๓,๐๐๐ ฟุต-ปอนด์ ใน ๑ นาที หรือ ๕๕๐ ฟุต – ปอนด์ใน ๑ วินาที

ความเร็ว (VELOCITY) คือ อัตราส่วนของระยะทางทั้งหมด ต่อ เวลาที่ใช้ในการเคลื่อนที่

อัตราเร่ง (ACCELERATION) คือ อัตราการเปลี่ยนแปลงความเร็ว หรือ ความเร็วที่เปลี่ยนไปใน ๑ หน่วยเวลาที่ใช้ในการเปลี่ยนความเร็ว

$$A = \frac{V_2 - V_1}{t}$$

เมื่อ A = อัตราเร่ง หน่วยเป็น ฟุต/วินาที ๒

V_1 = ความเร็วในตามแรก หน่วยเป็น ฟุต/วินาที

V_2 = ความเร็วในตอนสุดท้าย หน่วยเป็น ฟุต/วินาที

t = เวลา หน่วยเป็นวินาที

พลังงาน (ENERGY) หมายถึง ความสามารถในการทำงานในเครื่องยนต์ก๊าซเทอร์ไบน์ พลังงานนี้ จะผลิตทั้งการเคลื่อนไหวและความร้อน พลังงานแบ่งออกเป็น

- พลังงานจลน์ (KINETIC ENERGY = EK)
- พลังงานศักย์ (POTENTIAL ENERGY = Ep)

พลังงานจลน์ (KINETIC ENERGY) เป็นพลังงานที่ได้เมื่อเทหวัตถุเคลื่อนที่

พลังงานศักย์ (POTENTIAL ENERGY) เป็นพลังงานที่มีอยู่ในเทหวัตถุเมื่อวัตถุอยู่นิ่งกับที่

กฎการเคลื่อนที่ของ NEWTON (NEWTON"S LAW OF MOTION)

กฎการเคลื่อนที่ข้อที่ ๑ ของนิวตัน " เทหวัตถุใด ๆ เมื่อมีสภาวะหยุดนิ่งก็จะหยุดนิ่งเรื่อยไป และถ้าเคลื่อนที่ก็จะเคลื่อนไปเป็นเส้นตรง ด้วยความเร็วคงที่ตลอดไปจนกว่าจะมีแรงภายนอกมากระทำต่อ เทหวัตถุนั้นให้เปลี่ยนแปลงไป "

กฎการเคลื่อนที่ข้อที่ ๒ ของนิวตัน " เมื่อมีแรงมากระทำต่อเทหวัตุให้เคลื่อนที่ไปโดยมี ความเร็วในทิศทางเดียวกับแรงนั้น ความเร็วที่เกิดขึ้นจะเป็นปฏิภาคโดยตรงต่อแรงที่มากระทำ และเป็น ปฏิภาคกลับกับมวลวัตถุ "

F = ma

F = แรง หน่วยเป็น ปอนด์

M = มวลสาร หน่วยเป็น ปอนด์

A = อัตราเร่ง หน่วยเป็น ฟุต/วินาที ๒

กฎการเคลื่อนที่ข้อที่ ๓ ของนิวตัน " เมื่อมีแรงมากระทำต่อเทหวัตถุจะมีแรงปฏิกิริยาโต้ตอบใน

มวลสารและน้ำหนัก (MASS AND WEIGHT)

มวล (MASS) " หมายถึง ปริมาณของสารที่บอกคุณลักษณะประจำตัวชนิดหนึ่งของเทหวัตถุ"

น้ำหนัก (WEIGHT) " หมายถึง แรงดึงดูดของโลกที่กระทำต่อเทหวัตถุนั้น " น้ำหนักของสารเปลี่ยนแปลงได้ มวลสารเปลี่ยนแปลงไม่ได้

หลักการของเบอร์นูลี่ (BERNOULLI"S PRINCIPLE)

หลักการของเบอร์นูลี่ เกี่ยวข้องกับความดันและความเร็วของการไหลของ ของเหลวในเครื่องยนต์ก๊าซเทอร์ไบน์ ความดันของก๊าซจะเปลี่ยนแปลงไปเนื่องจากความร้อน โดยการเปลี่ยนแปลงปริมาณโมเลกุลและปริมาณของก๊าซ การเปลี่ยนแปลงทั้งสองอย่างนี้จะปรากฏให้เห็นไปได้ชัดมากในชุดอัดอากาศและห้องเผาไหม้

หลักการของเบอร์นูลี่ ได้กล่าวไว้ว่า เมื่ออากาศหรือของเหลวไหลผ่านท่อทาง หรือเวนจูรี่ (VENTURT) ด้วยอัตราเร็วสม่ำเสมอ ผลบวกของความดัน (พลังงานศักย์) และความเร็ว (พลังงานจลน์) จะคงที่ หรือจะพูดอีกนัยหนึ่งคือ ถ้าพลังงานรวมคงที่ เมื่อความดันของก๊าซเพิ่มขึ้น ความเร็วของก๊าซจะลดลงเป็นปฏิภาคโดยตรงต่อกัน หรือ ความเร็วของกระแสอากาศจะเป็นปฏิภาคสวนกลับกับความดัน

เพื่อให้เข้าใจหลักการเบอร์นูลี่ให้ดีขึ้น ให้พิจารณาถึงอากาศที่ไหลผ่านท่อทาง จะมีทั้งพลังงานจลน์และพลังงานศักย์ นั่นคือ ความดันสถิตย์และความดันอันเกิดจากความเร็ว เมื่ออากาศไหลผ่านส่วนที่ตีบบาน (DIVERGENT) หรือส่วนที่กว้างออก พลังงานจลน์ (KINETIC ENERGY, ความเร็ว) จะลดลง ขณะที่กระแสอากาศกระจายออกอย่างรวดเร็ว และแล้วพลังงานรวมจะคงที่อัตราการไหลของกระแสอากาศคงที่ พลังงานศักย์ (POTENTLAL ENERGY) จะเพิ่มขึ้นเป็นปฏิภาคสวนกลับกับพลังงานจลน์ (KINETIC ENERGY) ถ้าเราวัดความดันสถิต (STATIC PRESSURE) ภายในท่อ จะพบว่าความดันทางด้านท่อตรงจะน้อยกว่าทางด้านทางออกของท่อ

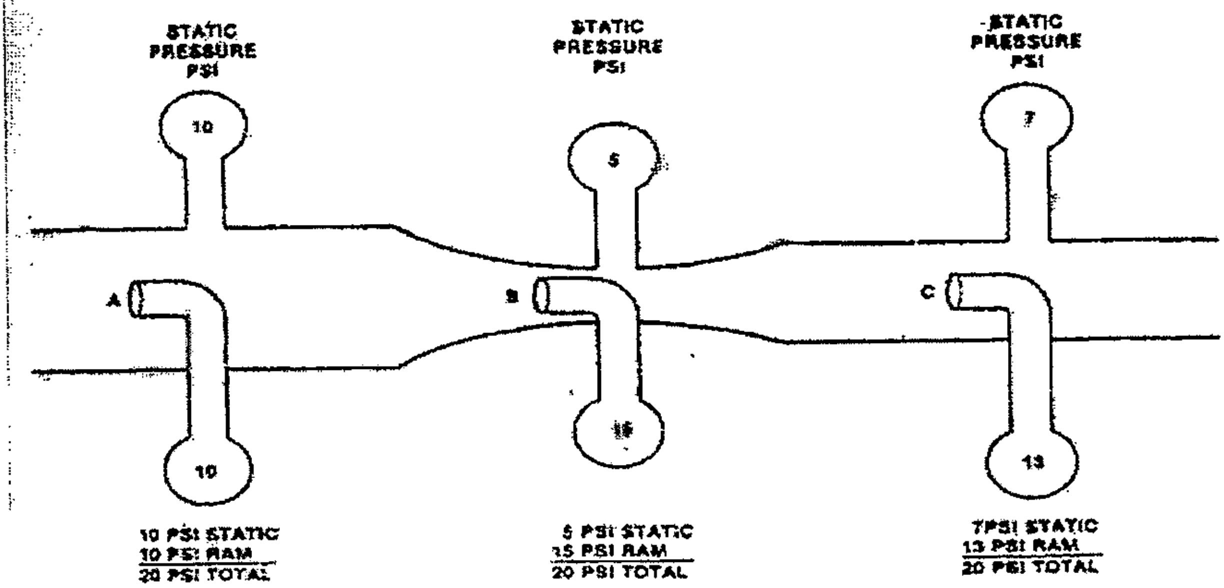


Fig. 3A-1 According to Bernoulli's principle, if the total pressure in an airstream remains constant, an increase in the kinetic energy (velocity) of the air in the smallest portion of the tube will cause a decrease in its potential energy, or static pressure

ถ้าตอนทางออกของท่อที่อากาศไหลผ่านตีบหรือเล็กลง อัตราการไหลของกระแสอากาศจะมีความเร็วสูงขึ้น พลังงานจลน์ของกระแสอากาศเพิ่มขึ้น และพลังงานศักย์หรือความดันสถิตจะลดลง

ความดันรวมของกระแสอากาศ คือ ผลบวกของ STATIC PRESSURE กับ RAM PRESSURE ในรูปเราจะเห็นว่า เมื่อเราวัดความดันรวมของกระแสอากาศที่ไหลผ่านท่อทุก ๆ ตำแหน่งจะคงที่เท่ากันหมด ที่จุด B ซึ่งมีพื้นที่น้อยที่สุดความเร็วจะมากที่สุด RAM PRESSURE สูงที่สุด แต่ความดันสถิตต่ำที่สุด ที่จุด C ท่อบานออกคือโตขึ้น RAM PRESSURE ลดลงจะสังเกตเห็นว่าทั้งสามจุด ความดันรวมเท่ากันหมด

ตัวกระจายและการกระจายอากาศ (DIFFUSER AND DIFFUSION)

การกระจายอากาศ มี ๒ ชนิด คือ ย่านความเร็วต่ำกว่าเสียง (SUBSONIC) และ ขั้นความเร็วเหนือเสียง (SUPERSONIC)

ตัวกระจายอากาศยานความเร็วต่ำกว่าเสียง (A SUBSONIC DIFFUSER) ในเครื่องยนต์เจ็ต เมื่อกระแสอากาศไหลผ่านช่องอากาศที่มีลักษณะตีบบาน (DIFVERGENT DUCT) คือ ตอนทางออกมีพื้นที่เพิ่มขึ้นมากขึ้น จะทำให้พลังงานจลน์จากการเคลื่อนที่ของก๊าซเปลี่ยนไปเป็นพลังงานศักย์หรือความดันสถิต คือ ความเร็วของก๊าซจะลดลง ความดันเพิ่มขึ้น

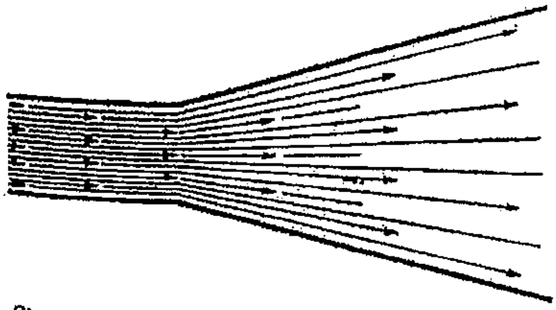


Fig. 3A-2 When gas flows at a subsonic rate through a divergent duct, some of the kinetic energy or velocity is converted into potential energy or static pressure.

ตัวกระจายอากาศย่านความเร็วเหนือเสียง เมื่อกระแสอากาศที่มีความเร็วเหนือเสียงไหลผ่านท่อทางที่มีรูปบานตีบ (CONVERGENT DUCT) คือ ตอนปลายทางออกมีพื้นที่ลดลง กระแสอากาศจะบีบตัวหรือความดันสถิตเพิ่มขึ้น ความเร็วของกระแสอากาศย่านเหนือเสียงไหลผ่านท่อบานตีบจะลดลง และความดันสถิตจะเพิ่มขึ้น

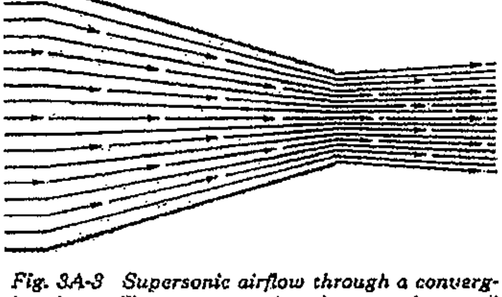


Fig. 3A-3 Supersonic airflow through a converging duct will compress rather than speed up, and its static pressure as well as its density will increase.

การชะงักงันความเร็วเสียง (SONIC CHOCKING) เป็นอีกเรื่องหนึ่งที่เราควรจะรู้คือการชะงักงันความเร็วเสียง เมื่อกระแสอากาศความเร็วต่ำกว่าเสียงไหลผ่านช่องบานตีบ (CONVERGENT DUCT) ความเร็วจะเพิ่มขึ้นเรื่อย ๆ จนกระทั่งถึงความเร็วเสียง (MACH ONE) คลื่นชะงักงัน (SHOCK WAVE) จะเพิ่มขึ้น แต่กระแสอากาศจะไม่สามารถเร่งความเร็วให้มากขึ้นกว่านี้ได้ พลังงานความดันไม่สามารถเปลี่ยนเป็นพลังงานความเร็วได้ จะยังคงรักษาความดันที่เพิ่มมาได้เท่าเดิมหลังจากได้ผ่านช่องอากาศนี้ไป หลักการอันนี้ได้นำไปออกแบบใช้งานเกี่ยวกับท่อท้ายของเครื่องยนต์ก๊าซเทอร์ไบน์ (EXHAUST NOZZLE)

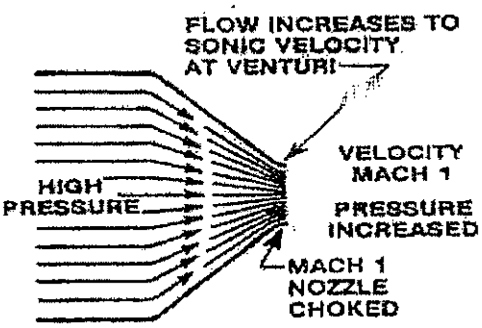


Fig. 3A-4 When subsonic air flows through a converging duct, it speeds up until it reaches Mach 1. Since it cannot speed up more, the pressure behind the choked nozzle increases.

การทำงานของเครื่องยนต์ก๊าซเทอร์ไบน์

วัฏจักรการทำงานของเครื่องยนต์อากาศยานมีอยู่ ๒ วัฏจักร ทั้งสองวัฏจักรนี้ได้อธิบายถึงขั้นตอนการทำงานของพลังงานทางเคมีอันได้จากเชื้อเพลิงให้กลายมาเป็นพลังงานความร้อน และเป็นพลังงานกลในที่สุด

OTTO CYCLE วัฏจักรการทำงานของ "ออตโต" ได้อธิบายถึงเหตุการณ์ที่เกิดขึ้นในเครื่องยนต ลูกสูบ เป็นวัฏจักรการทำงานที่ "ปริมาตรคงที่" เพราะว่าพลังงานที่เพิ่มเข้าไปในอากาศนั้น มิได้มีกา เปลี่ยนแปลงปริมาตรเลย เหตุการณ์ทั้งหมดในวัฏจักรออตโต คือ ดูด, อัด , จุด , ระเบิด , และ คาย นั้น ไ กระทำในที่ที่เดียวกันภายในกระบอกสูบของเครื่องยนต์ แต่กระทำในเวลาที่แตกต่างกัน

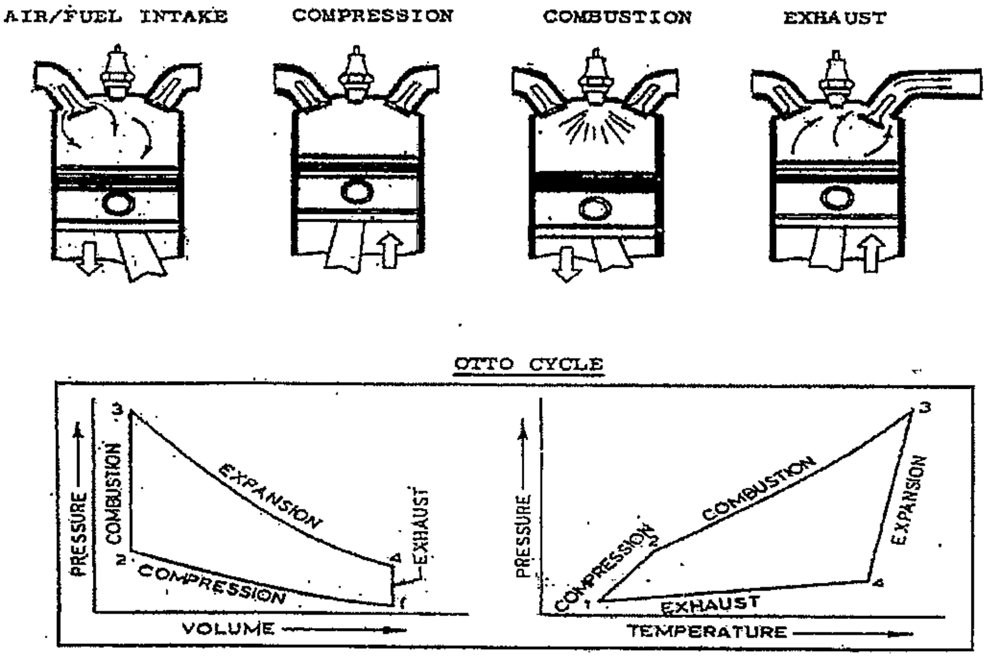


Fig. 1-1 Cycle Events of Four-Cycle Piston Engine

BRAYTON CYCLE วัฏจักรการทำงานของ เบรตัน กล่าวได้ว่า ในเครื่องยนต์ก๊าซเทอร์ไบน์ เชื้อเพลิงทำให้เกิดพลังงาน เมื่อมีพลังงาน ความดันของก๊าซคงที่ แต่ปริมาตรของก๊าซเพิ่มขึ้น และความเร็วของก๊าซที่ออกจากเครื่องยนต์ก็เพิ่มขึ้นด้วย ตำราบางเล่มเรียกวัฏจักรนี้ว่า "วัฏจักรความดันคงที่ (CONSTANT PRESSURE CYCLE) "

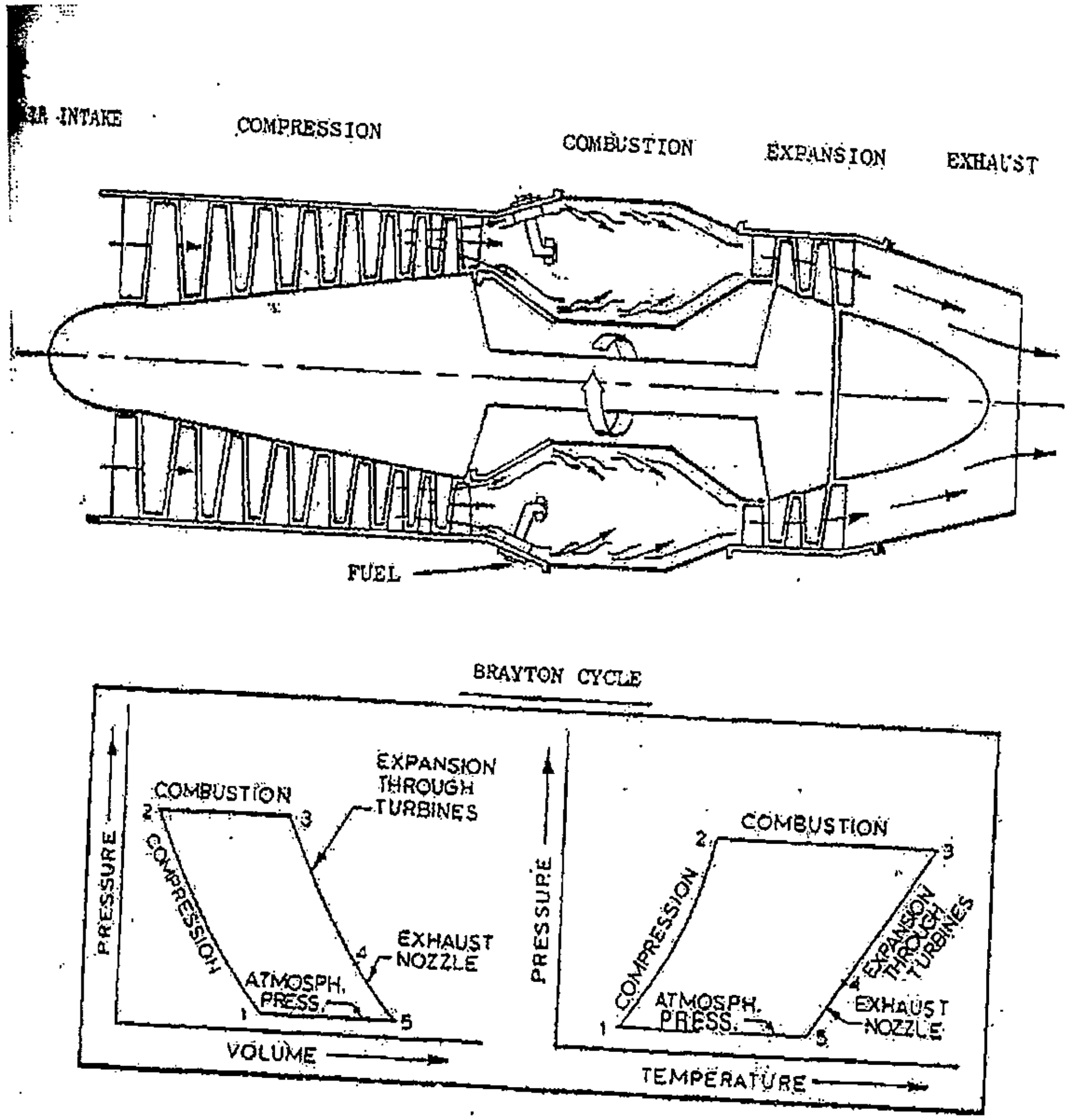


Fig. 1-2 Cycle Events of the Gas Turbine Engine

จังหวะการทำงานอย่างต่อเนื่องของเครื่องยนต์ก๊าซเทอร์ไบน์ แสดงให้เห็นเป็นปริมาตรความดันกราฟ อุณหภูมิ – ความดันกราฟ ดังในรูป คือ ดูด (INTAKE) อัด (COMPRESSION) จุดเผาไหม้ COMPBUSTION) , ขยายตัว (EXPANSION) , และคาย (EZHAUST) คล้าย ๆ กับ การทำงานของเครื่องยนต์ลูกสูบ

อากาศที่ไหลเข้าเครื่องยนต์ คือ อากาศรอบ ๆ ตัวเรามีความดันเท่ากับความดันอากาศภายนอก (AMBIENT PRESSURE) เส้นโค้งระหว่าง ๑ และ ๒ แสดงให้เห็นว่าความดันอากาศเพิ่มจากดูดไปอัดและปริมาตรจะลดลง เมื่อมีการเผาไหม้ส่วนผสมเชื้อเพลิงกับอากาศในห้องเผาไหม้ก็มีพลังงาน

ปริมาตรของก๊าซจะเพิ่มขึ้น นั่นคือ คุณลักษณะวัฎจักรเบรตัน (BRAYTON CYCLE)

เมื่อก๊าซร้อนออกจากห้องเผาไหม้ผ่านเทอร์ไบน์ ความดันก๊าซจะลดลงแต่ปริมาตรยังคงเพิ่มขึ้น สังเกตเส้นกราฟระหว่าง ๑ และ ๒ ก๊าซเผาไหม้เกิดการขยายตัวอย่างรวดเร็วพุ่งออกจากเครื่องยนต์ ในขณะเดียวกันที่ชุดเทอร์ไบน์นี้พลังงานความร้อนจะเปลี่ยนเป็นพลังงานกลให้เทอร์ไบน์ไปขับชุดอัดอากาศ และชุดเฟืองขับอุปกรณ์ของเครื่องยนต์ก๊าซเทอร์ไบน์

หลังจากที่ก๊าซร้อนผ่านชุดเทอร์ไบน์ ก็จะพุ่งออกท่อท้ายซึ่งออกแบบให้เป็นรูปบานตีบ (CONVERGING EXHAUST SYSTEM) ซึ่งจะทำให้ความดันก๊าซลดลง และความเร็วของก๊าซเพิ่มขึ้น พุ่งออกสู่บรรยากาศภายนอก ครบวัฎจักรและได้ผลผลิตออกมาเป็นแรงขับ (THRUST)

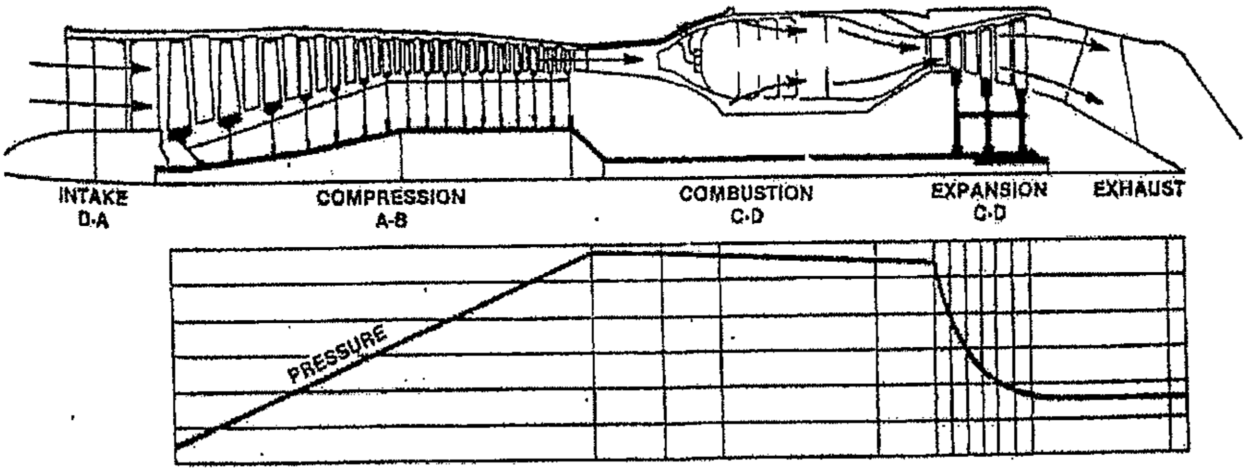


Fig. 4A-3 Location of the energy-release events in a gas turbine engine.

การคำนวณแรงขับ

แรงขับของเครื่องยนต์ก๊าซเทอร์ไบน์ได้มาจากการขยายตัวของก๊าซที่เผาไหม้ในเครื่องยนต์เกิดการขยายตัวพุ่งออกจากเครื่องยนต์ด้วยความเร็วสูง อัตราเร่งของก๊าซในขณะที่ผ่านพ้นท่อท้ายของเครื่องยนต์ในระยะเวลาอันรวดเร็วนี่แหละที่ก่อเกิดแรงขับ ซึ่งแบ่งออกได้เป็น ๒ ชนิด คือ แรงขับรวม (GROSS THRUST) และแรงขับจริง (NET THRST)

<u>แรงขับรวม</u> (GROSS THRUST) เป็นแรงขับที่เครื่องยนต์ก๊าซเทอร์ไบน์ผลิตออกมาได้เมื่อเครื่องยนต์ทำงานอยู่กับที่ หรือวัดได้เมื่อเครื่องยนต์ทำการทดลองอยู่ในห้องทดลอง (TEST CELL) การวัดแรงขับของ

$$GT = \frac{W}{g} (V_j - V_p)$$

เมื่อ GT = GROSS THRUST, แรงขับรวม หน่วยเป็น ปอนด์

W = MASS AIRFLOW มวลอากาศเข้า หน่วยเป็น

= ปอนด์/ วินาที

V_p = AIR INTAKE VELOCITY ความเร็วของอากาศ เข้าเครื่องยนต์ หน่วยเป็น ฟุต / วินาที

V_j = AIR EXHAUST VELOCITY ความเร็วของกระแสเจ็ต หน่วยเป็น ฟุต/วินาที

g = CONSTANT FOR ACCELERATION DUE TO GRAVITY ตัวคงที่อันเนื่องมาจากแรงศูนย์ถ่วง มีหน่วยเป็นฟุต / วินาที ๒

ในเมื่อเครื่องยนต์อยู่กับที่จึงถือว่า ความเร็วของอากาศเข้าเครื่องยนต์เป็นศูนย์ ดังนั้นสูตรแรงขับรวมจึงเป็น

$$GT = \frac{W}{g} . (V_j - V_p)$$

<u>แรงขับจริง</u> (NET THRUST) เป็นแรงขับที่เครื่องยนต์ก๊าซเทอร์ไบน์สามารถผลิตออกมาได้เมื่อเครื่องยนต์หรือเครื่องบินมีความเร็วไปข้างหน้า เราสามารถคำนวณได้จากสูตร

$$NT = \frac{W}{G . (Vj - Vp)}$$

เมื่อ NT = NET THRUST, แรงขับจริง หน่วยเป็นปอนด์

W = MASS AIRFLOW - มวลอากาศเข้า ปอนด์ / วินาที

V_p = AIR INTAKE VELOCITY ความเร็วอากาศเข้า มีหน่วยเป็น ฟุต/วินาที

V_j = AIR EXHAUST VELOCITY, ความเร็วของกระแสเจ็ต มีหน่วยเป็น ฟุต/วินาที

g = CONSTANT FOR ACCELERATION DUE TO GRAVITY ตัวคงที่อันเนื่องมาจากแรงศูนย์ถ่วง หน่วยเป็น ฟุต/วินาที๒

<u>ตัวอย่าง ๑</u> เครื่องบินเครื่องหนึ่งกำลังจอดทดลองเครื่องยนต์บนทางวิ่ง เครื่องยนต์ดูดอากาศเข้าชุดอัดอากาศได้ ๕๐ ปอนด์/วินาที ความเร็วของกระแสก๊าซออกจากเครื่องยนต์ ๑,๓๐๐ ฟุต/วินาที จงหาแรงขับรวม

จากสูตร $GT = \frac{W}{g} - V_j$

$= \frac{50}{32.2} \quad 1300$

$= 2018.6$ ปอนด์

<u>ตอบ</u> แรงขับรวม ๒๐๑๘.๖ ปอนด์

<u>ตัวอย่างที่ ๒</u> เครื่องบินเครื่องหนึ่งบินอยู่ในอากาศด้วยความเร็ว ๕๐๐ ไมล์/ชั่วโมง (๗๓๔ ฟุต/วินาที) เครื่องยนต์ดูดอากาศได้ ๕๐ ปอนด์/วินาที ความเร็วของกระแสก๊าซออกจากเครื่องยนต์ ๑๓๐๐ ฟุต/วินาที จงหาแรงขับจริง

จากสูตร $NT = \frac{W}{g} (V_j - V_p)$

$= \frac{50}{32.2} (1300 - 734)$

$= 878.9$ ปอนด์

<u>ตอบ</u> แรงขับจริง ๘๗๘.๙ ปอนด์

แรงขับรวมของเครื่องยนต์เทอร์โบแฟน (FAN ENGINE THRUST) ก็เหมือนกับการคำนวณแรงขับของเครื่องยนต์เทอร์โบเจ็ต เพียงแต่ว่า เราเอาแรงขับที่เกิดจากแฟนเข้ามารวมด้วยเท่านั้น เราจึงได้สูตรดังนี้

$$GT = GT\,(ENGINE) + GT\,(FAN)$$

$$GT = \underline{W}\,(V_j - V_p) + \underline{W}\,(V_j - V_p)$$

<u>ตัวอย่าง</u> เครื่องยนต์เทอร์โบแฟนเครื่องหนึ่งทดลองเครื่องยนต์อยู่ในห้องทดลอง ความเร็วของกระแสอากาศออกจากแฟน ๘๐๐ ฟุต/วินาที ความเร็วของกระแสก๊าซร้อนออกจากเครื่องยนต์ ๑๐๐๐ ฟุต/วินาที มวลอากาศไหลเข้าเครื่องยนต์และแฟน ๕๐ ปอนด์/วินาที จงหาแรงขับรวม

จากสูตร $GT = \frac{W}{g} \cdot V_j + \frac{W}{g} . V_j$

$= \frac{50}{32.2} \times 1000 + \frac{50}{32.2} \times 800$

$= 1552.8 + 1242.2$

$= 2795$

<u>ตอบ</u> แรงขับรวม ๒,๗๙๕ ปอนด์

แรงม้าขับ (THRUST HORSE POWER) ในการเปรียบเทียบระหว่างแรงขับแรงม้า เราสามารถเปลี่ยนแรงขับของเครื่องยนต์ก๊าซเทอร์ไบน์เป็นแรงม้า ด้วยการใช้สูตร

$$THP. = \frac{\text{NT X AIRCRAFT SPEED (MILES PER HOUR)}}{\text{375 MILE – POUND PER HOUR}}$$

ตัวคงที่ ๓๗๕ คือ ไมล์ –ปอนด์/ชั่วโมง ซึ่งเท่ากับ ๑ แรงม้า หรือ เท่ากับ ๓๓,๐๐๐ ฟุต – ปอนน์ ของงานที่กระทำใน ๑ นาที เท่ากับ ๑,๙๘๐,๐๐๐ ฟุต – ปอนด์ ของงานที่กระทำใน ๑ ชั่วโมง ถ้าเราหารด้วย ๕,๒๘๐ ฟุต ซึ่งเท่ากับ ๑ ไมล์ ก็จะได้ ๓๗๕ ไมล์ -ปอนด์/ชั่วโมง ดังนั้น ที่ ๓๗๕ ไมล์/ชั่วโมง แรงขับ ๑ ปอนด์ จึงเท่ากับ ๑ แรงม้า

EQUIVALENT SHAFT HORSE POWER ในเครื่องยนต์เทอร์โบใบพัดจะวัดกำลังขับของเครื่องยนต์เป็น EQUIVALENT SHAFT HORSE POWER ESHP ซึ่งหมายถึงผลบวกของแรงขับที่เครื่องยนต์ผลิตออกมาได้หางท่อท้าย กับ แรงม้าที่ได้จากเพลาขับใบพัดของเครื่องยนต์

ในสภาวะอยู่นิ่ง (STATIC CONDITION) แรงม้าขับจะถูกหารด้วย ๒.๖ แล้วนำไปบวกกับแรงม้าที่ได้จากเพลาขับใบพัด ซึ่งวัดได้จาก DYNAMOMETER เราจะได้เป็น EQUIVALENT SHAFT HORSE POWER

$$ESHP. = SHP + \frac{GT}{2.6}$$

<u>ตัวอย่าง</u> เครื่องยนต์เทอร์โบใบพัดเครื่องหนึ่ง ผลิตแรงขับได้ ๑๘๗.๕ ปอนด์ และกำลังที่วัดได้จากเพลาขับใบพัด ๕๘๐ SHAFT HORSE POWER จงหา ESHP.

$$ESHP = SHP + \frac{GT}{2.6}$$

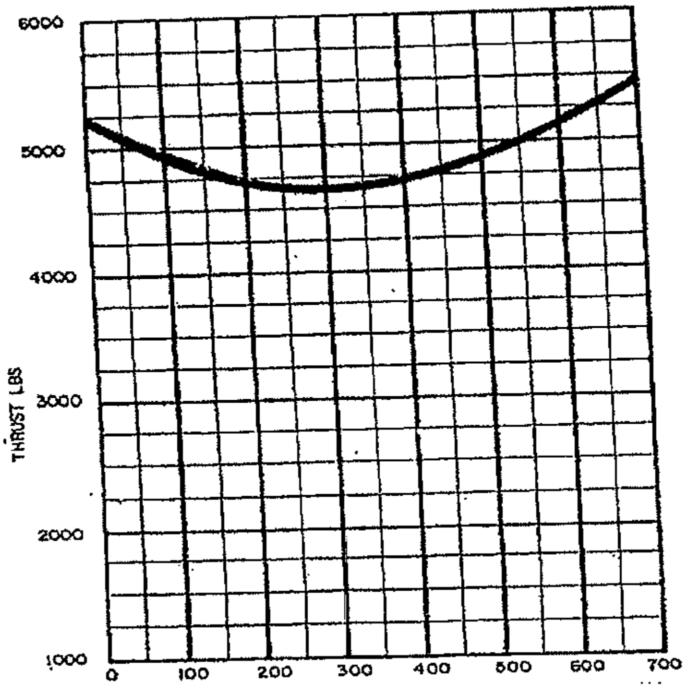
$$= 580 + \frac{187.5}{2.6}$$

$$= 580 + 32.1$$

$$= 652.6$$

ตอบ เท่ากับ ๖๕๒.๖ ESHP.

ความสัมพันธ์ของ TRUE AIR SPEED และแรงขับจริง (NET THRUST) ของเครื่องยนต์เจ็ต ทั้งในความเป็นจริงและจากการคำนวณจากสูตรของ NET THRUST จะได้ผลออกมาว่า NET THRUST จะลดลงเมื่อ TURE AIR SPEED เพิ่มขึ้น จนกระทั่งประมาณ ๓๐๐ ไมล์/ชั่วโมง เนื่องจากผลเสียของ VC. (VELOCITY CHANGE) มีค่าสูงกว่า INCREASE RAM ณ จุดนี้ เนื่องจาก RAM EFFECT แรงจุดจะค่อย ๆ เพิ่มขึ้นถึงความเร็วประมาณ ๖๑๐ ไมล์/ชั่วโมง เครื่องยนต์จะให้กำลังแรงจุด (NET THRUST) เป็นจำนวนมากเท่ากับที่เครื่องยนต์ทำได้เมื่ออยู่ที่พื้นดิน (GROSS THRUST)



เราจะเห็นได้ว่า แรงฉุดที่ให้กับเครื่องบินเมื่อ EXHAUST JET VELOCITY มีค่าสูงขึ้นกว่าความเร็วของเครื่องบิน และจะเปลี่ยนแปลงไปได้เกี่ยวกับ ระยะสูง ความเร็วและความหนาแน่นของอากาศ

เมื่อเครื่องบินมีอัตราเร่งจนกระทั่งความเร็วไปข้างหน้าเท่ากับความเร็วของกระแสเจ็ตนั่นคือ V_P เท่ากับ V_j ณ จุดนี้เรียกว่า "STATE OF UNITY " ซึ่งแรงขับเป็นศูนย์

แรงม้าของเครื่องยนต์ลูกสูบตกลงมาเมื่อ บ.บินสูงกว่าเพดานวิกฤต เครื่องยนต์เทอร์โบเจ็ตก็จะเป็นเช่นเดียวกัน แต่ก็รักษาประสิทธิภาพของมันได้ดีกว่า ทั้งนี้เนื่องจากเมื่อบินสูง อากาศบางแรงต้าน (DRAG) ลดลง ทำให้ความเร็วของเครื่องบินสูงขึ้น การที่ความเร็วของเครื่องบินเพิ่มขึ้นจะประคับประคอง JET EFFICIENCY ไว้ได้ แม้ว่าจะต้องการ THRUST HORSE POWER สูงกว่า

ตัวประกอบที่มีอิทธิพลต่อแรงขับของเครื่องยนต์ (FACTORS EFFECING ENGINE THRUST)

๑. **อุณหภูมิ** (TEMPERATURE) ในการพิจารณาแรงขับของเครื่องยนต์อันผลิตขึ้นมาได้จากมวลอากาศไหลเข้าเครื่อง เกี่ยวกับอุณหภูมิของอากาศเข้า เมื่ออุณหภูมิอากาศเข้าเครื่องยนต์เพิ่มสูงขึ้น โมเลกุลของอากาศเคลื่อนไหวทำให้อณูของมันถูกดันให้ห่างกัน ทำให้ในปริมาตรหนึ่ง ๆ มีจำนวนอณูอากาศน้อยลง อากาศไหลเข้าเครื่องยนต์ก็น้อยลง ทำให้เครื่องยนต์ผลิตแรงขับได้น้อยลงด้วย ดังนั้นจะเห็นได้ว่า เมื่ออุณหภูมิของอากาศเพิ่มขึ้น แรงขับจะลดลง ดังรูป

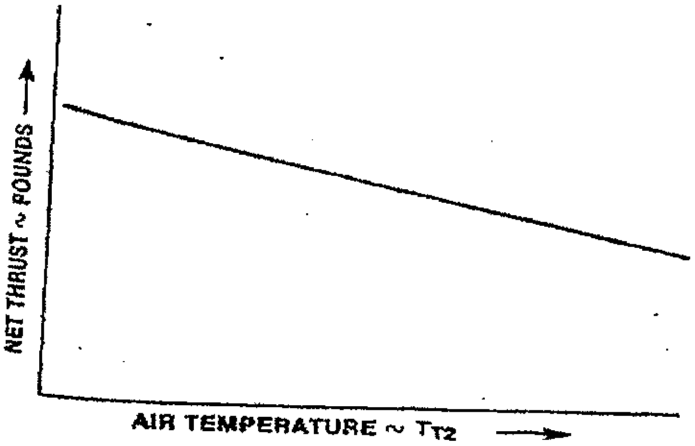


Fig. 5A-2 Effect of air temperature on the thrust produced by a gas turbine engine

๒. **ความสูง** (ALTITUED) บรรยากาศรอบ ๆ ตัวเราประกอบด้วยก๊าซหลายชนิดอัดตัวกันอยู่เป็นความดันอากาศ ซึ่ง ณ ที่ระดับน้ำทะเลความดันบรรยากาศมาตรฐานจะวัดได้ ๑๔.๗ ปอนด์ต่อตารางนิ้ว และความดันอากาศนี้จะลดลงเมื่อความสูงเพิ่มขึ้น ที่ความสูง ๒๐,๐๐๐ ฟุต ความดันจะลดลง ๖.๗๕ ปอนด์ต่อตารางนิ้ว และที่ความสูง ๓๐,๐๐๐ ฟุต ความดันจะลดลงถึง ๔.๓๖ ปอนด์ต่อตารางนิ้ว

อิทธิพลของความสูงที่มีผลต่อแรงขับโดยตรงนั้น เกิดจากความหนาแน่นของบรรยากาศ เมื่อความสูงเพิ่มขึ้น ความดันและอุณหภูมิของบรรยากาศจะลดลงด้วย ตามความเป็นจริงเมื่อความดันลดลง แรงขับจะลดลงด้วย และเมื่ออุณหภูมิลดลง แรงขับจะเพิ่มขึ้น แต่ผลที่เกิดขึ้นแรงขับจะลดลงอย่างเดียว ทั้งนี้เพราะการเปลี่ยนแปลงทางด้านความดันจะรวดเร็วกว่าการเปลี่ยนแปลงอุณหภูมิ อ้างถึง FLIGHT SPECTRUM อุณหภูมิที่ระยะสูง ๓๐,๐๐๐ ฟุต อุณหภูมิจะหยุดการลดอุณหภูมิและจะคงที่ แต่ถ้าความดันจะลดลงเมื่อความสูงเพิ่มยิ่งขึ้น ด้วยเหตุนี้เองแรงขับของเครื่องยนต์ที่ระยะสูง ๓๖,๐๐๐ ฟุตขึ้นไปจะลดลงอย่างมาก จึงถือว่าที่ระยะสูงนี้เป็นระยะสูงสุดที่เครื่องบินจะใช้เป็นเพดานบินสำหรับพิสัยการบินไกล ถือเป็นขีดจำกัดก่อนที่แรงขับของเครื่องยนต์จะมีผลกระทบกระเทือนอย่างมากด้วยระยะสูง ดังรูป

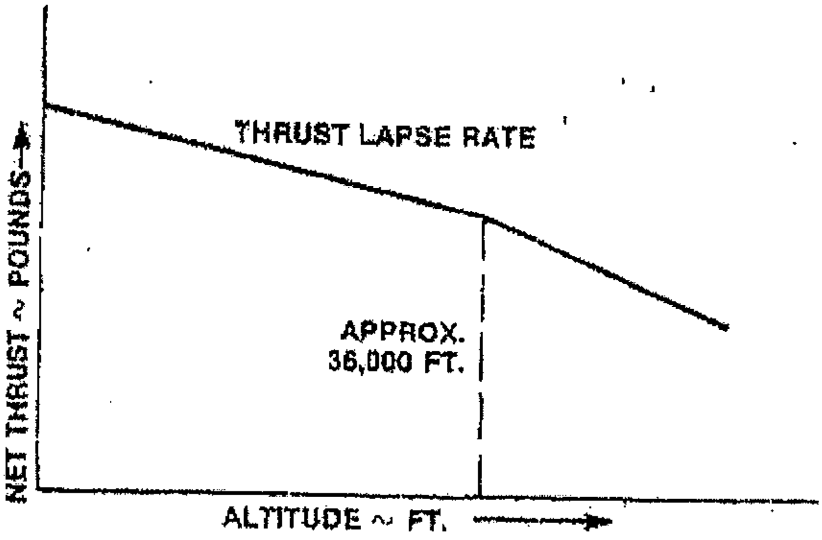


Fig. 5A-3 Effect of altitude on the thrust produced by a gas turbine engine

อากาศรอบ ๆ ตัวเราจะมีการเปลี่ยนแปลงไปได้เสมอ ทั้งความดันและอุณหภูมิ สภาวะอากาศมาตรฐานที่ระดับน้ำทะเลจะมีความดัน ๑๔.๗ ปอนด์/นิ้ว ๒ ความดันนี้จะลดลงเมื่อความสูงเพิ่มขึ้น ที่ความสูง ๒๐,๐๐๐ ฟุต ความดันจะลดลงเหนือ ๖.๓๖ ปอนด์/นิ้ว ๒ และที่ระยะสูง ๓๐,๐๐๐ ฟุต ความดันจะลดลงเหลือ ๔.๓๖ ปอนด์/นิ้ว ๒ และจะยังคงลดต่อไปเรื่อย ๆ

อุณหภูมิของบรรยากาศจะลดลงเช่นเดียวกัน เมื่อความสูงลดลงและเมื่ออุณหภูมิลดลงอากาศจะเกาะตัวหนาแน่นขึ้น แรงขับของเครื่องยนต์ก็จะเพิ่มขึ้น ที่ระยะสูงประมาณ ๓๖,๐๐๐ ฟุต อุณหภูมิของอากาศจะคงที่ ที่ – ๖๙.๗ ^{0} ฟาเรนไฮต์ (- ๕๖.๕° เซนเซียส) และที่ระยะสูงนี้ความดันบรรยากาศจะลดลงอย่างรวดเร็ว เป็นผลให้แรงขับของเครื่องยนต์ลดลงด้วย

๓. **ความเร็วของกระแสอากาศ** (AIR SPEED) จากสูตรการหาแรงขับของเครื่องยนต์ที่อาศัยอัตราเร่งของมวลอากาศที่ไหลผ่านเข้าเครื่องยนต์ ($V_j – V_p$) เมื่อความเร็วของอากาศยาน (V_p) เพิ่มขึ้น แรงขับจะลดลง ในรูปจะเห็นเส้นโค้งของแรงขับลดลง แสดงให้เห็นผลอันเกิดจากความเร็วของอากาศยาน แต่จะได้สิ่งชดเชยกันอันเนื่องมาจากความเร็วของกระแสอากาศที่เกิดขึ้นเนื่องจากอากาศยานบินผ่านอากาศ (RAM EFFECT) เป็นผลให้เห็นดังแสดงในภาพ เส้นโค้งแสดงความเร็วกระแสอากาศเพิ่มขึ้นทำให้แรงขับเพิ่มขึ้น เมื่อรวมกันระหว่างส่วนที่เสียไปกับส่วนที่เพิ่มขึ้นมาแล้ว ผลลัพธ์ที่ได้จะเป็นแรงขับเพิ่มขึ้น

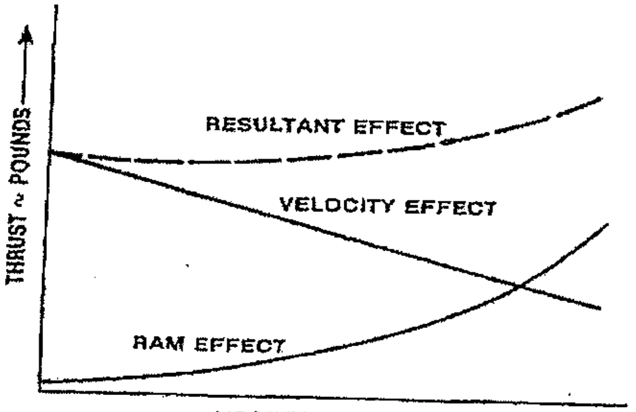


Fig. 5A-4 Effect of airspeed on the thrust produced by a gas turbine engine

เมื่อเครื่องบินบินในระยะสูง ๆ แรงต้านจะลดน้อยลงเนื่องจากอากาศบาง ความหนาแน่นของอากาศต่ำลง ฉะนั้น จึงต้องการแรงฉุดไปข้างหน้าน้อยลง และความกดดัน อุณหภูมิของบรรยากาศลดลงตามระยะสูง EXHAUST GAS จึงมีอัตราการขยายตัวสูงขึ้น ทำงานได้ดีขึ้น จึงเป็นการลดความสิ้นเปลืองเชื้อเพลิง

<u>สรุป เครื่องบินใช้เครื่องยนต์ก๊าซเทอร์ไบน์จะบินเดินทางที่ระยะสูงเท่านั้น</u> เพราะ

๑. ต้องการแรงฉุดน้อยลง ประหยัดเชื้อเพลิง

๒. เครื่องอัดอากาศมีประสิทธิภาพดีขึ้น กำลังที่ต้องการขับมาจากก็น้อยลงไปด้วย เป็นการลดจำนวนเชื้อเพลิงที่เข้าห้องเผาไหม้

๓. MASS AIR FLOW (มวลอากาศไหล) ที่ผ่านเข้าเครื่องยนต์ตกลงเมื่อ บินสูง แรงฉุดต่ำลงจึงใช้กำลังเครื่องยนต์น้อย แต่ DRAG ของเครื่องบินจะลดลงด้วย จึงต้องการแรงฉุดไปข้างหน้าน้อยลง

๔. อัตราส่วนการขยายตัวของก๊าซ (EXPANSION RATIO OF EXHAUST GAS) สูงขึ้น ทำให้ประสิทธิภาพของ TURBINE ดีขึ้น จึงเป็นการลดจำนวนเชื้อเพลิง เช่นเดียวกัน

<u>อัตราพิกัดของเครื่องยนต์</u> (ENGINE RATING)

๑. MAXIMUM RATED THRUST เป็นแรงขับสูงสุดที่เครื่องยนต์ทำได้ ณ สภาพบรรยากาศมาตรฐานที่ระดับน้ำทะเล และอยู่ในสภาพนิ่งในช่วงระยะเวลาโดยปกติ ๕ นาที ขณะบิน แรงฉุดสูงสุดจะเกิดขึ้นเมื่อ POWER CONTROL LEVER อยู่ในตำแหน่ง MAX รอบการหมุนของเครื่องยนต์ ๑๐๐ % ถ้า MAX THRUST มีค่าเท่ากับ MILITARY THRUST ระยะเวลาที่ใช้เดินเครื่องยนต์ให้เดินได้นาน ๑๕ นาที (PERMISABLE DURATION IN FLIGHT)

๒. MILITARY RATED THRUST เป็นแรงขับสูงสุดที่เครื่องยนต์ทำได้ ณ สภาพบรรยากาศมาตรฐานที่ระดับน้ำทะเลและอยู่ในสภาพนิ่ง และไม่มีการช่วยเพิ่มแรงขับจากการสันดาปท้ายหรือระบบฉีดน้ำ เมื่อ POWER CONROL LEVER อยู่ในตำแหน่ง MILITARY ให้เดินเครื่องยนต์ได้นาน ๓๐ นาที (เครื่องยนต์ขนาดใหญ่อาจเป็นประมาณ ๙๐ % ของ MAX RATED THRUST)

๓. NORMAL RATED THRUST เป็นแรงขับสูงสุดที่เครื่องยนต์ทำได้ ณ สภาพบรรยากาศมาตรฐาน ที่ระดับน้ำทะเล เป็นการทำงานอย่างต่อเนื่อง เมื่อ POWER CONTROL LEVER อยู่ในตำแหน่ง "NORMAL" รอบเครื่องยนต์เป็นประมาณ ๘๐ – ๙๐ % ของ MAX RATED THRUST ให้เดินเครื่องยนต์ได้นานโดยไม่มีขีดจำกัด

๔. IDLE RATED THRUST เป็นแรงขับน้อยที่สุดที่เครื่องยนต์สามารถทำได้ที่สภาพบรรยากาศมาตรฐานที่ระดับน้ำทะเล เมื่อ POWER CONTROL LEVER อยู่ตำแหน่ง IDLE" (รอบเดินเบา) รอบของเครื่องยนต์ประมาณ ๔๕ – ๕๐ % ของ MAX RATED THRUST สามารถเดินเครื่องยนต์ได้นานโดยไม่มีขีดจำกัด

<u>จำนวนมัค</u> (MUCH NUMBER)

จำนวนมัค คือ อัตราส่วนของความเร็วของวัตถุเทียบกับความเร็วเสียงในมัชฌิมเดียวกันและมีอุณหภูมิเท่ากัน ความเร็วของเสียง (SONIC VELOCITY) เท่ากับ ๑ มัค มีค่าความเร็วเปลี่ยนแปลงไปตามอุณหภูมิ จำนวนมัคเปลี่ยนแปลงและสัมพันธ์กับความเร็ว

<u>แรงขับต่อความสิ้นเปลืองเชื้อเพลิงจำเพาะ</u> (THRUST SPECIFIC FUEL CONSUMPTION)

เพื่อให้เราเปรียบเทียบคุณภาพของเครื่องยนต์ชนิดต่าง ๆ ได้โดยเที่ยงตรงที่สุด เราใช้ความสิ้นเปลืองเชื้อเพลิงเป็นเครื่องพิจารณาตามแบบและขนาดของเครื่องยนต์ หน่วยความสิ้นเปลืองเชื้อเพลิงจำเพาะต่อแรงขับหมายถึง จำนวนการไหลของเชื้อเพลิงเข้าเครื่องยนต์หารด้วยแรงขับ วิธีหนึ่งที่ใช้ในการเปรียบเทียบคือใช้ TSFC ในขณะที่เครื่องยนต์ใช้แรงขับต่าง ๆ ขณะบิน

$$TSFC = \frac{WF}{Fu}$$

TSFC = THRUST SPECIFIC FUEL CONSUMPTION

Wf = FUEL FLOW IN Lbs/Hr

Fu = NET THRUT IN Lbs

บทที่ ๔
ส่วนประกอบของเครื่องยนต์ก๊าซเทอร์ไบน์

เครื่องยนต์ก๊าซเทอร์ไบน์ ประกอบด้วย

- ช่องนำอากาศเข้า (AIR INLET DUCT)
- ชุดอัดอากาศ (COMPRESSOR SECTION)
- ชุดห้องเผาไหม้ (COMBUSTION SECTION)
- ชุดเทอร์ไบน์ (TURBINE SECTION)
- ชุดท่อท้าย (EXHAUST SECTION)
- ชุดอุปกรณ์ (ACCESSORIES SECTION)
- ระบบต่าง ๆ ของเครื่องยนต์ เช่น ระบบหมุนติด , ระบบหล่อลื่น, ระบบเชื้อเพลิง

ระบบเครื่องช่วยภายนอก เช่น ระบบป้องกันการเกิดน้ำแข็ง ,ระบบระบายความร้อน และระบบปรับความดันอากาศ

๑. ช่องนำอากาศเข้า (AIFR INLET DUCT)

ช่องนำอากาศเข้าที่มีประสิทธิภาพสูงจะออกให้มีลักษณะราบเรียบ สั้น เพื่อที่จะให้ได้ อัตราส่วนการอัด (COMPRESSION RATION) สูง ทนทานต่อการชำรุด (DISTORTION FREE) ทั้งนี้เพราะต้องรับพลังงานที่สูงของอากาศที่ไหลผ่าน เพื่อหลีกเลี่ยงการเกิด (COMPRESSOR STALL) กระแสอากาศอลวน และอุณหภูมิภายในเครื่องยนต์ที่ชุดเทอร์ไบน์สูงเกินเกณฑ์ พลังการไหลของอากาศเข้าเครื่องยนต์ได้มากเท่าใดก็จะทำให้เครื่องยนต์สามารถผลิตแรงขับได้มากเท่านั้น

ปริมาณของอากาศไหลเข้าเครื่องยนต์จะมากน้อยเท่าใดขึ้นอยู่กับองค์ประกอบ ๓ ประการ คือ

๑. รอบของชุดอัดอากาศ (THE COMPRESSOR SPEED – R.P.M.)

๒. ความเร็วไปข้างหน้าของอากาศยาน (THE FORWARD SPEED OF AIRCRAFT)

๓. ความหนาแน่นของอากาศภายนอก (THE DENSITY OF AMBIENT (SURROUNDING AIR)

การจำแนกแบบของช่องนำอากาศเข้า เครื่องยนต์สามารถ จำแนก ได้ดังนี้

๑. NOSE INLET (ช่องนำอากาศเข้าที่ปลายหน้าสุด) ติดตั้งอยู่ที่ตำแหน่งปลายหน้าสุดของลำตัวอากาศยาน หรือกระเปาะเครื่องยนต์ (POWER PLANT POD)

๒. WING INLET ติดตั้งอยู่ที่ชายหน้าปีก ตรงโคนปีก สำหรับเครื่องบินที่ใช้เครื่องยนต์เดียว

๓. ANNULAR INLET ติดตั้งอยู่รอบ ๆ หรือบางส่วนของลำตัวเครื่องบินหรือเครื่องยนต์ (POWER PLANT POD)

โดยปกติแล้วช่องนำอากาศเข้าเครื่องยนต์ถือว่าเป็นส่วนประกอบของเครื่องบินไม่ใช่ของเครื่องยนต์ ช่องนำอากาศเข้ามีความสำคัญมากแก่สมรรถนะของเครื่องยนต์ จนแทบจะกล่าวได้ว่าเป็นส่วนหนึ่งของเครื่องยนต์ก็ว่าได้

เครื่องยนต์ก๊าซเทอร์ไบน์ใช้อากาศในห้องเผาไหม้มากกว่าเครื่องยนต์ลูกสูบประมาณ ๖-๑๐ เท่า โดยพิจารณาจากขนาดเท่า ๆ กัน มีทางเข้าของอากาศใหญ่กว่ามาก และมีจุดวิกฤติที่ AIR SCOOP มากกว่าของเครื่องยนต์ลูกสูบ เพราะเครื่องบินมีสมรรถนะและความเร็วสูง การได้ประสิทธิภาพของช่องนำอากาศเข้าที่ดีมีผลทำให้การไหลของอากาศผ่านส่วนประกอบอื่น ๆ ของเครื่องยนต์มีประสิทธิภาพดีไปด้วย ช่องนำอากาศเข้ามีหน้าที่ทำงานให้กับเครื่องยนต์ ๒ อย่างและกับเครื่องบิน ๑ อย่าง ได้แก่

๑. เป็นตัวรับความดันรวมของกระแสอากาศได้มาก และส่งความดันที่ได้เข้าสู่ส่วนหน้าของเครื่องยนต์ โดยให้มีการสูญเสียความดันน้อยที่สุด ซึ่งเรียกว่า "RAM RECOVERY" หรือ "TOTAL PRESSURE RECOVERY"

๒. เป็นตัวนำอากาศเข้าเครื่องยนต์ด้วยลักษณะที่มีการอลวนและความดันเปลี่ยนแปลงน้อยที่สุด

๓. ที่เกี่ยวข้องกับเครื่องบินก็คือ ต้องเป็นส่วนที่ทำให้เกิดแรงต้านกับเครื่องบินน้อยที่สุดหรือไม่มีเลย

ความดันตกหรือความดันต่าง สาเหตุเกิดจากการเสียดสีของอากาศที่เกิดจากผิวรอบ ๆ ด้านของท่อรับอากาศ และการโค้งงอของระบบช่องรับอากาศ การไหลอย่างราบเรียบของอากาศในช่องรับอากาศจะช่วยลดการอลวนให้เหลือน้อยที่สุด ฉะนั้น ท่อรับอากาศจะต้องมีส่วนที่ตรง เพื่อก่อให้เกิดการราบเรียบ การสร้างและการออกแบบช่องนำอากาศเข้าอาศัยตำแหน่งการติดตั้งเครื่องยนต์และความเร็วของเครื่องบิน , ระยะสูง และท่าทางการบิน แต่โดยทั่วไป ช่องนำอากาศเข้าของเครื่องบินแบบมูลฐาน มี ๒ แบบคือ

- แบบทางอากาศเข้าเดี่ยว (SINGLE ENTRANCE DUCT)
- แบบทางอากาศเข้าแยก (DIVIDED ENTRANCE DUCT)

ช่องนำอากาศเข้าแบบใด ๆ ก็ตามการสร้างจะต้องมีการออกแบบที่ดีและต้องพิจารณาให้พิถีพิถันมาก ๆ ในการซ่อมบำรุงก็เช่นเดียวกัน อาจจะเป็นการแปลกเอามาก ๆ หากพบว่าถ้าเกิดกระแสอลวนหรือการไหลของกระแสอากาศผิดรูปร่างไปเพียงเล็กน้อย ก็อาจทำให้สมรรถนะของเครื่องยนต์ผิดไปเป็นอันมาก หรืออาจเกิดความรุนแรงจนเครื่องยนต์เกิดอาการ COMPRESSOR STALL การผิดพลาดนี้มันเกิดจากการใช้สลักย้ำที่มีหัวผิดแบบ หรืองานโลหะเกี่ยวกับการย้ำไม่ได้คุณภาพก็ได้

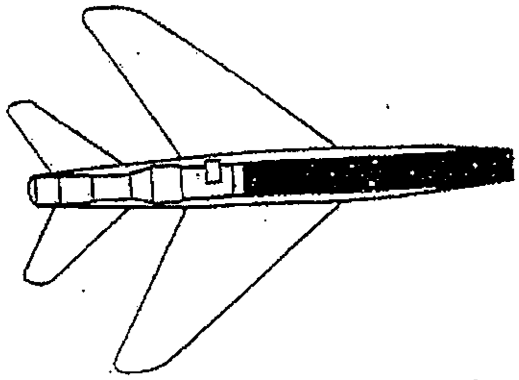


FIGURE 2–19. Aircraft with single-entrance duct.

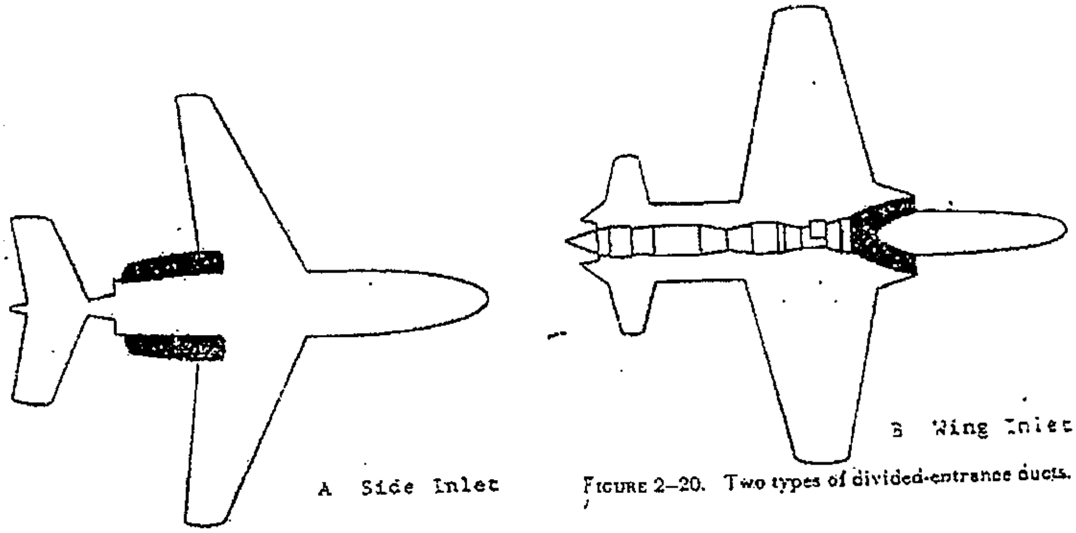


FIGURE 2–20. Two types of divided-entrance ducts.

๑. **ช่องนำอากาศเข้าเดี่ยว** (SINGLE ENTRANCE DUCT) ช่องนำอากาศเข้าเดี่ยวเป็นแบบง่าย ๆ และมีประสิทธิภาพดีที่สุด เพราะตำแหน่งการติดตั้งอยู่ตอนหัวของเครื่องบิน การสร้างช่องนำอากาศเข้าแบบนี้สามารถสร้างให้ตรงหรือโค้งงอได้บ้างเล็กน้อย เครื่องยนต์ติดตั้งอยู่ในลำตัวของเครื่องบินซึ่งมีช่องนำอากาศเข้ายาวไปตามลำตัว อันจะเป็นเหตุให้เกิดความดันตกบ้างเครื่องบินที่ติดตั้งเครื่องยนต์มากกว่า ๑ เครื่อง ช่องนำอากาศเข้าจะตรงและสั้น ถึงแม้ว่าช่องนำอากาศเข้าตรงจะมีผลเสียในด้านความดันตกน้อยก็จริง แต่จะมีผลเสียด้านการเกิดอลวนอย่างรุนแรงเมื่อเครื่องบินมีความเร็วต่ำหรือมีมุมปะทะสูง

๒. ช่องนำอากาศเข้าแยก (DIVIDED ENTRANCE DUCT) สำหรับเครื่องบินที่มีความเร็วสูง เครื่องยนต์เดียว ที่นั่งของนักบินมักจะอยู่ต่ำในลำตัว และค่อนไปทางตอนหัวของเครื่องบินทำให้ยากต่อการออกแบบให้ช่องนำอากาศเข้าเดี่ยว จึงหันไปใช้ช่องนำอากาศเข้าแยก คือช่องนำอากาศเข้าที่โคนปีก หรือทำเป็นกระเปาะที่ข้างลำตัว (WING ROOT OR SCOOP TYPE) ทั้งสองแบบนี้มีปัญหามากกว่าแบบช่องนำอากาศเข้าเดี่ยว คือปัญหาทางแรงต้านอันจะเกิดขึ้นกับเครื่องบิน ส่วนภายในนั้นก็มีปัญหาทางด้านความยาว ความโค้งงอเช่นเดียวกับช่องนำอากาศเข้าเดี่ยว

ช่องนำอากาศเข้าที่โคนปีกนั้น กางปีกค่อนไปทางท้ายก็เป็นปัญหาอย่างมากในการสร้างช่องนำอากาศเข้า เพราะความสั้นซึ่งจะต้องมีการโค้งงอเพื่อที่จะนำอากาศเข้าสู่เครื่องยนต์ให้ได้จึงต้องใช้ SCOOP เข้าช่วย โดดติดตั้ง SCOOP แนบเข้ากับลำตัวเครื่องบินให้ยาวออกมามาก ๆ ทางส่วนหน้า เพื่อให้ความโค้งงอของช่องรับอากาศน้อยลง เพื่อบังคับการไหลของอากาศภายใน SCOOP ให้ตรงเป็นการลดกระแสอลวน

<u>ช่องนำอากาศเข้าที่เปลี่ยนแปลงได้ทางเรขาคณิต</u> (VARIABLE – GEOMETRY DUCT)

หน้าที่หลักของช่องนำอากาศเข้าของอากาศยานคือ เป็นตัวนำอากาศให้ได้ปริมาณมากเพียงพอตามความต้องการเข้าเครื่องยนต์ อัตราการไหลของกระแสอากาศที่พุ่งเข้าไปปะทะส่วนหน้าสุดของเครื่องยนต์นั้น อย่างมากก็ควรจะเป็น ๐.๕ มัค หรือน้อยกว่าเล็กน้อย ในทางปฏิบัติทุกสภาวะการบินของอากาศยาน ยกเว้นขณะวิ่งขึ้นหรือร่อนลงสนาม ความเร็วของกระแสอากาศในช่องนำอากาศเข้าจะต้องลดลงก่อนที่จะถึงชุดอัดอากาศของเครื่องยนต์ เมื่อเป็นเช่นนี้ในการออกแบบช่องนำอากาศเข้าเพื่อให้ทำหน้าที่เป็นตัวกระจายอากาศ เพื่อลดความเร็วและเพิ่มความดันของกระแสอากาศในเครื่องบินที่มีความเร็วต่ำกว่าเสียง จะออกแบบให้ช่องนำอากาศเข้าตีบบาน ดังรูป

สำหรับช่องนำอากาศเข้าเครื่องบินที่มีความเร็วเหนือเสียจะมีรูปร่างเรียวลงจนทำให้กระแสอากาศมีความเร็วลดลงเหลือประมาณ ๐.๑ มัค และในส่วนนี้จะทำหน้าที่คล้าย ๆ กับส่วนกระจายอากาศในย่านความเร็วต่ำกว่าเสียง ดังรูป สำหรับเครื่องบินที่มีความเร็วสูง ๆ ภายในช่องนำอากาศเข้าจะต้องเปลี่ยนแปลงได้ ขณะที่เครื่องบินมีความเร็วเพิ่มขึ้นหรือลดลง ช่องนำอากาศเข้าแบบนี้เราเรียกว่า ช่องรับอากาศที่เปลี่ยนแปลงได้ทางเรขาคณิต การเปลี่ยนแปลงช่องนำอากาศเข้าเครื่องยนต์ของเครื่องบินที่มีความเร็วเหนือเสียงมี ๒ วิธี

๑. <u>การเปลี่ยนแปลงพื้นที่ช่องนำอากาศเข้า</u> (VARIABLE-GEOMETRY INLET DUCT) โดยการใช้กรวยอากาศแหลมเคลื่อนที่ (MOVABLE SPIKE) หรือใช้ RAMP หรือ WEDGE ภายในช่องนำอากาศเข้า เพื่ออำนวยการทำงานให้ช่องรับอากาศส่วนนั้นเกิดเป็นช่องบานตีบและตีบบาน (CONVERGENT AND DIVERGENT DUCT) ยังมีอีกระบบหนึ่งคือ ใช้วิธีเปลี่ยนแปลงการไหลของกระแส

๒. <u>การใช้คลื่นชะงักงัน</u> (SHOCK WAVE) ในกระแสอากาศ คลื่นชะงักงันคืออาการที่กระแสอากาศเกิดการหยุดชะงักการไหลในช่วงเวลาอันสั้น ซึ่งจะมีผลทำให้ความเร็ว ความดัน ความหนาแน่น และอุณหภูมิของกระแสอากาศเกิดการเปลี่ยนแปลงอย่างทันทีทันใด คลื่นชะงักงันซึ่งเกิดขึ้นอย่างแรงจะทำให้การเปลี่ยนแปลงมีมาก คลื่นชะงักงัน (SHOCK WAVE) จะเกิดก็ต่อเมื่อมีการไหลของกระแสอากาศที่มีความเร็วเหนือเสียงขณะผ่านช่องรับอากาศที่มีลักษณะตีบ (RESTRICTION) หรือมีสิ่งกีดขวางการไหลเล็กน้อย (SMALL OBSTRUCTION) ซึ่งจะเป็นไปอย่างอัตโนมัติภายในช่องนำอากาศเข้า ขณะเครื่องบินบินด้วยความเร็วเหนือเสียง การเกิดคลื่นชะงักงันจะมีผลทำให้เกิดการกระจายอากาศ และทำให้ความเร็วของกระแสอากาศลดลง โดยทั่วไปมักจะใช้ทั้งสองวิธีรวมกัน คือ SHOCK METHOD และ VARIABLE GEOMETRY METHOD เพื่อทำให้พื้นที่ของช่องนำอากาศเข้าเปลี่ยนแปลงขณะเดียวกันก็ทำให้เกิด SHOCK WAVE ทำให้ความเร็วของกระแสอากาศลดลง และเป็นไปอย่างอัตโนมัติกับความเร็วของเครื่องบิน

เครื่องบินที่ติดตั้งช่องรับอากาศแบบเปลี่ยนแปลงได้ทางเรขาคณิตในบางครั้งจะเกิดอาการ "BUZZ" เสียงดังเมื่อมี SHOCK WAVE ขณะบินด้วยความเร็วเหนือเสียง จึงหาทางป้องกันโดยการเปลี่ยนแปลงที่ช่องนำอากาศเข้าให้สัมพันธ์กับความเร็ว การ BUZZ ของอากาศที่ไหลจะทำให้เสียเสถียรภาพ เมื่อ SHOCK WAVE เกิดขึ้นไม่สม่ำเสมอในสภาพนี้หากรุนแรงพออาจทำให้โครงสร้างของช่องนำอากาศเข้าเกิดการชำรุดเสียหาย ซึ่งจะพลอยทำให้เครื่องยนต์เสียหายไปด้วยและเพื่อลดอาการ "BUZZ" ที่เกิดขึ้น จึงต้องหาวิธีเพิ่มเสถียรภาพการไหลของกระแสอากาศที่ไหลผ่านช่องนำอากาศเข้า ดังรูป

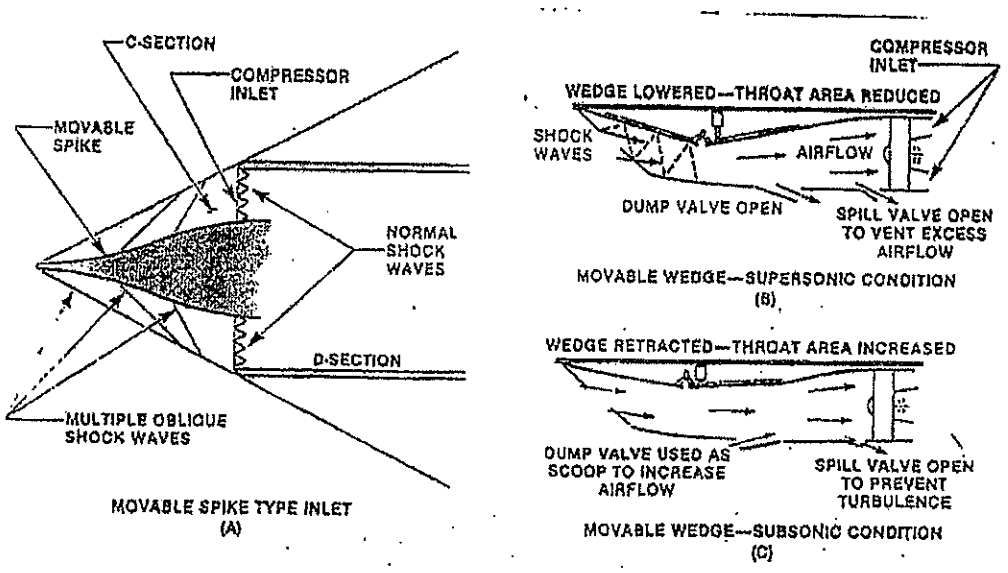


Fig. 6A-6 Variable

<u>BELL MOUTH ประกอบหน้าชุดอัดอากาศ</u>

ตามความจริงแล้ว BELL MOUTH มิใช่ DUCT ปกติติดตั้งที่เครื่องยนต์เพื่อทดสอบสมรรถนะขณะลองเครื่องยนต์อยู่บนแท่นทดลอง ทั้งนี้เพื่อให้อากาศรอบ ๆ เครื่องยนต์ไหลเข้า GUIDE VANES ของชุดอัดอากาศได้ดี BELL MOUTH ง่ายต่อการติดตั้งและถอดประกอบ การออกแบบสร้างเป็นชิ้นเดียว และมีประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์สูง มีโครงสร้างเป็นรูประฆัง ส่วยท้ายเป็นรูปทรงกระบอก ไม่มีความต้านทานต่อการไหลของอากาศ การเสียดทานของอากาศเกือบไม่มีเลย ทำให้เครื่องยนต์ทำงานได้โดยไม่มีการสูญเสียเสถียรภาพเกี่ยวกับการไหลของกระแสอากาศเช่นเดียวกับที่ติดตั้งบนเครื่องบิน การทดลองเครื่องยนต์เพื่อตรวจสอบสมรรถนะ เช่น อัตราแรงขับ, แรงขับจำเพาะต่อความหมดเปลืองเชื้อเพลิง เป็นต้น จะต้องติดตั้ง BELL MOUTH ด้วย ซึ่งชุด BELL MOUTH จะมีตะแกรงกรองป้องกันวัสดุแปลกปลอมไว้ข้างหน้า ในกรณีเช่นนี้ประสิทธิภาพของอากาศที่ไหลผ่านจะตกลง จึงจำเป็นต้องนำมาคำนวณแรงขับเฉลี่ยต่อสมรรถนะของเครื่องยนต์ด้วย

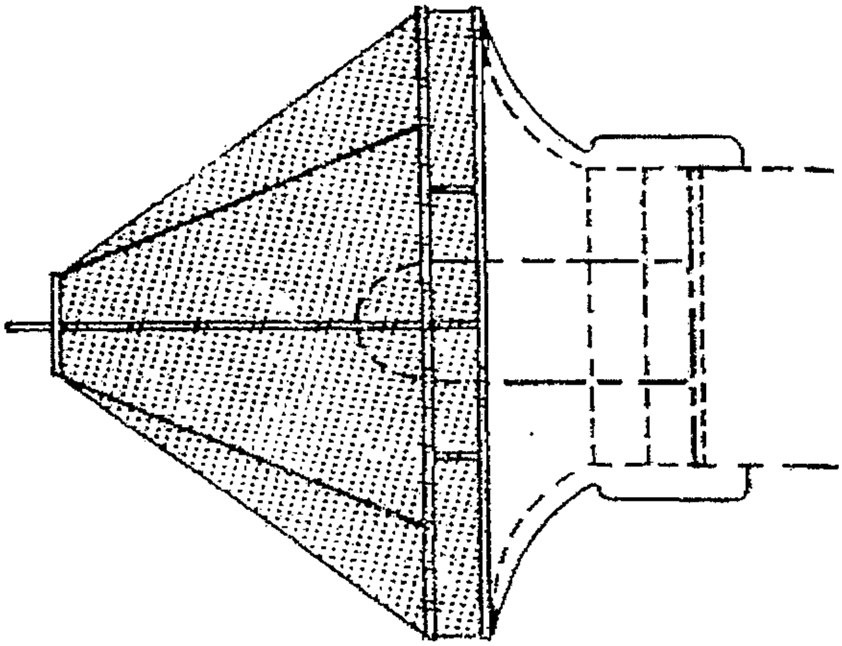


FIGURE 2–23. Bellmouth compressor inlet.

<u>ช่องรับอากาศเครื่องยนต์กังหันใบพัด</u>

(TURBOPROP COMPRESSOR INLET)

ช่องรับอากาศเข้าเครื่องยนต์กังหันใบพัด มีปัญหายุ่งยากมากกว่าของเครื่องยนต์เทอร์โบเจ็ต เนื่องจากมีเพลาขับใบพัดและดุมใบพัดเข้ามาเกี่ยวข้องด้วย จึงต้องพิถีพิถันในการออกแบบอย่างมากที่สุด การออกแบบให้ส่วนหนึ่งของช่องรับอากาศหมุนได้ ถือว่าเป็นวิธีที่ดีที่สุด เพราะการไหลของกระแสอากาศถูกต้องทางด้านอากาศพลศาสตร์มากที่สุด แต่แบบนี้ก็มีน้ำหนักมาก และยุ่งยากต่อการป้องกันการเกิดน้ำแข็งมากกว่าแบบ ดุมเพรียว (STREAM LINE SPINNER) จึงออกแบบให้ใช้แบบดุมเกรียว (CONICAL SPINNER) ต่อมามีการดัดแปลงแก้ไขหลายครั้งหลายหน ที่นิยมใช้กันมากในปัจจุบันก็คือ แบบช่องรับอากาศอยู่ข้างบนหรือข้างล่างของเครื่องยนต์ (UPPER AND LOWER INLET DUCT)

Figure 2-10.

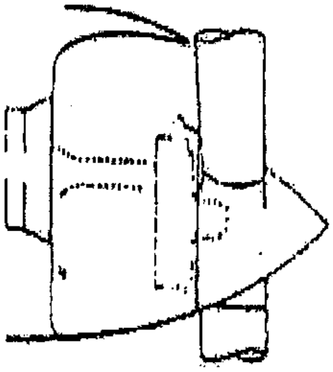


Figure 2-9.

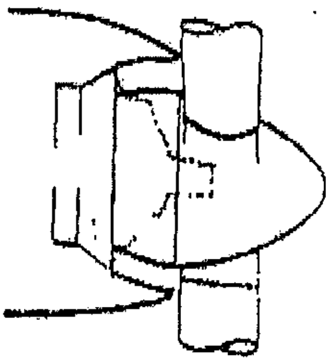
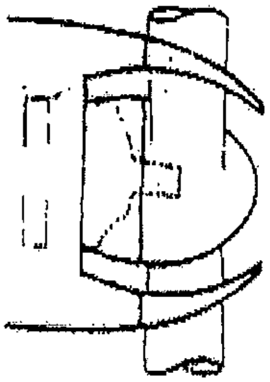


Figure 2-8.



๒. ชุดอัดอากาศ (COMPRESSOR)

การเผาไหม้ของส่วนเชื้อเพลิงกับอากาศภายใต้ความดันเท่ากับบรรยากาศธรรมดาจะไม่ได้ผลผลิต ของพลังงานความร้อนได้เพียงพอที่จะทำให้เกิดการขยายตัวของก๊าซร้อนทำงานให้ได้ประโยชน์อย่างมี ประสิทธิภาพได้ พลังของก๊าซร้อนจากการเผาไหม้เป็นปฏิภาคโดยตรงกับมวลอากาศ ดังนั้น เราจึงต้องการ มวลอากาศมากๆ เพื่อเพิ่มประสิทธิภาพของวัฏจักรการเผาไหม้ทั้งเครื่องยนต์ลูกสูบและเครื่องยนต์ก๊าซ เทอร์ไบน์ ส่วนผสมของเชื้อเพลิงกับอากาศต้องมีการอัดตัวเพื่อให้ได้มวลอากาศมาก ๆ ในปริมาตรที่ กำหนด สำหรับเครื่องยนต์ลูกสูบใช้ลูกสูบและกระบอกสูบเป็นตัวอัดส่วนผสมเชื้อเพลิงกับอากาศ การ เคลื่อนตัวของลูกสูบในกระบอกสูบทำให้เกิดการอัดตัวและลดปริมาตรในการอัด ทำให้ส่วนผสมเกิดการอัด ตัว เครื่องยนต์บางแบบใช้ SUPERCHARGER เป็นตัวเพิ่มมวลของส่วนผสมอีกด้วย

สำหรับเครื่องยนต์ก๊าซเทอร์ไบน์ การอัดตัวต้องทำโดยวิธีอื่น กว่าจะพบวิธีที่ได้ผลที่สุดนั้นต้องใช้ เวลายาวนานในการค้นคว้าและพัฒนา เซอร์ วิทเติ้ล แห่งอังกฤษ ได้คิดชุดอัดอากาศ แบบไหลตาม รัศมีได้ (CENTRIFUGAL FLOW COMPRESSOR) และใช้ได้ผลกับเครื่องยนต์แบบที่มีแรงขับต่ำ ๆ และ ส่วนมากมีขนาดเล็ก ใช้กันมาจนถึงปัจนี้ แต่ถึงกระนั้น ประสิทธิภาพของชุดอัดอากาศแบบนี้หากใช้ชุด เดียวจะมีค่าความอัดต่ำ ถ้าจะให้ได้ความดันสูง ๆ ก็ต้องสร้างให้มีขนาดใหญ่ ๆ หรือหลาย ๆ STAGE ซึ่ง มีน้ำหนักมาก และมีเส้นผ่าศูนย์กลางโต จึงไม่นิยมสร้างกัน และหันมานิยมสร้างชุดอัดอากาศชนิดอากาศ ไหลตามแนวแกนซึ่งให้ความอัดสูง มีพื้นที่หน้าตัดเล็ก ซึ่งคุณลักษณะเช่นนี้สำคัญมากับเครื่องยนต์อากาศยาน

ชุดอัดอากาศของเครื่องยนต์ก๊าซเทอร์ไบน์ทำหน้าที่หลายอย่าง หน้าที่หลัก (PRIMARY FUNCTION) ก็คือ อัดอากาศให้ได้ปริมาณและความดันเพียงพอตามความต้องการส่งเข้าไปยังห้อง เผาไหม้ หน้าที่รองก็คือ แบ่งอากาศออกไปใช้ในระบบต่างๆ ของเครื่องยนต์และเครื่องบินจากช่องของชุด อัดอากาศในตำแหน่งต่าง ๆ กัน ขึ้นอยู่กับว่าต้องการอากาศอัดที่มีความดันและอุณหภูมิเท่าใด อากาศที่ นำไปใช้งานอื่น ๆ ดังนี้

๑. ระบบปรับความดัน, ความร้อน และความเย็นในห้องผู้โดยสาร (CABIN PRESSURIZATION, HEATING AND COOLING)

๒. ระบบทำลายน้ำแข็งและระบบป้องกันการเกิดน้ำแข็ง (DEICING AND ANTICING EQUIPMENT)

๓. ระบบหมุนติดเครื่องยนต์ด้วยลม (PNEUMATIC STARTING OF ENGINES)

๔. ระบบขับอุปกรณ์ (AUXILIARY DRIVE UNIT, A.D.U.)

๕. ระบบควบคุม SURVO ต่าง ๆ (CONTROL BOOSTER SERVO)

๖. ระบบเครื่องวัด (POWER FOR RUNNING INSTRUMENTS)

๒.๑ ตำแหน่งการติดตั้ง (LOCATION) ขึ้นอยู่กับชนิดของชุดอัดอากาศ

- ในเครื่องยนต์ที่ใช้ชุดอัดอากาศแบบไหลตามแนวรัศมี ชุดอัดอากาศจะติดตั้งอยู่ระหว่างชุดอุปกรณ์กับชุดห้องเผาไหม้

- ในเครื่องยนต์ที่ใช้ชุดอัดอากาศแบบไหลตามแนวแกน จะติดตั้งอยู่ระหว่างช่องนำอากาศเข้ากับห้องเผาไหม้

๒.๒ ชนิดของชุดอัดอากาศ (COMPRESSOR TYPES)

ชุดอัดอากาศของเครื่องยนต์ก๊าซเทอร์ไบน์แบ่งออกเป็น ๒ ชนิด คือ

- ชุดอัดอากาศชนิดอากาศไหลตามแนวรัศมี (CENTRIFUGAL FLOW COMPRESSOR)
- ชุดอัดอากาศชนิดอากาศไหลตามแนวแกน (AXIAL FLOW COMPRESSOR)

๒.๒.๑. ชุดอัดอากาศชนิดอากาศไหลตามแนวรัศมี (CENTRIFUGAL FLOW COMPRESSOR) ประกอบด้วยชิ้นส่วนขั้นมูลฐานคือ เรือนใบพัด (IMPELLER OF ROTOR) ชุดกระจายอากาศ (DIFFUSER OF STATOR) และ COMPRESSOR MANIFOLD ตัวเรือนใบพัดสร้างด้วยอลูมินั่มผสม (ALUMINUM ALLOY) ขึ้นรูป,อบชุบผิวแข็ง (HEAT-TREATED) , ขัดเรียบ (SMOOTHED) เพื่อลดการเสียดสีและการอลวนของกระแสอากาศ ทำหน้าที่อัดอากาศที่รับมาจากช่องนำอากาศเข้า แล้วส่งไปยังชุดกระจายอากาศ แบ่งออกได้เป็น ๒ ชนิดคือ

๑) ชนิดอากาศเข้าหน้าเดียว (SINGLE ENTRY OR SINGLE FACE)

๒) ชนิดอากาศเข้าสองหน้า (DOUBLE ENTRY OR DOUB LE FACE)

ทั้งสองชนิดมีโครงสร้างเหมือนกับตัวเรือนใบพัดก๊าซของเครื่องยนต์ลูกสูบ ชุดอัดอากาศแบบสองหน้าสามารถผลิตการไหลของอากาศได้เท่า ๆ กับแบบหน้าเดียว มีพื้นที่หน้าตัดเล็กกว่า ผลดีของชุดอัดอากาศแบบสองหน้าคือ ทำให้ขนาดของเครื่องยนต์เล็กลง แต่ก็มีปัญหาเกี่ยวกับการนำอากาศเข้าชุดอัดอากาศทั้งสองหน้า จึงต้องออกแบบห้องกักอากาศ (PLENUM CHAMBER) เพื่อช่วยให้อากาศจากช่องนำอากาศเข้า (INLET DUCT) สามารถเข้าสู่ชุดอัดอากาศได้ทั้งสองด้านอย่างราบเรียบ อากาศส่วนนี้เป็นอากาศผสมระหว่างอากาศความดัน ปกติกับความดัน ความดันอากาศในห้องนี้จะมีความดันรวมสูงกว่าความดันบรรยากาศภายนอก ความจริงแล้วห้องกักอากาศนี้ ทำหน้าที่เป็นห้องกระจายอากาศ ช่วยให้อากาศเข้าสู่ด้านหลังของเรือนใบพัด (IMPELLER) ได้ดี

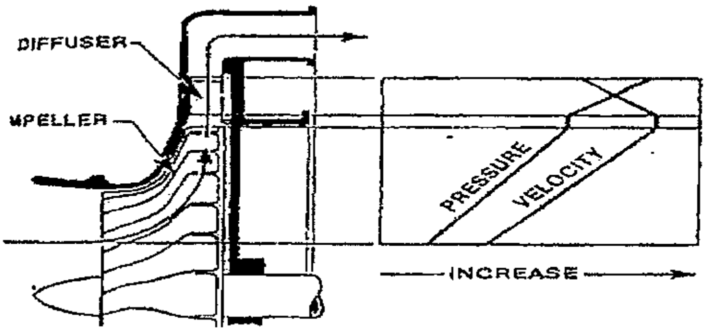


Fig. 6A-12 Centrifugal compressors take the air in near their center and increase both its velocity and pressure. The air then flows into the diffuser where its velocity is decreased and its pressure is further increased.

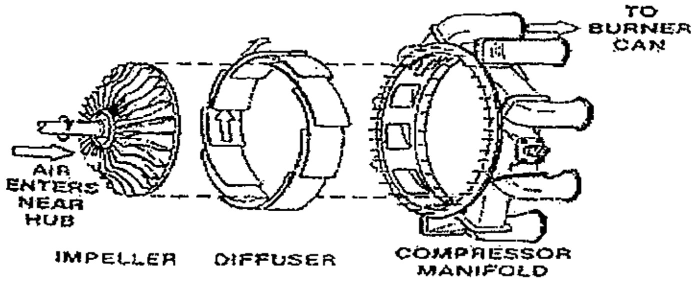


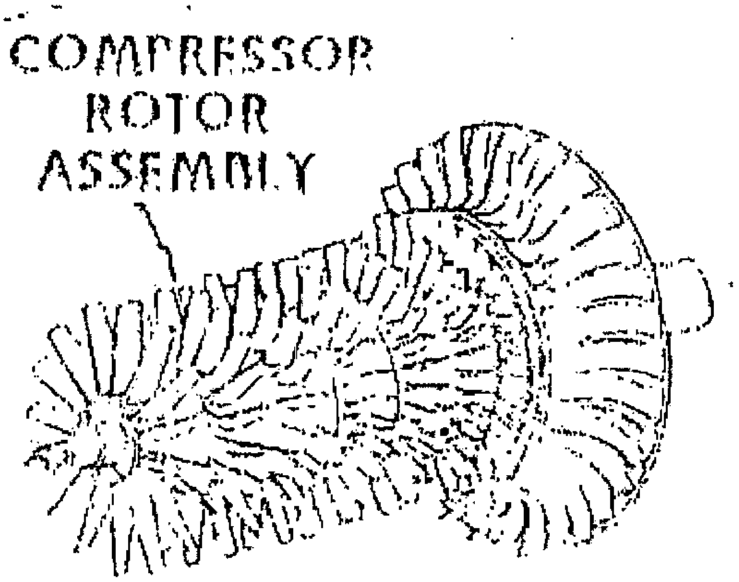
Fig. 6A-13 Centrifugal compressor components

ชุดอัดอากาศแบบไหลตามแนวรัศมีหน้าเดียวสามารถรับอากาศจากช่องนำอากาศเข้าได้อย่างมีประสิทธิภาพ และเกิดกระแสอลวนน้อยที่สุด คุณลักษณะอันนี้เหมาะมากที่จะนำมาใช้กับเครื่องยนต์อากาศยาน

ชุดอัดอากาศแบบไหลตามแนวรัศมีหน้าเดียวหลายชุด ประกอบด้วย ตัวเรือนใบพัด (IMPELLER) หน้าเดียวร่วมเพลาเดียวกันตั้งแต่ ๒ ชุดขึ้นไป แต่ในทางปฏิบัติไม่นิยมนำมาใช้เกิน ๒ ชุด อากาศอัดจากชุดอัดอากาศแรกจะตกลงบ้างขณะผ่านเข้าสู่ชุดที่สองทางช่องนำอากาศเข้าใกล้ดุม และอากาศจะถูกอัดอีกจนกว่าจะไปสู่ชุดกระจายอากาศ ชุดอัดอากาศแบบนี้มีปัญหาตรงที่การส่งอากาศจากชุดอัดอากาศหนึ่งไปยังอีกชุดหนึ่ง

ในปัจจุบันนี้ชุดอัดอากาศแบบไหลตามแนวรัศมี ได้มีการพัฒนาไปอย่างมากเกี่ยวกับอัตราส่วนการอัดอากาศสูงถึง ๑๕:๑ ซึ่งเดิมทีเดียวชุดอัดอากาศแบบไหลตามแกน (AXIAL FIOW COMPRESSOR) เท่านั้นที่สามารถทำได้ ชุดอัดอากาศแบบไหลตามแนวรัศมีนี้ มีขนาดสั้นกว่าแบบไหลตามแนวแกน จึงสามารถมีอัตราเร่งในการอัดอากาศได้เร็วกว่า และสามารถกระจายอากาศได้ในทันที

ชุดอัดอากาศแบบไหลตามรัศมีอาจนำไปใช้ร่วมกับแบบไหลตามแนวแกน เป็นแบบผสม (COMBINATION) ซึ่งในปัจจุบันนิยมใช้กันมากกับเครื่องยนต์อากาศยานขนาดเล็ก ๆ แต่เครื่องยนต์ขนาดใหญ่ ๆ มักใช้ชุดอัดอากาศชนิดไหลตามแนวแกน



<u>ข้อดี</u> ของชุดอัดอากาศแบบไหลตามแนวรัศมี

๑. ความดันอากาศสูงเพิ่มขึ้นแต่ละ STAGE ตั้งแต่ ๑๐:๑ ถึง ๑๕:๑ ในชุดอัดอากาศคู่

๒. ประสิทธิภาพดีทุก ๆ รอบการหมุน ตั้งแต่รอบเดินเบาจนถึงประมาณ ๑.๓ มัค

๓. สร้างง่ายราคาถูก

๔. น้ำหนักเบา

๕. ต้องการพลังงานในการหมุนติดต่ำ

<u>ข้อเสีย</u> ของชุดอัดอากาศแบบไหลตามแนวรัศมี

๑. พื้นที่หน้าตัดโตเกินไป

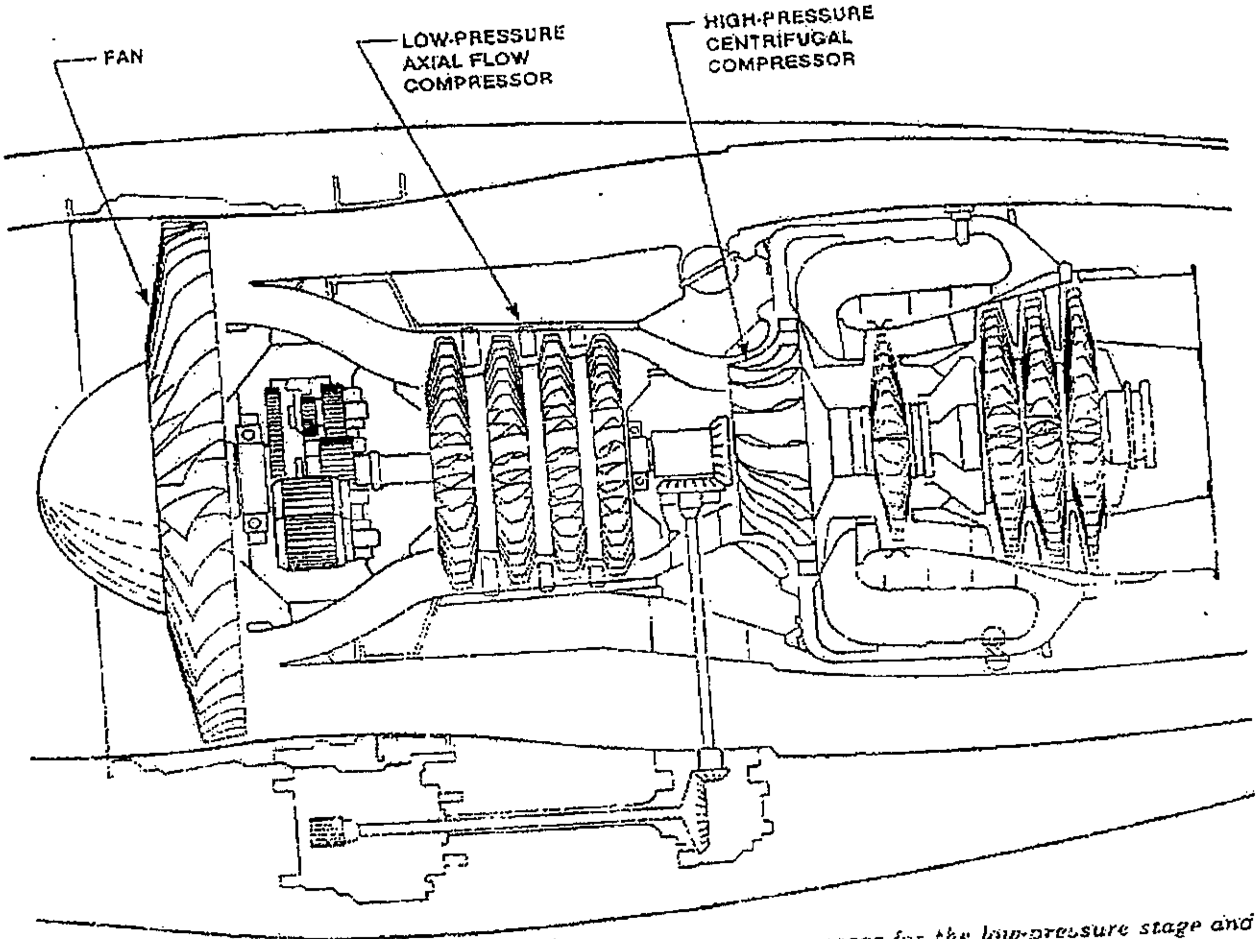


Fig. 6A-16 The Garrett TFE731 engine uses an axial flow compressor for the low-pressure stage and a single-stage centrifugal compressor for the high-pressure compressor.

34

114

๒.๒.๒ ชุดอัดอากาศชนิดอากาศไหลตามแนวแกน (AXIAL FLOW COMPRESSOR)

ชุดอัดอากาศแบบนี้ให้อัตราส่วนความดันได้ถึง ๒๕:๑ หรือมากกว่า ประกอบด้วยชุดอัดอากาศตั้งแต่ ๑ STAGE หรือมากกว่า แต่ละ STAGE ประกอบด้วย ชุดกลีบใบหมุน (A ROTATING MULTI BLADES ROTOR) และชุดกลีบใบที่อยู่กับที่ (A NON ROTATING MULTI VANES STATOR) ทั้ง VANE และ BLADE สร้างให้ภาคตัดเป็นรูปแพนอากาศและแต่ละ STAGE ให้อัตราส่วนความอัด ๑.:๒๕:๑ อากาศที่ไหลผ่านในแต่ละ STAGE จะมีทั้งความเร็วเพิ่มและความเร็วลด แต่ความดันเพิ่มขึ้น อัตราส่วนความอัดมิได้เพิ่มขึ้นแต่ละ STAGE แต่จะเพิ่มขึ้นเป็นทวีคูณโดยการออกแบบให้ช่องว่างระหว่างกลีบใบที่อยู่กับที่ (STATOR) เป็น DIVERGENT (ตีบบาน) และช่องว่างระหว่างกลีบใบหมุน ROTOR เป็น CONVERGENTDUCT (บานตีบ) และเพื่อรักษาความเร็วของอากาศในชุดอัดอากาศขณะที่ความ

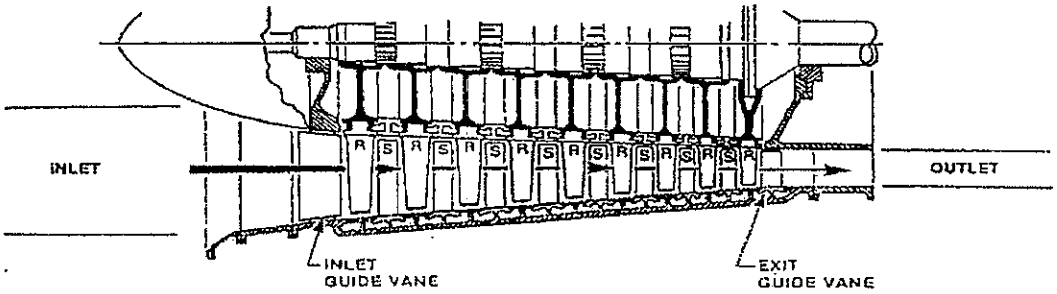


Fig. 6A-26 To prevent the air velocity decreasing as the pressure increases, the area of the outlet of an axial flow compressor is smaller than its inlet.

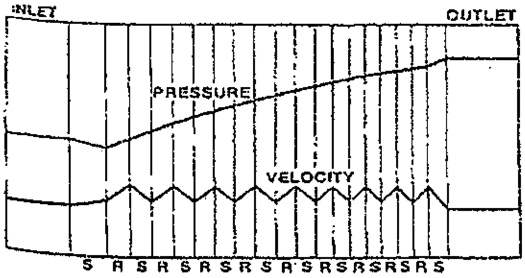


Fig. 6A-27 Pressure and velocity changes as air passes through each stage of an axial flow compressor.

ชุดอัดอากาศชนิดไหลตามแนวแกน (AXIAL FLOW COMPRESSOR) ประกอบด้วยกลีบใบที่อยู่กับที่ (STATOR VANE) และกลีบใบหมุน (ROTOR BLADE)

๑. <u>กลีบใบที่อยู่กับที่ (STATOR)</u> แถวหน้าสุดมีชื่อเรียกว่า INLET GUIDE VANES มีทั้งแบบ FIXED และ VARIABLE ตัว INLET GUIDE VANES ทำหน้าที่เป็นตัวนำอากาศเข้าไปปะทะกลีบใบหมุน (ROTOR) STAGE ที่ ๑ เป็นมุมที่ถูกต้อง

STATOR VANE ส่วนมากสร้างด้วยเหล็ก(STEEL) ที่มีคุณสมบัติป้องกันสนิมหรือการผุกร่อนได้เป็นอย่างดี ยึดติดอยู่กับ SPLIT RING,SHROUND หรือ SEGMENT สอดอยู่ด้านในของฝาครอบชุดอัดอากาศ (COMPRESSOR CASING) จำนวนแถวขึ้นอยู่กับความต้องการความอัดอากาศ ที่มีจำนวนแถวมากที่สุด และให้อัตราส่วนความอัดอากาศมากที่สุด ในปัจจุบันใช้ประมาณ ๑๐- ๑๖ STAGES

STATOR VANE ทำหน้าที่สองอย่าง คือ

๑. รับอากาศจากช่องนำอากาศเข้า หรือจาก STAGE แรก ๆ แล้วส่งต่อให้ STAGE ถัดไป

๒. ควบคุมทิศทางการไหลของกระแสอากาศให้ไปปะทะกับกลีบใบหมุนเป็นมุมที่ถูกต้อง และมีประสิทธิภาพ

ตอนทางออกของชุดอัดอากาศจะมี STATOR VANE แถวสุดท้าย ทำหน้าที่ควบคุมการไหลของกระแสอากาศอัดให้พุ่งออกไปตรง ๆ เพื่อลดการเกิดกระแสอลวน เรียก "EXIT GUIDE VANES" หรือ "STRAIGHTENING VANES)"

ตัวเรือนชุดอัดอากาศ (COMPRESSOR CASING) แบ่งออกเป็น ๒ ฝาคือ ฝาบน และ ฝาล่าง (UPPER AND LOWER CASING) ยึดติดกันด้วยสลัก ไม่เพียงแต่จะเป็นตัวยึดเท่านั้น ยังออกแบบให้มีช่องแบ่งอากาศออกไปใช้ในระบบอื่นๆ อีกด้วย

๒. <u>กลีบใบหมุน (ROTOR BLADE)</u> ส่วนมากสร้างด้วย STAINLESS STEEL ยึดติดกับวงจานได้หลายวิธี แต่ที่นิยมใช้กันคือ แบบ BULB-TYPE หรือ FIR-TREE TYPE ROOT และยึดแน่นด้วย SCREWS,PEENING, LOCKING WIRES,PINS OR KEYS ในสองสามแถวหน้านิยมใช้ MID SPAN SHROUND OR MID SPAN DAMPER ซึ่งมีคุณสมบัติลดอาการสะบัดหรือสั่นที่ปลายกลีบได้

ปลายกลีบชุดอัดอากาศ (COMPRESSOR BLADE TIPS) บางแบบจะถูกสร้างให้มีรอยตัดให้บางลงเรียก "BLADE PROFILE" ทั้งนี้ทำไว้เพื่อป้องกันการชำรุดที่อาจจะเกิดขึ้นกับ BLADE เมื่อเกิดการเสียดสีกับ CASING ในกรณีที่ ROTOR BLADE หลวมคลอนหรือ BEARING ชำรุด

ชุดอัดอากาศชนิดอากาศไหลตามแนวแกน แบ่งออกได้เป็น ๒ ชนิดคือ SOLID SPOOL COMPRESSOR และ SPLIT SPOOL COMPRESSOR

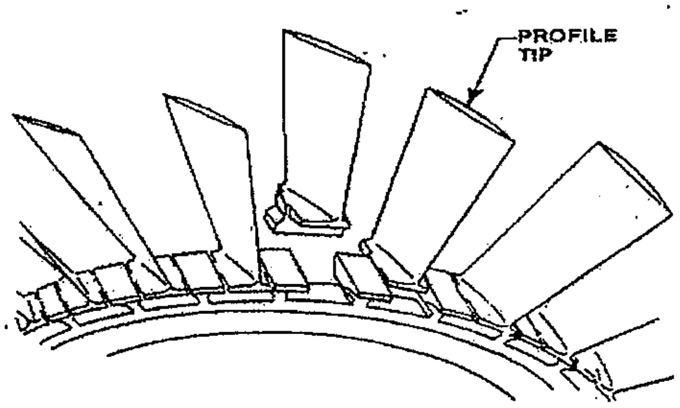


Fig. 6A-23 Dovetail method of securing compressor blades to the disk.

๒.๑. SOLID SPOOL COMPRESSOR เป็นชุดอัดอากาศชุดเดียวซึ่งอาจจะมีตั้งแต่ ๖ -๑๖ STAGES ในปัจจุบันส่วนมากใช้ VARIABLE INLET GUIDE VANES และได้พัฒนาต่อไปอีก โดยให้ STATOR VANES แถวแรก ๆ ๒ – ๓ แถว สามารถเปลี่ยนมุมได้ (VARIABLE STATOR VANES) ทั้งนี้เพื่อคอยควบคุมปริมาณการไหลของกระแสอากาศอัดในชุดอัดอากาศให้สัมพันธ์กับเชื้อเพลิงที่ฉีดเข้ามาในห้องเผาไหม้ และป้องกันการเกิด (COMPRESSOR STALL) ในรอบต่ำ ๆ ด้วย

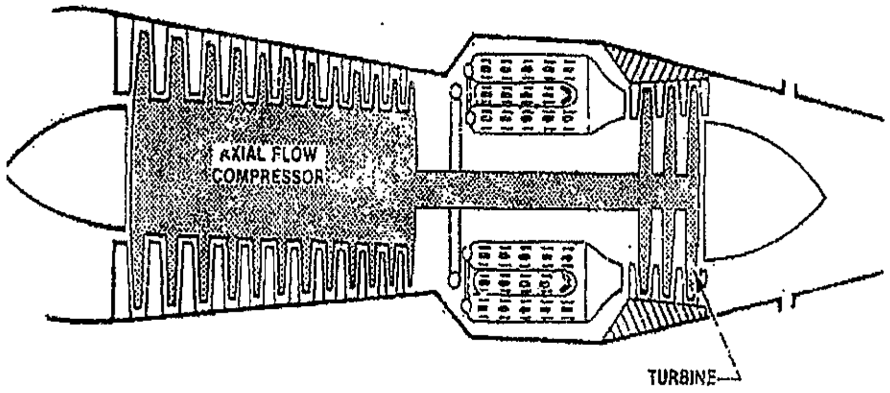


Fig. 6A-17 A single-spool axial flow compressor is used in this engine.

๒.๒ SPLIT SPOOL COMPRESSOR ชุดอัดอากาศแยก เป็นชุดอัดอากาศที่มี ๒ ชุดหรือ ๓ ชุด (TWO SPOOL, TWIN SPOOL OR TRIPLE SPOOL) แต่ละชุดต่างก็มี TURBINE มาขับไม่ขึ้นแก่กัน ชุดอัดอากาศชุดแรกเรียกว่า ชุดอัดอากาศความดันต่ำ (LOW PRESSURE COMPRESSOR) มีสัญลักษณ์ N_1 ถูกขับด้วยเทอร์ไบน์ความดันต่ำ LOW PRESSURE COMPRESSOR ซึ่งเป็น FREE TYPE TURBINE หมุนเป็นอิสระควบคุมรอบไม่ได้ หมุนตามเทอร์ไบน์ความดันสูงและมีรอบการหมุนช้ากว่าเทอร์ไบน์ความดันสูงเล็กน้อย ชุดอัดอากาศชุดหลังเป็นชุดอัดอากาศดันสูง HIGH PRESSURE COMPRESSOR มีสัญลักษณ์ N_2 ถูกขับด้วยเทอร์ไบน์ความดันสูง HIGH PRESSURE TURBINE ควบคุมรอบได้ด้วย F.C.U.(FUEL CONTROL UNIT) สำหรับเครื่องยนต์ TURBOFAN ที่ตัวถูกขับด้วยเฟืองทดรอบ มักจะกำหนดให้ตัว FAN เป็น N_1 ชุดอัดอากาศความดันต่ำเป็น N_2 และชุดอัดอากาศความดันสูงเป็น N_3

ขณะที่เครื่องบินอยู่ในระยะสูง อุณหภูมิและความดันบรรยากาศเปลี่ยนไป DRAG หรือ แรงต้านที่เกิดขึ้นกับเครื่องบินมีน้อย จึงทำให้ชุดอัดอากาศความดันต่ำซึ่งถูกขับด้วยเทอร์ไบน์ความดันต่ำและหมุนเป็นอิสระ มีรอบการหมุนสูงขึ้นโดยอัตโนมัติ ทำให้ประสิทธิภาพของชุดอัดอากาศแบบนี้ดีขึ้นและสูงขึ้น การที่รอบการหมุนของชุดอัดอากาศสูงขึ้นเนื่องจากอุณหภูมิของบรรยากาศเปลี่ยนไป เราเรียกว่า SPEED BIAS

<u>ข้อดี</u> ของชุดอัดอากาศไหลตามแนวแกน (ADVANTAGE OF THE AXIAL FLOW COMPRESSOR)

๑. มีประสิทธิภาพในการดูดและอัดอากาศสูง (HIGH PEAK EFFICIENCIES)

๒. กระแสอากาศไหลตรง ทำให้มีผลทาง RAM EFFECT สูง

๓. มีพื้นที่หน้าตัดเล็กเป็นผลทางลดแรงต้านของอากาศยาน (SMALL FRONTAL AREA AND RESULTING LOW DEAG)

๔. มีความดันเพิ่มตามจำนวน STAGE ที่เพิ่มขึ้นโดยมีการสูญเสียความอัดน้อยที่สุด (INCREASE PRESSURE RISE BY INCREASING NUMBER OF AXIAL FLOW COMPRESSOR)

<u>ข้อเสีย</u> ของชุดอัดอากาศไหลตามแนวแกน (D ISADVANTAGE OF ASIAL FLOW COMPRESSOR)

๑. มีประสิทธิภาพดีในเฉพาะรอบใดรอบหนึ่งเท่านั้น (GOOD EFFICIENCIES OVER ONLY NARROW ROTATIONAL SPEED RANGE)

๒. สร้างยาก,ราคาแพง(DIFFICULTY OF MANUFACTURE AND HIGH COST)

๓. มีน้ำหนักมาก (RELATIVELY HIGH WEIGHT)

๔. ต้องการกำลังในการหมุนติดสูง ยกเว้นในเครื่องยนต์ที่ใช้อุดอัดอากาศแบบแยก (HIGH STARTING REQUIEMENT.THIS HAS BEEN PARTIALLY OVER COME BY SPLIT COMPRESSOR)

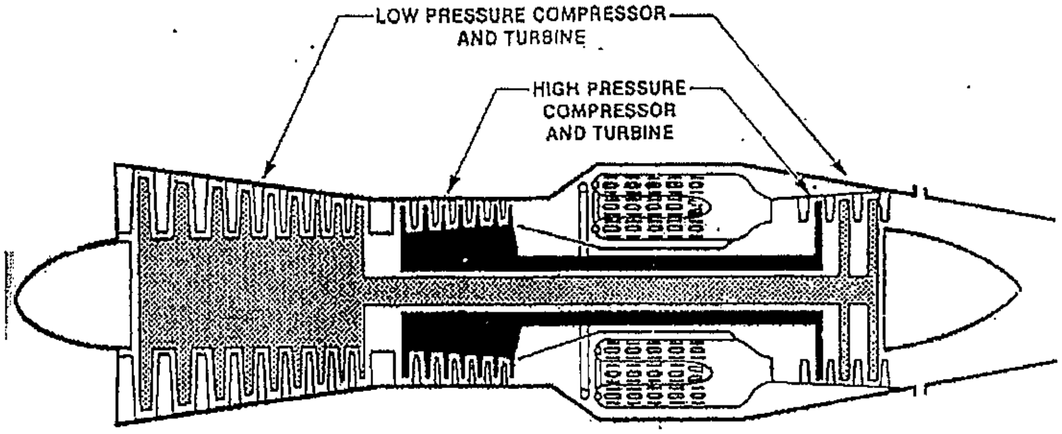


Fig. 6A-18 A dual-spool axial flow compressor is used in this engine.

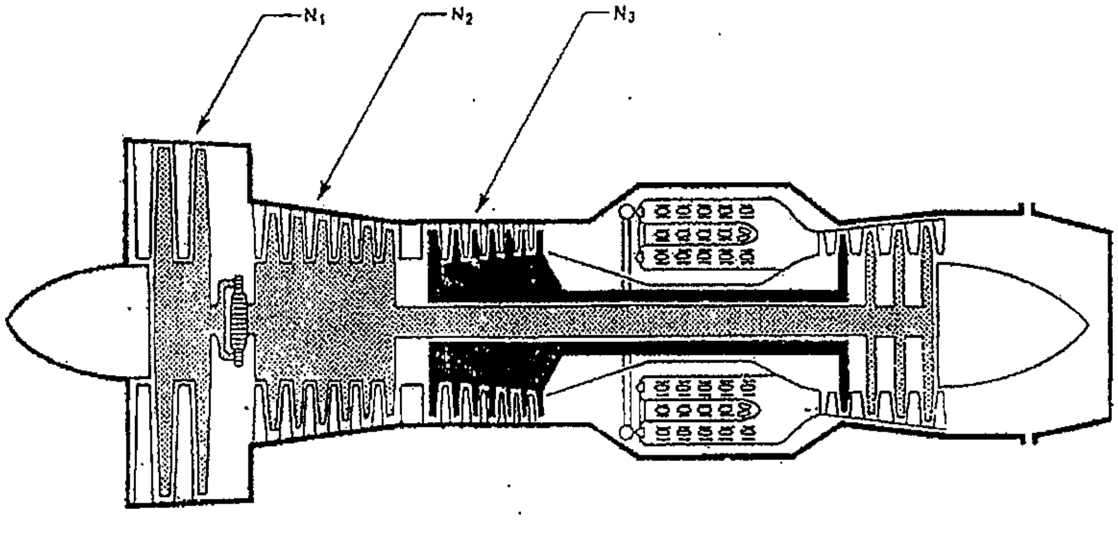


Fig. 6A-19 The geared fan is referred to as N_1, the low pressure compressor as N_2, and the high pressure compressor as N_3.

ชุดอัดอากาศแบบผสม (COMBINATION COMPRESSOR)

เป็นชุดอัดอากาศผสมระหว่างชุดอัดอากาศไหลตามแกนกับชุดอัดอากาศไหลตามแนวรัศมี (AXIAL-CENTRIFUGAL COMPRESSOR) โดยเลือกเก็บข้อดีของทั้งสองแบบมาใช้ ในปัจจุบันนี้ นิยมใช้กับเครื่องยนต์ก๊าซเทอร์ไบน์ขนาดเล็ก ติดตั้งกับ บ.ธุรกิจและ ฮ. ชุดอัดอากาศแบบนี้มีส่วนดีที่เหมาะกับเครื่องยนต์ก๊าซเทอร์ไบน์ที่ใช้ชุดห้องเผาไหม้แบบ REVERSE-FLOW ANNULAR COMBUSTORS ดังรูป

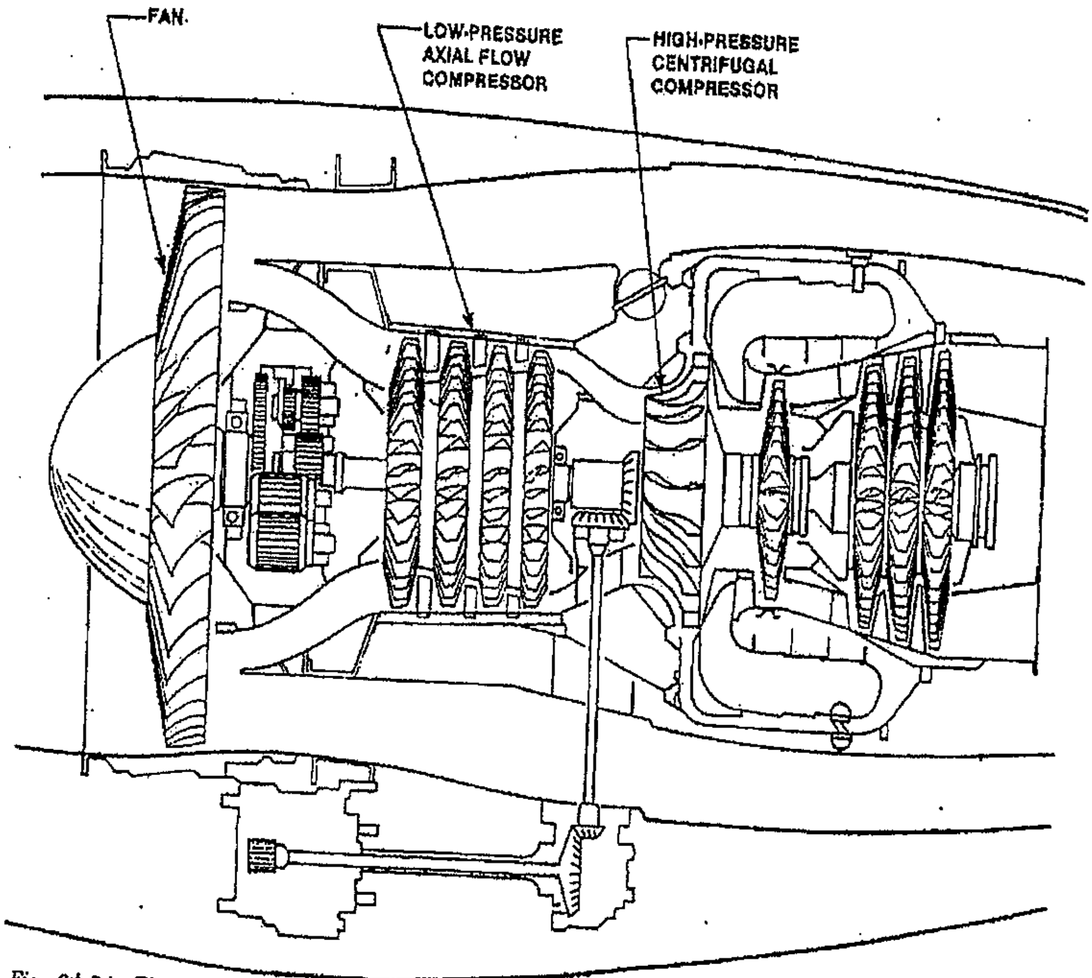


Fig. 6A-24 The combination of axial flow and centrifugal compressors gives the advantage of both types of compressors and is used on some of the engines installed on business aircraft.

๓. COMPRESSOR STALL

เป็นอาการอย่างหนึ่งที่ปรากฏขึ้นในชุดอัดอากาศของเครื่องยนต์ก๊าซเทอร์ไบน์ เกิดจากการแปรปรวนของกระแสอากาศที่ไหลในชุดอัดอากาศ อันเนื่องมาจากกลีบชุดอัดอากาศ STAGE ใน STAGE หนึ่งหรือหลาย ๆ STAGE เกิดการสูญเสียแรงยก ซึ่งอาจเป็นเพราะกลีบชุดอัดอากาศสกปรกหรือชำรุด เช่น บิ่น หัก งอ เป็นต้น สภาพเช่นนี้จะพบเห็นเสมอกับเครื่องยนต์ก๊าซเทอร์ไบน์ โดยเฉพาะเครื่องยนต์ที่ใช้ชุดอัดอากาศชนิดไหลตามแนวแกนที่มีอัตราส่วนความอัดสูง ๆ

สภาพผิดปกติของกระแสอากาศในชุดอัดอากาศ เมื่อใดที่ความดัน ความเร็ว และรอบการหมุนขอ ชุดอัดอากาศเปลี่ยนแปลง จะมีผลทำให้มุมปะทะของกลีบชุดอัดอากาศเปลี่ยนแปลงไป เป็นผลให้กลีบชุ อัดอากาศสูญเสียแรงยก (BLADE STALL) เช่นเดียวกับปีกของเครื่องบินสูญเสียแรงยกเมื่อมุมปะทะขอ ปีกสูงเกินไป กระแสอากาศในชุดอัดอากาศก็จะเลิกอลวน ชะงักงันหรือมีความดันตีกลับ

COMPRESSOR STALL เกิดขึ้นได้หลายแบบ มีอาการตั้งแต่เล็กน้อยจนกระทั่งถึงขั้นรุนแรง เราจะ พบเสมอๆ เมื่อเดินเครื่องยนต์ในรอบต่าง ๆ เช่น เมื่อ เดิน ย. ที่พื้นในรอบเดินเบา เมื่อเกิน ENGINE STALL จะได้ยินเสียงเครื่องยนต์ดังผิดปกติ เช่น RUMBLE,CHUGGING,CHOO-CHOOING OR BUZZING นอกจากนี้จะสังเกตเห็น EGT ขึ้นสูงอย่างรวดเร็ว,ส่าย,หรือ,รอบ,ส่าย, ถ้าอาการรุนแรงขึ้นจะเกิดเสียงดังร เปลวไฟหรือวันที่ EXHAUST OR INLET

<u>สาเหตุการเกิด COMPRESSOR STALL</u>

๑. กระแสอากาศที่ไหลผ่านช่องนำอากาศเข้าชุดอัดอากาศเกิดการอลวนจะด้วยเหตุอันใดก็ ตาม ทำให้ความเร็วของกระแสอากาศช้าลง

๒. อัตราการไหลของเชื้อเพลิงสูงเกินเกณฑ์ อันเนื่องมาจากขยับคันเร่งเครื่องยนต์ รวดเร็ว เกินไป ทำเกิดความดันตีกลับในห้องเผาไหม้ออกมาดันให้กระแสอากาศไหลเข้าเครื่องยนต์ช้าลง

๓. กลีบใบหมุนหรือกลีบใบที่อยู่กับที่ของชุดอัดอากาศชำรุด

๔. กลีบใบหมุนหรือกลีบใบที่อยู่กับที่ของชุดอัดอากาศสกปรก

๕. ส่วนประกอบของชุดเทอร์ไบน์ชำรุด ทำให้สูญเสียพลังงานในการไปขับชุดอัดอากาศ รอบการหมุนของชุดอัดอากาศช้าลง ทำให้กระแสอากาศที่ไหลเข้าชุดอัดอากาศช้าลงด้วย

การแก้ไขในกรณีที่เกิด COMPRESSOR STALL ไม่รุนแรงนัก จะกระทำได้โดยการลดคันเร่งลงมา เพื่อลดความเร็วของอากาศเข้าเครื่องยนต์ และรอบของเครื่องยนต์ลงมาจนถึงรอบที่เหมาะ จนอาการ STALL หายไป จึงค่อย ๆ เร่งเครื่องยนต์ขึ้น ไปใหม่

ในกรณีที่เกิด COMPRESSOR STALL หรือ SURGE อย่างรุนแรง สาเหตุอาจจะเกิดมาจากชุดควบคุมการจ่ายน้ำมันเชื้อเพลิงชำรุดหรือมีวัสดุแปลกปลอมหลุดเข้าไปในชุดอัดอากาศก็จะทำให้กระแสอากาศชะงักงันหรือความดันตีกลับ กลีบชุดอัดอากาศอาจจะงอไปกระทบกับกลีบใบอื่น ๆ เป็นเหตุให้ชุดอัดอากาศชำรุด

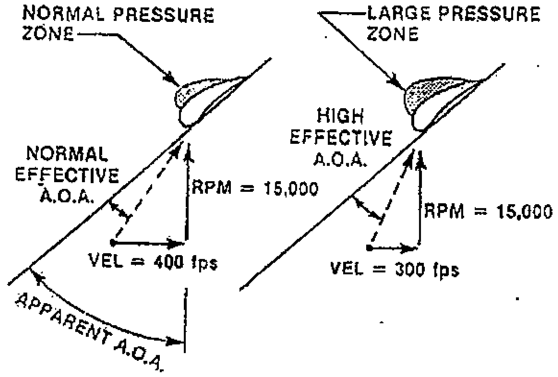


Fig. 6A-29 The angle of attack of an axial flow compressor blade is determined by the rotational speed of the compressor and the velocity of the air flowing through the engine.

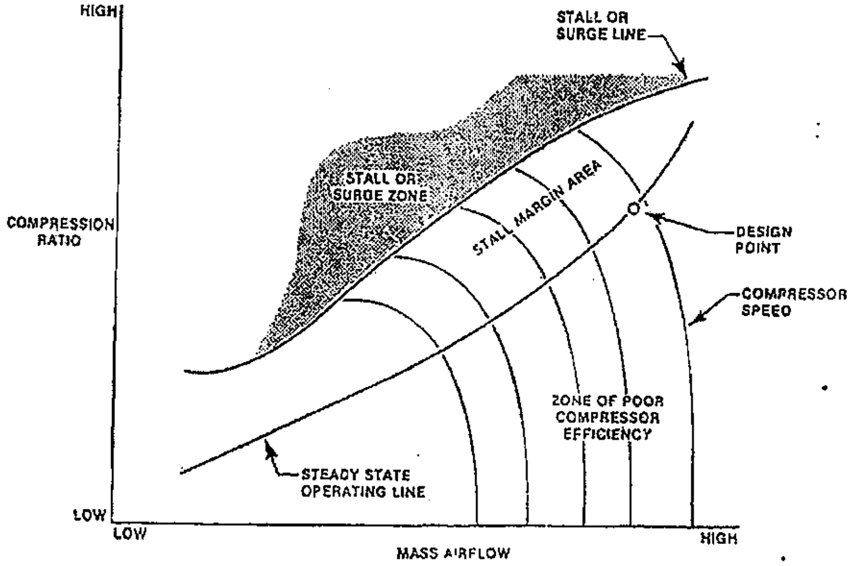


Fig. 6A-30 Stall, or surge, margin curve

มุมปะทะที่ทำให้เกิด COMPRESSOR STALL (ANGLE OF ATTACK AND COMPRESSOR STALL) - ในรูป 6A-29 แสดงถึงมุมปะทะที่เกิดขึ้นกับกลีบชุดอัดอากาศอันเนื่องมาจาก ความเร็วของอากาศเข้าเครื่องยนต์ และรอบการหมุนของชุดอัดอากาศ แรงทั้งสองนี้รวมกันมาในรูปของ เวคเตอร์ ซึ่งบังเกิดเป็นมุมปะทะขึ้นกับแพนอากาศ COMPRESSOR STALL เป็นสถานภาพที่เกิดขึ้นเมื่อ มุมปะทะสูงขึ้นเกินเกณฑ์

เมื่อเกิด COMPRESSOR STALL จะมีผลทำให้อัตราการไหลของกระแสอากาศในชุดอัด อากาศช้าลง หรือหยุดชะงัก หรือเกิดการไหลกลับ ขึ้นอยู่กับความรุนแรงของการ STALL ขอบเขตการ STALL จะเริ่มตั้งแต่ อาการสั่นเพียงเล็กน้อย มีเสียงตั้งแต่ค่อย ๆ จนดังขึ้นอย่างเห็นได้ชัดจนกระทั่งถึง ขั้นรุนแรงถึงระเบิด มีบ่อยครั้งที่เครื่องวัดในห้องนักบินไม่ได้แสดงอาการอะไรให้เห็นเลย ถ้าการ STALL เกิดขึ้นไม่รุนแรงนักและมักจะหายไปได้เอง แต่ถ้าอาการรุนแรงมากๆ เรียก HUNG STALL จะมีเสียงดัง ผิดปกติ เครื่องวัดระบบเครื่องยนต์ส่าย อุณหภูมิ EGT ขึ้นสูงกำลังเครื่องยนต์ลดลง

อาการ STALL และ SURGE ที่แสดงขอบเขตด้วยเส้นโค้งในกราฟ COMPRESSOR STALL เป็นอาการที่เกิดขึ้นเนื่องจากมีสิ่งผิดปกติภายในชุดอัดอากาศส่วน SURGE เป็นอาการที่เกิดขึ้น เนื่องจากสิ่งผิดปกติภายนอกชุดอัดอากาศ ถ้าชุดอัดอากาศอยู่ในสภาพดี มักจะหมายถึงชุดอัดอากาศที่มี อัตราส่วนความอัด รอบการหมุนและอัตราการไหลของกระแสอากาศอยู่ในสภาพปกติและดีที่สุด ซึ่งเรียก กันว่า THE DESIGN POINT

ในรูป 6A-30 เป็นกราฟแสดงเส้น STEADY-STATE OPERATING LINE แสดงถึงการ ทำงานของเครื่องยนต์ในรอบต่างๆ ที่ไม่มีอาการ COMPRESSOR STALL เกิดขึ้นเลย

เส้นโค้งในรูปจะเห็นว่า การทำงานของเครื่องยนต์ที่อยู่ในสภาพปกติดีนั้น จะมีวงรอบอยู่ใน ระหว่าง STEADY-STATE LINE และ STALL ZONE ในวงรอบของอัตราส่วนความอัดเหล่านี้เท่านั้นที่เรียก STALL MARGIN

ถ้าชุดอัดอากาศชำรุด ชุดควบคุมการจ่ายน้ำมันเชื้อเพลิงขัดข้อง หรือชิ้นส่วนของเครื่องยนต์ชำรุดอัน เป็นเหตุให้เกิดการเปลี่ยนแปลงเส้นโค้งทั้งสามในกราฟ ก็จะทำให้เกิด COMPRESSOR STALL OR SURGE หรือถ้าไม่มีการ STALL อย่างน้อยที่สุดประสิทธิภาพของชุดอัดอากาศจะลดลง

๔. ส่วนกระจายอากาศ (DIFFUSER SECTION)

ส่วนกระจายอากาศติดตั้งอยู่ระหว่างชุดอัดอากาศกับชุดห้องเผาไหม้ ทำหน้าที่เป็นส่วน กระจายอากาศที่ได้รับจากชุดอัดอากาศที่มีความเร็วสูงให้เป็นความดันสถิตสูงสุด ก่อนที่จะส่งเข้าห้องเผา ไหม้ส่วนมากจะเป็นที่ติดตั้งหัวฉีดน้ำมันเชื้อเพลิง (FUEL NOZZLE) ห้องเผาไหม้และ AIR BLEED PORTS เพื่อแบ่งอากาศออกไปใช้ในระบบต่างๆ ของเครื่องบินและเครื่องยนต์ บางแบบเรียก MAIN FRAME คือ

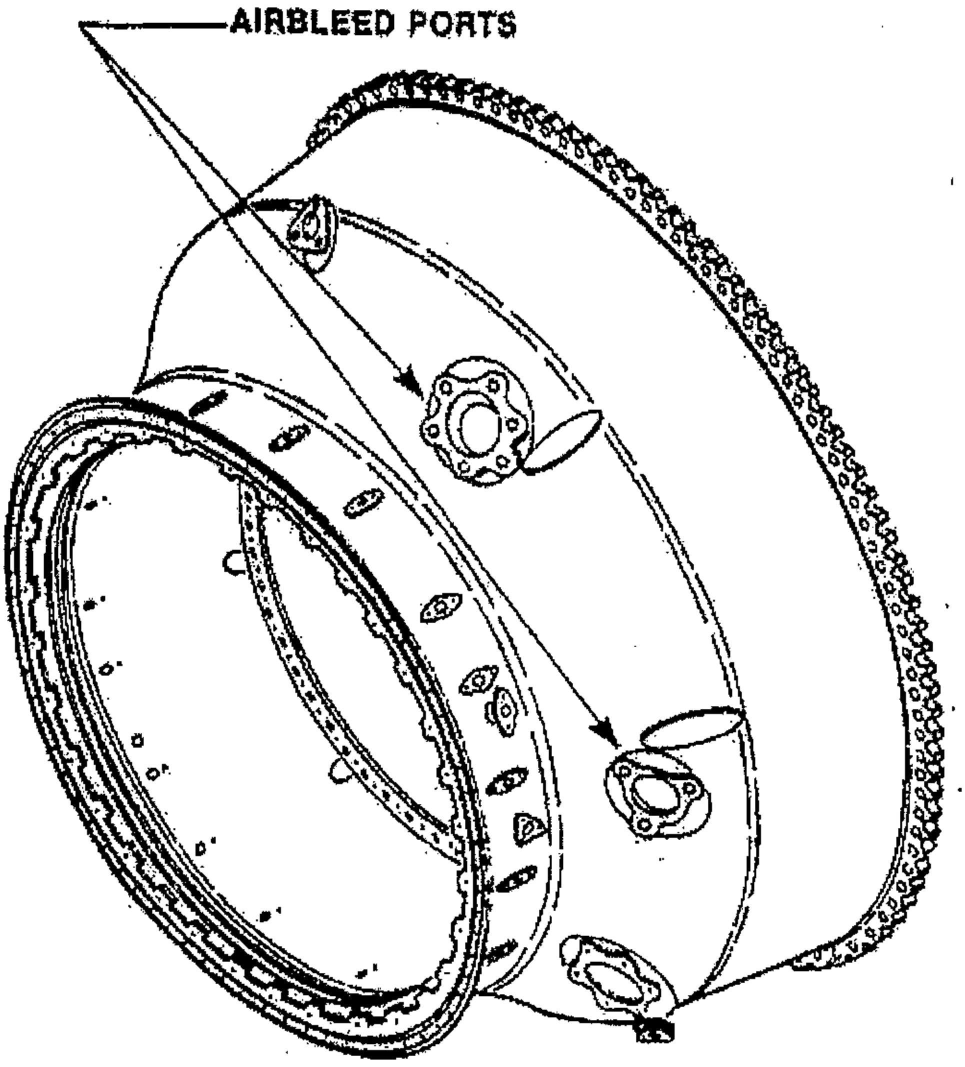


Fig. 6A-31 Typical diffuser section located between the compressor and the combustor. The air is at its highest pressure in the diffuser, and it is from here that bleed air is taken.

๕. ชุดห้องเผาไหม้ (COMBUSTION SECTION)

๕.๑ ห้องเผาไหม้ทำหน้าที่

๕.๑.๑. เป็นส่วนที่ทำหน้าที่ผสมเชื้อเพลิงกับอากาศให้ได้อัตราส่วนที่พอเหมะในการเผาไหม สำหรับเครื่องยนต์ก๊าซเทอร์ไบน์ ประมาณ ๑๕:๑

๕.๑.๒. เผาไหม้ส่วนผสมของเชื้อเพลิงกับอากาศอย่างมีประสิทธิภาพ

๕.๑.๓. ระบายความร้อนให้กับส่วนผสมของเชื้อเพลิงกับอากาศที่ถูกเผาไหม้แล้วให้ร อุณหภูมิที่พอที่จะทำให้ชุดเทอร์ไบน์อยู่ในสภาพที่ทนได้ขณะทำงาน

๕.๑.๔. ส่งกระแสก๊าซร้อนไปปะทะกับชุดเทอร์ไบน์

๕.๒ ตำแหน่งการติดตั้ง (LOCATION)

ชุดห้องเผาไหม้ติดตั้งอยู่ระหว่างชุดอัดอากาศกับชุดเทอร์ไบน์

๕.๓ ส่วนประกอบ ชุดห้องเผาไหม้ประกอบด้วยชิ้นส่วนชั้นมูลฐาน ดังนี้

๕.๓.๑. ตัวเรือนห้องเผาไหม้ (COMBUSTION CASING)

๕.๓.๒. ห้องเผาไหม้ชั้นใน (INNER LINER)

๕.๓.๓. ระบบการจุด (IGNITION SYSTEM)

๕.๓.๔. ระบบฉีดเชื้อเพลิง (FUEL INJECTION SYSTEM)

๕.๓.๕. ระบบถ่ายทิ้งเชื้อเพลิง (FUEL DRAINAGE SYSTEM) เพื่อถ่ายถังเชื้อเพลิงที่ยังไ ถูกเผาไหม้ออกสู่ภายนอก หลังจากการดับเครื่องยนต์

อากาศอัดที่ไหลจากชุดอัดอากาศทั้งหมดจะถูกจำกัดโดยห้องเผาไหม้ชั้นใน ให้เข้าไปผสมกั เชื้อเพลิงได้เพียง ๒๕% เพื่อให้ได้อัตราส่วนผสมที่พอเหมาะในการเผาไหม้ประมาณ ๑๕:๑ อากาศอัดท เหลืออีก ๗๕% จะไปทำหน้าที่ระบายความร้อนให้กับส่วนต่างๆ ของห้องเผาไหม้

๕.๔ ชุดห้องเผาไหม้แบ่งออกได้เป็น ๓ ชนิด คือ

- THE MULTIPLE – CHAMBER OR CELLULAR OR CAN TYPE
- THE ANNULAR OR BASKET TYPE
- THE CAN-ANNULAR OR CANNULAR TYPE

๕.๔.๑ <u>THE MULTIPLE-CHAMBER OR CELLULAR OR CAN TYPE</u> เป็นห้องเผาไหม้ที่ร ใช้กับเครื่องยนต์ทั้งแบบ CENTRIFUGAL FLOW และ AXIAL FLOW COMPRESSOR แต่ที่ใช้กั เครื่องยนต์ทั้งแบบ CENTRIFUGAL FLOW ENGINE โดยจัดห้องเผาไหม้เรียงรายรอบ ๆ แกนเพลาขอ เครื่องยนต์ ซึ่งจะมีประมาณ ๘-๑๔ ลูก เรียงตามเข็มนาฬิกา สำหรับเครื่องยนต์ที่สร้างในอเมริกา โดย ถือเอาลูกที่อยู่บนสุดเป็นลูกที่ ๑

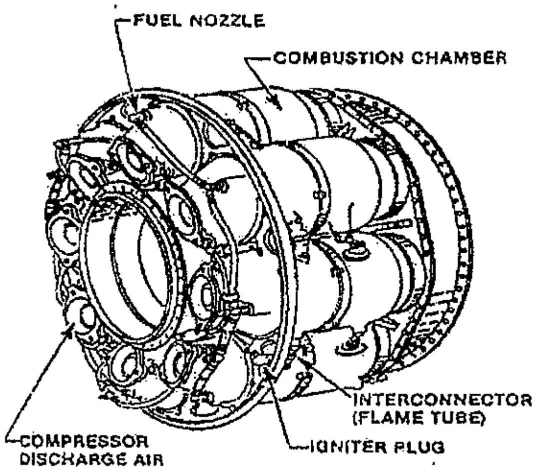


Fig. 6A-35 Multiple-can combustor

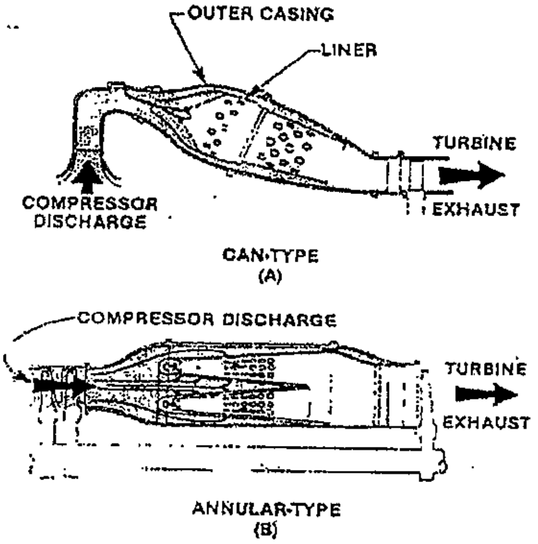


Fig. 6A-32 Through-flow combustors

ห้องเผาไหม้แบบ CAN TYPE แต่ละลูกประกอบด้วย OUTER CASING OR HOUSING (ห้องเผาไหม้ชั้นนอก), COMBUSTION CHAMBER LINER OR TIMMER LINER (ห้องเผาไหม้ชั้นใน) โดย มี INTER CONNECTOR (FLAME PROPAGATION TUBE) เป็นท่อที่ต่อเชื่อมกันระหว่างห้องเผาไหม้แต่ละลูก ทำหน้าที่เป็นตัวกระจายก๊าซที่เผาไหม้จากลูกหนึ่งไปยังอีกลูกหนึ่งขณะหมุนติดเครื่องเครื่องยนต์ ห้องเผาไหม้แบบนี้สามารถถอดประกอบได้เป็นชุด ๆ โดยมีทั้งชั้นนอกและชั้นใน ในครั้งเดียวกันโดยมิต้อง ถอดเครื่องยนต์ลงจากเครื่องบิน

๕.๔.๒ <u>THE ANNULAR OR BASKET TYPE COMBUSTOR</u> ห้องเผาไหม้แบบนี้ ประกอบด้วย INNER LINER และ OUTER CASING อย่างละหนึ่ง บางทีก็เรียก BASKET TYPE เป็นชนิด ที่ให้ประสิทธิภาพในการผสมเชื้อเพลิงกับอากาศได้ดีที่สุด และมีพื้นที่ในการเผาไหม้และระบายความร้อน ให้กับก๊าซที่เผาไหม้ได้ดีที่สุด แบ่งออกเป็น ANNULAR THROUGH FLOW อากาศไหลผ่านไปตรง ๆ และ ANNULAR REVERSE AIR FLOW ซึ่งเป็นแบบที่ก๊าซไหลผ่านย้อนไปเข้าห้องเผาไหม้ทางด้านหลัง เมื่อเข้าไปเผาไหม้แล้วพุ่งย้อนกลับมาข้างหน้าแล้วย้อนกลับไปปะทะกลีบเทอร์ไบน์ ส่วนมากใช้กับ เครื่องยนต์ TURBO PROP และ TURBO SHAFT

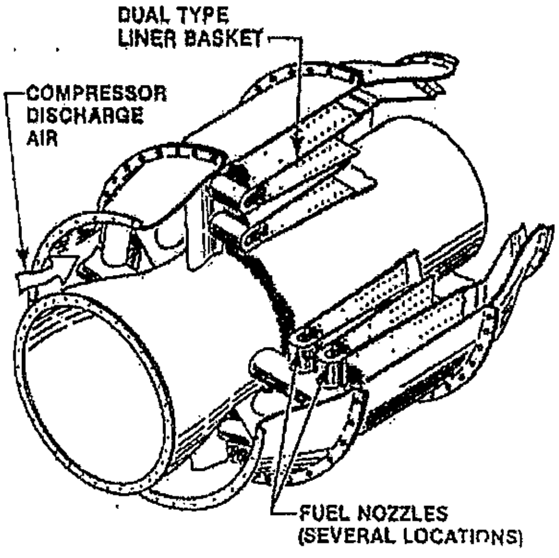


Fig. 6A-36 Annular combustor

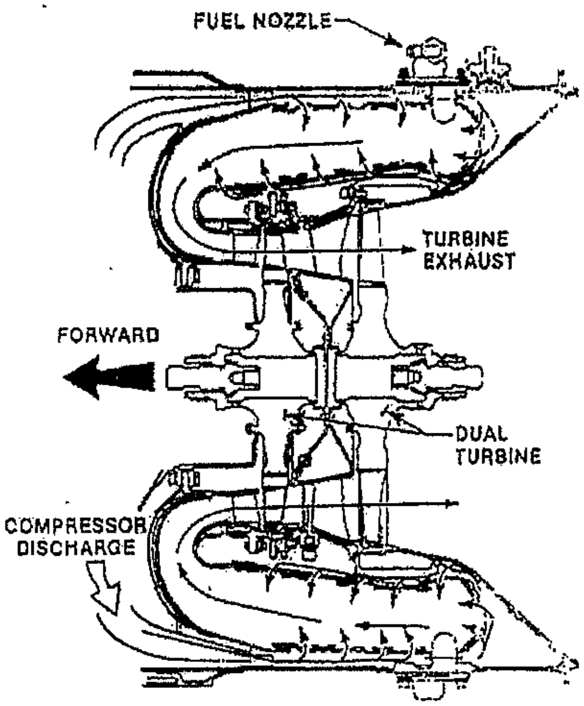


Fig. 6A-38. Reverse-flow combustor

๕.๔.๓ <u>CAN-ANNULAR OR CANNULAR COMBUSTION CHAMBER</u> เป็นห้องเผาไหม ชนิดที่มี OUTER CASING – ลูกเดียว แต่ภายในมี INNER LINER ประกอบเรียงรายอยู่รอบ ๆ แกนเพลา เครื่องยนต์หลาย ๆ ลูก โดยมี FLAME PROPAGATION TUBE เชื่อมอยู่ระหว่าง LINER แต่ละลูก นิยมใช กับเครื่องยนต์ขนาดใหญ่ที่มีแรงขับสูงในสายการบินพาณิชย์ หรือเครื่องบินขนส่งขนาดใหญ่ ๆ ทั่วไป ห้อง เผาไหม้แบบนี้ง่ายต่อการถอดประกอบ ตัวเรือนห้องเผาไหม้มักแยกเป็นสองฝา สามารถเลือกเปลี่ยนห้อง เผาไหม้ชั้นในที่ชำรุดได้เป็นลูก ๆ

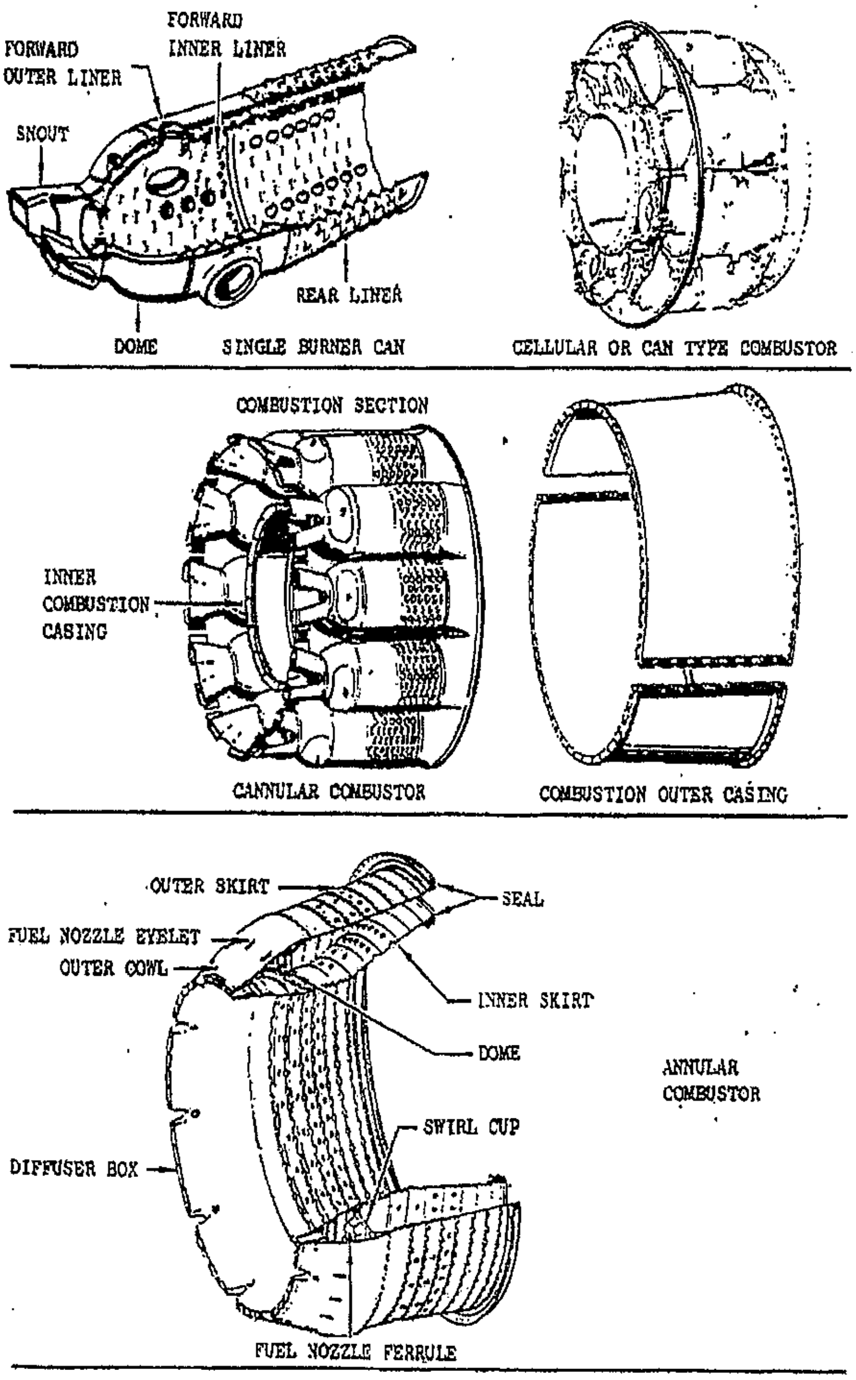


Fig. 1-18 Typical Types of Combustors

๕.๕. **ห้องเผาไหม้ชั้นใน** (TNNER LINER) แบ่งออกได้เป็น ๓ ส่วน ดังในรูป

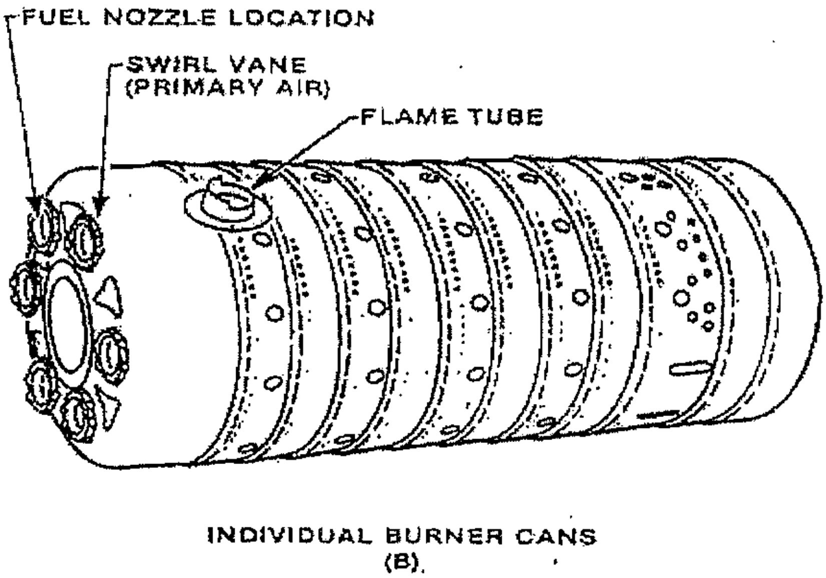


Fig. 6A-37 Can-annular combustor

๕.๕.๑. ส่วนโดม (DOME SECTION) ส่วนนี้จะเป็นส่วนหัวของห้องเผาไหม้ชั้นใน เป็นที่ติดตั้งช่องรับหัวฉีดเชื้อเพลิง (FUEL NOZZLE FURRULE) มี SWIRLCUP OR SWIRL VANES ซึ่งทำหน้าที่เปลี่ยนทิศทางการไหลของกระแสอากาศให้เกิดอลวนทำให้อากาศผสมกับเชื้อเพลิงได้ดี และเกิดการเผาไหม้อย่างสมบูรณ์ บางแบบจะมีช่องรองรับหัวเทียน (IGNITER PLUG) ซึ่งทำหน้าที่เป็นตัวจุดในครั้งแรกเมื่อเริ่มหมุนติดเครื่องยนต์และในส่วนโดมนี้เองที่เป็นตัวจำกัดอากาศ (PRIMARY AIR) ๒๕% ของอากาศทั้งหมดให้เข้าไปผสมกับเชื้อเพลิงให้ได้อัตราส่วนที่พอเหมาะในการเผาไหม้ คือ ๑๕:๑

๕.๕.๒. ส่วนกลางหรือส่วนเจือจาง (DILUTION SECTION) เป็นส่วนที่เจาะรูเกล็ด (LOUVER HOLES) ไว้รอบ ๆ เป็นจำนวนมาก เพื่อให้อากาศ (SECONDARY AIR) หรือ อากาศที่มิได้ใช้ในการเผาไหม้ ๗๕% ของอากาศทั้งหมด ผ่านเข้าไประบายความร้อนพื้นผิวชั้นในและยังมีรูกลมโตสลับกับรูเกล็ด เพื่อให้อากาศเข้าไปบีบให้กระแสอากาศที่เผาไหม้ให้อยู่ตรงกลางและยังระบายความร้อนให้ลดลงเพียงพอที่จะให้ชุดเทอร์ไบน์ทนได้

๕.๕.๓. ส่วนท้ายหรือส่วนส่งกระแสก๊าซร้อน (TRANSITION SECTION) เป็นส่วนที่ทำ

๖. ชุดเทอร์ไบน์ (TURBINE SECTION)

๖.๑. ชุดเทอร์ไบน์ ทำหน้าที่ เปลี่ยนพลังงานความร้อน (HEAT ENERGY) และพลังงา ความเร็ว (KINETIC ENERGY) ของก๊าซร้อนให้เป็นพลังงานกล (MECHANICAL ENERGY แล้วถ่า ถอดไปตามเพลาขับชุดอัดอากาศและชุดเฟืองขับอุปกรณ์

๖.๒. การติดตั้ง ชุดเทอร์ไบน์ติดตั้งอยู่ติดกับส่วนท้ายสุดของห้องเผาไหม้

๖.๓. ส่วนประกอบ ชุดเทอร์ไบน์ประกอบด้วย ชุดที่อยู่กับที่ (STATOR) และชุดหมุน (ROTOR และตัวเรือนเทอร์ไบน์ (TURBINE CASING)

- ชุดที่อยู่กับที่ มีชื่อเรียกหลายชื่อ เช่น TURBINE STATOR, TURBINE NOZZLE VANE TURBINE GUIDE VANE, NOZZLE DIAPHRAGM, TURBINE NOZZLE VANE (ติดตั้งอยู่กับส่วนท้า ของห้องเผาไหม้)

- TURBINE NOZZLE ทำหน้าที่เป็นตัวรับกระแสแก๊สร้อนจากห้องเผาไหม้แล้วเปลี่ย พลังงานความร้อนและพลังงานความดันก๊าซเป็นพลังงานความเร็ว ส่งไปปะทะกลีบ TURBINE ROTO เป็นมุมที่ถูกต้อง

TURBINE NOZZLE ประกอบด้วย INNER SHROUND และ OUTER SHROUD โด การเชื่อมยึดติดหัวท้ายกับ NOZZLE VANES จำนวน VANES ขึ้นอยู่กับชนิดและขนาดของเครื่องยนต์

- การยึดติดของ VANE กับ SHROUD มี ๒ วิธีคือ แบบ LOOSE FITTING VANES และ WELDED VANES

แบบ LOOSE FITTING VANES นั้น ใช้วิธีเจาะรูที่ SHROUD ให้โตกว่าขนาดของ VANES เล็กน้อย เพื่อการขยายตัว

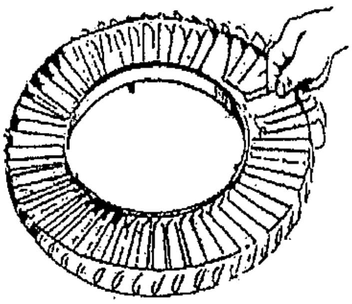
สำหรับการขยายเมื่อถูกความร้อนของ แบบ WELED VANES นั้นใช้วิธีตัด OUTER SHROUD ให้ขาดออกเป็น SECMENT เพื่อป้องกันการเกิด STRESS และ WARPING OF THE VANES

THE ROTOR ELEMENT ตัว TURBINE ROTOR ประกอบด้วย เพลา และ วงจาน (SHAFT AND WHELL)

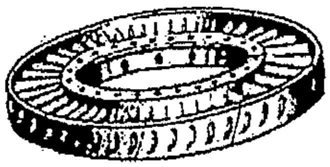
THE TURBINE WHEEL เป็นแบบ DYNAMICALLY BALANCE UNIT ประกอบด้วยกลีบ เทอร์ไบน์ ยึดติดอยู่กับวงจานหมุน (ROTATING DISK) และตัววงจานยึดติดกับเพลาของเทอร์ไบน์โดย การเชื่อม

ตัวกลีบเทอร์ไบน์ส่วนมากนิยมใช้แบบเปิดปลายกลีบ แต่ก็ยังมีอีกแบบหนึ่งเป็นแบบปิดปลาย กลีบซึ่งเรียก SHROUDED TURBINE BLADE เป็นการป้องกันการสั่นที่ปลายกลีบและการรั่วไหลของก๊าซ ที่ปลายกลีบ

การประกอบก็เอาสลอดเข้าไปในร่องซึ่งเซาะไว้นั้นในปลายสุดของเพลาชุดอัดอากาศ มีใช้กันมากทั้ง เครื่องยนต์แบบที่ใช้ชุดอัดอากาศแบบไหลตามแนวรัศมีและแบบไหลตามแนวแกน (CENTRIFUGAL AND AXIAL FLOW COMPRESSOR)



(A) Turbine nozzle vane assembly with loose fitting vanes;



(B) Turbine nozzle vane assembly with welded vanes.

FIGURE 1-52. Typical turbine nozzles.

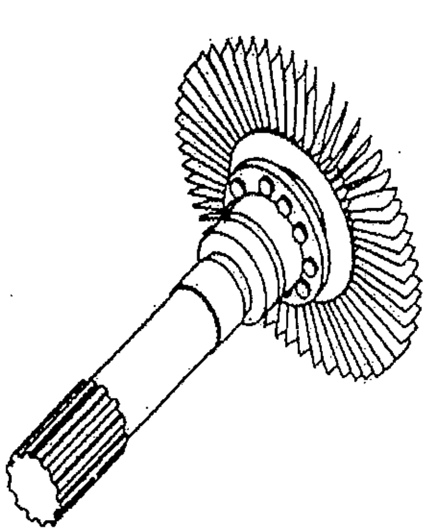


FIGURE 1-51. Rotor element of the turbine assembly.

๖.๔. ชุดเทอร์ไบน์ แบ่งออกได้เป็น ๒ แบบคือ

๖.๔.๑. แบบ REACTION TURBINE ใน REACTION TURBINE นี้จัดให้ TURBINE NOZZIE ทำหน้าที่เป็นตัวนำก๊าซร้อนให้พุ่งไปปะทะกลีบเทอร์ไบน์เป็นมุมที่ถูกต้องด้วยการออกแบบให้ช่องว่างระหว่าง TURBINE NOZZIE VANES มีทางเข้าและทางออกเท่ากันก๊าซที่ไหลผ่าน NOZZIE VANES จึงมีความเร็วและความดันคงที่และจัดให้ช่องว่างระหว่างกลีบเทอร์ไบน์ตอนทางเข้าโตกว่าทางออก คือเป็น CONVERGENT DUCT ทำให้ก๊าซที่ไหลผ่านมีความเร็วเพิ่ม,ความดันลด

๖.๔.๒. แบบ IMPULSE TUBINE จัดให้ TURBINE NOZZLE เป็น CONVERGENT คือทางเข้าโตกว่าทางออก ก๊าซที่ไหลผ่าน NOZZLE จึงมีความเร็วเพิ่มความดันลด พุ่งไปปะทะกลีบเทอร์ไบน์ซึ่งจัดให้ทางเข้าและทางออกระหว่างกลีบเทอร์ไบน์คงที่คือเท่ากันทำให้ก๊าซที่ไหลผ่านเทอร์ไบน์มีความเร็ว

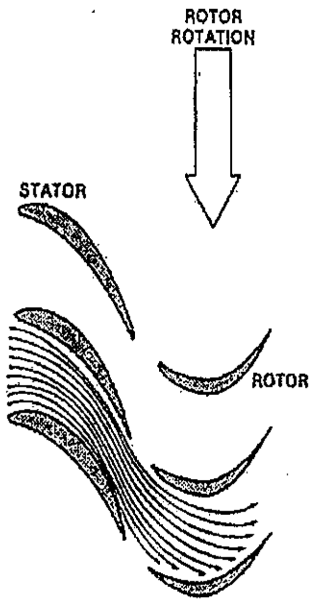


Fig. 6A-40 When the hot, high-velocity gases flow through an impulse-reaction turbine, an aerodynamic force as well as the impulse force moves the blades in the direction needed to spin the wheel.

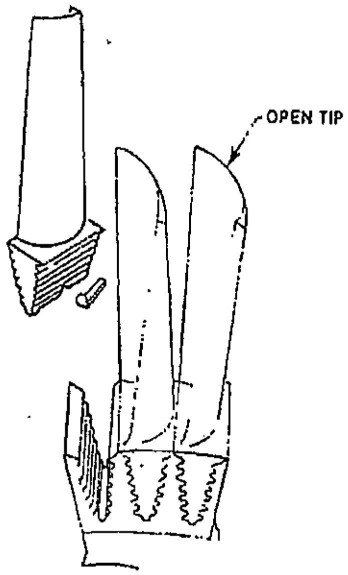
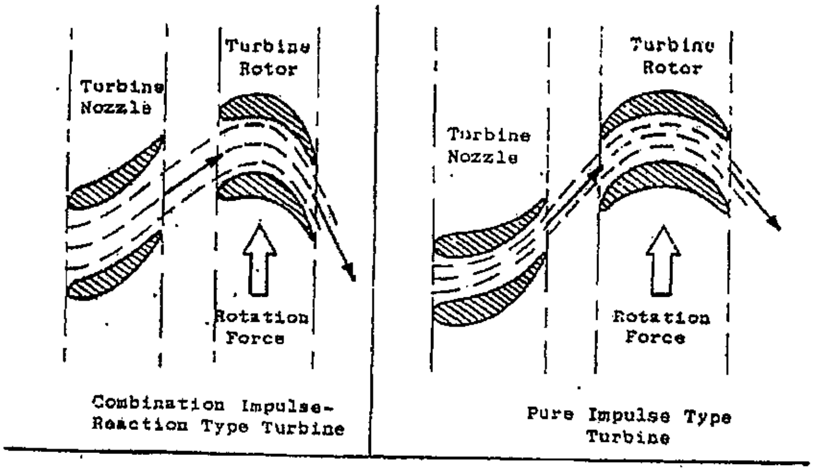


Fig. 6A-41 The fir-tree method of attaching turbine blade to the disk allows the blade t[illegible] loose when it is cold, but it becomes tigh[illegible] operating temperature.

Fig. 6A-42 Shrouded turbine rotor blades

radial losses. The knife-edge seal fits with a close tolerance into a shroud ring mounted in the outer turbine case.



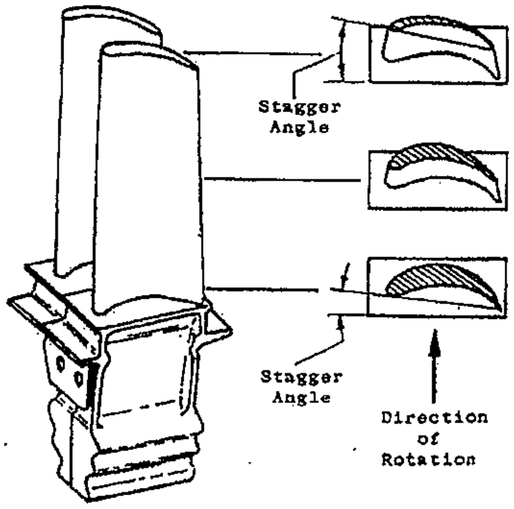
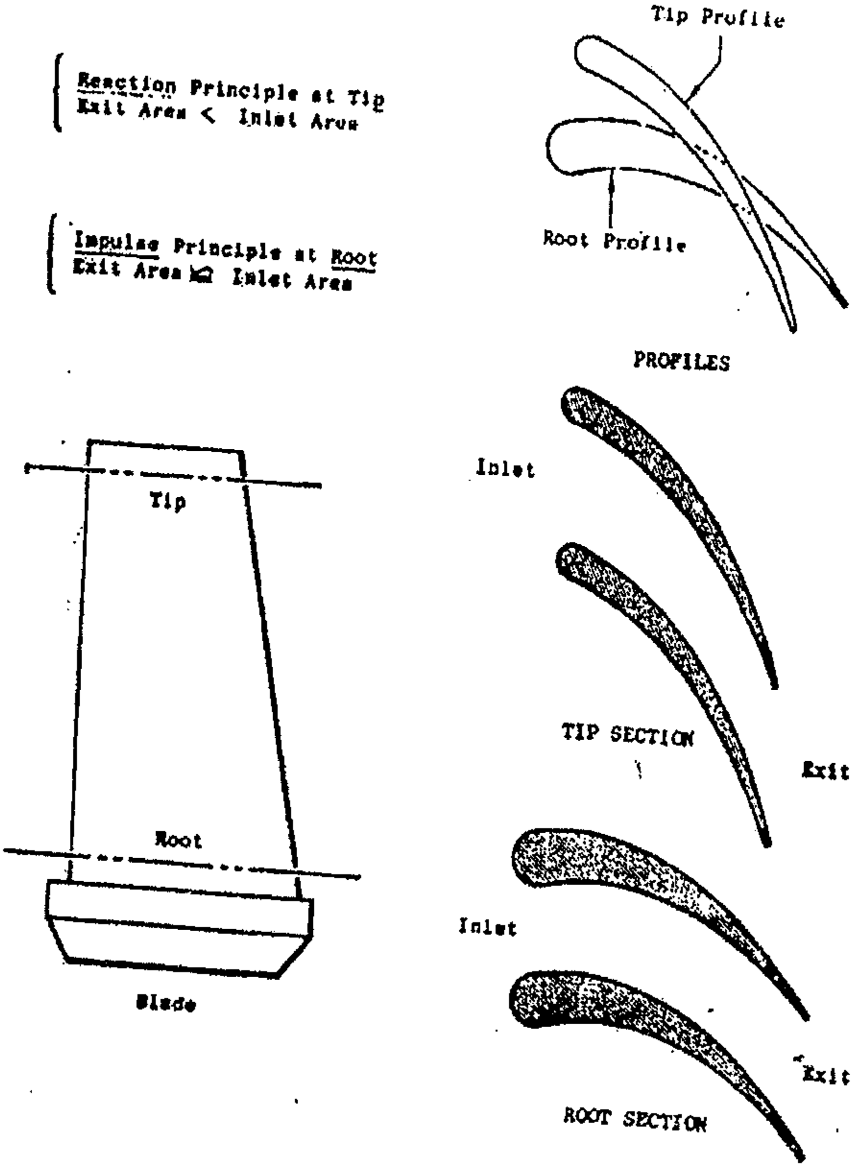


Fig. 1·21 Typical Turbine Blades (Buckets)

เครื่องยนต์ก๊าซเทอร์ไบน์ในปัจจุบัน นิยมใช้แบบ COMBINATION คือ แบบผสม REACTION REACTION – IMPULSE TURBINE โดยจัดให้ช่องว่างระหว่างกลีบ TURBINE ROTOR เป็น REACTION ที่ปลายกลีบ และ IMPULSE ที่โคนกลีบ



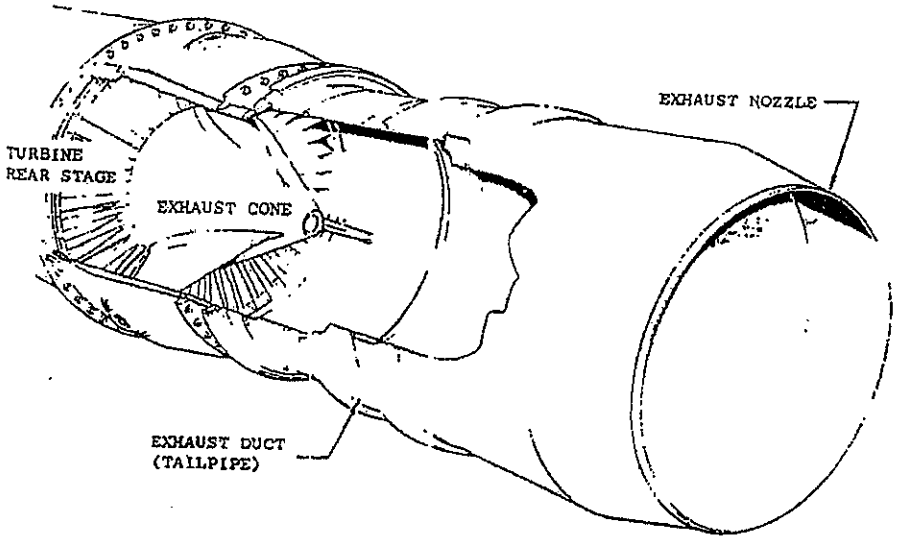
TYPICAL TURBINE BLADE
Figure 14

๗. **ชุดท่อท้าย** (EXHAUST SECTION)

๗.๑. **หน้าที่** ชุดท่อท้ายของเครื่องยนต์ก๊าซเทอร์ไบน์ทำหน้าที่เป็นตัวกระแสก๊าซร้อนที่ได้รับจากชุดเทอร์ไบน์ส่งออกสู่บรรยากาศภายนอก ให้ได้ความเร็วและความดันอันจะก่อให้เกิดแรงขับ (THRUST) ตามต้องการ

๗.๒. **การติดตั้ง** ชุดท่อท้ายติดตั้งอยู่ส่วนสุดท้ายของเครื่องยนต์ต่อจากชุดเทอร์ไบน์โดยมีหน้าแปลนยึดติดกับส่วนท้ายสุดของชุดเทอร์ไบน์

๗.๓. **ส่วนประกอบ** ชุดท่อท้ายประกอบด้วย EXHAUST CONE,EXHAUST DUCT (TAIL PIPE) EXHAUST NOZZLE



๗.๓.๑. EXHAUST CONE ประกอบด้วย OUTER SHELL (OUTER CONE) และ INNER CONE ซึ่งยึดติดกันด้วย THREE OR FOUR STRUTS OR FINS โดย STRUTS หรือ FINS เหล่านี้จะถูกหุ้มด้วย FAIRING หรือ STRAIGHTENING VANES เพื่อให้กระแสก๊าซร้อนไหลราบเรียบและพุ่งออกไปตรง ๆ EXHAUST CONE จะเป็นตัวรวบรวมกระแสก๊าซร้อนที่พุ่งออกมาจากชุดเทอร์ไบน์ให้เป็นรูป SOLID JET ซึ่งจะทำให้ความเร็วของก๊าซร้อนลดลงและความดันเพิ่มขึ้น อันเนื่องมาจากการจัดให้ช่องว่างระหว่าง OUTER DUCT และ INNER CONE เป็น DIVERGENT DUCT โดยทั่วไป OUTER CONE OR DUCT สร้างด้วย STAINLESS STEEL และยึดติดอยู่กับด้านท้ายสุดของชุดเทอร์ไบน์ โดยมีช่องสำหรับติดตั้งชุด THERMOCOUPLE สำหรับวัดอุณหภูมิท่อท้ายของเครื่องยนต์ (EXHAUST GAS TEMPERATURE EGT)

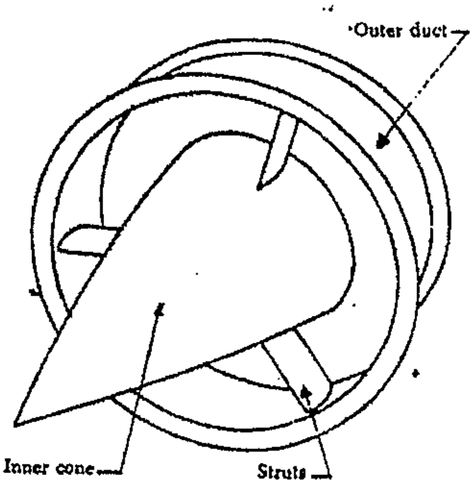


FIGURE 1–61. Exhaust collector with welded support struts.

RADIAL STRUTS ทำหน้าที่

๑. เป็นตัวยึด INNER CONE กับ OUTER CONE

๒. เป็นตัวทำให้กระแสก๊าซร้อนที่พุ่งออกมาจากชุดเทอร์ไบน์ด้วยมุม ๔๕° ให้พุ่งออกไปตรง ๆ

๗.๓.๒. <u>TAIL PIPE (EXHAUST DUCT)</u> โดยปกติ TALL PIPE เป็นชิ้นส่วนของอากาศยาน (AIR FRAME COMPONENT) ทำหน้าที่เป็นตัวนำ EXHAUST GAS ออกสู่บรรยากาศภายนอกด้วยความเร็วและความดันอย่างราบเรียบและมีประสิทธิภาพ

ตอนปลายสุดของ TALL PIPE จะมี EXHAUST NOZZIE ประกอบติดอยู่ โดยออกแบบให้เป็น CONVERGENT DUCT สำหรับ บ.ที่มีความเร็วต่ำกว่าเสียง (SUBSONIC)

โดยทั่วไปบริเวณนี้ได้รับความร้อนสูงมากและบอบบาง จึงจำเป็นต้องห่อหุ้มด้วยชุดป้องกั ความร้อน เพื่อมิให้ความร้อนกระจายออกไปเป็นอันตรายต่ออุปกรณ์อื่นภายในลำตัวอากาศยาน สิ่งนั้ คือ BLANKET หรือ HEAT SHROUD ซึ่งสร้างด้วย STAINLESS STEEL บาง ๆ ห่อหุ้ม FIBEI GLASS ซึ่งมีคุณสมบัติป้องกันความร้อนได้ดี

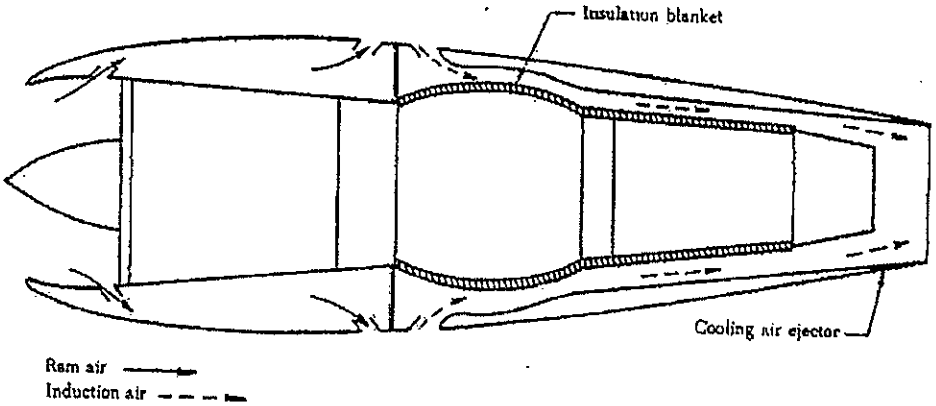


FIGURE 1–63. Exhaust system insulation blanket.

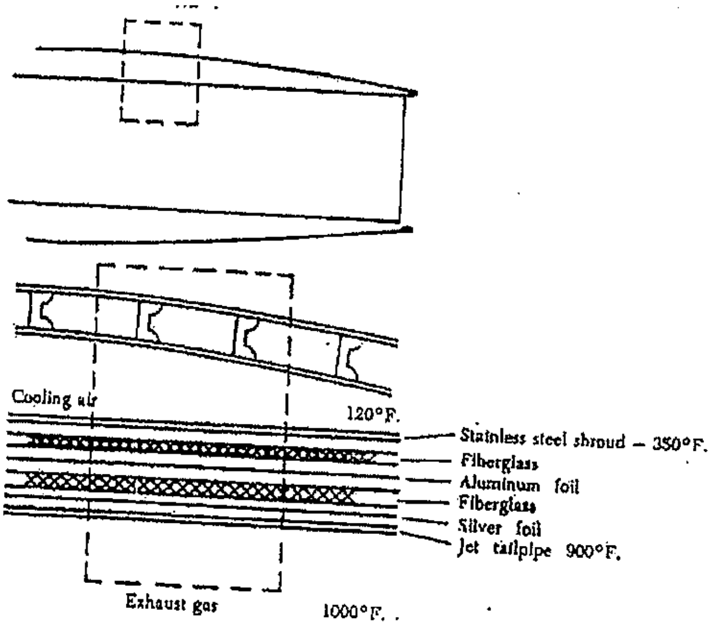


FIGURE 1–64. Insulation blanket with the temperatures which would be obtained at the various locations shown.

๗.๓.๓. EXHAUST NOZZLE ติดตั้งอยู่ส่วนท้ายสุดของ TALL PIPE ทำหน้าที่เป็นทางออกของกระแสก๊าซร้อนของเครื่องยนต์ และควบคุมความดันและความเร็วของก๊าซร้อนในอันที่จะผลิตแรงขับให้ได้ตามความต้องการ โดยทั่วไปแบ่งออกได้เป็น ๒ แบบ คือ CONVERGING DESIGN และ CONVERGINE DIVERGINE DESIGN

๑. CONVERGING DESIGN สำหรับเครื่องยนต์ที่มีการไหลของกระแสก๊าซร้อนต่ำกว่าเสียง (SUBSONIC GAS VELOCITY) เครื่องยนต์ก๊าซเทอร์ไบน์ส่วนมากที่ไม่มีชุดสันดาปท้ายจะมีจุดวิกฤติอยู่ที่พื้นที่ของท่อท้าย ดังนั้น การปรับพื้นที่ท่อท้ายจึงเป็นการเปลี่ยนแปลงทั้งสมรรถนะและอุณหภูมิท่อท้ายของเครื่องยนต์ เครื่องยนต์บางแบบสามารถปรับอุณหภูมิท่อท้าย โดยการเปลี่ยนแปลงพื้นที่ท่อท้าย โดยใช้ INSERT หรือ MICE หรือ TAB ซึ่งเป็นแผ่นเสริมเล็ก ๆ มีหลายขนาดมาประกอบที่ JET NOZZIE เพื่อให้อุณหภูมิของเครื่องยนต์อยู่ในเกณฑ์

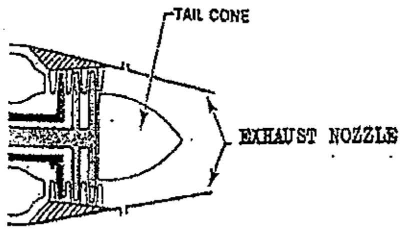


Fig.6A-44 The convergent exhaust duct accelerates the exhaust gases as they leave the engine.

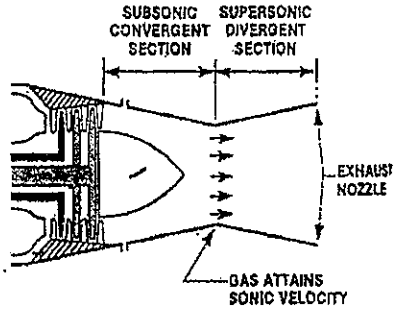


Fig. 6A-45 · A convergent-divergent exhaust duct converts the pressure energy at its choked convergent nozzle into velocity energy.

๒. CONVERGING DIFERGING DESIGN สำหรับเครื่องยนต์ที่มีการไหลของกระแสก๊าซร้อนเหนือเสียง (SUPER SONIC GAS VELOCITY) โดยการออกแบบท่อท้ายให้เป็น (CONVER-GENT DIVERGENT EXHAUST NOZZLE ทั้งนี้ ก็เพราะเมื่อใดก็ตามที่เครื่องยนต์สามารถผลิตอัตราส่วนความอัดอากาศให้ได้เพียงพอที่จะทำให้ความเร็วของกระแสก๊าซร้อนเกินกว่า ๑ มัคที่ท่อท้าย CONVERGENT – DIVERGENT หรือ C & D DUCT - ก็จะทำให้ความเร็วของกระแสก๊าซร้อนเพิ่มขึ้น สามารถผลิตแรงขับได้ตามความต้องการ

๘. ชุดกลับทิศทางแรงขับ (THRUST REVERSER)

เครื่องบินโดยสารหรือเครื่องบินบรรทุกสิ่งของขนาดใหญ่ที่ใช้เครื่องยนต์ก๊าซเทอร์ไบน์จะต้องประสบกับปัญหาที่ยุ่งยากอย่างหนึ่งก็คือ การที่จะหยุดเครื่องบินที่มีน้ำหนักมาก ๆ ภายหลังที่ร่อนลงทางวิ่ง ความจริงการใช้เบรคที่วงล้อของอากาศยานไม่สามารถจะหยุดอากาศยานได้ในทันทีหรือในระยะทางสั้น ๆ ขณะร่อนลงบนทางวิ่ง สำหรับอากาศยานที่ใช้เครื่องยนต์ลูกสูบ หรือเครื่องยนต์เทอร์โบพรอพ ปัญหานี้หมดไปเพราะสามารถปรับมุมใบพัดให้อากาศยานนั้นหยุดได้ในระยะทางสั้น ๆ ดังนั้นจึงได้มีการพัฒนาให้มีการใช้ชุดกลับทิศทางแรงขับ (THRUST REVERSE) ขึ้นกับเครื่องยนต์ก๊าซเทอร์ไบน์ที่ใช้กับอากาศยานสายการบินพาณิชย์ขนาดใหญ่ ๆ

ชุดกลับทิศทางแรงขับของเครื่องยนต์นี้ ไม่เพียงแต่จะสามารถหยุดเครื่องบินได้บนพื้นดิน แต่ยังสามารถใช้งานได้ทั้งบนอากาศก่อนที่จะร่อนลงบนทางวิ่งได้อีกด้วย นั่นคือสามารถลดความเร็วและเพิ่มอัตราการร่วงหล่นของอากาศยานขณะร่อนลงด้วย เหมือนกับการใช้ (DRIVE BRAKE) หรือในรูปของ WING SPOILER และสามารถใช้กระทั่งขณะอากาศยานกำลังลอยตัว (AIR BORNE) ตามความจำเป็น

ชุดกลับทิศทางแรงขับมีใช้กันอยู่หลายแบบ แต่ที่นิยมใช้กันมาก ๆ มีอยู่ ๒ แบบคือ MECHANICAL – BLOCKAGE TYPE และ AERODYNAMIC BLOCKAGE TYPE

๑. MECHANICAL – BLOCKAGE TYPE เป็นแบบที่ใช้สิ่งกีดขวางที่เคลื่อนไหวได้ประกอบอยู่ตอนปลายสุดของท่อท้ายที่เรียกว่า CAMSHELL ซึ่งอำนวยการปิดเปิดด้วย ACTUATORS ไฟฟ้าหรือไฮดรอลิค เพื่อปิดกั้นการไหลของกระแสก๊าซร้อนให้พุ่งย้อนกลับไปข้างหน้า

๒. AERODYNAMIC BLOCKAGE TYPE เป็นแบบที่ใช้แพนอากาศบาง ๆ ประกอบไว้ตามยาวของ EXHAUST DUCT หรือตอนปลายสุดของท่อท้าย โดยทำให้กระแสก๊าซร้อนเกิดการอลวนขึ้นภายในท่อท้าย แต่ในปัจจุบันสายการบินพาณิชย์ต่างๆ นิยมใช้แบบผสม คือ MECHANICAL BLOCKAGE AND AERODYNAMIC BLOCKAGE TYPE REVERSER

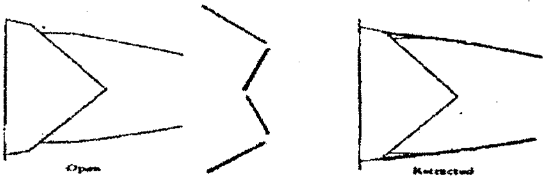
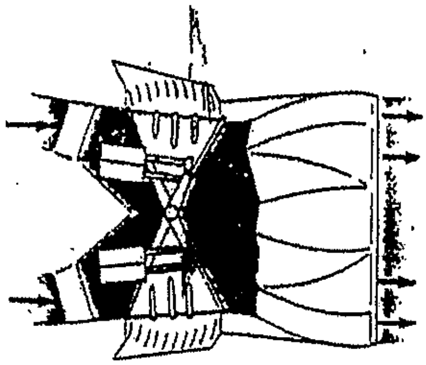
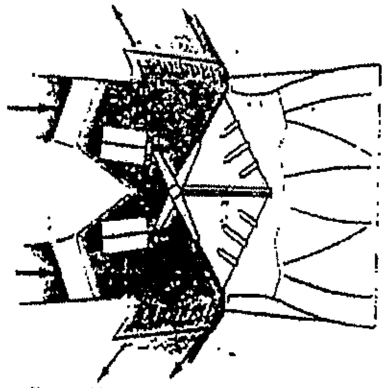


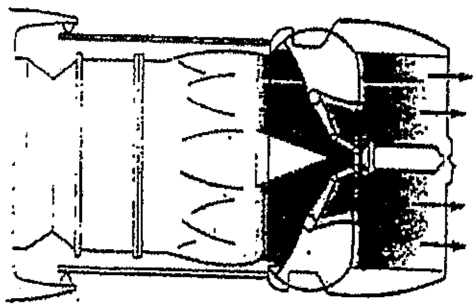
FIGURE 2–38. Mechanical blockage thrust reverser.



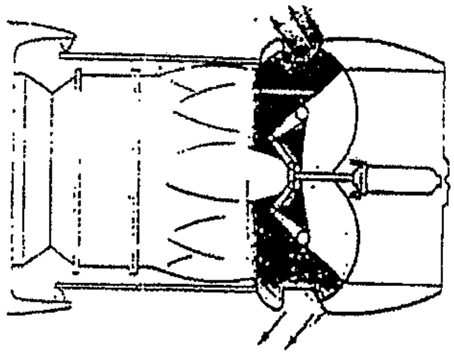
CLAMSHELL DOORS IN FORWARD THRUST POSITION



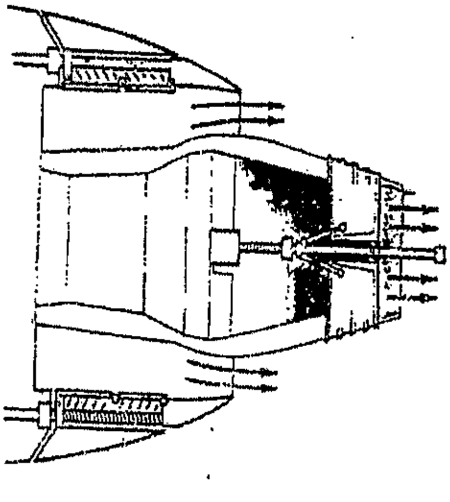
CLAMSHELL DOORS IN REVERSE THRUST POSITION



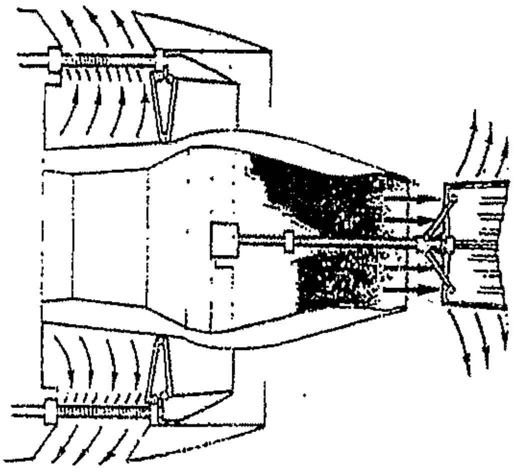
EJECTOR EXTENDED AND BUCKET DOORS IN FORWARD THRUST POSITION



EJECTOR AND BUCKET DOORS IN REVERSE THRUST POSITION



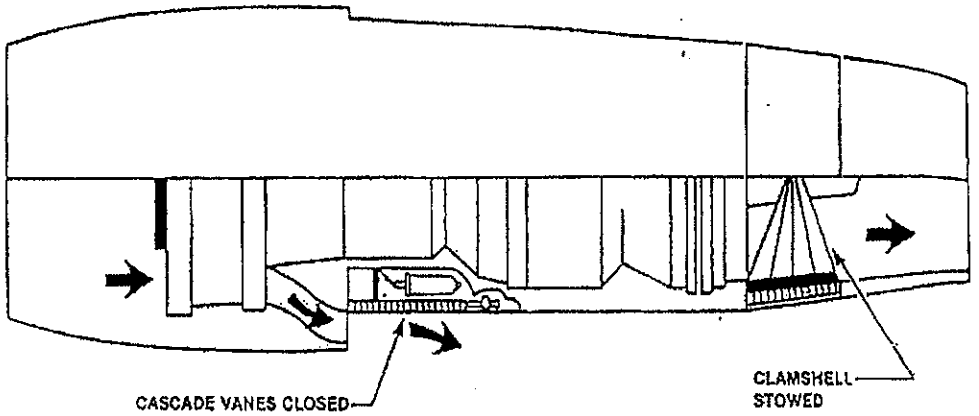
COLD STREAM REVERSER AND HOT STREAM SPOILER IN FORWARD THRUST POSITION



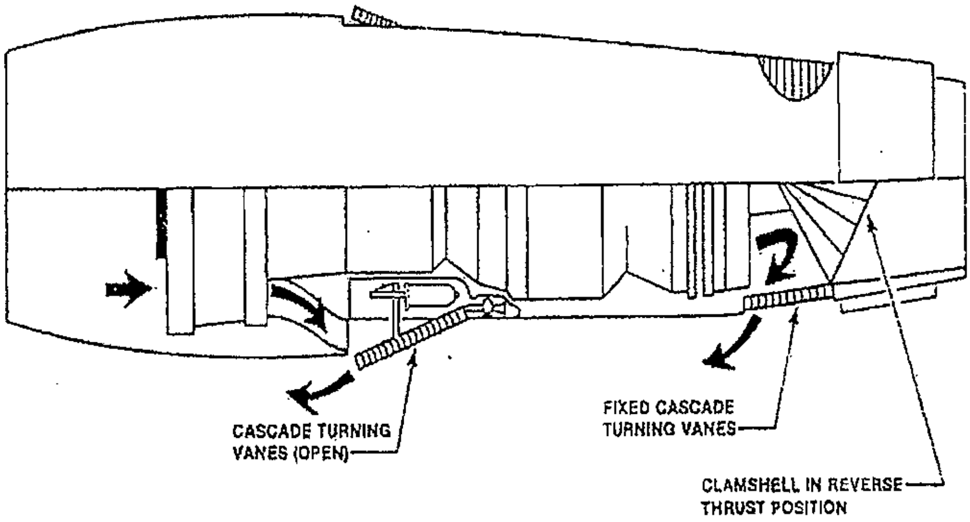
COLD STREAM REVERSER AND HOT STREAM SPOILER IN

ชุดกลับทิศทางแรงขับของเครื่องยนต์เทอร์โบแฟน มีใช้ทั้ง FAN REVERSE และ CLAMSELL REVERSE ในรูป 6A -48 เมื่อชุดกลับทิศทางแรงขับทำงาน CASCADE VANE จะเปิด ออกมากั้นกระแสอากาศที่ออกมาจากช่องทางออกของ FAN ให้ไหลย้อนไปข้างหน้าและในขณะเดียวกัน CLAMSHELL ที่ประกอบอยู่ตอนท้ายสุดของท่อท้าย ก็จะยึดออกมากั้นทิศทางการไหลของกระแสก๊าซร้อน ให้ไหลย้อนกลับไปข้างหน้าเช่นกัน

การใช้ชุดกลับทิศทางแรงขับของเครื่องยนต์ก๊าซเทอร์ไบน์ จะมีผลก็ต่อเมื่ออากาศยานมี ความเร็วสูงเท่านั้น ปกติจะใช้ในขณะอากาศยานร่อนลงสู่ทางวิ่ง ซึ่งอากาศยานมีความเร็วมากกว่า 60 น็อต



FORWARD-THRUST POSITION—REVERSERS ARE STOWED
(A)



REVERSE-THRUST POSITION—REVERSERS ARE DEPLOYED
(B)

Fig. 6A-48. Fan-jet engine thrust reverser

๙. ชุดลดความดังเสียงของเครื่องยนต์ (ENGINE NOISE SUPPRESSORS)

อากาศยานที่ใช้เครื่องยนต์เทอร์โบเจ็ตขนาดใหญ่ของสายการบินพาณิชย์ที่ใช้เป็นเครื่องบินโดยสารหรือเครื่องบินบรรทุก ต่างก็ประสบปัญหาเกี่ยวกับความดังเสียงของเครื่องยนต์เป็นอันมากเพราะความดังเสียงของเครื่องยนต์ได้ทำความรบกวนกับชุมชุนที่อาศัยอยู่ใกล้บริเวณท่าอากาศยานดังนั้น จึงได้มีการพัฒนาเครื่องลดความดังเสียงของเครื่องยนต์ขึ้นมาใช้ ซึ่งในปัจจุบันนิยมใช้กันอยู่ ๒ แบบ คือ CORRUGATED PERIMETER และ MULTI-TUBE NOISE SUPPRESSORS

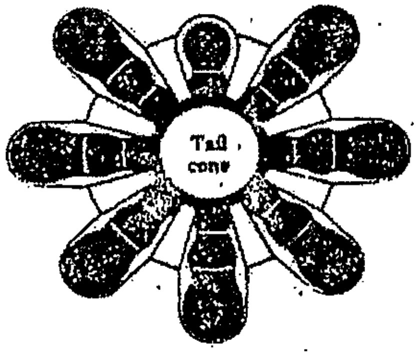


FIGURE 2–41. Rear view of corrugated-perimeter noise suppressor.

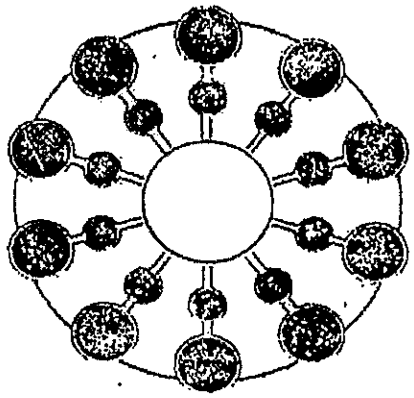


FIGURE 2–42. Rear view of multi-tube noise suppressor.

คลื่นเสียงส่วนใหญ่ของเครื่องยนต์เทอร์โบเจ็ต ซึ่งเป็นผลิตผลจากความร้อน, กระแสก๊าซร้อน, กระแสก๊าซเย็นที่มีความเร็วสูง, กระแสอากาศความเร็วต่ำรอบ ๆ เครื่องยนต์ เสียงนี้มีทั้งคลื่นความถี่ต่ำและคลื่นความถี่สูง สำหรับคลื่นความถี่ต่ำจะมีมากกว่า จากความเป็นจริงคลื่นความถี่สูงของเสียงจะถูกดูดหายไปในบรรยากาศได้มากกว่าและเร็วกว่าคลื่นความถี่ต่ำคลื่นความถี่ต่ำจะถูกนำพาไปได้ไกลกว่าคลื่นความถี่สูง ดังนั้น หลักการในการลดความดังเสียงของเครื่องยนต์เทอร์โบเจ็ต จึงใช้วิธีสร้างลอนลูกฟูกประกอบติดตั้งไว้รอบ ๆ วงในปลายสุดของท่อท้าย (CORRUGATED PERIMETER) หรือสร้างเป็นท่อเล็ก ๆ หลาย ๆ ท่อ ประกอบติดตั้งไว้ตอนปลายสุดของท่อท้าย (MULTI-TUBE TYPE) ทั้งสองแบบนี้ทำหน้าที่แยกหรือแบ่งท่อท้ายของเครื่องยนต์ที่มีขนาดใหญ่อันเดียวเป็นท่อท้ายเล็ก ๆ หลาย ๆ ท่อ เป็นการลดขนาดของกระแสเจ็ตที่ไหลผ่านออกสู่บรรยากาศ และเป็นผลให้เกิดการเปลี่ยนแปลงคลื่นความถี่ของเสียง

สำหรับเครื่องยนต์เทอร์โบแฟน ชนิด HIGH BY PASS เปรียบเทียบกับเครื่องยนต์เทอร์โบเจ็ต ปรากฏว่าขณะวิ่งขึ้นเครื่องยนต์เทอร์โบแฟนจะมีเสียงดังน้อยกว่า ทั้งนี้ระดับเสียงของเครื่องยนต์เทอโบแฟนน้อยกว่า เพราะความเร็วของกระแสก๊าซร้อนที่ท่อท้ายต่ำกว่า เครื่องยนต์เทอร์โบนแฟนต้องการชุดเทอร์ไบน์ที่โตกว่า เนื่องจากต้องการกำลังไปขับชุดแฟน ชุดเทอร์ไบน์ที่โต ๆ นี้ ตามปกติก็มีหลาย STAGE จะลดความเร็วของก๊าซร้อน และลดความดังเสียง เพราะเสียงดังของก๊าซร้อนเป็นปฏิบัติภาคโดยตรงกับความเร็วของก๊าซร้อน กระแสอากาศที่ปลายกลีบของแฟน ซึ่งไหลผ่านสู่บรรยากาศภายนอกจะมีความเร็วต่ำและไม่มีปัญหาในเรื่องเสียง แต่จะกระจายไปคลุมกระแสก๊าซร้อนทำให้การเสียดสีกับบรรยากาศภายนอกลดลง เป็นผลให้ความดังเสียงลดลงด้วย

บรรณานุกรม

POWEPLANT SECTION TEXT BOOK, AVIATION TECHNICIAN,INTERGRATED TRAINING PROGRAM, EA – LTP - P

AIRFRAME AND POWERPLANT MECHANICS, POWERPLANT HAND BOOK, FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION FAA.AC65-12A

THE JET ENGINE, ROLLS – ROYCE LIMITED

GASTURBINE ENGINE,GENERAL ELECTRIC

THE AIRCRAFT GASTURBINE ENGINE, PRATT AND WHITNEY AIRCRAFT