บทที่ 1

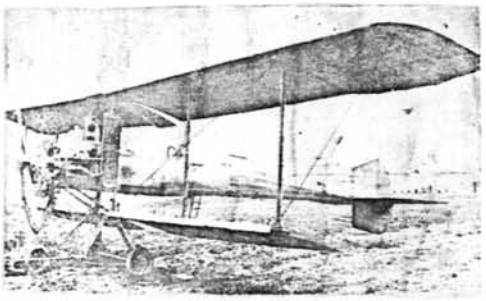
หอสมุดกลาง
จุฬาลงกรณมหาวิทยาลัย

ประวัติการสร้างอากาศยานในประเทศไทย และหลักเบื้องต้นในการสร้างอากาศยาน

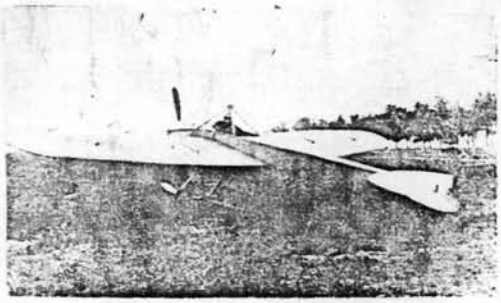
(HISTORICAL BACKGROUND)

การสร้างอากาศยานในประเทศไทย ได้เกิดขึ้นมานานแล้ว โดยมีหน่วยที่รับผิดชอบโดยตรงคือ กรมช่างอากาศ ซึ่งมีหน้าที่เกี่ยวกับการสร้าง ดัดแปลง ซ่อมบำรุง จัดหา เก็บรักษา แจกจ่ายวัสดุทั้งมวลเกี่ยวกับอากาศยานและเครื่องยนต์อากาศยานทุกชนิด ของกองทัพอากาศ รวมทั้งศึกษา วิจัย ความก้าวหน้าทางช่างอากาศ และจัดการฝึกอบรมทางวิทยาการเกี่ยวกับเหล่าช่างอากาศ

กิจการบินในประเทศไทยเริ่มต้นจากการมีเครื่องบินแบบเบรเกต์และนิออปอร์ตใช้งาน ชนิดละ 4 เครื่อง โดย บ.เบรเกต์เป็นเครื่องบินปีก 2 ชั้น และ บ.นิออปอร์ตเป็นเครื่องบินขับไล่ปีกชั้นเดียว ตามรูปข้างล่าง

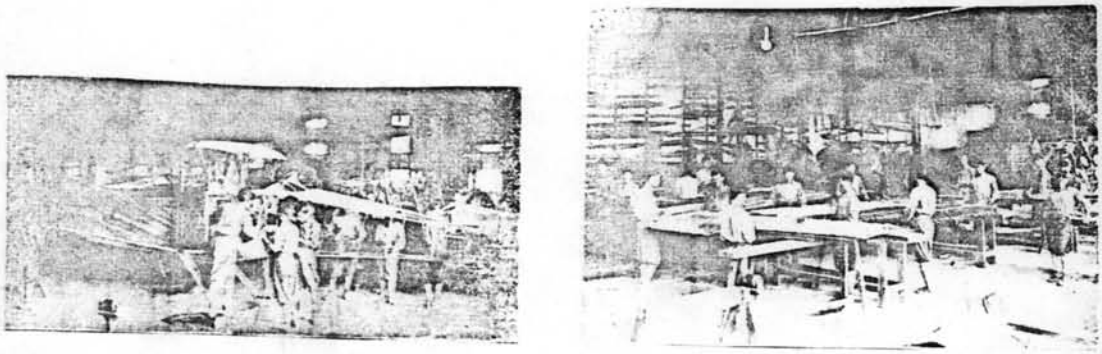


รูปที่ 1.1 บ.เบรเกต์ (พ.ศ.2458)



รูปที่ 1.2 บ.นิออปอร์ต (พ.ศ.2459)

งานช่างอากาศที่เกี่ยวกับการซ่อมบำรุงก็ได้เริ่มขึ้น ตั้งแต่ พ.ศ.2457 และได้ก้าวหน้าไป ถึงขั้นทดลองสร้างเครื่องบินทั้งสองแบบนี้ขึ้นด้วยไม้ในประเทศไทย เมื่อ พ.ศ.2458 นับว่าเป็นครั้งแรกที่คนไทยสร้างเครื่องบินขึ้นใช้เองได้[1]



รูปที่ 1.3 ช่างอากาศกำลังปฏิบัติงานในโรงงาน (พ.ศ.2460)

วิวัฒนาการในการสร้างเครื่องบินในประเทศไทย อาจสรุปได้ดังนี้

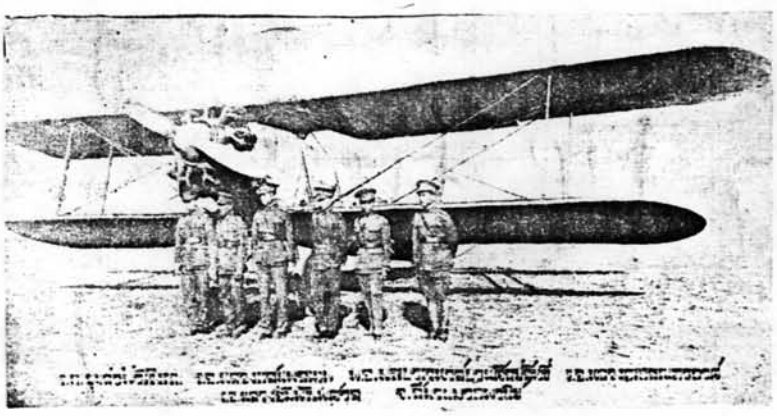
พ.ศ.2466 ดัดแปลงเครื่องบินขับไล่แบบ ข.3 (สปัดแบบ 1)

พ.ศ.2467 ดัดแปลงเครื่องบินขับไล่แบบ ข.4 (นิออปอร์ตเดอลาจ)

---

[1] "ที่ระลึกกองทัพอากาศครบ 60 ปี กองทัพอากาศ (27 มีนาคม 2518). : 39 – 41.

พ.ศ.2470 ออกแบบและสร้างเครื่องบินทิ้งระเบิดแบบ ทอ.2 บริพัตร ซึ่งภายหลังได้ใช้บินเดินทางไกลไปประเทศอินเดียเพื่อเจริญสัมพันธไมตรี



รูปที่ 1.4 นักบินสายแดงกับ บ.ทอ.2 (บริพัตร) ในการบินสยาม - อินเดีย ครั้งที่ 1 (พ.ศ.2470)

พ.ศ.2472 ดัดแปลงและสร้างเครื่องบินขับไล่แบบ ข.5 ประชาธิปก

พ.ศ.2473 ดัดแปลงเครื่องบินฝึกแบบ ฝ.4 (แอฟโร 504 เอ็น) โดยซื้อกรรมสิทธิ์การสร้างจากบริษัท เอ.จี.โร ในอังกฤษ)

พ.ศ.2479-2480 สร้างเครื่องบินโจมตีตรวจการณ์แบบ จ.1 (กอร์แชร์ วี 33) ออกใช้ราชการ 2 รุ่น รุ่นละ 25 เครื่อง โดยซื้อกรรมสิทธิ์การสร้างจากบริษัท ชานวิท ในสหรัฐอเมริกา สำหรับในปี 2480 ยังได้ดัดแปลงเครื่องบินขับไล่แบบ ข.10 (ฮอร์ค 3) อีก 10 เครื่อง โดยซื้อกรรมสิทธิ์การสร้างจากบริษัท เดอร์ติส ในสหรัฐอเมริกา

พ.ศ.2482 สร้างเครื่องบินขับไล่แบบ ข.10 อีกเป็นรุ่นที่ 2 จำนวน 25 เครื่อง และสร้างเครื่องบินฝึกขั้นสูงแบบ ฝ.5 โดยดัดแปลงจากแบบ จ.1 อีก 10 เครื่อง

พ.ศ.2483 สร้างเครื่องบินโจมตีตรวจการณ์แบบ จ.1 อีก 50 เครื่อง

พ.ศ.2500 เริ่มงานดัดแปลงเครื่องบินลำเลียงแบบ ล.2 (ซี 57) ซิปเปอร์ และเริ่มดัดแปลงเครื่องบินแบบ ส.5 (โบนันซา) โดยสร้างห้องนักบิน และส่วนหาง

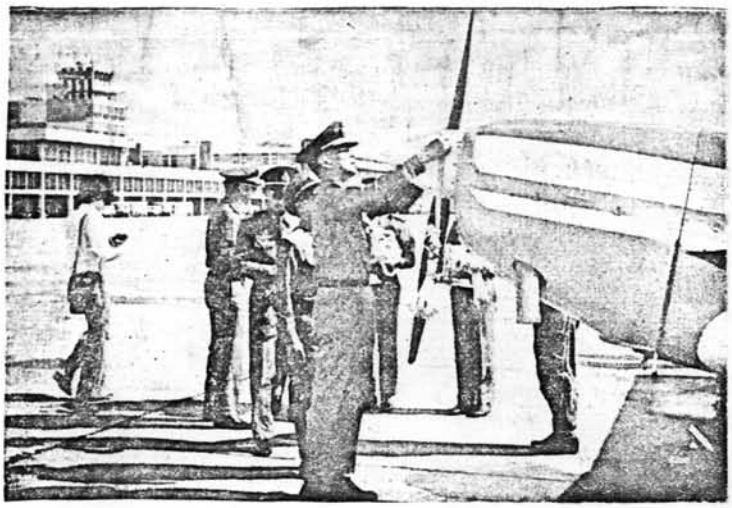
ใหม่เป็นแบบ ทอ.3 เพื่อใช้เป็นเครื่องบินฝึกและธุรการ

พ.ศ.2501 ได้ดัดแปลงเครื่องบินแบบ ล.2 ที่เป็นชิปเปอร์เป็นเครื่องบินโดยสารสำหรับบุคคลสำคัญ 2 เครื่อง

พ.ศ.2514 ได้เริ่มแผนแบบและสร้างเครื่องบินฝึกและธุรการแบบ ทอ.4 ต้นแบบได้สร้างเสร็จและทำการบินทดสอบครั้งแรกเมื่อ 25 ก.ย.15 เนื่องจากการบินทดสอบได้ผลเป็นที่น่าพอใจ กรมช่างอากาศจึงได้รับคำสั่งให้ดำเนินการสร้างเครื่องบินแบบ ทอ.4 ต้นแบบ เครื่องที่ 2 โดยดัดแปลงให้มีสมรรถนะสูงกว่าและให้มีความสะดวกสบาย สำหรับนักบินมากขึ้นเมื่อได้ผลดีแล้ว ให้ดำเนินการสร้างในลักษณะสายการผลิตขึ้นอีก 12 เครื่อง

8 ส.ค.2517 ทำการบินทดสอบเครื่องบินแบบ ทอ.4 ต้นแบบ เครื่องที่ 2 ได้ผลเรียบร้อย

26 ก.ย.2517 กองทัพอากาศได้จัดพิธีมอบเครื่องฝึกและธุรการแบบ ทอ.4 จำนวน 12 เครื่องเข้าประจำการ



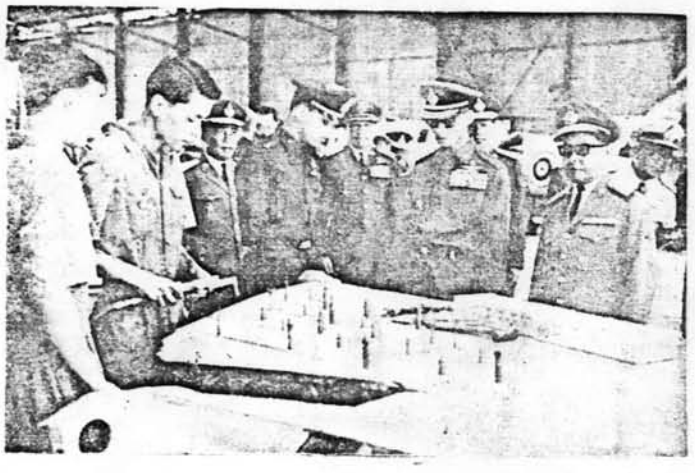
รูปที่ 1.5 พล.อ.อ.บุญชู จันทรุเบกษา รับ บ.ทอ.4 (พ.ศ.2517)

เพื่อให้การพัฒนาขีดความสามารถทางด้านช่างอากาศให้มีความต่อเนื่อง และก้าวหน้าต่อไป เป็นการสนับสนุนนโยบายพึ่งตนเอง ผู้บัญชาการทหารอากาศจึงได้แต่งตั้ง คณะกรรมการ สร้างเครื่องบินขึ้น เมื่อ 16 ส.ค.2517 โดยมีหน้าที่พิจารณาแนวความคิด และ

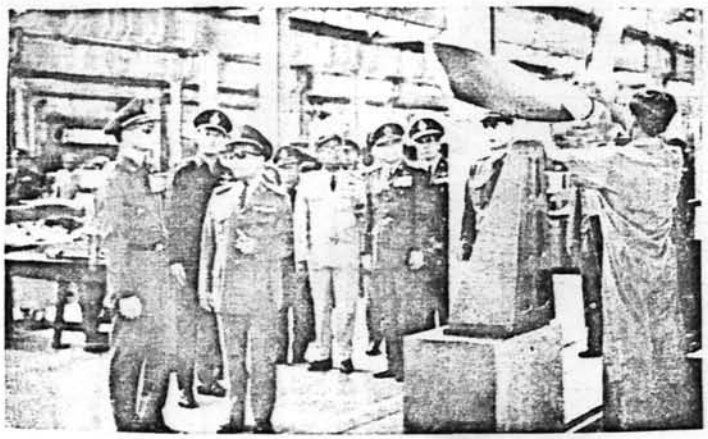
โครงการสร้างเครื่องบินของกองทัพในอนาคต คณะกรรมการได้เสนอโครงการสร้างเครื่องบินต้นแบบ พอ.5 เมื่อ 1 ก.ย.2517 โดยมีกรมช่างอากาศเป็นหน่วยเจ้าของโครงการ และได้รับอนุมัติให้ดำเนินการต่อไป โดยใช้ชื่อว่า "สำนักงานวิจัยและพัฒนาอากาศยาน" โดยขึ้นตรงต่อสถาบันวิจัยและพัฒนากองทัพอากาศ

รูปที่ 1.6 เครื่องบินจำลอง บ.พอ.5 รูปซ้ายใช้เครื่องยนต์เทอร์โบแฟน และรูปขวาใช้เครื่องยนต์ลูกสูบ (พ.ศ.2520)

เครื่องบินต้นแบบ พอ.5 จะเป็นเครื่องบินฝึกขั้นสูง และสามารถปฏิบัติการชี้เป้าหมาย (FAC) ได้



รูปที่ 1.7 พระบาทสมเด็จพระเจ้าอยู่หัว และสมเด็จพระเจ้าลูกยาเธอ เสด็จทอดพระเนตรกิจการ กรมช่างอากาศ



รูปที่ 1.8 ทรงสนพระราชหฤทัย และพระราชทานข้อคิดเห็น (พ.ศ.2510)

หลักเบื้องต้นในการสร้างอากาศยาน

การวิจัยถึง "การลดค่าใช้จ่ายในการสร้างอากาศยาน" (COST REDUCTION for AIRCRAFT MANUFACTURING) จะเป็นการวิเคราะห์ไปถึง "ประสิทธิภาพของระบบการสร้างอากาศยาน (AIRCRAFT MANUFACTURING SYSTEM EFFICIENCY) เพราะถ้าค่าใช้จ่ายในการสร้างอากาศยานสูง แสดงให้เห็นว่า ระบบการสร้างอากาศยานที่มีประสิทธิภาพต่ำ ในทำนองกลับกันถ้าโรงงานมีการวางแผนดำเนินการสร้างที่ดี สามารถสร้างอากาศยานที่มีคุณภาพดีได้รวดเร็ว ทำให้ค่าใช้จ่ายด้านต่าง ๆ ต่ำ จะแสดงว่ากรรสร้างอากาศยานนี้มีประสิทธิภาพสูง

การผลิตอากาศยานที่มีคุณภาพดี และมีต้นทุนการผลิตต่ำแสดงว่า มีการวางแผนที่ดีรอบคอบ จะทำให้สามารถผลิตอากาศยานที่มีขีดความสามารถสูงได้ในอนาคต ในเมื่อมีการคิดต้นทุนอย่างละเอียดจะสามารถมองให้เห็นถึงปัญหาว่าหน่วยงานใดที่ทำให้งานล่าช้าและมีค่าใช้จ่ายสูง จะทำให้การแก้ปัญหาได้ง่ายขึ้น การคำนึงถึงต้นทุนการผลิตก็จะต้องคำนึงถึงตั้งแต่ต้นโดย "การคำนึงถึงต้นทุนการผลิตตั้งแต่ขั้นออกแบบเป็นสิ่งสำคัญ เพราะหลังจากขั้นออกแบบไปแล้ว ฝ่ายผลิตจะมีบทบาทเพียงแต่ลดต้นทุนการผลิตภายในขอบเขตของแบบที่ฝ่าย -

วิศวกรออกไปเท่านั้น"[1] หน่วยงานที่จะรับผิดชอบในการวางแผนกระบวนการผลิตนี้จะได้แก่ วิศวกรการผลิต (Manufacturing Engineer) วิศวกรกระบวนการผลิต (Process Engineer) วิศวกรวิธีการผลิต (Method Engineer) และวิศวกรอุปกรณ์การผลิต (Tool Engineer) ซึ่งตามปกติจะรวมเรียกว่า วิศวกรแผนงาน (Plant Engineer)

การวางแผนกระบวนการผลิต เป็นกิจการที่ต้องดำเนินเมื่อมีเครื่องมืออุปกรณ์การผลิตใหม่ มีเครื่องจักรใหม่ หรือมีวัสดุใหม่ ๆ วิศวกรกระบวนการผลิตก็ต้องเริ่มคิดว่ามีทางที่จะลดค่าใช้จ่ายในการผลิตได้อีกหรือไม่ ประโยชน์ของการคิดต้นทุนที่พอสรุปได้ก็คือ

1. ช่วยในด้านควบคุม จัดการทางธุรกิจ
2. วัดผลความสามารถของคนงาน เครื่องจักร วัสดุ
3. ช่วยในการลดส่วนที่เสียไปโดยเปล่าประโยชน์ เพื่อลดต้นทุนลง
4. เพื่อเปรียบเทียบกับอุตสาหกรรมในประเภทเดียวกัน แล้วนำตัวเลขที่ได้จากการวิเคราะห์ต้นทุนมาปรับปรุงแผนกระบวนการผลิตในอนาคต
5. เพื่อการราคากลางของผลผลิต
6. ในหน่วยงานเอกชนจะเป็นข้อมูลสำคัญเพื่อพิจารณาราคาขาย

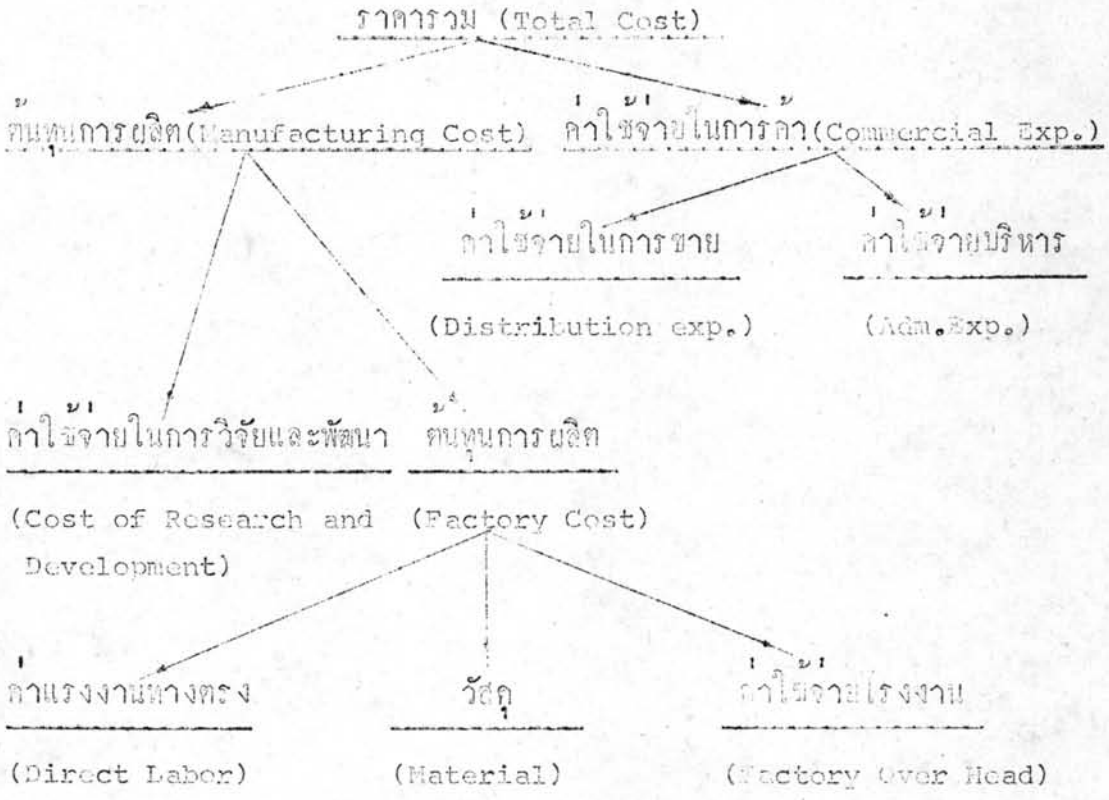
องค์ประกอบต้นทุนการผลิตทางอุตสาหกรรม ประกอบด้วย

1. วัตถุ (Material)
2. ค่าแรงงานทางตรง (Direct Labor)
3. ค่าใช้จ่ายโรงงาน (Factory Over Head or Manufacturing;

---

[1] ชยนต วรรธนะภูติ และ เกษี ณ ระนอง. เศรษฐศาสตร์การบริหาร (กรุงเทพมหานคร : ห้างหุ้นส่วนจำกัด), หน้า 116 - 173.

องค์ประกอบต้นทุนในการผลิตอากาศยาน ถ้าเป็นหน่วยงานของรัฐบาล เช่น ที่เป็นอยู่ก็จะมีเฉพาะต้นทุนการผลิต แต่ในอนาคตตามที่การวิจัยนี้ได้ชี้แนะ จะได้มีการร่วมมือกับหน่วยงานเอกชน ซึ่งอาจจะมีการขายอากาศยานที่ผลิตได้เพื่อจะได้มีการหาทุนเพื่อดำเนินงานเพิ่มเติมเอง ด้วยเหตุนี้จึงต้องรวมค่าใช้จ่ายในการค้า (COMMERCIAL EXPENSE) เข้ามาด้วย ดังแผนผังที่แสดงไว้ข้างล่างนี้



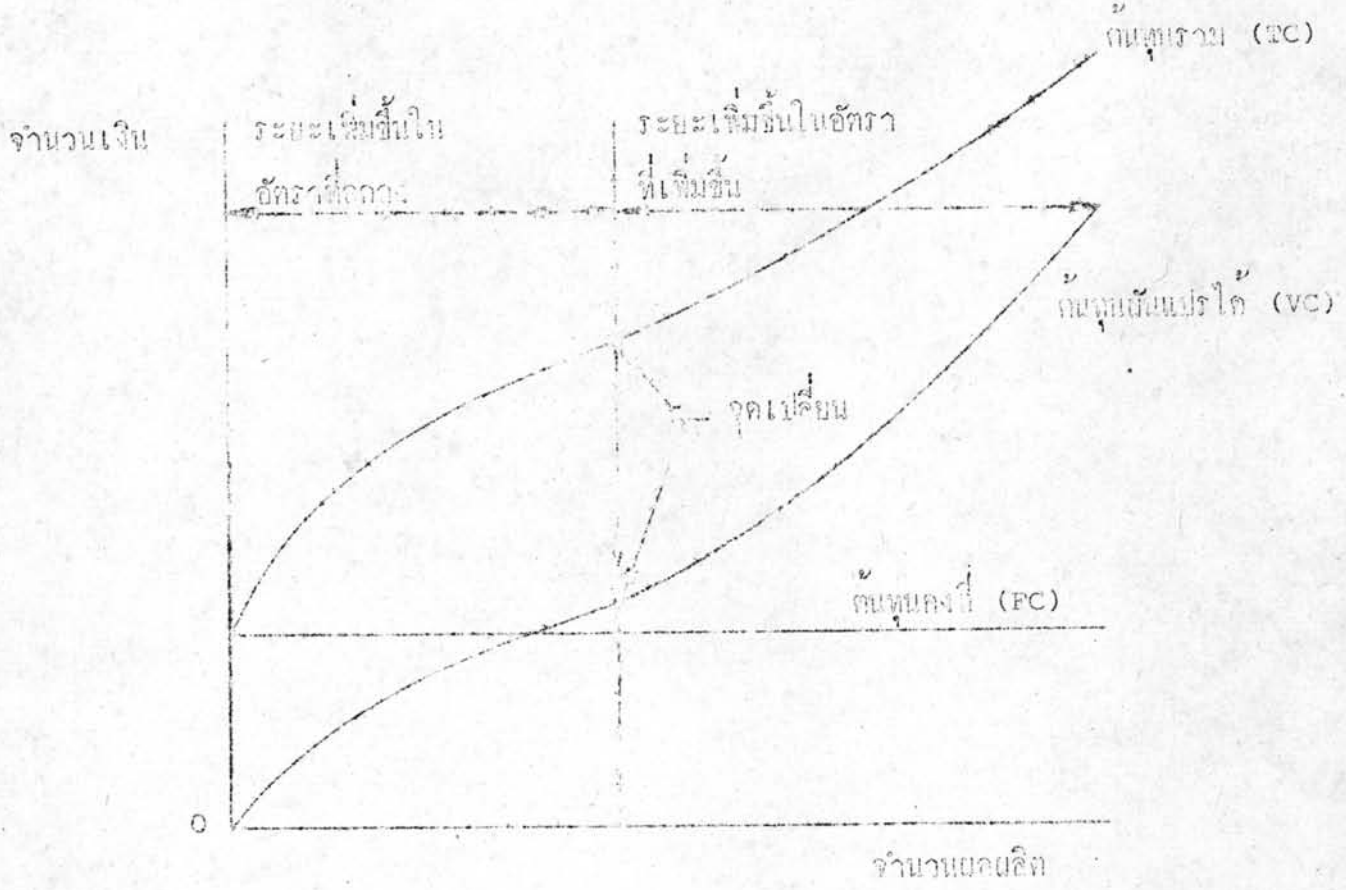
การคิดราคาต้นทุนการผลิตอากาศยาน เป็นการใช้วิชาการทางด้านเศรษฐศาสตร์ เพื่อให้เกิดความสัมพันธ์ระหว่างเศรษฐศาสตร์การบริหารและวิทยาการตัดสินใจ (Relationship of Managerial Economics to the Decision Science)

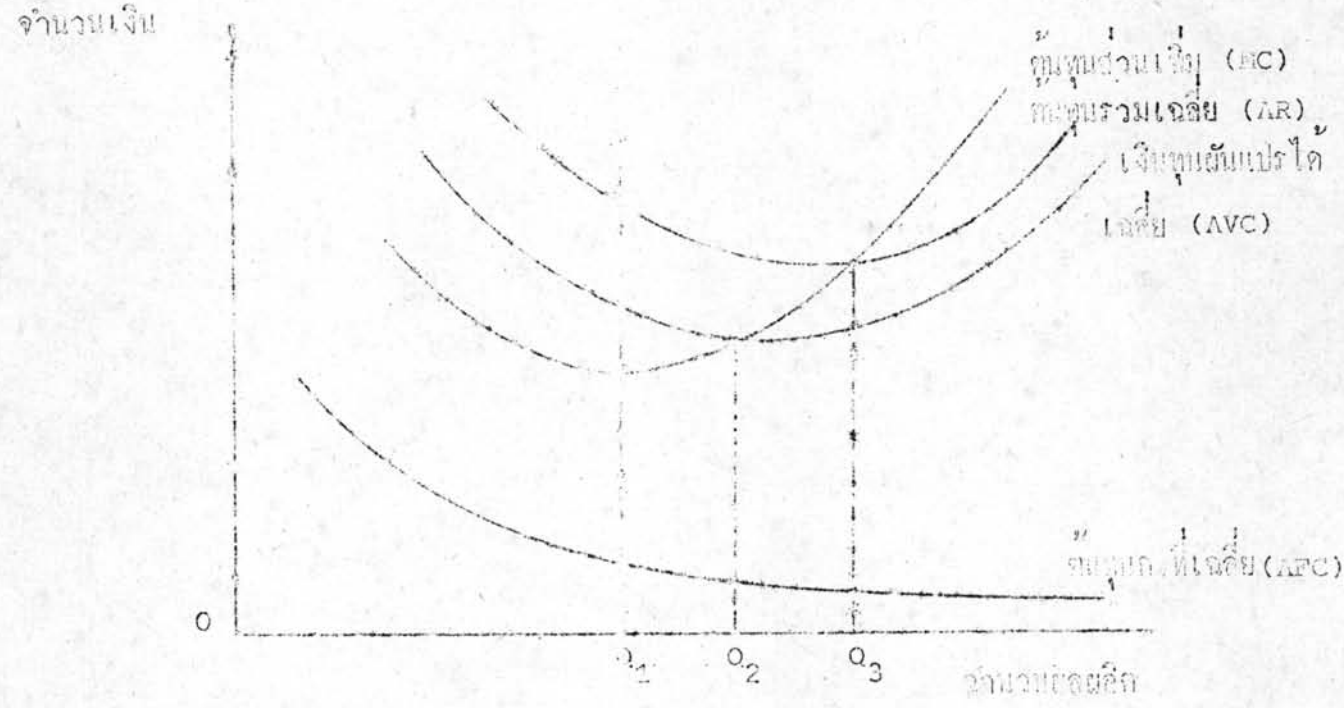
จะให้แนวทางในการสร้างรูปแบบการตัดสินใจ การวิเคราะห์ถึงผลกระทบของทางเลือกต่าง ๆ และการประเมินผลที่เกิดขึ้นจากรูปแบบ เครื่องมือทางด้านสถิติจะเป็นประโยชน์ในการประมาณความสัมพันธ์ระหว่างปัจจัยที่สำคัญต่าง ๆ ในปัญหาที่จะต้องทำการตัดสินใจส่วนใหญ่จะเกี่ยวพันกับกิจกรรมและเหตุการณ์ที่จะเกิดขึ้นในอนาคต ดังนั้นเทคนิคของการพยากรณ์เข้ามาจะมีบทบาทสำคัญทั้งในการตัดสินใจทางการบริหารและในการศึกษาเศรษฐศาสตร์การบริหารด้วย

พฤติกรรมของต้นทุนจะแสดงออกในรูปความสัมพันธ์ทางคณิตศาสตร์ (Cost Function) ซึ่งอาจเขียนออกมาให้ในรูปของตารางหรือรูปกราฟ ซึ่งทั้งระยะสั้นและระยะยาว ต้นทุนจะแบ่งออกเป็น 2 ประเภทคือ ต้นทุนคงที่ (Fixed Costs) และต้นทุนผันแปรได้ (Variable Cost) ต้นทุนคงที่จะหมายถึงต้นทุนของปัจจัยการผลิตทุกอย่างในกระบวนการผลิตที่มีจำนวนคงที่ในระยะสั้น ต้นทุนเหล่านี้จะต้องเกิดขึ้นเสมอไม่ว่าจะทำการผลิตหรือไม่ในระยะนั้น ต้นทุนผันแปรได้คือ ต้นทุนของปัจจัยการผลิตผันแปรได้ทุกอย่างที่ใช้ในกระบวนการผลิต ถึงแม้ว่าต้นทุนผันแปรได้อาจจะไม่เปลี่ยนแปลงเป็นสัดส่วนโดยตรงกับปริมาณของผลผลิตก็ตาม แต่ต้นทุนผันแปรได้จะเพิ่มขึ้นหรือลดลงเมื่อผลผลิตเพิ่มขึ้นหรือลดลง

<u>ต้นทุนรวมระยะสั้น</u> (Short-Run Cost Function, Total Cost,Tc) คือผลรวมของต้นทุนคงที่และต้นทุนผันแปรได้

กำหนดให้ ต้นทุนส่วนเพิ่ม = MC, Marginal Cost Function
ต้นทุนรวมเฉลี่ย = ATC, Average Total Cost Function
ต้นทุนผันแปรได้เฉลี่ย = AVC, Average Variable Cost Function
ต้นทุนคงที่เฉลี่ย = AFC, Average Fixed Cost Function
ต้นทุนรวม = TC, Total Cost
ต้นทุนผันแปรได้ = VC, Variable Cost
ต้นทุนคงที่ = FC, Fixed Cost
จำนวนผลผลิต = Q, Quantity





รูปที่ 1.9 ต้นทุนระยะสั้น

เพื่อที่จะพิจารณาถึงคุณลักษณะและความสัมพันธ์ระหว่างเส้นต้นทุนต่าง ๆ สมมุติว่าเส้นต้นทุนต่าง ๆ เป็นฟังก์ชันต่อเนื่อง (Continuous Functions) ประการแรกจะเห็นได้ว่า ต้นทุนผันแปรได้ (VC) และต้นทุนรวม (TC) ในตอนแรกจะเพิ่มขึ้นในอัตราที่ลดลงเมื่อผลผลิตเพิ่มขึ้นจนถึง Q_1 ตามรูปที่ 1.9 ในช่วงถัดจากนี้ ต้นทุนส่วนเพิ่ม (MC) ก็ลดลง เมื่อเลยระดับผลผลิตที่เลย Q_1 ออกไป ต้นทุนผันแปรได้ และต้นทุนรวมจะเพิ่มขึ้นในอัตราที่เพิ่มขึ้น เส้นต้นทุนส่วนเพิ่มจะสูงขึ้น

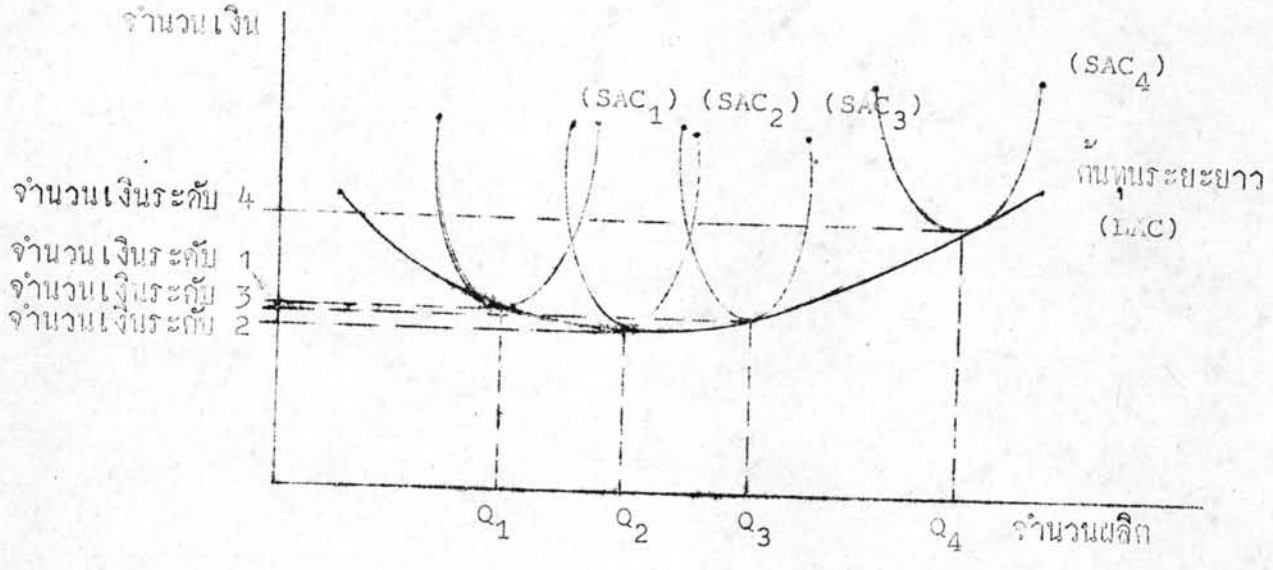
เส้นต้นทุนผันแปรได้เฉลี่ย (AVC) จะลดลงในช่วงของระดับผลผลิตจนถึง Q_2 และจะสูงขึ้นหลังจากนั้น จุดต่ำสุดของต้นทุนผันแปรได้เฉลี่ย (AVC) จะอยู่ที่ Q_2 เส้นต้นทุนส่วนเพิ่ม (MC) จะตัดเส้นต้นทุนผันแปรได้เฉลี่ย (AVC) ที่จุดต่ำสุด ตามรูปที่ 1.9

เส้นต้นทุนรวมเฉลี่ยจะเท่ากับผลบวกของความสูงในแนวดิ่งของต้นทุนคงที่เฉลี่ย และต้นทุนผันแปรได้เฉลี่ย ในตอนแรกจะลดลงและหลังจากนั้นจะสูงขึ้น ที่ระดับของผลผลิต Q_3 ต้นทุนรวมเฉลี่ยจะต่ำสุด

ในการสร้างอากาศยานเมื่อกำหนดแบบและวิธีการดำเนินงานแล้ว ก็ควรจะได้มีการหาจำนวนผลิตที่ระดับ Q_3 หรือระดับผลผลิตที่จะมีต้นทุนรวมเฉลี่ยต่ำสุด

ต้นทุนรวมระยะยาว (Long-Run Cost Function)

ในระยะยาวจะเลือกส่วนผสมของปัจจัยการผลิตที่ทำให้ต้นทุนการผลิตต่ำสุดได้ โดยเลือกขนาดของโรงงาน ประเภท และขนาดของอุปกรณ์ในการผลิต ทักษะของแรงงานและวัสดุ เมื่อใช้ผสมกันแล้วก่อให้เกิดต้นทุนต่ำสุด



รูปที่ 1.10 ต้นทุนรวมระยะยาว

ต้นทุนรวมระยะสั้นเฉลี่ย (SAC, Short-Run Average Cost Functions) ต่าง ๆ เช่น SAC_1, SAC_2, SAC_3, SAC_4 จะแสดงต้นทุนรวมระยะสั้นเฉลี่ย 1 (SAC_1) ต้นทุนรวมระยะสั้นเฉลี่ย 2 (SAC_2) ต้นทุนรวมระยะสั้นเฉลี่ย 3 (SAC_3) ต้นทุนรวมระยะสั้นเฉลี่ย 4 (SAC_4) จะแสดงถึงขนาดการผลิตที่แตกต่างกัน โรงงานทั้ง 4 โรงนี้ แต่ละโรงงานจะมีช่วงของผลผลิตที่โรงงานเล่านี้จะดำเนินการผลิตได้อย่างมีประสิทธิภาพมากที่สุด ต้นทุนรวมระยะยาว (LAC, Long-Run Average Cost Functions) จะประกอบขึ้นด้วยขอบเขตที่ต่ำกว่าเส้นต้นทุนระยะสั้นทั้งหมด ไม่มีส่วนผสมของปัจจัยการผลิตใดที่จะใช้ในการผลิตสินค้าแต่ละระดับ (Q) โดยมีทุนเฉลี่ยต่ำกว่าต้นทุนที่แสดงโดยเส้นต้นทุนรวมระยะยาว จากรูปที่ 1.10 เส้นต้นทุนเฉลี่ยระยะยาวของการผลิตสินค้าระดับใด ๆ ที่กำหนดให้โดยทั่ว ๆ ไปนั้นไม่ได้เกิดขึ้นที่จุดต้นทุนเฉลี่ยระยะสั้นต่ำสุด เฉพาะระดับผลผลิต Q_2 เท่านั้นที่ตรงกับจุดต้นทุนต่ำสุดบนเส้นต้นทุนเฉลี่ยระยะยาว ต้นทุนเฉลี่ยระยะยาวจะเท่ากับจุดต่ำสุดของต้นทุนระยะสั้น

การลดค่าใช้จ่ายในด้านต่าง ๆ ลง จะต้องคำนึงถึงการวางแผน การสร้าง และหลักวิชาการทางวิศวกรรมอากาศยาน เพื่อให้อากาศยานที่สร้างมีต้นทุนต่ำ แต่มีประสิทธิภาพที่ดี ขบวนการผลิตก็จะแบ่งชนิดของงานและประเภทของอากาศยานไปตามทฤษฎี และการปฏิบัติในโรงงานอากาศยานที่จะทำการสร้าง จะมีความซับซ้อนมากทั้งทางด้านอากาศพลศาสตร์ (AERODYNAMICS) การวางแผนแบบโครงสร้าง (STRUCTURAL DESIGN) สมรรถนะ (PERFORMANCES) หน่วยกำลัง (POWER PLANT) อุปกรณ์ (EQUIPMENTS) เครื่องวัด และระบบการบิน (INSTRUMENTS AND AVIAONICS SYSTEM) ระบบอาวุธ (ARMAMENT SYSTEM)

เมื่ออากาศยานที่จะสร้างจะต้องเพิ่มสมรรถนะมากขึ้น การลงทุนนี้จะมากขึ้น การผลิตก็จะเพิ่มความซับซ้อนและต้องการความรู้ความชำนาญในการสร้างมากขึ้นทั้งทางด้านแผนและเครื่องจักรรวมทั้งวัสดุที่ใช้ด้วย

การวางแผนในการสร้างก็ต้องคิดถึงหลักเบื้องต้นของการวิจัยเพื่อพัฒนาอากาศยานก่อน เพื่อให้รู้ถึงว่างานใดที่ควรจะได้รับการเพิ่มการลงทุนทั้งทางด้านเครื่องมือและคนเพื่อให้งานรวดเร็วถูกต้องขึ้น มีการแก้ไขข้อผิดพลาดน้อยลง ทำให้ค่าใช้จ่ายส่วนรวมลดลงได้

หลักเบื้องต้นของการวิจัยเพื่อพัฒนาอากาศยานจะมีอยู่ 4 ประการ[1] คือ

1. การวิจัยและพัฒนาด้านอากาศพลศาสตร์ (Aerodynamics)
2. การพัฒนาระบบขับเคลื่อน (Propulsion)
3. การพัฒนาด้านโครงสร้าง (Aircraft Structure)
4. การวิจัยและพัฒนาระบบการทำงาน (System Analysis)

ในวิทยานิพนธ์นี้จะเน้นหนักไปในข้อที่ 4 คือ การวิจัยและพัฒนาระบบการทำงาน (System Analysis) แต่อย่างไรก็ดี ความสำคัญในข้ออื่น ๆ ก็มีอยู่มาก จึงจะได้นำมากล่าวโดยย่อ ๆ

1. <u>การวิจัยและพัฒนาด้านอากาศพลศาสตร์</u> กล่าวโดยสรุปจะแบ่งออกได้เป็นสาขาใหญ่ ๆ ของการพัฒนาได้ 2 ทาง คือ
   - การพัฒนาเพื่อให้ได้ความเร็วสูง โดยลดแรงต้านให้มากที่สุด
   - การพัฒนาเพื่อจะให้สามารถขึ้นลงสนามสั้นหรือขึ้นลงทางดิ่งได้อย่างมีประสิทธิภาพยิ่งขึ้น

การวัดคุณค่าของอากาศยานจะออกมาเป็นตัวเลขที่เรียกกันว่า สมรรถนะของอากาศยาน (Performance) มีหัวใจสำคัญดังนี้

---

[1] นาวาอากาศเอก เจอด เกษะเสน, "การพัฒนาอากาศยานทหาร," <u>อนุสรณ์ในงานพระราชทานเพลิงศพ นาวาอากาศโทเจอด เกษะเสน</u>, (กรุงเทพมหานคร : โรงพิมพ์ กรมการบรรจุทหารอากาศ, 2520), หน้า 19 - 69.

ระยะวิ่งเร็ว (Take off)

มุมไต่และอัตราไต่ (Climb)

ระยะสูง (Altituded)

การบินเดินทาง (Cruise)

ความเร็วเดินทางและระยะบิน (พิสัยบิน - RANGE)

การเปลี่ยนแปลงสภาพบิน (Manuvering)

ความเร็วสูงสุด (Speed)

รัศมีวงเลี้ยวที่แคบที่สุด (Turning Performance)

การลดระยะสูง (Descend)

ความเร็วลงสนาม (Landing Speed)

ระยะลงสนาม (Landing)

คุณลักษณะของอากาศยานที่มีความสำคัญทัดเทียมกันตามธรรมชาติคือ เสถียรภาพและการบังคับ (Stability and Control) อากาศยานจะมีประสิทธิภาพสูงในการปฏิบัติงานรวมทั้งความปลอดภัย และความสะดวกสบายในการใช้งานและผู้โดยสารย่อมขึ้นอยู่กับคุณลักษณะสองประการ ดังนี้

1.1 การพัฒนาเพื่อให้ได้ความเร็วสูง เพื่อเป็นการง่ายต่อการที่จะเข้าใจในเหตุผลหรือแนวโน้มของอากาศยานที่จะได้รับการพัฒนาต่อไปในอนาคต จึงสมควรอย่างยิ่งที่จะแนะนำให้รู้จักกับปรากฏการณ์และหลักการที่สำคัญในย่านความเร็วสูงเสียก่อนเป็นอันดับแรก

002087

1.1.1 หลักการที่สำคัญในย่านความเร็วสูง การพัฒนาอากาศยานเท่าที่เป็นมาจนกระทั่งถึงสมัยของสงครามโลกครั้งที่สอง ในด้านของความเร็วสูงสุดนั้นยังจำกัดอยู่ในย่านความเร็วที่ต่ำกว่าความเร็วเสียง (Subsonic) การคิดคำนวณในการแผนแบบ เป็นไปในลักษณะที่ถือว่ามวลของอากาศที่ไหลผ่านไปรอบ ๆ ส่วนต่าง ๆ ของ

เครื่องบิน ไม่มีการเปลี่ยนแปลงทางด้านความแน่น (Incompressible Flow) ทั้งนี้เพราะในสภาพที่ความเร็วของเครื่องบินยังอยู่ในย่านต่ำกว่า 300 ไมล์ต่อชั่วโมงนั้น สภาพความอัดตัว (Compressibility) ของอากาศที่ไหลผ่านนั้นมีน้อยมากจนตัดทิ้งเสียได้ ซึ่งทำให้การคำนวณต่าง ๆ ทางอากาศพลศาสตร์ง่ายขึ้นเป็นอันมาก แต่ต่อมาตอนใกล้สงครามจะสงบลง ความเร็วของเครื่องบินได้เริ่มสูงขึ้นเป็นลำดับ โดยเฉพาะในท่าบินดำลง นักบินได้ประสพกับปรากฏการณ์ที่แปลกและใหม่ เช่น ความยากในการบังคับ และการสั่นสะเทือน (Buffeting) ในตอนที่มีความเร็วสูง วิศวกรอากาศยานจึงจำเป็นต้องกลับมาพิจารณาอย่างจริงจังถึงสภาพความอัดตัวได้ของอากาศอีกครั้งหนึ่ง ดังนั้นในระยะยี่สิบปีที่ผ่านมานี้จึงนับได้ว่าเป็นระยะที่ความรู้และข้อมูลทาง Compressible flow ได้รุดหน้าไปอย่างมากมาย คำจำกัดความและแนวความคิดที่สำคัญซึ่งควรจะทราบไว้ในตอนนี้ ดังนี้

ก) Mach Number ในย่านความเร็วต่ำนั้นเราอาจสังเกตเห็นได้จากการทดลองในอุโมงค์ลมได้ว่า อากาศที่ไหลผ่านแผนอากาศ จะมีการเปลี่ยนทิศทางเบนขึ้นข้างบน (Upwash) เล็กน้อย ก่อนที่จะถึงขอบหน้าของแผนอากาศ ย่อมเป็นการแสดงว่ามวลของอากาศที่ได้รับสัญญาณเตือนให้รู้ตัวล่วงหน้า สัญญาณเตือนนี้เมื่อวิเคราะห์แล้วก็คืออาการรบกวนของความดัน (เนื่องจากมีวัตถุมาขวางการไหลอยู่) ซึ่งจะส่งต่อ ๆ กันมาด้วยอาการกระแทกของอณูอากาศที่อยู่ชิดกัน อันเป็นปรากฏการณ์เดียวกับการเกิดของคลื่นเสียง สัญญาณเตือนที่กล่าวนี้ จึงมีความเร็วเท่ากับความเร็วเสียง (Sonic Speed or Speed of Sound)

เมื่อแผนอากาศหรือปีกเครื่องบินมีความเร็วสัมพัทธ์ (Relative Velocity) กับกระแสอากาศสูงมากขึ้นตามลำดับ จนกระทั่งถึงสภาพหนึ่งที่ความเร็วของกระแสอากาศ ณ ตำบลสูงสุดตอนด้านบนของแผนอากาศ มีค่าเท่ากับความเร็วของเสียงแล้ว อาการรบกวนหรือ Pressure Waves อันมีกำเนิดจากตำบลต่าง ๆ ที่อยู่หลังตำบลสูงสุด ย่อมเกิดรวมตัวกันขึ้น เพราะไม่สามารถจะแพร่ออกมาทางหน้าเกินตำบลสูงสุดที่กล่าวนั้นไปได้

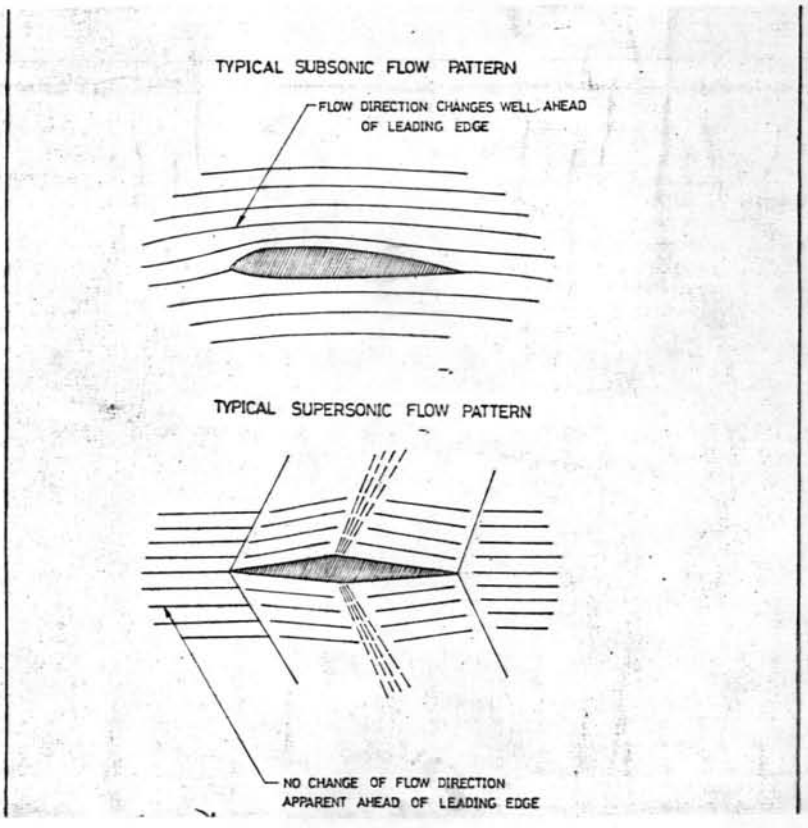
ความเข้มของอากาศรวมกัน ซึ่งเดิมมีค่าน้อยมาก (.00000001 ของความดันบรรยากาศ) จะเพิ่มขึ้นอย่างมากมาย ทั้งนี้เนื่องจากอากาศรวมตัวกันเป็นไปในลักษณะที่กระแทกอัดตัวอย่างรุนแรง ผลที่เกิดขึ้นมีพลังงานสูงอยู่ระหว่างแผนอากาศในกรณีที่เราเรียกว่า "Shock Wave" กระแสอากาศที่ไหลผ่านขอบหน้าของปีกมา เมื่อถึงแนวของ Shock Wave ย่อมเกิดการเปลี่ยนแปลงอย่างกระทันหัน ที่สำคัญคือ ความเร็วลดลง และความดันสถิตเพิ่มขึ้น

จากที่กล่าวมานี้ย่อมอนุมานได้ว่า ค่าของอัตราเร็วเสียง เป็นสิ่งที่แบ่งสภาพการไหลของกระแสอากาศสองสภาพ ซึ่งมีปรากฏการณ์แตกต่างกันมาก

$$\text{Mach Number} = \frac{\text{Speed of a body}}{\text{Local speed of sound}}$$

$$M = \frac{V}{a}$$

อัตราส่วน $\frac{V}{a}$ หรือ "Mach Number" นี้จึงเป็นมาตราความเร็วชนิดใหม่ซึ่งให้ความหมายของสภาพการไหลไปในตัวด้วย (เครื่องบินซึ่งกำลังเคลื่อนที่เท่ากับความเร็วเสียง ย่อมกล่าวได้ว่าเครื่องบินนั้นกำลังบินด้วยความเร็ว Mach 1.0)

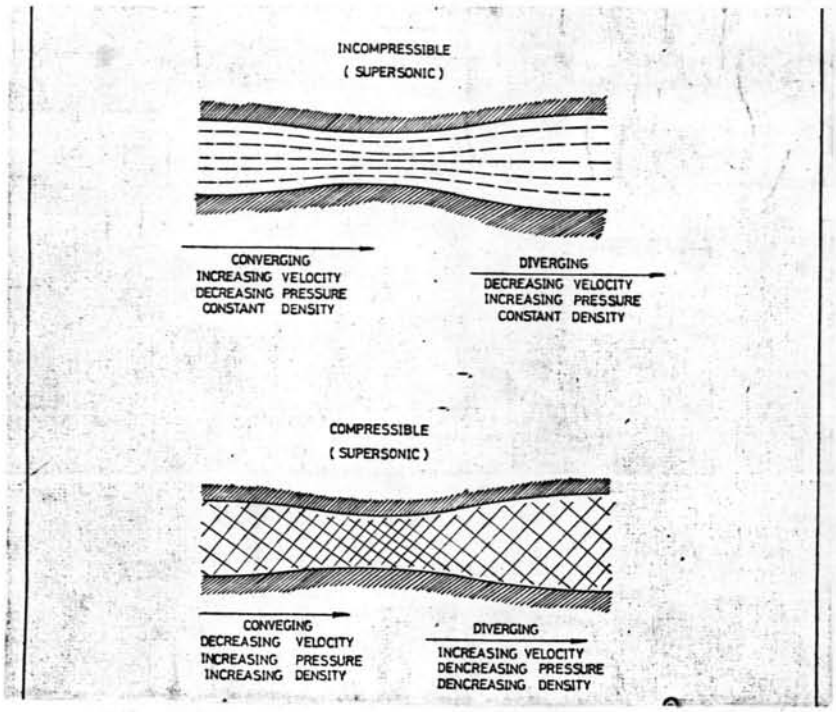


รูปที่ 1.11 เปรียบเทียบการไหลระหว่าง SUBSONIC กับ SUPERSONIC

ข) **การไหลในท่อทางของ** Supersonic Flow

ในกรณีของสภาพการไหลด้วยความเร็วต่ำ ซึ่งถือได้ว่า ความแน่นลงที่กระแสการไหลที่ผ่านไปในท่อทางย่อมจะเปลี่ยนแปลงความเร็วของการไหลในลักษณะที่เมื่อถึงตอนแคบความเร็วจะเพิ่มสูงขึ้น และเมื่อถึงตอนที่กว้างออกความเร็วก็จะลดลง (สังเกตได้เช่นเดียวกันจากการไหลของกระแสน้ำในแม่น้ำลำธาร การไหลของน้ำถือว่าเป็น Incompressible flow กฎเกณฑ์ที่กล่าวนี้จะกลับตรงกันข้าม ในเมื่อความเร็วในท่อตอนใดตอนหนึ่งสูงขึ้นถึงความเร็วเสียง (M = 1)ซึ่งถ้าจะต้องการให้ความเร็วเพิ่มขึ้นอีกเป็น Supersonic (M 1)จำเป็นต้องขยายท่อทางในตอนต่อมาให้ใหญ่ขึ้น ถ้าขืนให้ท่อทางในตอนต่อมาเล็กลงจะเกิด Normal Shock Wave ขึ้น และความเร็วกลับลดลงต่ำกว่าเสียง แม้ว่าจะเพิ่มพลังงานที่ทำให้เกิดการไหลมากขึ้นสักเพียงใดก็ตาม

ปรากฏการณ์หรือสภาพความเป็นจริงข้อนี้ นับว่ามีความสำคัญอย่างยิ่งในเรื่องของการพัฒนาการขับเคลื่อนด้วยเครื่องยนต์จรวดเจ็ต หรือเครื่องยนต์จรวด เช่น "เหตุใดท่อขับ (Nozzle) ของเครื่องยนต์จรวดจึงมีลักษณะผายออกในตอนปลายเป็นรูประฆัง" ก็ย่อมจะอธิบายได้จากปรากฏการณ์ที่กล่าวนี้



รูปที่ 1.12 เปรียบเทียบการไหลของ INCOMPRESSIBLE กับ COMPRESSIBLE ในท่อทางปิด

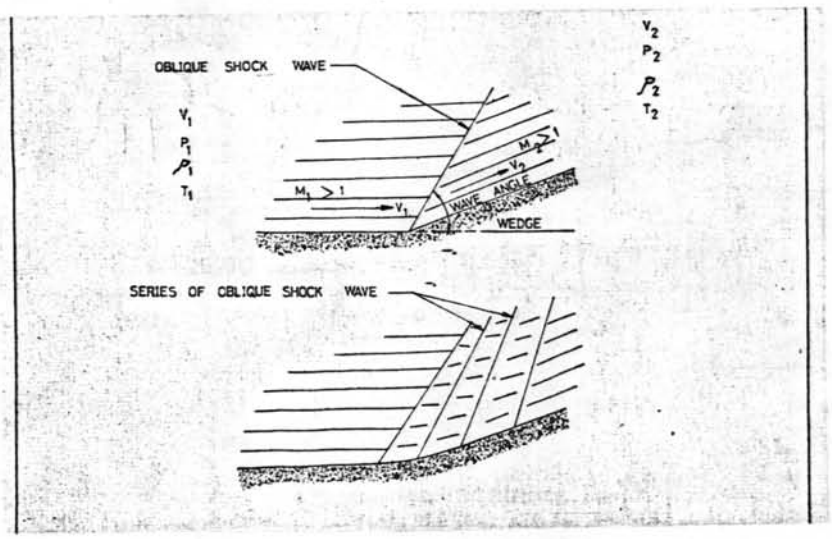
ค) Oblique Shock Wave

ในเมื่อพิจารณาถึงวัตถุรูปลิ่มอันหนึ่งวางขวางอยู่ในกระแสการไหลซึ่งเป็น Supersonic flow กระแสอากาศเมื่อผ่านมาถึงปลายลิ่มส่วนหน้าสุดย่อมต้องเปลี่ยนทิศทางทันที เพื่อไหลไปตามแนวลาดของลิ่ม ซึ่งลักษณะของการไหลในตอนนี้มีสภาพเหมือนกับการถูกบังคับให้ไหลในที่แคบลง อาการรบกวนที่เกิดขึ้นจากจุดต่าง ๆ บนลาดของลิ่มย่อมไม่สามารถแพร่หวนกระแสการไหลมาได้เกินกว่าจุดหน้าของปลายลิ่ม ซึ่งในที่สุดย่อมก่อตัวขึ้น

เป็น Shock Wave ขึ้นในแนวเอียงกับทิศทางการไหลเดิม จึงเรียกว่า Oblique Shock Wave

มุมเอียงของ Oblique Shock Wave นี้เรียกว่า "Wave Angle" มุมนี้จะมีค่ามากหรือน้อยเพียงใดย่อมขึ้นอยู่กับความเร็วของกระแสการไหลและมุมของรูปลิ่ม กล่าวคือถ้ากระแสการไหลมีความเร็วสูงมากขึ้นหรือมุมของลิ่มเล็กลง Wave Angle ก็จะมีค่าน้อยลง (เอียงมากขึ้น) และถ้ากระแสการไหลมีความเร็วน้อยลงหรือมุมของลิ่มโตขึ้น Wave Angle ก็จะมีค่ามากขึ้น (เอียงน้อยลง) ซึ่งถ้าเป็นไปในทางกรณีหลังนี้มากขึ้น ปรากฏการณ์ก็ใกล้จะเป็น Normal Shock Wave (Wave Angle = 90) เข้าทุกที

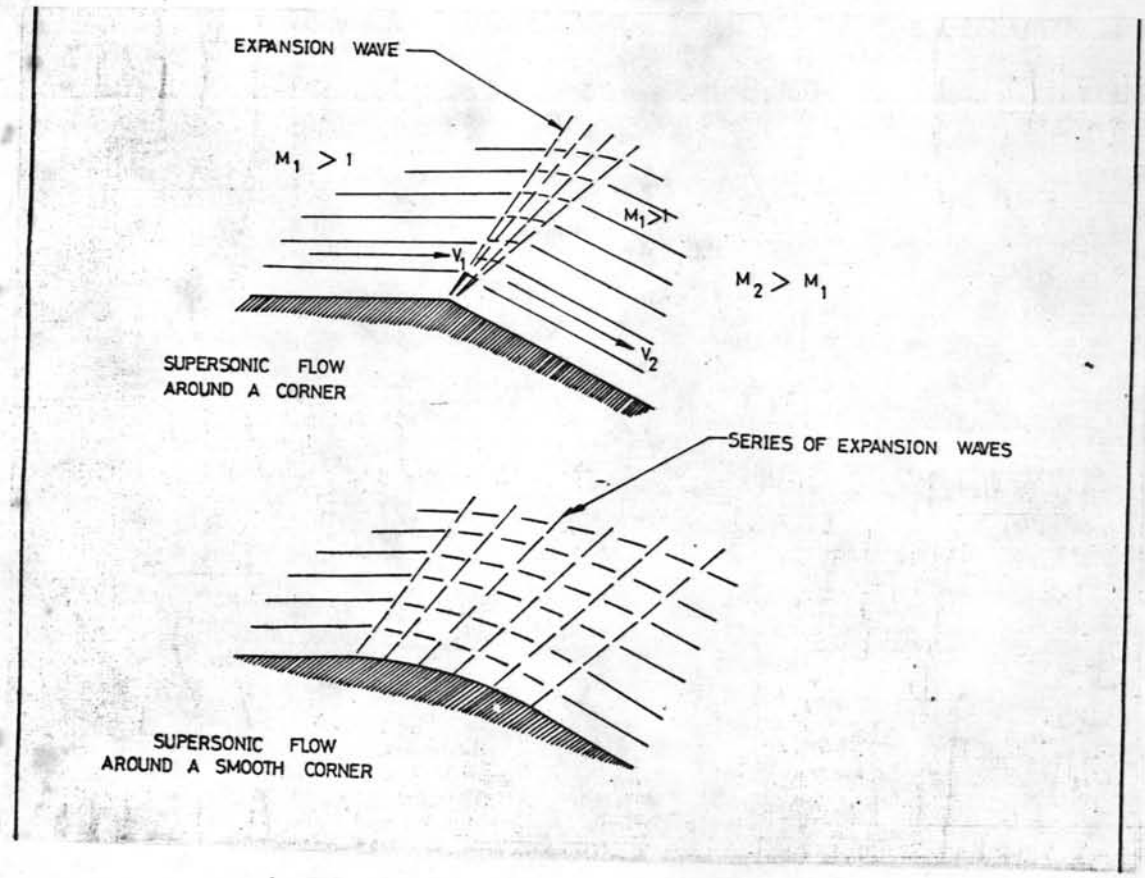
การเกิด Oblique Shock Wave ย่อมหมายถึงการสูญเสียพลังงานของกระแสอากาศไปบางส่วน ทั้งนี้เพราะเกิดขึ้นในลักษณะที่เป็น Compression Wave กระแสอากาศเมื่อผ่านแนวของ Oblique Shock Wave ย่อมมีความเร็วลดลงและเป็นไปอย่างกระทันหัน แต่ก็ยังรู้สึกว่าความเร็วหลังจากที่ผ่านแนวมาแล้วยังคงเป็น Supersonic ($M > 1$) ส่วนในกรณีของ Normal Shock Wave นั้น ความเร็วหลังจากที่ผ่านแนวมาแล้วจะเป็น Subsonic ($M < 1$) เสมอ



รูปที่ 1.13 ภาพแสดง OBLIQUE SHOCK WAVE

ง) Expansion Wave

อันดับต่อไปพิจารณาถึงสภาพการไหลของกระแสอากาศ Supersonic ซึ่งไหลมาตามพื้นผิวเรียบ และเมื่อถึงตำบลหนึ่งพื้นผิวนั้นมีการหักมุมออกตามรูปที่ 1.14 จากการทดลองจะพบว่ากระแสอากาศซึ่งมีพลังงานจลน์สูงสามารถจะไหลเลี้ยวไปตามแนวผิวที่หักซึ่งแม้ว่าจะเป็นการเปลี่ยนแปลงอย่างกระทันหันก็ตาม แต่ก็เป็นไปในลักษณะที่มีเสรีขึ้น ขยายตัวได้มากขึ้น ไม่มีการสูญเสียพลังงานจึงเป็นสภาพการไหลซึ่งตรงกันข้ามกับกรณีของ Oblique Shock Wave โดยเกิดเป็น Expansion Wave ขึ้นตรงบริเวณที่เกิดการเปลี่ยนแปลงของพื้นผิวนั้น และกระแสอากาศจะมีความเร็วสูงขึ้น ตลอดจนความดันสถิตและอุณหภูมิจะลดลงด้วย (การลดความดัน เป็นที่มาของแรงยกสำหรับ Supersonic Airfoil)



รูปที่ 1.14 ภาพแสดง EXPANSION WAVE ที่มุมหัก

1.1.2 ย่านความเร็วต่างๆ

เครื่องบินทุกเครื่องแม้ว่าจะบินได้เร็วสูงสักเพียงใดก็ตาม แต่ก็จะต้องเริ่มจากการวิ่งขึ้นและจบลงด้วยการลงสนาม จึงเป็นธรรมดาที่ต้องผ่านย่านความเร็วต่าง ๆ ซึ่งแบ่งได้ดังนี้

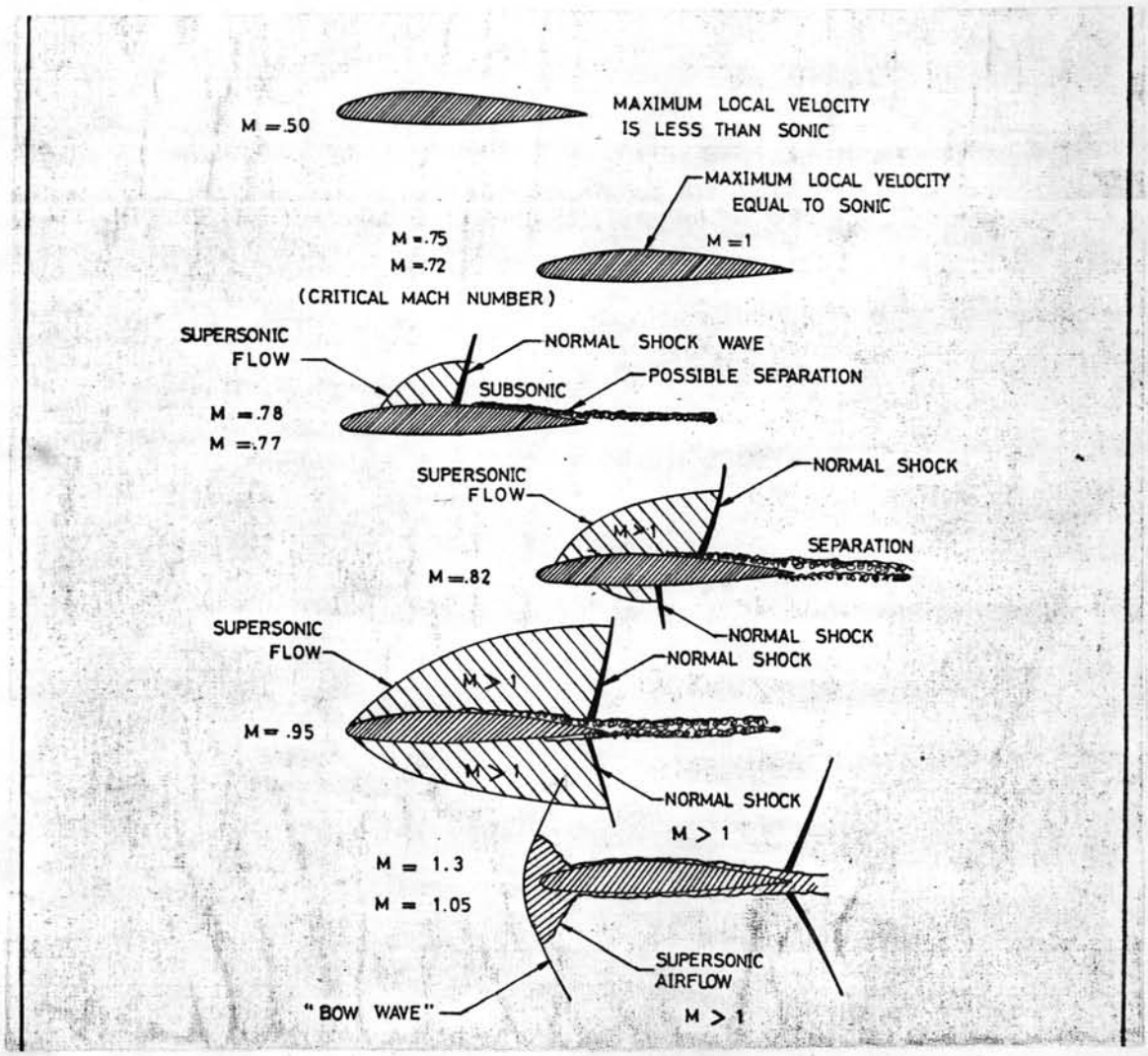
Speed Range	Free Stream Mach Number,M
Subsonic ความเร็วของการไหลต่ำกว่าเสียงทั้งหมด	0-0.75
Transonic ความเร็วของการไหลรอบปีกมีทั้งและผสม บางส่วนเป็น Subsonic บางส่วนเป็น Supersonic	0.75-1.3
Supersonic ความเร็วของการไหลสูงกว่าเสียงทั้งหมด	1.3-5.0
Hypersonic 5.0 Mach เป็นตัวชี้ว่าปัญหาเกี่ยวกับ Skin friction heating เริ่มมีความสำคัญ มากขึ้นทุก	5.0- - -

ความเร็วของการไหลที่ผ่านไปบนด้านบนของปีกย่อมสูงกว่าความเร็วของปีก พฤติการณ์อันนี้ย่อมเป็นหลักการที่ทำให้เกิดแรงยกตามที่กล่าวมาแล้วในตอนต้น ความเร็วอันแรกคือ Local Velocity หรือ Local mach number,M ความเร็วอันหลังคือ Free stream velocity หรือ Free stream mach number,M

เมื่อความเร็วเครื่องบินขึ้นสูงตามลำดับ จนกระทั่งเมื่อ M = 0.75 โดยทั่วๆ ไปแล้วส่วนบนสุดของปีกจะมี Local mach number M = 1 ซึ่งหมายถึงว่าสภาพ

Sonic flow ได้เริ่มก่อตัวขึ้นแล้ว M ในตอนนี้เราเรียกว่า Critical Mach Number (M) แพนอากาศธรรมดาที่ใช้กับเครื่องบินความเร็วต่ำจะมี M_c ประมาณ 0.75 แพนอากาศที่ได้ลิดค้นขึ้นใหม่ เช่น Laminar Airfoil จะมีค่า M_c สูงขึ้นแต่อย่างไรก็ตามจะไม่เกิน 1.0 ไปได้

ในเมื่อความเร็วสูงขึ้นไปอีกประมาณ M_o = 0.78 Mach จะเกิดบริเวณ Supersonic flow ขึ้นในตอนส่วนบนของแพนอากาศซึ่งจะยังไม่มี Shock Wave เกิดขึ้นในตอนส่วนหน้า เพราะเป็นการเพิ่มความเร็วจาก Subsonic มาเป็น Supersonic แต่ในตำบลหลัง ต่อมาย่อมมีการลดความเร็วลง (เมื่อไหลพ้นปีกมาแล้วต้องกลับมามีความเร็วเท่าเดิม M_o = 0.78 Mach) ซึ่งย่อมจะต้องเกิด Normal Shock Wave ขึ้น



รูปที่ 1.15 ภาพแสดง TRANSONIC FLOW

1.1.3 ปรากฏการณ์และการพัฒนาทางอากาศพลศาสตร์ที่สำคัญในการบินย่าน Transonic

ในเมื่อเครื่องบินมีความเร็วสูงกว่า M_c ไปแล้วเล็กน้อย Shock Wave ก็จะเริ่มเกิดขึ้นในตอนด้านบนและด้านล่างของปีกตามลำดับ และตามสภาพความเร็วซึ่งเพิ่มขึ้น Shock Wave ที่เกิดขึ้นนี้เป็นตัวชักนำให้ชั้นการไหลชิดผิวเริ่มมีการขยายตัวออกจากพื้นผิวปีกทำให้เกิดการไหลที่สับสน (Turbulent) แผ่กระจายมากขึ้นทุกที โดยเฉพาะในตอนปลายหลังของปี ปรากฏการณ์ที่กล่าวนี้ย่อมนำมาซึ่ง

- แรงต้าน (C_d) เพิ่มขึ้นอย่างมากมายเป็นหลายเท่าจากเดิม ส่วนที่เพิ่มขึ้นนี้คือ Wave Drag
- อาการสั่นสะเทือนรุนแรง ที่เรียกว่า "Buffeting"
- การตอบของพื้นบังคับ (Control effectiveness) ลดน้อยลงมาก โดยเฉพาะในระบบพื้นบังคับชนิดแฟลปซึ่งจะอยู่ในทางด้านหลังของ Shock Wave ที่เกิดขึ้นอันเป็นบริเวณที่มีการไหลผละผิวดังกล่าวแล้ว
- แรงยกลดลง ซึ่งเป็นผลโดยตรงของการไหลผละผิวแผ่ขยายขึ้นทุกที อาการเช่นนี้เรียกว่า "Shock & Stall"

นักอากาศพลศาสตร์ได้พยายามคิดค้นวิธีการที่จะบรรเทาอุปสรรคของการบินที่เกิดขึ้นในย่านของ Transonic ให้ได้มากที่สุด นอกจากการแผนแบบรูปภาพตัดของแพนอากาศชนิดใหม่ซึ่งเรียกว่า High speed section หรือ Laminar Airfoil เพื่อให้เครื่องบินมี M_c สูงขึ้น วิธีการที่ได้ผลมากสำหรับความมุ่งหมายที่กล่าวนี้ก็คือการแผนแบบให้ปีกมีมุมลู่มาข้างหลัง (Swept back wing) ทั้งนี้เพราะการที่จะเกิดสภาพ M_c นั้นย่อมขึ้นอยู่กับอัตราเร็วของกระแสอากาศในแนวตั้งฉากกับแกนปีก ในกรณีของปีกตรงเครื่องบินจะมี $M_c = 0.8$ แต่เมื่อให้ปีกลู่หลัง 30 องศา เครื่องบินจะมีความเร็วสูงได้ถึง 0.85 มัค จึงจะเกิด Transonic Flow เป็นต้น จากนี้ก็ได้มีวิวัฒนาการต่อมาเป็น Delta Wing และ Crescent Wing

วิธีการต่อมาได้แก่การพยายามแผนแบบให้เครื่องบินมีปีกลู่หลังแล้ว ให้มีสมรรถนะดีขึ้นไปอีก (Wave Drag ลดลง) โดยให้มีสัดส่วนที่เมื่อนำเอาขนาดของพื้นที่ภาคตัด ของเครื่องบินตั้งแต่หัวสุดถึงท้ายสุดมาเขียนเกราฟขึ้นจะได้โค้งใกล้เคียงรูปของวัตถุเพรียวลมมากที่สุด หลักการดังกล่าวนี้เรียกว่า Area Rule

1.1.4 Supersonic Aerodynamics

เมื่อเครื่องบินสามารถเพิ่มความเร็วให้สูงขึ้นจนกระทั่งมีสภาพของ Oblique Shock Waves อยู่แต่เพียงที่ขายหน้าและขายหลังของปีกในสภาพนี้การไหลของกระแสอากาศส่วนใหญ่จะเป็น Supersonic แรงต้านที่เกิดขึ้นอย่างมากมายในตอนที่ผ่านย่าน Transonic จะเริ่มลดน้อยลง อาการสั่นสะเทือนจะทุเลาเบาบางลง หลักการของอากาศพลศาสตร์ในตอนนี้ที่ควรจะตรามไว้เพื่อความเข้าใจในเหตุผลของแผนแบบรูปร่าง หรือสัดส่วนเครื่องบินในย่านความเร็ว Supersonic มีดังต่อไปนี้

ก) การเกิดแรงอากาศพลศาสตร์ในย่านความเร็ว Supersonic

การทำให้เกิดแรงอากาศพลศาสตร์ในย่านความเร็ว Supersonic คงมีหลักการทำนองเดียวกับในย่าน Subsonic กล่าวคือแรงอากาศพลศาสตร์ย่อมเท่ากับค่าความดันที่แตกต่างกัน ที่เกิดกับวัตถุ คูณกับพื้นที่ซึ่งมีการแตกต่างของความดันนั้น

ในย่านความเร็ว Supersonic วัตถุรูปแผ่นบางกลับมีคุณลักษณะที่เป็นแพนอากาศที่ยอดเยี่ยมที่สุด ซึ่งจะพิจารณาได้จากรูปที่ 1.15 วัตถุรูปแผ่นบางในกระแสการไหล Supersonic และมีมุมปะทะเป็นบวก

แรงยก คือองค์ประกอบของแรงอากาศพลศาสตร์ ในทิศทางที่ตั้งฉากกับกระแสลมสัมพัทธ์

แรงต้าน ก็คงเป็นไปในทำนองเดียวกันคือ องค์ประกอบของแรงอากาศพลศาสตร์ในทิศทางขนานกับกระแสลมสัมพัทธ์ แต่แรงต้านของเครื่องบิน Supersonic มีลักษณะที่ผิดจากเครื่องบินในย่าน Subsonic กล่าวคือ มีแรงต้านประเภทใหม่ คือ Wave Drag เพิ่มขึ้นมีขนาดมากเมื่อเทียบกับแรงต้านปรสิต (Parasite

Drag) อนึ่งแรงต้านเหนี่ยวนำ (Induced Drag) นับว่าไม่มีเลย เพราะอิทธิพลของปลายปีกที่ทำให้เกิด Tip Vortices จำกัดอยู่แต่ใน Mach Cone ที่ปลายปีกเท่านั้น

ข) แพนอากาศสำหรับย่านความเร็ว Supersonic

เมื่อพิจารณาจากกรณีของวัตถุรูปแผ่นบางมาก วางอยู่ในแนวของกระแสอากาศความเร็วผ่าน Supersonic จะเห็นได้ว่าเกือบจะไม่มีผลต่างของความดันระหว่างด้านตรงกันข้ามของแผ่นบางนั้น แรงอากาศพลศาสตร์ (ทั้งแรงยกและแรงต้าน) ย่อมไม่เกิดขึ้น แต่ถ้าแผ่นบางนั้นมีความหนาขึ้น Wave Drag ก็จะเกิดขึ้นตามมาด้วย ด้วยเหตุนี้จึงกล่าวได้ว่าแผ่นบางเป็นแพนอากาศที่ดีที่สุดในแง่ของอากาศพลศาสตร์ตอน Supersonic แต่ในทางปฏิบัติโดยเฉพาะด้านโครงสร้างย่อมเป็นสิ่งที่เป็นไปไม่ได้ ดังนั้นแพนอากาศที่นิยมใช้กัน จึงมีลักษณะเป็น Symmetrical Airfoil ซึ่งมีอัตราส่วนความหนากับความยาวของขายท้ายขายหน้าจะมีลักษณะบางคม เพื่อป้องกันมิให้เกิด Detached Shock Wave

ก) Wing Planform

เครื่องบิน Supersonic ในสมัยปัจจุบัน ซึ่งมีความเร็วน้อยกว่า 2 มัค ส่วนมากจะมีลักษณะปีกหลัง โดยมีเหตุผลที่ว่า ถ้าปีกให้อยู่ในแนวของ Mach Wave (จากขายหน้าสุดของโคนปีก) ย่อมทำให้ความเร็วทั้งฉากกับแกนปีกยังลงเป็น Subsonic อยู่ได้ เป็นผลให้สามารถใช้แพนอากาศประเภท Subsonic ได้ ซึ่งจะเป็นประโยชน์มากในตอนที่ต้องทำการบินด้วยอัตราเร็วต่ำ

อนึ่ง การปีกหลังย่อมมีขีดจำกัด กล่าวคือเมื่อความเร็วสูงมากขึ้นเกินกว่า 2 มัค ปีกตรงกลับให้แรงต้านน้อยกว่าปีกปีกหลัง ดังนั้นสำหรับเครื่องบินที่แผนแบบเพื่อการบินในย่านสูงของ Supersonic จะมีปีกตรง ซึ่งมีรูปตัดแพนอากาศเป็นแบบ Supersonic Airfoil

1.1.5 Hypersonic Aerodynamics

เมื่อเครื่องบินมีความเร็วเกิน 1.3 มัค ย่อมถือได้ว่าผ่านย่าน Transonic มาแล้วอย่างสมบูรณ์ ต่อจากนั้นเครื่องบินจะอยู่ในย่าน Supersonic จนกระทั่งความเร็วถึง 5 มัค และถ้ามีแรงขับเคลื่อนให้เร็วขึ้นไปอีกในตอนนี้จะเข้าสู่ย่านความเร็วย่านใหม่เรียก Hypersonic แม้ว่าในอนาคตอันใกล้จะยังไม่มีที่ท่าว่าเครื่องบินรบจะมีความเร็วสูงถึงย่านนี้ก็ตาม แต่ก็ควรจะทราบไว้เป็นแนวทางว่า ยานทางอวกาศในย่านความเร็ว Hypersonic น่าจะมีลักษณะเป็นประการใด

การบินที่มีความเร็วสูงมากขนาดเกิน 5 มัค จำเป็นอย่างยิ่งที่จะต้องบินในระยะสูงมากเพื่อลด Kinetic Heating ซึ่งในสภาพการบินที่กล่าวนี้ อณูของก๊าซต่าง ๆ ในบรรยากาศจะแยกตัวออก "Dissociated" or "Ionize" ทำให้มีคุณลักษณะทางอากาศพลศาสตร์ผิดแปลกออกไปมาก ทฤษฎีและวิธีการทดลอง ตลอดจนการคำนวณซึ่งใช้กันมาในย่านความเร็วที่ต่ำกว่าย่อมหมดความหมาย จึงเกิดสาขาวิชาอากาศพลศาสตร์ใหม่ คือ "Hypersonic Aerodynamics" ซึ่งมีวันจะมีความสำคัญมากขึ้นทุกที

อนึ่ง เราพอจะรู้จักรูปร่างของยานในย่าน Hypersonic อยู่แล้ว ซึ่งได้แก่ยานอวกาศและขีปนาวุธต่าง ๆ แต่สำหรับยานที่บินได้ด้วยแรงยกทางอากาศพลศาสตร์และสามารถปฏิบัติการได้ในย่านของบรรยากาศนั้นยังอยู่ในขั้นเริ่มแรกของการค้นคว้าและทดลอง แต่พอจะสรุปแล้วโน้มได้ว่าน่าจะเป็นเครื่องบินที่มีส่วนที่เป็นปีกน้อยที่สุดหรือไม่มีเลย (Wingless Aircraft หรือ Lifting Body) เช่น USAF Dyna-Soar เป็นต้น

ง) Kinetic Heating

อุปสรรคสำคัญและยิ่งใหญ่ในย่านความเร็วสูงมากก็คือ ความร้อนที่เปลี่ยนสภาพมาจากพลังงานจลน์ของอากาศที่มาสัมผัสกับพื้นผิวของอากาศยาน ความ-

ร้อนนี้ ย่อมทำให้ผิวของอากาศยานมีอุณหภูมิสูงอย่างมากมาย โดยเกือบจะมีการเพิ่มอุณหภูมิตามกำลังสองของค่ามัค (650°ฟ ที่ 3 มัค, 1500°ฟ ที่ 5 มัค และ 2500°ฟ ที่ 6 มัค) ในเรื่องนี้ได้มีการค้นคว้าวิจัยเพื่อแก้ไขอุปสรรคของ Kinetic Heating หรือ Aerodynamic Heat กันอย่างเต็มที่ เช่น การนำเอาโลหะผสมชนิดพิเศษซึ่งทนความร้อนได้มากกว่าเหล็กกล้า เช่น ติเตเนียมมาใช้ทำผิวอากาศยาน หรือการใช้เทคนิคใหม่ ๆ ทางโครงสร้างของวิศวกรรมอากาศยาน

อนึ่ง วิธีการใหม่ที่นำมาใช้แล้วอย่างได้ผลและควรทราบไว้ก็คือ

ก) การใช้ Strong Detached Shock Wave เกิดขึ้นเบื้องหน้าบังอากาศยานไว้ โดยอาศัยหลักการที่ว่า ความเร็วด้านหลังของ Normal Shock Wave จะต้องเป็น Subsonic ทั้งนี้ทำได้โดยการให้ส่วนหน้าของอากาศยานที่จุ่งผ่านอากาศมีลักษณะหัวป้านมาก เช่นกรณีของ Mercury Capsule เป็นต้น

ข) การใช้ Ablation Lamination หุ้มส่วนหน้าของอากาศยาน ซึ่งมีลักษณะเป็นทรงกรวยซึ่งเรียวแหลมมาก ความร้อนที่เกิดขึ้นจะทำให้ชั้นต่าง ๆ ของวัตถุที่หุ้มไว้หลุดออกไปตามลำดับ โดยยังไม่ถึงผิวจริงของอากาศยาน

1.2 การพัฒนาอากาศยานเพื่อเพิ่มสมรรถนะการขึ้นลงทางดิ่ง/การขึ้นลงสนามสั้นอากาศยานประเภท V/STOL

V/STOL = Vertical/Short Take-off and Landing

ในเรื่องการบินมีสิ่งสำคัญที่ขัดแย้งกันอย่างเห็นได้ชัด กล่าวคือ อากาศยานประเภทบินได้เร็วและได้ในระยะสูงมาก ย่อมมีสมรรถนะในด้านการวิ่งขึ้นและลงสนามที่ไม่ดี ต้องใช้สนามที่ยาวและสภาพดี นับว่าเป็นข้อจำกัดอันสำคัญในกิจการทหารและพลเรือน ความสำเร็จของการพัฒนาให้อากาศยานมีขีดความสามารถสูงทั้งในด้านความเร็ว ระยะสูง และการขึ้นลงได้ในทางดิ่ง จึงเป็นสิ่งที่มุ่งมาตรปรารถนาของวิศวกร-

อากาศยาน

ความสามารถในการขึ้นลงทางดิ่งย่อมต้องการระบบให้แรงยกที่ไม่ต้องอาศัยความเร็วของการเคลื่อนที่ไปข้างหน้า ซึ่งก็หมายความว่า จะต้องจัดระบบให้แรงยกที่มีประสิทธิภาพมากที่สุด นั่นคือ ปีกเครื่องบิน และใช้ระบบอื่นที่จะทำให้เกิดกระแสอากาศ (Jet) พุ่งลงในทิศทางสู่พื้นเพื่อให้ได้แรงยก ระบบให้แรงยกแทนปีกเครื่องบินที่ได้รับการพัฒนาเพื่อใช้กับอากาศยาน V/STOL เรียงตามลำดับของประสิทธิภาพ มีดังนี้

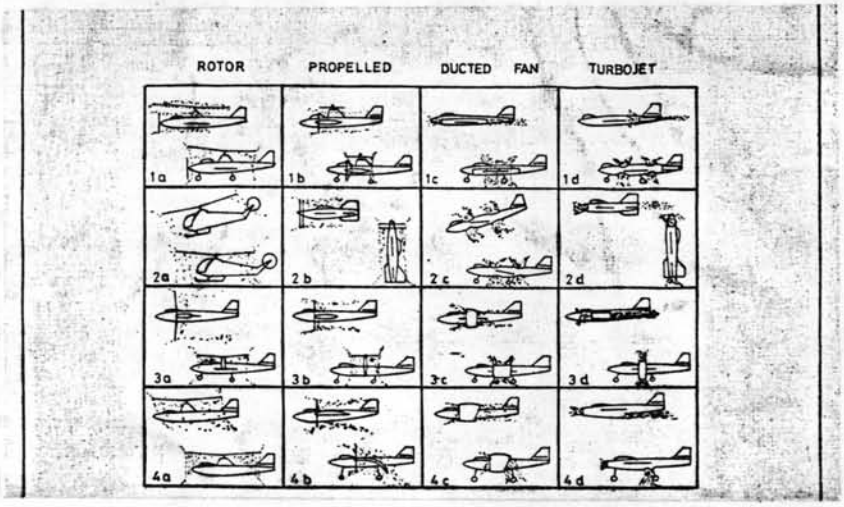
(เรียงตามลำดับประสิทธิภาพ)

- Helicopter type Rotor
- Propeller
- Ducted Fan
- Turbojet

เมื่อขึ้นลงทางดิ่งได้แล้วก็จำต้องมีแรงขับให้เคลื่อนที่เดินทางไปได้ จึงจำเป็นต้องมี Jet Producer ในทิศทางที่ต้องการอีกด้วย ซึ่งย่อมจะมีแนวทางการแผนแบบไปในลักษณะอย่างหนึ่งอย่างใดในประการที่จะกล่าวต่อไป คือ

- Dual Thrust
- Tilting Aircraft
- Tilting Thrust
- Deflecting Thrust

ดังนั้น เมื่อรวมกับประเภทของระบบให้แรงขับอากาศยาน V/STOL ย่อมจะมีลักษณะที่เป็นไปได้ถึง 16 แนวทางด้วยกัน ดังแสดงไว้ในรูปที่ 1.16 แต่บางแนวทางก็เห็นได้ชัดว่าไม่เหมาะสมในทางปฏิบัติ บางแนวทางก็เป็นสิ่งที่เรารู้จักกันดีอยู่แล้ว และใช้กันมากที่สุดในปัจจุบัน ซึ่งได้แก่ เฮลิคอปเตอร์ (Rotor-Tilting Aircraft)



รูปที่ 1.16 ลักษณะที่เป็นไปได้ของอากาศยานขึ้นลงทางดิ่ง/ขึ้นลงสนามสั้น 16 แนวทาง

1 = DUALTHRST

2 = TILLING AIRCRAFT

3 = TILLING THRUST

4 = DEFLECTING THRUST

เฮลิคอปเตอร์มีข้อดีที่ว่า โรเตอร์ ให้ประสิทธิภาพในการบินลอยอยู่กับที่ (Hovering) ได้ดีที่สุด แต่มีข้อเสียในเรื่องข้อจำกัดทางความเร็วในแนวระดับ และทางระยะสูงด้วย จากการพัฒนาในปัจจุบัน แนวทางที่ก้าวหน้าและมีท่าทีจะใช้ประโยชน์ได้อย่างจริงจังเพิ่มจากอากาศยานประเภทเฮลิคอปเตอร์ก็คือ แนวทาง 1 c และแนวทาง 4 d

1.2.1 V/STOL ประเภท Ducted Fan-Dual Thrust

เครื่องบิน V/STOL ในแนวทาง Ducted Fan-Dual Thrust ซึ่งได้พัฒนาและทดลองปฏิบัติการอย่างได้ผลแล้ว คือ เอ็กซ์วี-5 เอ สร้างโดยบริษัท ไรอัน แอโรนอติคัล คัมปะนี มุ่งหมายให้เป็นเครื่องบินลาดตระเวนและเครื่องบินโจมตี สามารถขึ้นลงได้ในบริเวณจำกัด บินมุ่งตรงไปยังจุดหมายได้อย่างรวดเร็ว (600 ไมล์ต่อชั่วโมง) และสามารถบินลอยอยู่เหนือบริเวณที่ต้องการค้นหาข้าศึก นอกจากนั้นอาจจะใช้แทนเฮลิคอปเตอร์

ในภารกิจช่วยผู้ประสพภัยได้ด้วย เครื่องบินแบบนี้ติดตั้ง ย.เทอร์โบเจ็ต จีอี เจ-85 จำนวนสองเครื่อง ซึ่งเป็น ย.แบบเดียวกับที่ใช้ใน บ.เอ็กซ์วี-5 เอ ระบบใช้แรงยกเป็น "Ducted-fans" ติดตั้งอยู่ในปีกทั้งสองข้าง อนึ่งในสถานการณ์ปกติ บ.แบบนี้สามารถทำการบินได้อย่าง บ.เจ็ตธรรมดา

1.2.2 V/STOL ประเภท Turbojet-Deflection Thrust(4d)

เครื่องบิน V/STOL ที่ใช้แนวทางนี้และได้รับการพัฒนาอย่างได้ผลแล้วคือ ฮอกเกอร์ พี.1127 "เกสเทรล" ใช้หลักของการเปลี่ยนแปลงทิศทางของกระแสเจ็ตที่ได้จาก ย.เทอร์โบเจ็ตให้เหมาะสมกับสภาพการบินที่ต้องการ การพัฒนาเครื่องบินแบบนี้เป็นการพัฒนาของประเทศอังกฤษ ซึ่งทางสหรัฐฯ ก็ได้ให้ความสนใจมากถึงกับนำมาอยู่ในโครงการของประเทศด้วย โดยเรียกว่า บ.วิจัย เอ็กซ์วี-6 เอ

2. <u>การพัฒนาระบบขับเคลื่อน</u> (Propulsion System)

ระบบขับเคลื่อนโดยเฉพาะหัวเครื่องยนต์นับว่าเป็นปัจจัยสำคัญอันดับหนึ่งที่ทำให้พัฒนาการอากาศยานรุดหน้าไปได้ อากาศยานจะมีความเร็วและบินได้สูงเพียงใดก็ย่อมต้องการกำลังจากเครื่องยนต์ที่จะขับเคลื่อนมากขึ้นเพียงนั้น ระบบขับเคลื่อนที่สำคัญมีดังนี้

- เครื่องยนต์ลูกสูบ-ใบพัด (Reciprocating Engine - Propeller)
- เครื่องยนต์เจ็ต (Jet Engine)

  Turbojet

  Turboprop

  Turbofan Gas-trubine Engine

  Pulse jet

  Ramjet

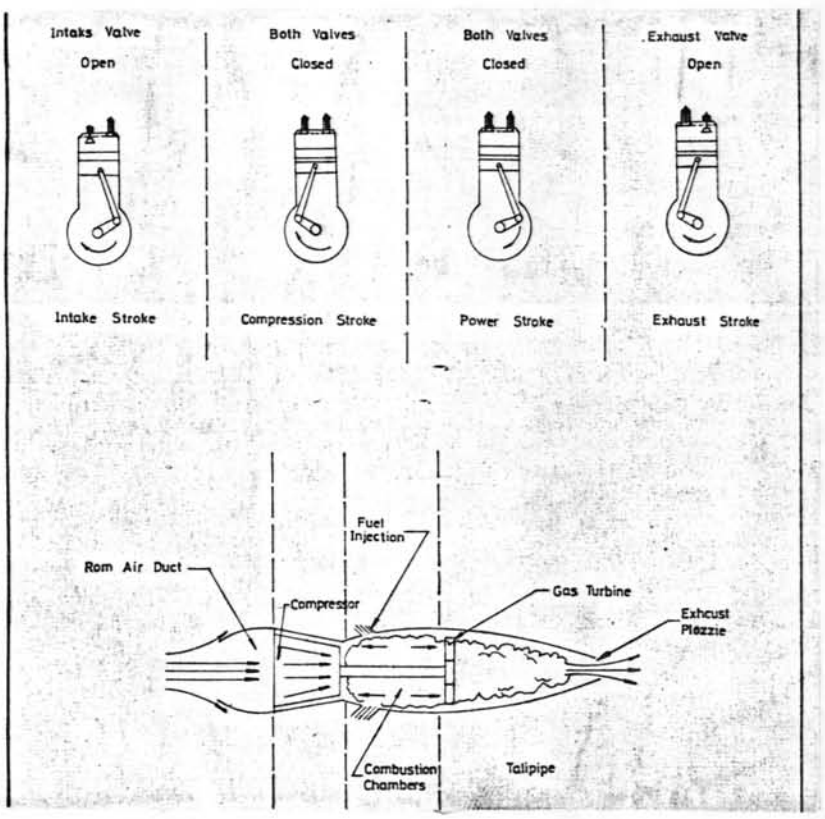
- เครื่องยนต์จรวด (Rocket Engine)

2.1 เครื่องยนต์ลูกสูบ - ใบพัด เป็นหน่วยกำลังประเภทแรกที่ทำให้ยุคของการบินเริ่มขึ้นได้ ตลอดเวลากว่าห้าสิบปีที่ผ่านมา หน่วยกำลังประเภทนี้ได้รับการพัฒนาและปรับปรุงกันอย่างเต็มที่และต่อเนื่องกัน ซึ่งได้แก่การเพิ่มกำลังให้สูงขึ้น การลดน้ำหนักเครื่องยนต์และความหลากหลายของเชื้อเพลิง อย่างไรก็ตามเครื่องยนต์ประเภทนี้มีขีดจำกัดอย่างมากในเรื่องของใบพัด การที่จะพัฒนาใบพัดให้สามารถถ่ายทอดกำลังขนาด 8,000 - 10,000 กำลังม้า เพื่อจะใช้ในการขับเคลื่อนอากาศยานให้มีความเร็วเกินกว่า 550 ไมล์ต่อชั่วโมง ก็นับว่าเป็นปัญหาใหญ่ยิ่งยวด ๆ กับที่จะดำการพัฒนาตัวเครื่องยนต์เอง ทั้งนี้เพราะรอบของใบพัดที่สูงขึ้นมากับความเร็วของเครื่องบินทำให้ความเร็วสัมพัทธ์ที่ปลายกลีบใบพัดสูงมากจนถึงย่าน Transonic ประสิทธิภาพของใบพัดย่อมลดลงเป็นอันมาก ดังนั้นเมื่อเปรียบเทียบกับเครื่องยนต์ประเภทอื่นซึ่งพัฒนาขึ้นมาในระยะเวลาต่อมา เครื่องยนต์ลูกสูบ - ใบพัด จึงยังคงใช้กันอยู่แต่เฉพาะอากาศยานที่มีความเร็วต่ำ (Subsonic) ซึ่งในแง่ของความหมดเปลืองเชื้อเพลิงความแน่นอนยังคงเป็นเลิศอยู่

2.2 เครื่องยนต์เจ็ต (Jet Engine) เครื่องยนต์เจ็ตนับว่าเป็นสิ่งสำคัญที่ส่งเสริมให้การพัฒนาอากาศยานรุดหน้าไปอย่างรวดเร็ว มีข้อดีที่ว่า มีน้ำหนักน้อยเมื่อเทียบกับแรงขับที่ได้ นำเข้าประกอบหรือถอดออกจากเครื่องบินได้สะดวกรวดเร็วกว่าเครื่องยนต์ลูกสูบมาก อาการสั่นสะเทือนน้อย พลังงานที่ได้จากเครื่องยนต์เป็นไปในลักษณะกระแสการไหลของแก๊สความเร็วสูง (Jet) ซึ่งมีอุณหภูมิสูงมาก พุ่งออกจากท่อขับ ซึ่งทำให้เกิดแรงปฏิกร ได้โดยตรงสำหรับขับเคลื่อนอากาศยานไปข้างหน้า ปัญหาเกี่ยวกับใบพัดจึงหมดไป

ข้อไม่ดีของเครื่องยนต์เจ็ตในปัจจุบันก็คือ มีอัตราความหมดเปลืองเชื้อเพลิงสูง ซึ่งก็ได้มีการแก้ปัญหาและพัฒนาเป็นเครื่องยนต์เจ็ตแบบต่าง ๆ มาตามลำดับ

หลักการทำงานของ ย.เทอร์โบเจ็ต มีลักษณะแตกต่างกับหลักการทำงานของ ย.ลูกสูบในข้อที่ว่าวัตจักรทำงานของ ย.เทอร์โบเจ็ตเป็นไปในสภาพต่อเนื่อง กล่าวคือ มิได้เป็นจังหวะดูด จังหวะอัด จังหวะให้กำลัง และจังหวะคาย แต่สภาพเหล่านี้เกิดขึ้นพร้อมกันทุกขณะที่เครื่องยนต์ทำงาน โดยมีมวลของอากาศและเชื้อเพลิงป้อนเข้าสู่ห้องสันดาปอย่างต่อเนื่องกันตลอดเวลา เพื่อความเข้าใจได้ง่ายยิ่งขึ้น ได้แสดงการเปรียบเทียบการทำงานระหว่าง ย.ลูกสูบ กับ ย.เทอร์โบเจ็ต ดังแสดงไว้ในรูปที่ 1.17



รูปที่ 1.17 แสดงการเปรียบเทียบการทำงานระหว่างเครื่องยนต์ลูกสูบและเครื่องยนต์เทอร์โบเจ็ต

ย.เทอร์โบเจ็ตประกอบด้วนส่วนสำคัญ 3 ส่วน คือ Compressor, Combustion Chamber และ Turbine

แนวการพัฒนา ย.เทอร์โบเจ็ต ก็คงเป็นไปในแนวเดียวกับ ย.ลูกสูบ กล่าวคือ ให้ได้กำลังมากขึ้น น้ำหนักและความหมดเปลืองเชื้อเพลิงน้อยลง การเพิ่มแรงขับให้ได้มากขึ้นกระทำได้โดยจัดให้มีระบบฉีดเชื้อเพลิงเข้าไปในท่อขับตอนท้ายข้างหลังของชุดกังหัน (Turbine) ทั้งนี้ เพราะอากาศอันเป็นส่วนเกินจากการเผาไหม้ ซึ่งพุ่งออกมาด้วยกันกับก๊าซที่เกิดจากการเผาไหม้ มีปริมาณเสียงพอที่จะทำให้การเผาไหม้ของเชื้อเพลิงเป็นไปได้อีก ชุดเพิ่มแรงขับที่กล่าวนี้ เรียกว่า ชุดสันดาปท้าย (After-burner) ทำให้ได้แรงขับมากขึ้นเป็นอันมาก สามารถขับดันอากาศยานให้มีความเร็วเหนือเสียงได้ แต่ความหมดเปลืองเชื้อเพลิงจะเพิ่มขึ้นเป็นสองหรือสามเท่า ดังนั้นการใช้ชุดสันดาปท้าย จึงกระทำได้ในเฉพาะช่วงเวลาอันสั้น

อนึ่ง มีข้อสังเกตเกี่ยวกับสมรรถนะของ ย.เทอร์โบเจ็ตที่ระยะสูง ซึ่งควรจะทราบไว้ดังนี้ ที่ระยะสูงขึ้นไปความแน่นของอากาศย่อมน้อยลง แรงขับที่ระยะสูงย่อมลดลงด้วย เพราะความต้องการเชื้อเพลิงที่จะพอดี ของปฏิกิริยาเคมีในการเผาไหม้กับมวลของอากาศย่อมลดลงด้วย แต่ในขณะเดียวกันเนื่องจากอากาศมีความหนาแน่นน้อยลง แรงต้านของอากาศย่อมลดลงด้วย กำลังงานที่ต้องการในการขับเคลื่อนให้มีความเร็วที่ต้องการก็ย่อมน้อยลงกว่าที่จะบินในระยะต่ำ จะเห็นได้ว่าในแง่ของการประหยัดเชื้อเพลิงเครื่องบินที่ใช้ ย.เทอร์โบเจ็ตจะต้องบินที่ระยะสูงพอสมควร (ประมาณ 35,000 ฟุตขึ้นไป)

2.3 เครื่องยนต์เทอร์โบพรอป (Turboprop Engine)

เนื่องจากพลังงานที่ได้จาก ย.เทอร์โบเจ็ตต้องสูญเสียไปเป็นจำนวนมิใช่น้อย พร้อมกับกระแสเจ็ตที่พุ่งออกไปสู่บรรยากาศ ดังนั้นวิศวกรจึงได้เกิดความคิดที่จะให้เครื่องยนต์กังหันก๊าซมาหมุนใบพัด ผลที่ได้ก็คือ ย.เทอร์โบพรอป ซึ่งคงมีลักษณะเช่นเดียวกับ ย.เทอร์โบเจ็ตเป็นส่วนใหญ่ โดยมีข้อแตกต่างในการแผนแบบที่ว่า กำลังจากชุดกังหันของ ย.เทอร์โบเจ็ตนั้นพอที่จะนำไปหมุนชุดเครื่องอัดอากาศ (Compressor) ส่วน ย.เทอร์โบพรอปนั้น ชุดกังหันสามารถรับพลังงานจากก๊าซร้อนที่พุ่งออกไปเกือบทั้งหมด

เหลือออกเป็นพลังงานเจ็ตเพียงส่วนน้อย พลังงานส่วนที่เกิดจากการขับชุดเครื่องอัดอากาศ จะนำมาใช้หมุนใบพัด

เมื่อเปรียบเทียบกับ Exhaust jet ของ ย.เทอร์โบเจ็ต ไอดีของ ย.เทอร์โบพรอปสามารถผลักดันมวลของอากาศได้จำนวนมากและด้วยความเร็วต่ำกว่าเป็นอันมาก ซึ่งย่อมหมายถึงได้ประสิทธิภาพของการขับเคลื่อนสูงในย่านความเร็วต่ำ เครื่องบินที่ขับเคลื่อนด้วย ย.เทอร์โบพรอป จึงมีสมรรถนะในการวิ่งขึ้น การไต่ และการบินเดินทางระยะไกลด้วยความเร็วต่ำดีกว่าเครื่องบินที่ขับเคลื่อนด้วย ย.เทอร์โบเจ็ต

2.4 เครื่องยนต์เทอร์โบแฟน Turbofan)

ประเภทที่สามของเครื่องยนต์กังหันก๊าซก็คือ ย.เทอร์โบแฟน ซึ่งบางแห่งก็เรียกว่า Ducted Fan หรือ Bypass Engine อันที่จริง ย.แบบนี้เป็นการผสมผสานกันระหว่าง ย.เทอร์โบเจ็ต กับ ย.เทอร์โบพรอป กล่าวคือ มีหลักการที่จะให้มวลของอากาศซึ่งถูกเร่งไปข้างหลังมีปริมาณมากขึ้น โดยการขยักดันของ Fan ซึ่งหมุนไปด้วยกำลังของชุดกังหัน การแผนแบบ ย.เทอร์โบแฟนกระทำได้หลายวิธี

ย.เทอร์โบแฟน ย่อมทำให้แรงขับในขณะวิ่งขึ้นสูงกว่าและยังมีความหมดเปลืองน้อยกว่าในตอนรอบบินเดินทาง ทำให้ ย.แบบนี้มีข้อดีเหนือกว่า ย.เทอร์โบเจ็ตทั้งในการใช้ทางทหารและทางพลเรือน นอกจากนั้นยังลดระดับเสียงของกระแสเจ็ตลงได้มาก ฉนั้น เครื่องบินที่ใช้ ย.เทอร์โบแฟนย่อมสามารถบินได้ที่ความสูงกว่าเครื่องบินที่ใช้ ย.เทอร์โบพรอป

2.5 เครื่องยนต์แรมเจ็ต (Ramjet)

เครื่องยนต์ประเภทนี้ นับว่าเป็นระบบขับเคลื่อนของอากาศยานที่ง่ายที่สุด มีชิ้นส่วนประกอบด้วย น้ำหนักเบา และสามารถใช้งานได้ทั้งในย่านความเร็วต่ำกว่าเสียงและย่านความเร็วเหนือเสียง แต่เนื่องจาก ย.แรมเจ็ตไม่มีชิ้นส่วนที่เคลื่อนที่ นอก-

I16711166

จากระบบฉีดเชื้อเพลิง ดังนั้นจึงต้องการความเร็วต้นไปข้างหน้าสูงขนาดที่จะทำให้ "Ram air" มีความดันสูงพอเพียง และเมื่อประกอบกับเกิดการเพิ่มความดันใน Diffuser แล้วจะทำให้เกิดการลุกไหม้ของเชื้อเพลิงเป็นไปอย่างต่อเนื่องได้

อากาศยานที่ใช้ ย.ประเภทนี้ จึงจำเป็นต้องมีหน่วยขับเคลื่อนช่วยทำให้เกิดความเร็วต้นเสียก่อน (ไม่ต่ำกว่า 300 ไมล์ต่อชั่วโมง) ย.แรมเจ็ท จึงจะเริ่มทำงานได้ อย่างไรก็ตาม ย.ประเภทนี้มีลักษณะเด่นที่สามารถจะใช้กับอากาศยานที่มีความเร็วสูงมาก ๆ ได้ ทั้งนี้เพราะเครื่องยนต์เจ็ทประเภทอื่น เมื่อความเร็วสูงเกินกว่า 3 มัค จะเกิดปัญหา ข้อขัดข้องในด้านโครงสร้างและอากาศพลศาสตร์ของระบบต่าง ๆ ขึ้นอย่างมากมาย

2.6 เครื่องยนต์จรวด (Rocket Engine)

เครื่องยนต์ประเภทนี้ เป็น ย.ประเภทเดียวเท่านั้นที่ไม่ต้องการอากาศจากบรรยากาศ เพื่อการกำเนิดของกำลัง (Non-airbreathing) จึงเป็น ย.ประเภทเดียวซึ่งจะเป็นไปได้สำหรับการขับเคลื่อนในการบินไปในอวกาศ

แรงขับของ ย.จรวด คือแรงปฏิกร อันเกิดจากการที่มีกระแสของอนุภาพพุ่งออกไปจากท่อขับของเครื่องยนต์ด้วยความเร็วสูงยิ่ง อนุภาคที่พุ่งออกไปนี้จะเป็นของแข็ง ของเหลว ก๊าซ หรือจะเป็นอนุภาคของรังสีก็ได้ เครื่องยนต์จรวดมีมากมายหลายประเภท นับตั้งแต่ขนาดเล็กและง่ายที่สุด ซึ่งได้แก่ท่ออากาศอัด (Compressed air bottle) ต่อเข้ากับท่อขับ จนถึงจรวดขับดันสำหรับโครงการอวกาศ แต่อย่างไรก็ตาม เครื่องยนต์จรวดที่ใช้กันมากที่สุดในปัจจุบันเป็นประเภทที่เรียกว่า Chemical type ซึ่งกระแสก๊าซอันร้อนจัดที่พุ่งออกมาเกิดจากการสันดาปทางเคมี สารเคมีนี้เรียกว่าสารขับเคลื่อน (Propellants) มีทั้งชนิดของแข็งและชนิดของเหลว จึงจะประกอบด้วยสารสองประเภทคือ Fuel และ Oxidizer

ในปัจจุบันเครื่องยนต์จรวด เป็นเครื่องยนต์ประเภทเดียวที่สามารถขับเคลื่อนอากาศยานที่มีความเร็วสูงขนาด Hypersonic ขีปนาวุธ และยานอวกาศ เครื่องบินวิจัย เอ็กซ์ 15 ซึ่งเป็นเครื่องบินที่เร็วที่สุด มีการขับเคลื่อนด้วยการใช้ น.จรวด แอลอาร์ 99 ซึ่งใช้แอมโมเนียเหลวเป็นเชื้อเพลิงและออกซิเจนเหลวเป็นตัวเติมออกซิเจน

3. การพัฒนาทางโครงสร้างอากาศยาน (Aircraft Structures)

การพัฒนาอากาศยานจะรุดหน้าไปได้ด้วยดี ย่อมขึ้นอยู่กับความก้าวหน้าทางทฤษฎีและทางเทคโนโลยีหลายสาขา ที่สำคัญคือ อากาศพลศาสตร์ ระบบขับเคลื่อน โครงสร้างอากาศยานระบบต่าง ๆ ที่เกี่ยวกับการติดต่อสื่อสาร การเดินอากาศ และการให้ความปลอดภัยต่อนักบินและผู้โดยสาร แต่เป็นที่น่าสังเกตว่าความเจริญก้าวหน้าในวิทยาศาสตร์สาขาต่าง ๆ นี้ มิได้รุดหน้าไปทัดเทียมกัน สมัยเริ่มแรกของการบินความรู้ทางอากาศพลศาสตร์และการพัฒนาระบบขับเคลื่อนนับว่าเป็นอุปสรรคสำคัญ ความรู้ทางด้านโครงสร้างนับว่ามีอยู่แล้วอย่างพอเพียง ต่อมาระบบขับเคลื่อนได้รุดหน้าไปมากขึ้น สามารถขับเคลื่อนอากาศยานได้ความเร็วสูงขึ้น แรงทางอากาศพลศาสตร์ซึ่งเพิ่มขึ้นตามกำลังสองของความเร็วของอากาศยาน ย่อมทำให้เกิดความต้องการในด้านโครงสร้างอากาศยานที่แข็งแรงขึ้นตามลำดับ และต้องมีน้ำหนักน้อยด้วย ในสมัยปัจจุบันการพัฒนาระบบขับเคลื่อนได้รุดหน้าไปอย่างมากมาย สามารถที่จะให้พลังขับเคลื่อนได้ถึงย่านความเร็วของ Hypersonic ปรากฏการณ์ใหม่ย่านความเร็วสูงยิ่ง ซึ่งเรียกว่า Aerodynamic or Kinetic Heating ได้เข้ามามีบทบาทสำคัญและเป็นอุปสรรคอย่างยิ่งต่อการพัฒนาอากาศยาน ความร้อนที่เกิดขึ้นจากความเสียดทานระหว่างกระแสอากาศที่มีความเร็วสูงกับผิวของอากาศยาน ย่อมทำให้ผิวของอากาศยาน ตลอดจนโครงสร้างมีอุณหภูมิสูงขึ้นกว่าปกติอย่างมากมาย จนถึงระดับที่วัสดุโครงสร้างที่ใช้กันอยู่ทั่วไป เช่น โลหะเจืออลูมิเนียม (Alalloys) จะสูญเสียความแข็งแรงจนใช้การไม่ได้ ซึ่งจำเป็นที่จะต้องค้นคว้าวิจัยถึงโลหะที่ทนความร้อนได้สูงมาใช้แทน นอกจากนั้น ณ สภาพที่อุณหภูมิสูงและได้รับแรงเค้น (Stress) โลหะจะเกิดการเปลี่ยนแปลงภายในอย่าง -

ช้า ๆ ทำให้ความแข็งแรงลดลงอย่างมากมายจากสภาพอุณหภูมิปกติด้วย ค่าของความแข็งแรงในการแผ่แบบจึงต้องลดลงด้วย (Creep strength) ด้วยเหตุนี้เทคโนโลยีทางโครงสร้างอากาศยานจึงนับว่ามีความสำคัญและเป็นอุปสรรคอย่างยิ่งในสมัยของการปิ่นยุคปัจจุบันและอนาคต

ความรู้พื้นฐานในตอนนี้ จะเริ่มด้วยส่วนต่าง ๆ ที่สำคัญของโครงสร้างอากาศยาน

3.1 ส่วนต่าง ๆ ที่สำคัญของโครงสร้างอากาศยาน

ในบรรดาประดิษฐกรรมของมนุษย์ อากาศยานนับว่าเป็นสิ่งที่มีความสลับซับซ้อนอย่างยิ่ง โครงสร้างของอากาศยานที่ใช้กันอยู่ทั่วไป (Conventional) อาจจะแบ่งออกเป็นส่วนใหญ่ ๆ ได้ 5 ส่วน คือ ลำตัว (Fuselage) นาเซลล์ (Nacelles) สำหรับติดตั้งหน่วยขับเคลื่อน ปีก (Wings) ชุดพวงหาง (Empennage) และพื้นบังคับ และส่วนสุดท้ายคือ ชุดฐาน (Landing Gear)

3.1.1 ลำตัว (Fuselage-fusele' = Spindle-shaped)

ลำตัวของอากาศยานนับว่าเป็นส่วนโครงสร้างที่เป็นหลัก นอกจากจะเป็นที่สำหรับบรรจุนักบินหรือผู้โดยสารและสัมภาระแล้ว ยังเป็นส่วนประสานที่ส่วนต่าง ๆ ของโครงสร้างมาติดตั้งและติดต่อด้วย โครงสร้างลำตัวในปัจจุบันแบ่งได้เป็นสองแบบ คือ แบบ Truss และแบบ Monocoque (or Semi monocoque)

ลำตัวแบบ Truss เป็นแบบที่สามารถรับแรงหรือภารกรรมได้โดยโครงสร้างที่เรียกว่า Truss หรือโครงสร้างแบบสะพาน (Bridge) ซึ่งประกอบด้วยหน่วยโครงสร้าง (Structural Members) อันมีลักษณะเป็นท่อยาวทำด้วยอลูมิเนียมเจือหรือเหล็กกล้ามาเชื่อมติดต่อกันเป็นโครงสามารถรับแรงดัด (Bending) ได้อย่างมีประสิทธิภาพ โดยมีน้ำหนักเบาและเพื่อเป็นการลดแรงต้านทางอากาศพลศาสตร์ ก็จะมี

ส่วนประกอบอันเป็นส่วนพื้นผิวมากลุมอีกชั้นหนึ่ง โครงลำตัวแบบนี้ใช้กันมากสำหรับอากาศยานขนาดเล็ก ความเร็วต่ำ นอกจากนั้นโครงแบบ Truss นี้ยังเป็นหลักในการแผนแบบของส่วน นาเซลล์ และแกนปีก (Wingspar) อีกด้วย

หน่วยสำคัญของโครงลำตัวแบบ Truss ได้แก่ Longerons ซึ่งเป็นท่อเหล็กกล้ายาวตลอดตามความยาวของลำตัวที่ต้องการ ส่วนมากจะมีจำนวน 4 ท่อน และติดต่อเป็นโครงแบบสะพานด้วย โครงท่อที่สั้นเรียกว่า Struts ซึ่งจะรับแรงอัดและแรงดึงแล้วแต่กรณี

การทำให้เป็นรูปร่างภายนอกกลมและเรียบเพื่อลดแรงต้านเกิดขึ้นจากโครงสร้างประกอบกง (Former) และระแนง (Stringer) ทำด้วยอลูมิเนียมหรือไม้ แล้วหุ้มโครงเหล่านี้ด้วยผ้าปุแล้วทาน้ำยา (Doping) หรือแผ่นอลูมิเนียมบาง เนื่องจากวิวัฒนาการทางด้านพลาสติคและวัตถุประเภทใยแก้ว (Fiberglass) โครงสร้างประกอบลำตัวภายนอกของเครื่องบินหลายแบบในปัจจุบัน ได้ใช้พลาสติคและผ้าใยแก้วแทน ซึ่งมีความเหนียวแน่นและทนทานต่อสภาพดินฟ้าอากาศดีกว่าวิธีการเดิม

ลำตัวแบบ Monocoque (อ่านว่า mon-o-cock) แบบที่ได้ปรับปรุงขึ้นเพื่อให้ได้ Strength-to weight ratio สูงก็อ แบบ semi monocoque เป็นแบบโครงลำตัวที่ใช้กันมากสำหรับอากาศยานที่มีสมรรถนะสูง ทั้งนี้เพราะมีลักษณะโครงสร้างที่มีซึ่งแรงโดยที่มีที่ว่างภายในได้มาก (Hollow construction) เนื่องจากใช้ส่วนพื้นผิวเป็นตัวรับแรงด้วย (Stressed skin)

การใช้ผิวรับแรงอย่างเดียว (True monocoque; Bulkheads + skin) ย่อมต้องใช้พื้นผิวโลหะที่หนามาก (น้ำหนักมาก) จึงจะป้องกันการบิดเบี้ยวหรืออาการย่นของผิวได้ส่วนมากจึงทำการแผนแบบเป็น Semi monocoque ซึ่งมีส่วนโครงเพิ่มขึ้นคือ Former or Vertical rings และ Stringers of Longerons

ผิวของลำตัวแบบ Monocoque สำหรับอากาศยานความเร็วต่ำ ส่วนมากมักจะใช้แผ่นอลูมิเนียมเจือ สำหรับอากาศยานความเร็วสูงมากจำเป็นต้องใช้แผ่นเหล็กกล้าหรือแผ่นไตเตเนียม (Titanium) โดยย้ำติด (Rivetting) เข้ากับโครงภายใน พัฒนาก้าวหน้าใหม่ในด้านผิวพื้นของลำตัวก็คือ การสร้างผิวพื้นแบบ "Sandwich" ซึ่งประกอบด้วยแผ่นโลหะบางทนความร้อนสูง ประกับวัสดุเบาภายในซึ่งมีลักษณะเป็นรวงผึ้ง (Honeycomb Core) เทคนิคการสร้างใหม่นี้ทำให้ได้อัตราส่วนความแข็งแรงต่อน้ำหนักสูง เช่น ในการสร้างลำตัวและปีกของ บี-58 เป็นต้น

3.1.2 นาเซลล์ (Nacelles) เป็นโครงสร้างซึ่งมีลักษณะคล้ายลำตัวอากาศยานแต่มีขนาดเล็กและสั้นกว่า สำหรับเป็นโครงเพื่อติดตั้งชุดระบบขับเคลื่อนของอากาศยานชนิดหลายเครื่องยนต์ (Multi Engine Aircraft) และเพื่อให้มีสภาพเพรียวลมด้วย นอกจากจะใช้เป็นที่สำหรับบรรจุเครื่องยนต์แล้ว เครื่องบินหลายแบบยังใช้นาเซลล์เป็นที่สำหรับเก็บชุดฐานด้วย

อนึ่ง ที่สำหรับติดตั้งชุดเครื่องยนต์ของอากาศยานนับว่าเป็นปัญหาสำคัญทางโครงสร้างอย่างมาก ทั้งนี้เพราะชุดเครื่องยนต์เป็นต้นกำเนิดของอาการสั่นสะเทือน ความร้อนสั่นรุนแรง เสียง อัคคีภัย แรงต้าน และภาระกรรมสู่องค์โครงสร้าง โดยเฉพาะตัวแท่นเครื่องยนต์ การแผนแบบเพื่อการติดตั้งชุดเครื่องยนต์ได้กระทำในลักษณะต่าง ๆ กัน ซึ่งถ้าเป็นแบบเครื่องยนต์เดียว จะติดตั้งอยู่ภายในส่วนของโครงลำตัว ถ้าเป็นแบบหลายเครื่องยนต์ส่วนมากจะติดตั้งอยู่กับปีก บางแบบจะติดตั้งอยู่ตอนโคนปีกที่ติดต่อกับลำตัว บางแบบก็จะทำเป็นลักษณะ Pods ติดตั้งแขวนอยู่ภายใต้ปีก หรือติดอยู่ตอนด้านท้ายของลำตัว ซึ่งการติดตั้งแบบเป็น Pods ยื่นออกมายังยอมลำให้มีปัญหาด้านโครงสร้างง่ายขึ้นเพราะเป็นการแยกออกมาจากส่วนที่เป็นโครงสร้างประธาน

3.1.3 ปีก (Wings) ปีกของเครื่องบินย่อมเป็นส่วนสำคัญที่สุด ที่ให้แรงยกเพื่อจะพยุงให้เครื่องบินทำการบินอยู่ได้ ซึ่งในสภาพบินแบบทั่วไปปีกจะรับภาระกรรมเท่ากับน้ำหนักของเครื่องบิน ปีกของเครื่องบินมีรูปลักษณะตลอดจนตำแหน่งที่ติดตั้งกับ -

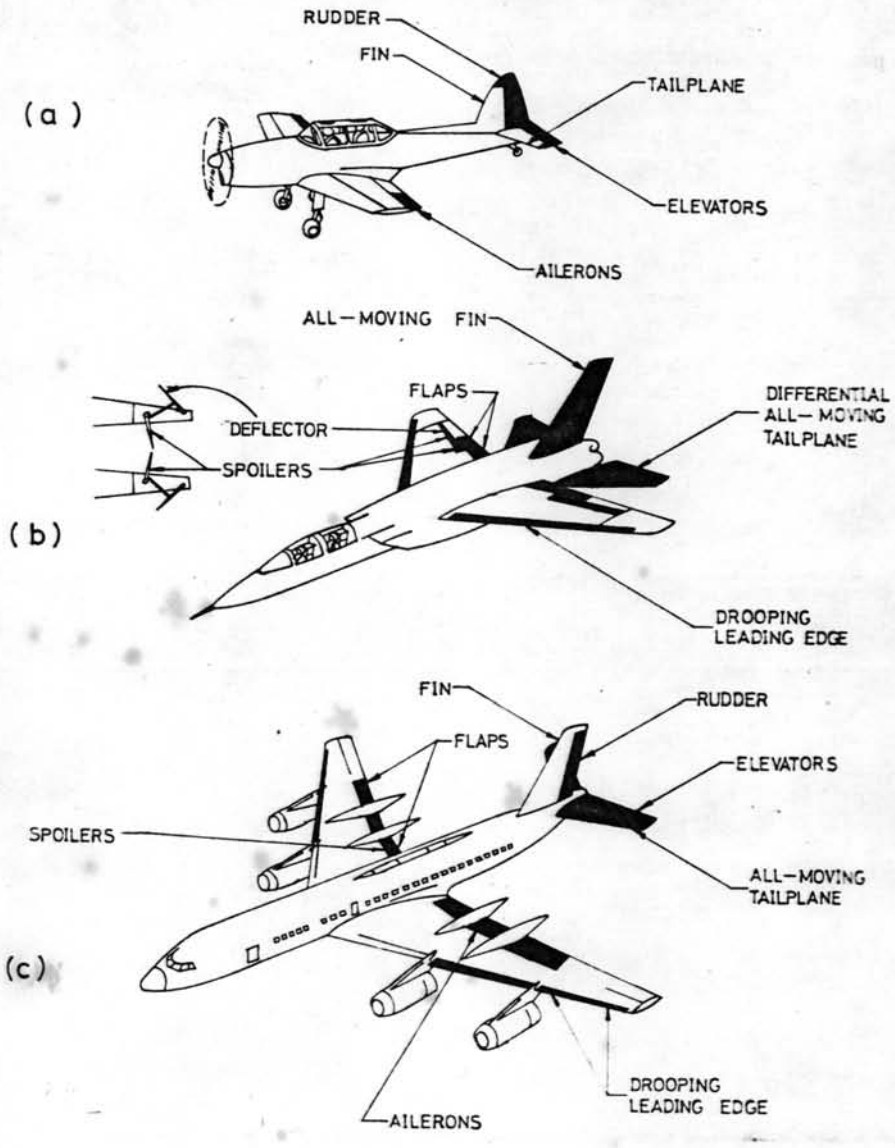
ลำตัวแตกต่างกันได้หลายแบบหลายวิธี และเป็นที่มาของการแบ่งประเภทเครื่องบินด้วย เช่น Hight-wing, Low-wing และ Midwing ซึ่งเป็นการแบ่งทางตำแหน่งติดตั้งของปีก หรือ Swept wing, Taper wing Elliptical wing และ Rectangular wing ซึ่งเป็นการแบ่งทางรูปร่างของปีก เป็นต้น

ปีกสำหรับอากาศยานสมัยปัจจุบันย่อมแบ่งออกได้กว้าง ๆ ทางด้านโครงสร้างได้เป็นสองประเภทคือ แบบโครงยึดโยง (Braced type) และแบบคานยื่น (Cantilever type) แบบแรกเป็นแบบที่ใช้กันมากสำหรับเครื่องบินขนาดเบา ซึ่งบางทีแกนปีกก็ดี เอ็นปีกก็ดี ทำด้วยไม้และเสริมความแข็งแรงด้วยท่อนโลหะ (Tie rods) หรือลวดแกงแนงยึดโยงอยู่ภายในหรือภายนอก และประกอบด้วยส่วนค้ำยันอยู่ภายนอก (Strut bracing) แบบหลังซึ่งเป็นแบบคานยื่นให้ความแข็งแรงที่สูงกว่ามาก และมีสภาพเพรียวลมมากกว่า ได้ใช้กันอยู่โดยทั่วไปสำหรับเครื่องบินที่มีสมรรถนะสูง โดยที่ใช้หลักการของ Truss ผสมกับหลักการของ Semi monocoque ซึ่งไม่ต้องการส่วนค้ำยันภายนอกปีก

การแผนแบบของปีกมีมากมายหลายวิธี บางแบบก็เป็นโครงสร้างชิ้นชิ้นเดียว ซึ่งส่วนมากจะเป็นเครื่องบินขนาดเล็ก แบบ High wing บางแบบซึ่งเป็นเครื่องบินขนาดใหญ่ การสร้างเป็นชิ้นเดียวย่อมก่อให้เกิดปัญหาทางเทคนิคอย่างมากมาย จึงจำเป็นต้องแบ่งเป็นส่วนย่อย (Sub assemblies) เช่น ประกอบด้วยส่วนกลาง (Center section) ติดต่อเป็นส่วนเดียวกับชุดลำตัว และมีปีกด้านนอก (Outer panels) ขวาและซ้ายมาประกอบเข้า เป็นต้น

ตามลักษณะของการรับภาระกรรมของปีก ส่วนที่สำคัญในการรับภาระกรรมคือ แกนปีก (Wing spars) ซึ่งเป็นองค์ประกอบโครงสร้างใหญ่ที่สุดตามแนวกางปีก ส่วนที่ทำให้เกิดเป็นรูปโครงของแพนอากาศก็คือ เอ็น (Ribs) โดยมีโครงระแนง (Stringers) พาดระหว่างเอ็นตลอดความยาวของปีก เพื่อรองรับและเสริมความ

แข็งแรงให้กับผิวปุ ซึ่งส่วนมากเป็นแบบ stressed skin อีกทั้งทางการทางด้านโครงสร้างของปีกได้ก้าวหน้าไปมากตามความต้องการของสภาพการบินในย่านความเร็วสูง ซึ่งต้องการปีกที่มีความหนาน้อย และความแข็งแรงสูง เช่น การสร้างปีก โดยใช้แผ่นโลหะขนาดหนามากัดไสและแต่งให้เป็นรูปร่างตามผิวร่างของรูปแบบอากาศ แล้วนำมาประกอบกันพอดีตอนขายหน้าและขายหลัง และโครงสร้างภายในก็มีมากมายที่จะใช้จำนวนน้อยชิ้นที่สุดด้วย การใช้ชิ้นย่อยเป็น extrusions (กรรมวิธีที่ใช้ดันความร้อนสูงอัดโลหะผ่านแบบออกมาเป็นชิ้นสำเร็จรูป) เท่าที่สามารถจะทำได้ เป็นต้น



รูปที่ 1.18 แสดงพื้นบังคับของเครื่องบิน 3 แบบ

(a) ดิฮาวิลแลนด์ ซิปมังค์

(b) นอร์ธ อเมริกัน เอ 3 เจ-1

(c) คอนแวร์ 990 เจ็ตไลเนอร์

3.1.4 ชุดพวงหางและพื้นบังคับ (Empennage and Control Surfaces) เป็นส่วนโครงสร้างที่ทำหน้าที่ทางเสถียรภาพ (Stability) และการบังคับเพื่อเปลี่ยนท่าบิน (Maneuvering) ให้กับอากาศยาน สำหรับเครื่องบินโดยทั่วไป ชุดพวงหาง (Empennage) จะอยู่ที่ส่วนท้ายสุดของลำตัว ซึ่งได้แก่กระโดงหางดิ่ง (Vertical fin) ซึ่งจะมีพื้นบังคับหางเสือเลี้ยว (Rudder) ติดอยู่ด้วยและแพนหางระดับ (Horizontal stabilizer) ซึ่งมีหางเสือขึ้นลง (Elevators) ติดอยู่ด้วย อนึ่ง สำหรับเครื่องบินสมัยใหม่ที่มีความเร็วสูงบางแบบจะไม่มีหางเสือเลี้ยวหรือหางเสือขึ้นลง โดยที่ทำการแผนแบบให้กระโดงหางดิ่งหรือแพนหางระดับ เคลื่อนที่เปลี่ยนมุมปะทะได้ ซึ่งเรียกว่า "Flying tails' Concept" ทั้งนี้เพื่อขจัดปัญหาในเรื่องของอาการสบัดอย่างรุนแรงของพื้นบังคับ (Fluttering)

ลักษณะทางโครงสร้างของชุดพวกหางและพื้นบังคับ คงเป็นทำนองเดียวกับชุดปีกของเครื่องบิน แต่มีการแผนแบบที่ง่ายกว่าและต้องการความแข็งแรงน้อยกว่า

3.1.5 ชุดฐาน (Landing gear) โครงสร้างอากาศยานส่วนนี้นับว่ามีความสำคัญอย่างยิ่งในแง่ที่ทำให้ภารกิจของอากาศยานเสร็จสมบูรณ์ได้ นั่นคือภารกิจของอากาศยานย่อมต้องเริ่มจากการวิ่งขึ้น และลงสู่พื้นได้ในที่สุดด้วยความปลอดภัย ชุดฐานของอากาศยานบก โดยเฉพาะเครื่องบินแบ่งออกเป็นประเภทใหญ่ได้ 3 ประเภท คือ

- Tail-wheel type (Conventional)
- Nose-wheel type (Tricycle)
- Bicycle type

แบบล้อหาง (Tail-wheel type) ส่วนมากจะเป็นเครื่องบินแบบเก่า ซึ่งยังคงใช้งานอยู่ ประกอบด้วยล้อใหญ่สองล้อตอนกลางลำตัว (หน้าจุก C.G. เล็กน้อย)

แบบล้อหัว (Nose-wheel type) ประกอบด้วยล้อใหญ่อยู่ตอนกลางลำตัว (หลังจุด C.G. เล็กน้อย) และล้อเล็กหรือล้อคู่หัวอยู่ตอนส่วนหน้าของลำตัวหรือหัว และสามารถบังคับให้ส่ายไปมาได้เพื่อสะดวกแก่การเปลี่ยนทิศทางที่ขึ้น แบบล้อหัวนี้นับว่ามีข้อดีมากกว่าแบบล้อหาง เนื่องจากสามารถรับแรงห้ามล้อได้สูงกว่า โดยไม่ทำให้หัวเครื่องบินหกคว่ำและยังป้องกันมิให้เครื่องบินเกิดอาการ "Ground looping" ได้ดีอีกด้วย

แบบสองล้อ (Bicycle type) เป็นแบบที่ใช้สำหรับเครื่องบินขนาดใหญ่ เช่น บี-47 และ บี-52 แบบนี้มีล้อใหญ่หรือชุดฐานใหญ่สองชุดติดตั้งตามแนวลำตัว (Tandem) นอกจากนั้นจำเป็นต้องมีชุดล้อขนาดเล็กซึ่งเรียกว่า (Outrigger gears" ติดตั้งอยู่ตอนปลายปีกทั้งสองข้าง เพื่อประคองเครื่องบินไว้ขณะอยู่ที่พื้น เครื่องบินทิ้งระเบิดขนาดใหญ่ความเร็วสูงจำเป็นอย่างยิ่งที่จะต้องใช้ชุดฐานแบบนี้ เพราะต้องการปีกที่บางลงและมาเซลล์มีขนาดเล็กจนไม่สามารถจะบรรจุชุดฐานที่พับเก็บได้

การแผนแบบชุดฐานนับว่ามีความสำคัญมาก เพราะจะต้องสามารถรับแรงกระแทก (Impact Loads) ได้อย่างดีและในขณะเดียวกันจะต้องให้น้ำหนักน้อยด้วย ซึ่งตามปกตินำหนักของชุดฐานจะเป็นประมาณร้อยละ 10-15 ของน้ำหนักโครงสร้างทั้งหมดของเครื่องบินอยู่แล้ว

ชุดฐานของอากาศยานย่อมประกอบด้วยส่วนต่าง ๆ ที่สำคัญคือ

Shock (Oleo) Strut ซึ่งเป็นส่วนที่ติดกับโครงสร้างส่วนอื่นของอากาศยาน และเป็นส่วนสำคัญที่รับแรงกระแทก และตอนปลายอีกข้างหนึ่งเป็นแกนล้อ (Wheel Axle)

Wheel assembly ซึ่งประกอบด้วยกงล้อ ยางล้อ และระบบห้ามล้อ

ระบบสำคัญที่เกี่ยวข้องกับชุดฐานก็คือ ระบบพับฐาน (Retraction system) และระบบบังคับเลี้ยว (Nose-wheel steering system)

3.2 วัสดุที่ใช้ในการสร้างอากาศยาน

วัสดุที่ใช้เป็นโครงสร้างสำคัญของอากาศยาน จำเป็นจะต้องมีคุณสมบัติที่สำคัญคือ ความแข็งแรงต่อน้ำหนักหรือความแข็งแรงเฉพาะความแน่นที่ค่อนข้างสูง ซึ่งได้แก่ โลหะพวกอลูมิเนียม เหล็กกล้า ไทเทเนียม Strength-to-density ratio คิดได้ด้วยการหารค่าความแข็งแรงทางแรงดึง (Tensile Strength) ปอนด์ต่อตารางนิ้ว) ด้วยค่าความแน่นของวัสดุ (ปอนด์ต่อหนึ่งหน่วยลูกบาศก์นิ้ว) เช่น Alclad 7075-T6 ซึ่งเป็นแผ่นอลูมิเนียมแบบเคลือบผิว จะมี Strength-to-density ratio เท่ากับ 720,000 ซึ่งได้จาก 72,000 ปอนด์ต่อตารางนิ้วหารด้วย 0.1 ปอนด์ต่อลูกบาศก์นิ้ว เป็นต้น

3.2.1 อลูมิเนียมและอลูมิเนียมเจือ (Aluminum and Aluminum alloys)

ในอากาศยานปัจจุบัน อลูมิเนียมและอลูมิเนียมเจือ เป็นโลหะที่ใช้กันมากที่สุด เช่น กรณีเครื่องบินขับไล่ ร้อยละ 75 ของน้ำหนักอากาศยานจะเป็นน้ำหนักของโลหะประเภทนี้ ทั้งนี้เนื่องจากว่า มีน้ำหนักเบาเพียงหนึ่งในสามของเหล็ก ให้ความแข็งแรงสูงพอควรและง่ายต่อการจัดหา

โลหะประเภทนี้ส่วนมากจะเป็นโลหะเจือ (Alloys) ซึ่งเป็นอลูมิเนียมที่เจือด้วยโลหะหรือธาตุต่าง ๆ จำนวนเล็กน้อยลงไปด้วย เช่น แมงกานีส โครเมียม ทองแดง ซิลิคอน และสังกะสี เพื่อให้มีคุณสมบัติทางด้านความแข็งแรงดีขึ้น และมีคุณสมบัติพิเศษ เช่น การต่อต้านการผุกร่อน เป็นต้น

วัสดุโลหะ (Raw material) ซึ่งเป็นโลหะประเภทนี้มีมากมายหลายชนิด แต่พอจะแยกประเภทใหญ่ได้สองประเภทคือ Wrought forms ซึ่งได้จากกรรมวิธีรีดออกมาเป็นท่อเป็นแผ่นหรือท่อน และ Castings ซึ่งได้จากการหล่อมเป็นแบ่ง

อลูมิเนียมเจือมีคุณสมบัติที่ดีอีกประการหนึ่งคือ ทำงานได้ง่าย และหลังจากการอบชุบ (Heat treated) จะมีความแข็งแรงสูงขึ้นมาก วิทยาการด้านโลหะวิทยาได้ก้าวหน้ามาโดยตลอด เมื่อประมาณยี่สิบปีที่แล้ว อลูมิเนียมเจือ 17 ST นับว่าเป็นวัสดุมาตรฐานสำหรับการสร้างอากาศยาน ต่อมา 24 ST ซึ่งมีคุณสมบัติในด้านต่าง ๆ ดีขึ้นก็เข้ามาแทนที่ ในปัจจุบันอลูมิเนียมเจือ 2014-T6 และ 7075-T6 มีคุณสมบัติทางด้านความแข็งแรงสูงกว่า 24 ST ถึงร้อยละ 15

สำหรับอากาศยานที่มีความเร็วสูงถึงขั้นที่เกิดปัญหาทาง Aerodynamic heating ไม่สามารถจะใช้อลูมิเนียมเจือเป็นโครงสร้างได้ เพราะอลูมิเนียมไม่สามารถจะรักษาคุณสมบัติด้านความแข็งแรงไว้ได้ในเมื่ออุณหภูมิสูงขึ้น ความแข็งแรงจะลดลงอย่างมากมายเมื่ออุณหภูมิสูงเกินกว่า 200°ฟ

3.2.2 เหล็กกล้าเจือ (Steel alloys)

เหล็กกล้าเจือนับว่าเป็นโลหะที่ใช้กันมากเป็นที่สองโดยน้ำหนักรองจากอลูมิเนียมเจือ โดยเฉพาะใช้สร้างชิ้นส่วนที่ต้องการขนาดเล็ก แต่มีความแข็งแรงสูง เช่น ขั้นต่อต่าง ๆ ลวดบังคับ ชุดฐาน ชิ้นส่วนของเครื่องยนต์ เป็นต้น

เหล็กกล้า (Steel) ได้จากการเจือธาตุถ่าน (Carbon) ลงไปในเนื้อเหล็ก (Iron) ความแข็งแรง ความแข็ง จะเพิ่มขึ้นตามลำดับตามจำนวนร้อยละของธาตุถ่านที่ผสมเข้าไป แต่ในทางตรงข้าม ความเหนียว ความทนต่อแรงกระแทก จะลดน้อยลง จำเป็นต้องเจือธาตุที่สำคัญลงไปด้วย เช่น นิเกล โครเมียม โมลิบดินัม ตังสเตน วาเนเดียม เพื่อที่จะรักษาคุณสมบัติต่าง ๆ ที่ต้องการเอาไว้ เหล็กกล้าที่เจือด้วยธาตุ

ต่าง ๆ เหล่านี้เรียกว่า Steel alloys และมีการแบ่งประเภทและชนิดออกไปอย่างละเอียดเพื่อสะดวกต่อการเรียกขานและการอ้างอิง เช่น S.A.E.1035 (S.A.E.= Society of Automotive Engineers, สหรัฐฯ) หมายถึงเหล็กกล้าธรรมดา ซึ่งมีธาตุถ่านเจืออยู่ร้อยละ 3.5 S.A.E.4340 ซึ่งเป็นเหล็กกล้าเจือซึ่งมีธาตุนิเกล โครเมียม โมลิบดินัม อยู่ด้วย และมีความแข็งแรงทางด้านแรงดึงเกือบเป็นสองเท่าของเหล็ก S.A.E.1035

เหล็กกล้าเจือซึ่งใช้กันมากในการสร้างอากาศยาน คือ

S.A.E.2330 Standard nickel steel or "Stainless" ใช้ทำสลักชิ้นต่อต่าง ๆ

S.A.E.4130 Chrome-molybdenum steel ใช้ทำโครงลำตัว เพลาล้อ และส่วนต่าง ๆ ที่ต้องการความเหนียวและทนทานต่อการสึกหรอ

3.2.3 ไทเทเนียม (Titanium)

ไทเทเนียมนับว่าเป็นวัสดุมหัศจรรย์สำหรับการสร้างอากาศยานในยุคของความเร็วสูงยิ่ง น้ำหนักเบา แต่มีความแข็งแรงสูงและที่สำคัญต่อการผุกร่อนและอุณหภูมิที่สูงมากได้ดี ไทเทเนียม หรือสินแร่ไทเทเนียม (Ores) มิใช่เป็นสิ่งที่เพิ่งพบใหม่ รู้จักกันมาแล้วมากกว่า 150 ปี แต่การถลุงทำได้ยากและสิ้นเปลืองมาก ไทเทเนียมหนักกว่าอลูมิเนียมเพียงเล็กน้อย (ไทเทเนียมหนัก 0.16 ปอนด์ต่อลูกบาศก์นิ้ว, อลูมิเนียม 0.1 ปอนด์, เหล็กกล้า 0.286 ปอนด์) อย่างไรก็ตาม ไทเทเนียมทำงานได้ยาก โดยเฉพาะการเชื่อม และราคาสูงมาก ทั้งในสภาพของวัสดุโลหะและค่าแรงงานอีกด้วย จึงใช้แต่ในกรณีที่จำเป็นจริง ๆ โดยเฉพาะสำหรับชิ้นส่วนที่ต้องถูกความร้อนอย่างรุนแรงและเกิดความเครียดสูง เช่น กลีบเทอร์ไบน์ของเครื่องยนต์เจ็ต ผนังด้านในของลำตัวท่อนท้ายของเครื่องบินเจ็ต

3.2.4 แมกนีเซียม (Magnesium) และโลหะอื่น ๆ

แมกนีเซียมจัดว่าเป็นโลหะสร้างอากาศยานที่เบาที่สุด (0.064 ปอนด์ต่อลูกบาศก์นิ้ว) แต่มีความแข็งแรงน้อยเมื่อเทียบกับอลูมิเนียม แต่เมื่อผสมเจือด้วยธาตุ เช่น อลูมิเนียม แมงกานีส สังกะสี และดีบุก ก็จะมีความแข็งแรงพอใช้การได้ สำหรับทำกรอบประตูหน้าต่าง ท่อทาง หรือกง ที่ไม่ได้รับภาระกรรมที่สูงนัก ส่วนดีของแมกนีเซียมก็คือ ทำการหล่อได้ง่ายซึ่งนิยมใช้กันมากขึ้นสำหรับอากาศยานขนาดเล็กและในชีปนาวุธ

โลหะประเภทอื่นที่มีส่วนในการสร้างอากาศยานก็คือ ทองแดง ทองเหลือง และทองปรอนด์ ซึ่งใช้ทำท่อทาง ข้อท่อ ชุดแบริ่ง เป็นต้น

3.2.5 วัสดุทนความร้อนสูง

วัสดุพวก Ceramics ย่อมสามารถทนความร้อนได้สูงกว่าวัสดุพวกโลหะโดยเฉพาะระดับอุณหภูมิที่สูงของท่อขับของเครื่องยนต์เจ็ตหรือเครื่องยนต์จรวด วิธีการที่ป้องกันความร้อนสูง จึงได้แก่การเคลือบผิวชิ้นส่วนที่เป็นโลหะด้วยวัสดุ Ceramic ทั้งนี้เพราะจะใช้วัสดุ Ceramic ตามลำพังไม่ได้ เนื่องจากมีความเปราะมาก

วัสดุพวก Cermets เป็นวัสดุผสมระหว่างโลหะและ Ceramic ให้เป็นเนื้อเดียวกัน ด้วยกรรมวิธีทางโลหะวิทยาสมัยใหม่ (New science of POWDER metallurgy) กรรมวิธีในการผลิตชิ้นส่วนที่ทำด้วย Cermets ประกอบด้วยการบรรจุวัสดุต่าง ๆ ในสภาพเป็นผงลงในแบบพิมพ์ (Mold) ภายใต้ความดันและอุณหภูมิที่สูงยิ่ง วัสดุต่าง ๆ นี้ได้แก่ พวก Carbides, Borides, Silicides และ Aluminides ของโลหะธาตุต่าง ๆ ชิ้นส่วนที่ทำด้วย Dcermets จะทนความร้อนได้สูงและมีความทนทานต่อแรงกระแทกได้ด้วย ตัวอย่าง เช่น Titanium Carbide cermet จะยังคงรักษาความแข็งแรงอยู่ได้ในสภาพอุณหภูมิถึง 1800°ฟ และยังมีความต้านทานต่อ Heat

shock และการยุกร่อนได้อย่างดี

3.2.6 วัสดุประเภทอโลหะ (Nonmetals)

วัสดุประเภทอโลหะนอกจากไม้ ผ้าใบและยาง ซึ่งควรจะกล่าวไว้ในที่นี้ก็คือ วัสดุพลาสติค โดยเฉพาะประเภทที่เสริมความแข็งแรงด้วยใยแก้ว (Class-reinforcedlaminates) ซึ่งมีคุณสมบัติสามารถทนความร้อนได้สูง และมีความแข็งแรงพอที่จะใช้ทำเป็นพื้นผิวของอากาศยานที่มีความเร็วสูงได้ ในปัจจุบันจึงใช้ทำชิ้นส่วนที่ไม่สามารถจะทำด้วยโลหะ เช่น Radome เป็นต้น

วัสดุประเภทพลาสติค มีบทบาทในอุตสาหกรรมสร้างอากาศยานมากขึ้นตามลำดับ ในปัจจุบันได้มีเครื่องบินขนาดเบาหลายแบบที่ผลิตขึ้นโดยใช้กรรมวิธีการประกอบชิ้นส่วนสมัยใหม่ เช่น การประสานติดกันโดยสารทางเคมี แทนการย้ำสลักและโครงลำตัวก็ดี ปีกก็ดี ส่วนใหญ่ยกเว้นแกนปีก จะทำด้วยวัสดุประเภทพลาสติค

สำหรับข้อ 4 การวิจัยและพัฒนาระบบการทำงาน (System Analysis) จะได้กล่าวรายละเอียดในบทที่ 2,3 โดยเน้นหนักผลลัพธ์จากการพัฒนาระบบการทำงานเป็นจำนวนเงินที่ใช้จ่ายในการสร้างอากาศยานในแผนงานโรงงานปัจจุบัน แผนงานปรับปรุงขั้นที่ 1 ขั้นที่ 2 ตามลำดับ.