

اصول عملکرد

کتاب ایلن پترسون

کتاب کوپن

محاسبه پارامترهای عملکردی موتور

1- نیروی رانش موتور (رانش ویژه)

2- مصرف مضمون سوخت

3- رانندگی ها

4- نسبت فشار دمای ورودی توربین

1. محاسبه نیروی رانش یک موتور جت

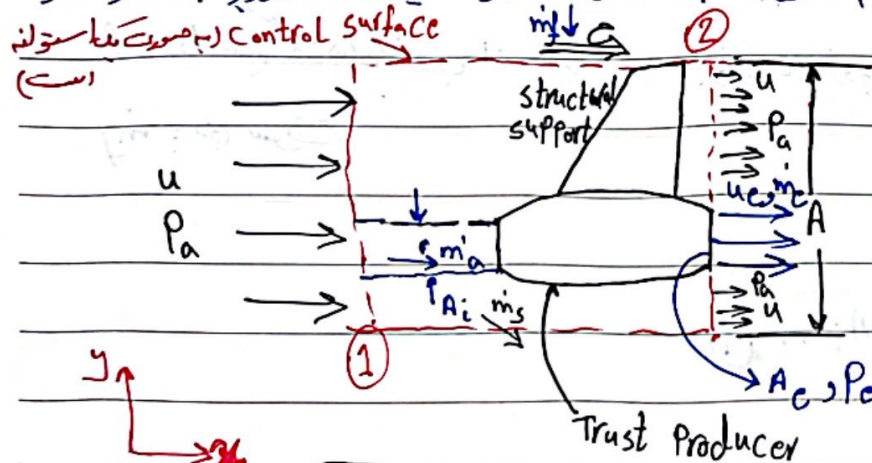
$$F_n = \underbrace{m(\dot{v}_j - v_a)}_{\text{momentum Trust}} + \underbrace{A_j(P_j - P_a)}_{\text{Pressure trust}}$$

momentum Trust

Pressure trust

برای این کار، حجم ششلی مطابق شکل 1 طرف یک موتور توربوجت در نظر

Control surface (به صورت یک مسطحه است)



$\dot{m}_a$: دبی ورودی موتور

$\dot{m}_c$: دبی خروجی موتور

$\dot{m}_p$: دبی سوخت ورودی موتور

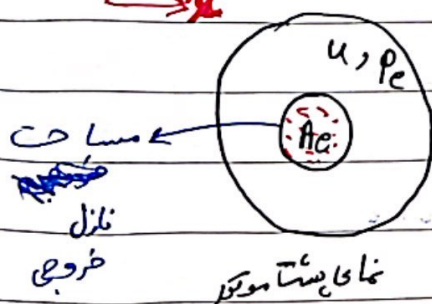
A_e : مساحت خروجی نازل

F_n : Reaction - نیروی رانش (Reaction)

A : مساحت حجم ششلی

A_i : مساحت ورودی

$\dot{m}_s$: جرم های خروجی از سطح جایی حجم ششلی



قانون دوم نیوتن (اندازه حرکت) برای سیتم صغیر قبل:

$$\sum F_z = m a = \dot{m} v \xrightarrow{\dot{m} = \rho v A} \sum F_z = \rho v A \frac{dv}{dt}$$

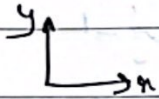
$$\sum F = \int_{C.S} u \rho (u \cdot n) dA$$

C.S. $\leftarrow$ ρ $\leftarrow$ u $\leftarrow$ n

(برای سیتم صغیر)

قانون دوم در جهت x

$$\sum F_x = \int_{C.S} u_x \rho (u \cdot n) dA$$



اثبات طرف چپ معادله:

ما داریم حاصل ضرب توزیع فشار در سطح، نیرو را به ما خواهد داد:

$$\Rightarrow P_a A - P_a (A - A_c) - P_c A_c = (P_a - P_c) A_c$$

$$\Rightarrow \boxed{\sum F_x = (P_a - P_c) A_c + C}$$

اثبات طرف راست معادله (تغییر تکانه):

$$\dot{m} = \rho v A$$

$$\dot{m}_a = \rho u A_i \quad \text{جرم ورودی به موتور}$$

A_i : مساحت Intake موتور

$$\dot{m}_c = \rho_c u_c A_c \quad \text{جرم گازهای خروجی از موتور}$$

ρ_c : دانسیته گازهای خروجی از موتور

$\dot{m}_f$: دبی سوخت

$$\dot{m}_c = \dot{m}_a + \dot{m}_f \quad \text{از طرفی}$$

$$\boxed{\dot{m}_f = \rho_c u_c A_c - \rho u A_i} \quad (1)$$



معادله پیوستگی برای حجم کنترل گرفته شده

$$\frac{d}{dt} \int_{CV} \rho dV + \int_{CS} \rho \mathbf{u} \cdot \mathbf{n} dA = 0$$

معادله پیوستگی

در حالت پایدار
Flow

$$\sum \dot{m}_i = 0$$

C.S

$$\int_{C.S} \rho \mathbf{u} \cdot \mathbf{n} dA = 0 = \rho_c u_c A_c + \rho u (A_e - A_i) + \dot{m}_s - \dot{m}_f - \rho u A = 0$$

$$\dot{m}_s = \dot{m}_f + \rho u A_i - \rho u A_e \xrightarrow{\dot{m}_f = 0} \boxed{\dot{m}_s = \rho u (A_e - A_i)} \quad (2)$$

از طرف راست : $\int_{C.S} u_n \rho (\mathbf{u} \cdot \mathbf{n}) dA =$ تانهای خروجی - تانهای ورودی

$$\Rightarrow \int_{C.S} u_n \rho (\mathbf{u} \cdot \mathbf{n}) dA = \dot{m}_c u_c + \dot{m}_s u_s + \rho u (A - A_e) u - \dot{m}_a u - \rho u (A - A_i) u$$

با استفاده از (2) و ساده سازی داریم : $\int_{C.S} u_n \rho (\mathbf{u} \cdot \mathbf{n}) dA = \dot{m}_c u_c - \dot{m}_a u$

در نتیجه : $\sum F_x = (p_a - p_c) A + C = \dot{m}_c u_c - \dot{m}_a u \Rightarrow \boxed{C = \dot{m}_c u_c - \dot{m}_a u + (p_c - p_a) A_e}$

با استفاده از

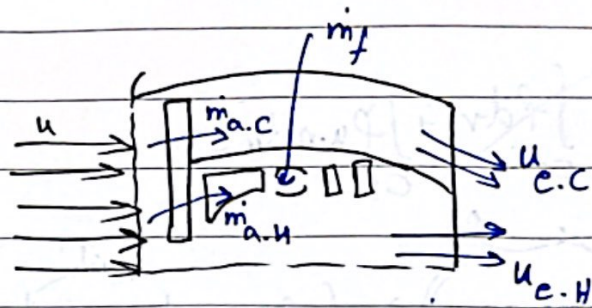
تغییر متغیر مقابل داریم

$$f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a}$$

$$C = \dot{m}_a [(1+f) u_c - u] + (p_c - p_a) A_e$$

$$\frac{\dot{m}_c}{\dot{m}_a} = \frac{\dot{m}_s}{\dot{m}_a} + \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a}$$

محاسبه نیروی رانش موتور توربو فن:



$\dot{m}_{a.c}$: مقدار جری که از کانال مارتلر عبور می کند

$\dot{m}_{a.h}$: مقدار جری که از هسته موتور عبور می کند

با در نظر گرفتن $P_e = P_a$ و گرفتن حجم کنترل در ورودی و خروجی موتور داریم:

تدریس فیزیکی صفر شده و فقط بر اساس موشوم داریم
تغییر تانگ حامل از کانال سرد

$$C = (\dot{m}_{a.h} + \dot{m}_f) u_{e.h} - \dot{m}_{a.h} u + \dot{m}_{a.c} (u_{e.c} - u)$$

mass flow تغییر تانگ حامل از کانال سرد
جری از قسمت Hot بعد C.C

$$\text{if } f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_{a.h}} \Rightarrow C = \dot{m}_{a.h} [(1+f) u_{e.h} - u] + \dot{m}_{a.c} (u_{e.c} - u)$$

با توجه به نامیز بودن جری از سازه های رانشی جری رانش فشاری و کم بودن جری رانشی نسبت به جری رانشی

نیروی رانش در موتور توربو فن

2. راندمان های موتور:

شامل: I. راندمان حرارتی II. راندمان بیش رانشی III. راندمان کلی

راندمان بیش رانشی (η_p) راندمان حرارتی (η_{th})

تولید رانش → تغییر انرژی جنبشی سیال → انرژی داده شده کل در قالب سوخت

$$\text{توان رانش} = C \cdot u$$

سرفت پرواز x نیروی رانش

1. Thermal efficiency: تغییر انرژی جنبشی سیال عامل بر انرژی داده شکل در قالب مصرف سوخت

$$\eta_{th} = \frac{m_a [(1+f)(u_{e/2}^2) - u^2/2]}{m_f Q_R}$$

(انرژی داده شده کل در قالب مصرف سوخت)

Q_R : انرژی عددی سوخت

(نسبت بی سوخت به هوا) $\frac{m_f}{m_a} \cdot f$

2. Propulsion efficiency:

$$\eta_p = \frac{\dot{C} u}{m_a [(1+f)(u_{e/2}^2) - u^2/2]} = \frac{(u_e - u)u}{(u_{e/2}^2) - u^2/2} = \frac{2u/u_e}{1 + u/u_e}$$

در صورت برابر بودن u و u_e ، رانندگی بیش رانش صفر خواهد بود پس همواره باید مقداری u پس از u_e وجود داشته باشد. (مثلاً $u_e = 2u$)

مصرف سوخت

موتور جت 2×10

موتور توربین 10×2

دور پرواز 10×2

طی جت $\dot{C} u$ (مثلاً 20)

3. overall efficiency: حاصل ضرب رانندگی و رانش در رانندگی بیش رانش.

$$\eta_o = \eta_p \cdot \eta_{th} = \frac{\dot{C} u}{m_f Q_R} \quad \text{or} \quad \eta_o = 2\eta_{th}$$

ضریب موتور توربوپراپ یا توربوشتفت، عمدتاً به صورت توان معیاری است.

بنابراین در این موتورها، رانندگی و رانش به صورت زیر تعریف می شود:

$$\eta_{th} = \frac{P_s}{m_f Q_R}$$

P_s : توان معیاری - shaft Power

راندمان ملغ (Propeller efficiency)

توان محوری در موتورهای توربوپراپ، توسط ملغ به توان رانش تبدیل می شود. در این جا راندمان ملغ مطرح است که به صورت زیر تعریف می شود:

$$\eta_{pr} = \frac{C_{pr} \cdot u}{P_s} \quad \text{or} \quad \eta_{pr} = \frac{C \cdot u}{P_{es}}$$

در برخی از موتورهای توربوپراپ، مقداری از نیروی رانش توسط نازل خروجی تأمین می شود. در این نوع موتورها، راندمان (پایه) ملغ به صورت زیر تعریف می شود که C ، نیروی رانش حامل از ملغ و نازل و P_{es} ، $shaft\ equivalent$ ، توان محوری معادل می باشد.

$$C = C_{pr} + C_n \quad P_{es} = P_s + C_n u$$

Tack off Trust

تراست برخاست، یکی از شناخت های مهم موتورهای توربین است که نشان دهنده قابلیت موتور در تولید نیروی رانش در حالت سکون یا سرعت کم است.

$$C = \dot{m}_a [(1+f)u_e - u] + (P_e - P_a)A_e \Rightarrow C = \dot{m}_a (u_e - u)$$

حالت سکون
صورت نظر
صورت نظر

$$\frac{C}{\dot{m}_a} = u_e$$

Tack off Trust
(تراست استاتیکی)
یا تراست سکون

$$C = 2 \dot{m}_a \frac{Q_{th}}{u_e}$$

به این تراست، تراست استاتیکی یا سکون نیز می گویند.

برد (Range) هواپیما

برد هواپیما: مسافت یا محدوده پرواز یک هواپیما با یک مقدار سوخت معین (مشخص) معیاری مهم از عملکرد مناسب مجموعه موتور و هواپیما است. اگر فرض کنیم که تمام مشخصه های هواپیما به جز جرم آن در حلال پرواز ثابت هستند،

می توان محدوده پرواز (برد) را تقریب زد. در پرواز در ارتفاع ثابت و سرعت ثابت، نیروی رانش موتور و نیروی درگ، پرنده، برابر اند و همچنین نیروی برآ (Lift) و وزن (Weight) نیز برابر هستند:

$$C = D \quad \xrightarrow{\text{برابر است با}} \quad C = \frac{L(D)}{L/D} = \frac{mg}{L/D}$$

$$\xrightarrow[\text{طرفین در } u]{\text{با ضرب}} \quad C u = \frac{mg u}{L/D}$$

حجمین با استفاده از راندهای کلی داریم:

$$\eta_o = \eta_p \eta_{th} = \frac{C u}{\dot{m}_f Q_R}$$

$$\Rightarrow \boxed{\dot{m}_f = \frac{mg u}{\eta_o Q_R (L/D)}}$$

$\dot{m}_f$: جرم هوایی
هوا

تغییرات جرم هوایی نزدیک به صفر است

چرا که با مصرف سوخت جرم هوا به کاهش می آید

$$\dot{m}_f = - \frac{dm}{dt}$$

$$\text{or} \quad \dot{m}_f = - \frac{dm}{ds} \cdot \frac{ds}{dt} = -u \frac{dm}{ds}$$

$$\frac{dm}{ds} = \frac{-mg}{\eta_o Q_R (L/D)} \quad \textcircled{1}$$

S: برد - مسافت طی شده در طول مسیر پرواز

اگر فرض کنیم مصرف کسر $\textcircled{1}$ (با تقریب) ثابت است، با انشغال گیری از رابطه بالا $\textcircled{1}$ ، می توان S را به دست آورد:

$$\boxed{S = \eta_o \left(\frac{L}{D} \right) \ln \frac{m_1}{m_2} \frac{Q_R}{g}}$$

m_1 : جرم اولیه هوایی (در مبدأ)

m_2 : جرم ثانویه هوایی (در مقصد)
(نهایی)

m_1 و m_2 : جرم اولیه و نهایی هوایی، و اختلاف آن ها، سوخت مصرفی

است. بنابراین برد هوایی، مستقیماً به راندهای کلی و نسبت $\frac{L}{D}$ بستگی دارد.

با استفاده از تعریف راندمان کلی، داریم:

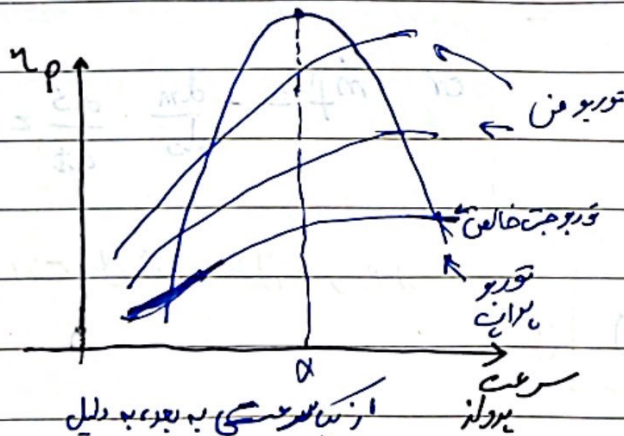
$$\eta_o = \frac{\dot{Q}_o}{\dot{m}_f \cdot Q_R}$$

$$S \eta_o = \left(\frac{L}{D} \right) \ln \frac{m_1}{m_2} \cdot \frac{Q_R}{g}$$

$$\Rightarrow S = \left(\frac{L}{D} \right) \ln \frac{m_1}{m_2} \cdot \left[\frac{\eta_o}{f} \right] \cdot \frac{u}{g}$$

این رابطه نشان می‌دهد که برای یک سرعت پرواز داده شده (u)، برد (S) یک هواپیما رابطه مستقیم با نسبت $\frac{Trust}{\dot{m}_f}$ دارد. هر چه این نسبت بیشتر باشد، برد نیز بیشتر است و عکس.
این نسبت بسیار مهم است و عکس آن $\left(\frac{\dot{m}_f}{\dot{Q}_o} \right)$ ، مصرف مخصوص سوخت رانش (رانشی) نام دارد:

$$\frac{\dot{m}_f}{\dot{Q}_o} = T.S.F.C \text{ مصرف مخصوص سوخت رانشی}$$



برای یک موقعیت توربو جت داریم:

$$\dot{Q} = \dot{m}_a [(1+f) u_e - u] + (p_e - p_a) A_e \Rightarrow \text{نامیده}$$

$$\Rightarrow T.S.F.C = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a [(1+f) u_e - u]}$$

$$\boxed{T.S.F.C = \frac{f}{(1+f) u_e - u}}$$

سوال 1 چرا هواپیماها با سرعت $Ma \approx 1$ بدون صوت پرواز می کنند؟

این است که هرچه $\frac{L}{\rho}$ کوچکتر باشد

بیشتر باشد، طبق فرمول برد

ی نیز بیشتر است.

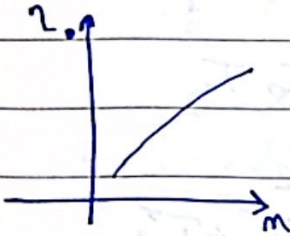
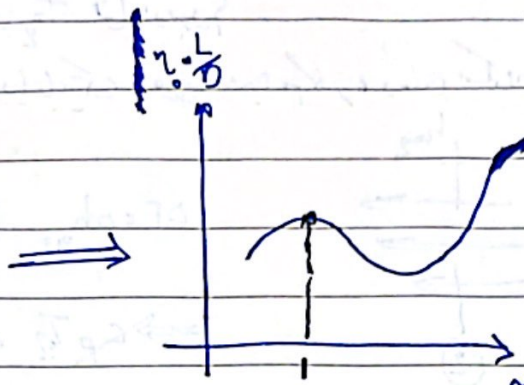
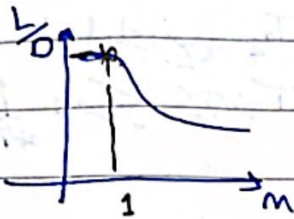
سرعت های بالاتر مثلاً بالاتر از

ماخ 15 و ... اگر چه این

حاصل ضرب زیادتر است اما

نیروی داینامیکی به قدری بالا می رسد که سازه ها با وزن کم، استحکام

کافی برای مقابله با آن ها را ندارند.



این دو پارامتر، پارامترهای مایه برای طراحی خود سوخت (مثلاً Intake)، نازل و ... هستند:

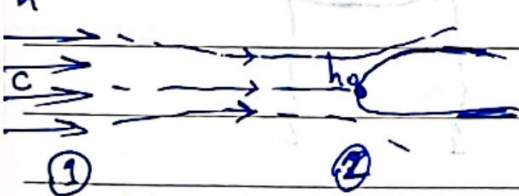
$$1) \frac{m_f}{\dot{m}_a} = T.S.F.C$$

$$2) \frac{\dot{Q}}{m_a} = \text{راننس ویژه}$$

خواص سکون:

h_0 : آنتالپی سکون (یا h_0) آنتالپی است که یک جریان گاز با آنتالپی h و سرعت

C ، وقتی به طور آدیاباتیکی و بدون انتقال کار متوقف می شود، دارا است



$$Q + \dot{m} \Delta E = \dot{m} \Delta E = 0$$

$$h = C_p T$$

$$\frac{m C^2}{2}$$

در صورت

$$\frac{h_0 - h}{C_p} = \frac{C^2}{2}$$

$$h_0 = h + \frac{C^2}{2}$$

اختلاف دمای سکون و استاتیکی، برابر انرژی جنبشی خواهد بود.

$$T_0 = T \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right) \quad (3)$$

$$C_p T_0 = C_p T + \frac{C^2}{2} \Rightarrow T_0 = T + \frac{C^2}{2 C_p}$$

$$T_0 = T \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)$$

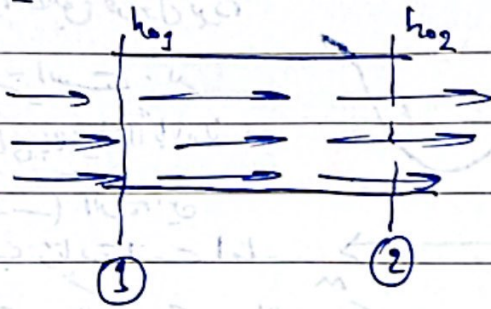
$$M = \frac{C}{a} \Rightarrow C^2 = M^2 \cdot \gamma R T$$

$$C_p = R \frac{\gamma}{\gamma - 1} \quad (2)$$

اگر ترکیب کانال بدون انجام کار یا انتقال حرارت، اگر از مقطع ① به ② برویم،

چه رابطه‌ای بین T_{o1} و T_{o2} خواهد بود؟

پاسخ: در یک فرآیند آدیاباتیک بدون انجام کار، دمای سکون ثابت است $T_{o1} = T_{o2}$



$$\Delta E = \rho h_{o2} - h_{o2} - h_{o1} = 0$$

$$\Rightarrow T_{o1} = T_{o2}$$

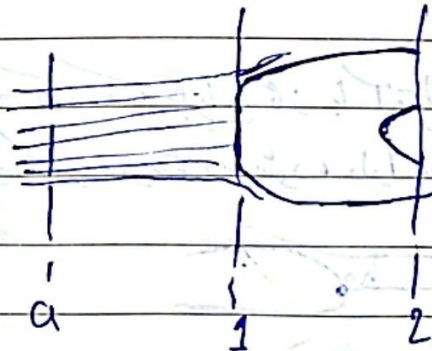
$$\Rightarrow T_{o1} = T_{o2}$$

فرآیند آیزونتروپیک، یعنی فرآیند آدیاباتیک و برگشت پذیر، به عبارتی تلفات انرژی در (کلاً تلفات) نداریم.

در فرآیند آیزونتروپیک، فشار سکون و دمای سکون، هر دو ثابت می‌مانند (بدون انتقال کار)

$$P_{o1} = P_{o2}$$

$$T_{o1} = T_{o2}$$



از مقطع 1 تا a، از آنجایی که کاری انجام نمی‌شود و چسبندگی در مسیر جریان نیست،

فرآیند جریان، آیزونتروپیک است. ولی از 1 به 2، فرآیند آدیاباتیک برگشت ناپذیر است چرا که تلفات (از نوع اصطکاکی) داریم

$$\left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = \left(\frac{T_2}{T_1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

از ترمودینامیک داریم:

$$\frac{P_0}{P} = \left(\frac{T_0}{T} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$\frac{P_{0,2}}{P_{0,1}} = \left(\frac{T_{0,2}}{T_{0,1}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$\frac{P_{0,2}}{P_1} = \left(\frac{T_{0,2}}{T_1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$P_{0,2} = P \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} \frac{C^2}{a^2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

سوال) یک موتور توربوجت در مایخ ۸ درجه و ارتفاع 10 km کاری کند و دارای

مشخصات عملکردی زیر است:

نیروی ورودی به موتور 45 kg/s

نیروی رانش 50 kN

ارزش حرارتی سوخت (Q_R) = 42000 kJ/kg

نی سوخت مصرفی = 2,65 kg/s

و دمای محیط 216 K می باشد. مطلوب است محاسب رانش ویژه، مصرف مخصوص

سوخت ویژه رانش (T.S.F.C)، سرعت جریان گازهای خروجی (u_e) و رانندگی

حرارتی، پسرانش و کلی با فرض اینکه فشار گازهای خروجی از نازل برابر با فشار محیط

باشد.

$$\dot{C} = \frac{F}{\dot{m}_a} = \frac{50 \text{ kN}}{45 \text{ kg/s}} = 1,111 \frac{\text{kN}}{\text{kg/s}} = 1111,1 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$\text{T.S.F.C} = \frac{\dot{m}_f}{\dot{C}} = \frac{2,65}{50} = 0,053 = 53 \frac{\text{kg}}{\text{N.s}}$$

$$\dot{C} = (\dot{m}_a + \dot{m}_f) u_e - \dot{m}_a \cdot u \Rightarrow u_e = 1275,6 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$u = m \cdot a = m \sqrt{\gamma R T_0} = 0,8 \times \sqrt{1,4 \times 287 \times 216} = 239,6 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$\eta_f = \frac{(\dot{m}_a + \dot{m}_f) u_e^2 - \dot{m}_a u^2}{2 \times \dot{m}_f Q_R} = \frac{(45 + 2,65)(1275,6)^2 - 45 \times 239,6^2}{2 \times 2,65 \times 42000} = 33\%$$

$$\eta_o = \frac{\dot{C} \cdot u}{\dot{m}_f Q_R} = \frac{50000 \times 239,6}{2,65 \times 42000} = 10\%$$

$$\eta_p = \frac{\dot{C} \cdot u}{(\dot{m}_a + \dot{m}_f) u_e^2 - \frac{\dot{m}_a u^2}{2}} = 32\%$$

برای موتورهای که توان محوری تولید کنند (موتورهای توربوپراپ و توربوشتفت)، مصرف مخصوص سوخت ترمزی تعریف می شود:

$$B.S.F.C = \frac{m_f}{P_s}$$

m_f : سوخت مصرفی

P_s : توان محوری تولید شده

و در بعضی از موتورهای توربوپراپ که مقداری از نیروی رانش توسط نازل تولید می شود، $E.B.S.F.C$ تعریف می شود:

$$E.B.S.F.C = \frac{m_f}{P_{es}} = \frac{m_f}{P_s + \dot{m}_n \cdot u_n}$$

m_f : مصرف مخصوص سوخت

P_{es} : توان محوری معادل

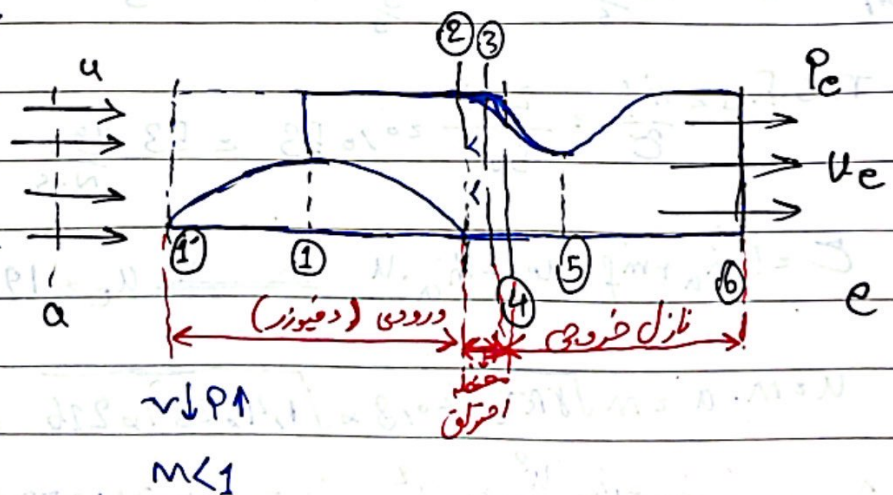
$\dot{m}_n$: نیروی رانشی تولید شده توسط نازل

محاسبه ترموگاز - دینامیکی موتورهای هوایی :

1. محاسبه موتورهای Ram jet :

موتور Ram jet شامل

- دفعه و در حفظ احتراق
- و نازل است. سیال عامل
- با عبور از Intake (دفعه)
- تراکم شده و در محفظه
- احتراق و با دافعه آن سوخت
- تدریجی می شود و تولید محصولات
- احتراق صورت می گیرد.



گازهای گرم حاصل از احتراق با انجام عمل انبساط از نازل خروجی با سرعت زیاد خارج می شود. افزایش فشار گاز، بر اثر کاهش سرعت سیال در ورودی (Intake) به یک سرعت نسبتاً کم، انجام می گیرد. هرچه عدد ماخ بیشتر باشد، تراکم نیز بیشتر است. هرچه عدد ماخ کمتر باشد، تراکم نیز کمتر است.

هر یک دلیل شکل کانال و هم به دلیل موج ضربه ای، انجام می شود.

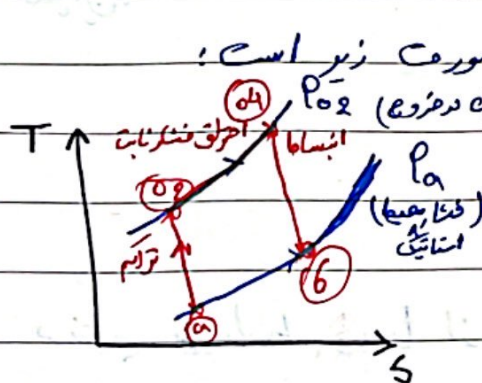
مکانیکی شیمی رانش در موتورهای ~~توربین~~ Ram Jet :

$$\dot{C} = \dot{m}(u_e - u)$$

بنابراین بهترین شرایط عملکرد موتور Ram Jet، در سرعت های بالا (ما فوق صوت) می باشد.

عمل تراکم در قسمت ما فوق صوت، بیشتر توسط شوک های مایل انجام می گیرد. بهترین عملکرد از نظر تراکم، با $2n+1$ شوک (2 شوک مایل + 1 شوک نزول) می باشد.

محاسبه ترموگاز-دینامیکی موتور Ram Jet ایده آل :
برای یک عملکرد یک موتور Ram Jet، ابتدا یک موتور ساده با سکیل ایده آل را در نظر می گیریم. در این موتور، تحولات تراکم و انبساط، ایزوتروپیک (برگشت پذیر و آنتروپیک) و تحول احتراق در فشار ثابت صورت می گیرد.



دیگرام T-s چنین موتوری به صورت زیر است :
در عمل تراکم، هوا از شرایط مقطع a (بالا دست) به حالت سکون 02 می رسد. تحول احتراق در فشار ثابت از حالت 02 به حالت 04 صورت می گیرد. سپس نازل خروجی محصولات احتراق را با عمل انبساط (Expansion) به فشار محیط می رساند.

Ram Jet ایده آل : $P_c = P_0 \xrightarrow[\text{فشار و دما}]{\text{تورم فشار}} \dot{C} = \dot{m}_a [(1+f)u_e - u] \Rightarrow \frac{\dot{C}}{\dot{m}_a} = (1+f)u_e - u$

$$T.S.F.C = \frac{\dot{m}_f}{\dot{C}} = \frac{f}{(1+f)u_e - u}$$

هدف از محاسبه ترموگاز-دینامیکی، محاسبه رانش ویژه و مصرف سوخت ویژه رانشی است. برای بدست آوردن این دو، باید u و f را بدست آورد. افت فشار سه گانه، ناشی از تلفات است که در اکزوستر یک آن را قرار می دهیم.

چون تحول تراکم و انبساط، آیزونتروپیک است و همچنین اختلاف در فشار ثابت و با سرعت کم انجام می‌گیرد، بنابراین فشار سکون در موتور، در تمام تکیلات ثابت می‌ماند ($P_{0a} = P_{0b}$) اگر از تغییر خصوصیات سیال (γ و R) صرف نظر کنیم، داریم:

$$\frac{P_{0a}}{P_a} = \left(\frac{T_{0a}}{T_a} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (1)$$

$$\frac{P_{0b}}{P_b} = \left(\frac{T_{0b}}{T_b} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_c^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (2)$$

از (1) و (2) داریم: $M_c = M$

پس عدد ماخ درونی و خروجی برابر خواهند بود. بنابراین از تعریف $u_c = M_c \sqrt{\gamma R T_c}$ و $u = M \sqrt{\gamma R T_a}$ داریم:

$$\frac{u_c}{u} = \sqrt{\frac{T_c}{T_a}} \quad (3)$$

همچنین:

$$\frac{T_c}{T_a} = \frac{T_{0b}}{T_{0a}} \quad (4)$$

درنتیجه رابطه (3) را از (4) به صورت زیر می‌توان نوشت:

$$\frac{u_c}{u} = \sqrt{\frac{T_c}{T_a}} \stackrel{(4)}{\stackrel{\text{داریم}}{=}} \sqrt{\frac{T_{0b}}{T_{0a}}} \Rightarrow u_c = u \sqrt{\frac{T_{0b}}{T_{0a}}}$$

همچنین از انتخابی که برای سکون قبل و بعد از لوله یکسان بود، می‌توان u_c را در هر طرف آیزنری

$$u_c = u \sqrt{\frac{T_{04}}{T_{0a}}}$$

$$\frac{T_{0a}}{T_a} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)$$

می‌توان به دست آورد.

و رابده آوریم حال نوبت f است:

با نوشتن معادله بالانصی انرژی برای مصلع 4 داریم:

$$\dot{m}_a \cdot h_{o2} + \dot{m}_f \cdot Q_R = (\dot{m}_a + \dot{m}_f) h_{o4}$$

با تقسیم طرفین به $\dot{m}_a$ و دانستن $h_o = c_p T_o$

$$c_p T_{o2} + \underbrace{\frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a}}_f \cdot Q_R = \left(\underbrace{\frac{\dot{m}_a}{\dot{m}_a}}_1 + \underbrace{\frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a}}_f \right) c_p T_{o4}$$

و چنانی دانسته $T_{o2} = T_{o5}$

$$f = \frac{\left(\frac{T_{o4}}{T_{o5}} \right) - 1}{\left(\frac{Q_R}{c_p T_{o5}} \right) - \frac{T_{o4}}{T_{o5}}}$$

که T_{o4} از داده های مسئله
بود و T_{o5} را نیز از آن
می توان بدست آورد
در نهایت f بدست می آید

می آید و دو پارامتر دلخواه خود را نیز می توان بدست آورد.

$$\frac{\dot{Q}}{\dot{m}_a} = \sqrt{RT} [(1+f) \sqrt{T_{o4}}]$$

$$T_{o5} = T_{o4} + f \frac{\dot{Q}}{\dot{m}_a}$$

حداکثر نیروی رانش با حداقل مصرف سوخت مورد نظر ما است (یعنی T_{o4} و $T.S.F.C$ کمینه)

طبق جدول و 5، اگر بخواهیم نیروی رانش 1 در $T_{o4} = 2500K$ باشیم، باید موتور $Ramjet$ را در ماخ 2 برقرارد دهیم. (عدد ماخ ورودی 2.1 باشد) به عبارتی این خود را به عنوان $Optimum$ طراحی براساس پارامترهای $T.S.F.C$ و T_{o4} می باشد.
نتایج محاسبات ترموگزدینامیکی شامل پارامترهای رانش و نیرو و مصرف مخصوص سوخت می باشد که مهم ترین پارامترهای طراحی و محاسبه اجزای اصلی موتور $Ramjet$ ، مورد استفاده قرار می گیرد.

محاسبات موتور RamJet واقعی:

اثرات تلفات آیرودینامیکی در اجزای موتور RamJet بدلیل رانندگی اجزای

ضریب بازتابی تعریف می‌شود.

I. دیفوزر

$$r_d = \frac{P_{02}}{P_{0a}}$$

r_d : رانندگی دیفوزر (ضریب بازتابی)

P_{02} : فشار سکون خروج از Intake

P_{0a} : فشار سکون ورودی Intake

II. محفظه احتراق

$$r_c = \frac{P_{04}}{P_{02}}$$

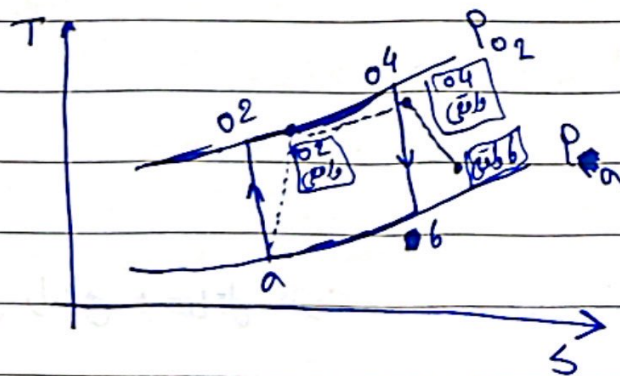
r_c : ضریب بازتابی (رانندگی محفظه)

III. نازل:

$$r_N = \frac{P_{06}}{P_{04}}$$

r_N : ضریب بازتابی (رانندگی نازل)

بیانگر T-S موتور RamJet واقعی به صورت زیر است:



T-S ایده آل:

T-S واقعی:

همانطور که می‌بینیم، در حالت واقعی

فشار سکون نسبت به حالت ایده آل،

تغییر می‌کند ولی دمای سکون همچنان ثابت است.

فشار P_{04} در خروج از CC در حالت واقعی، کمتر از ایده آل بود، و فشار 6 واقعی،

از فشار 6 ایده آل ($P_{06} > P_{02} > P_{0a}$) بیشتر است.

$$\frac{P_{06}}{P_{0a}} = \frac{P_{02}}{P_{0a}} \times \frac{P_{04}}{P_{02}} \times \frac{P_{06}}{P_{04}} = r_d r_c r_n$$

در صورت رایده آل،
این نسبت برابر 1 بود.

با استفاده از روابط گفته شده، می توان ثابت کرد که:

$$M_c^2 = \frac{2}{\gamma-1} \left[\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) \left(\frac{P_{06}}{P_{0a}} \frac{P_a}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]$$

M_c : عدد ماخ خروجی

M : عدد ماخ ورودی

$$M_c^2 = \frac{2}{\gamma-1} \left[\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) \left(r_d r_c r_n \frac{P_a}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]^{\frac{1}{\gamma-1}}$$

اثبات به عهده دانشجویان محترم 😊

با استفاده از این رابطه، u_c را نیز می توان بدست آورد:

$$M_c = \frac{u_c}{a_c} = \frac{u_c}{\sqrt{\gamma R T_c}} \Rightarrow \boxed{u_c = M_c \sqrt{\gamma R T_c}}$$

$$\frac{T_{04}}{T_c} = \frac{T_{06}}{T_c} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_c^2 \right) \Rightarrow u_c = M_c \sqrt{\gamma R T_{04} / \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_c^2 \right)}$$

از اول تا آخر صورت

آند فزاینده است و بدون انجام کار باشد، T_0 و P_0 ثابت و باقی می ماند ولی در فرآیند
آنها با یک برگشت ناپذیر و بدون انجام کار، فقط T_0 ثابت باقی می ماند و P_0 تغییر
خواهد کرد.

معادله در معضل احتراق Ramjet ایده آل

$$\dot{m}_a h_{o_2} + \underbrace{\dot{m}_f Q_R}_{\text{مجموعه ایستادن کفیتی}} = (\dot{m}_a + \dot{m}_f) h_{o_4} \rightarrow \eta_b = 1$$

یعنی تمام سوخت می سوزد

اما در واقعیت بدین صورت نیست و تمام سوخت نمی سوزد به همین دلیل یک راندمان احتراق در آن ترم سوخت معرفی باید فرستاد شود:

$$\dot{m}_a h_{o_2} + \eta_b \dot{m}_f \cdot Q_R = (\dot{m}_a + \dot{m}_f) h_{o_4} \quad \eta_b: \text{راندمان احتراق}$$

$$f = \frac{(T_{o_4}/T_{o_a} - 1)}{(\eta_b Q_R / c_p T_{o_a}) - (T_{o_4}/T_{o_a})}$$

بنابراین رانش ویژه برابر است با:

$$\frac{\dot{c}}{\dot{m}_a} = [(1+f)u_e - u] + \frac{1}{\dot{m}_a} (P_e - P_a) A_e$$

در موتور ایده آل، ترم فشاری (ترم لوم) را نیز داریم چرا که انبساط کامل بود و اختلاف فشاری بین فشار ~~و~~ ^{خروجی} و محیط نداشتیم.

همچنین با جایگذاری $u_e = m_e \sqrt{\gamma R T}$ داریم:

$$\frac{\dot{c}}{\dot{m}_a} = (1+f) \sqrt{\frac{2\gamma R T_{o_4}(m-1)}{(\gamma-1)m}} - m \sqrt{\gamma R T_o} + \frac{P_e A_e}{\dot{m}_a} \left(1 + \frac{P_a}{P_e}\right)$$

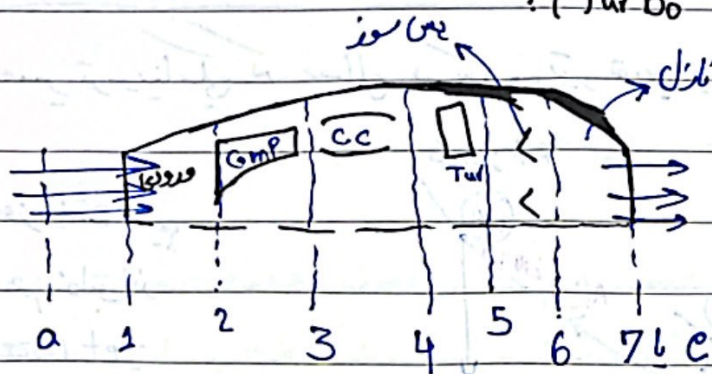
$$m = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right) \left(r_d r_c r_n \frac{P_a}{P_e}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

رانندمان دینوسر (Intake)، خیلی کمتر از رانندمان نازل است که دلیل آن، وجود موج لغا غریب‌ای در دینوسر است.

$$\begin{cases} r_d = 0.7 \\ r_c = 0.95 \\ r_n = 0.98 \end{cases} \text{ مثلاً}$$

موتور 5.12، خودداری 5.9 برای طراحی است ولی این بار برای موتور واقعی.

محاسبات توربو جت (Turbo Jet):



حوا با عبور از این موتور ها
تکولات زیر را حلی می‌شند:

1. مقطع 1-a: در اینجا هوا از شرایط بالادست که در آن سرعت نسبت به موتور برابر سرعت پرواز است، به intake (مقطع ورودی) موتور، وارد می‌شود. این تحول معمولاً با مقداری افزایش یا کاهش سرعت همراه است. (از 1 تا a، سرعت هوا افزایش می‌یابد)

2. مقطع 2-1: هوا با عبور از دینوسر، با کاهش سرعت مواجه می‌شود و تا حدودی متراکم می‌شود (آقایان کا نال ها). در این قسمت، هدف کاهش سرعت است تا سرعت ورودی کمپرسور کم باشد (حدود 4m یا 5m).

3. مقطع 3-2: هوا با عبور از کمپرسور، متراکم می‌شود.

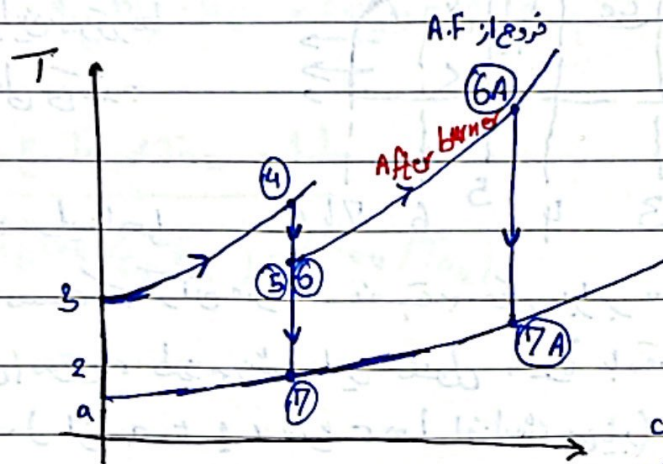
4. مقطع 4-3: با انجام عمل احتراق در محفظه، دمای سیال عامل، افزایش پیدا می‌کند.

5. مقطع 5-4: با عبور سیال از توربین، منبسط شده و توان تولید شده در توربین برای راندن کمپرسور، استفاده می‌شود.

6. مقطع 6-5: اگر پس هوز وجود داشته باشد، دمای سیال عامل دوباره با عبور از پس هوز افزایش می یابد.

7. مقطع 6-7: از 6 تا 7، سیال با عبور از نازل، سرعتش افزایش یافته و با سرعت زیاد از نازل خارج می شود.

مسیر ترمودینامیکی که سیال در یک موتور توربو جت ایده آل طی می کند به صورت زیر است:



اگر پس هوز نداشته باشیم
5 و 6 به هم منطبق اند
چرا که دیلوز Jet Nozzle نداریم.

از 2 تا 6 از آنجایی که

سرعت ناچیز است، دمای استاتیکی سکون

تقریباً یکی اند. به همین دلیل ارضواص آن 2 و 5

های سکون استفاده شده است.

در اینجا فرض می شود که تمام تحولات همبجز احتراق، بی دررو و بازگشت پذیر اند.

محفظه احتراق نیز جریان بدون استکاک و با انتقال حرارت کلی می شود و سرعت حافیز از

مقطع 2 تا 6 ناچیز فرض می شود.

اما یک موتور واقعی (توربو جت واقعی) در بعضی خصوصیات با حالت ایده آل متفاوت

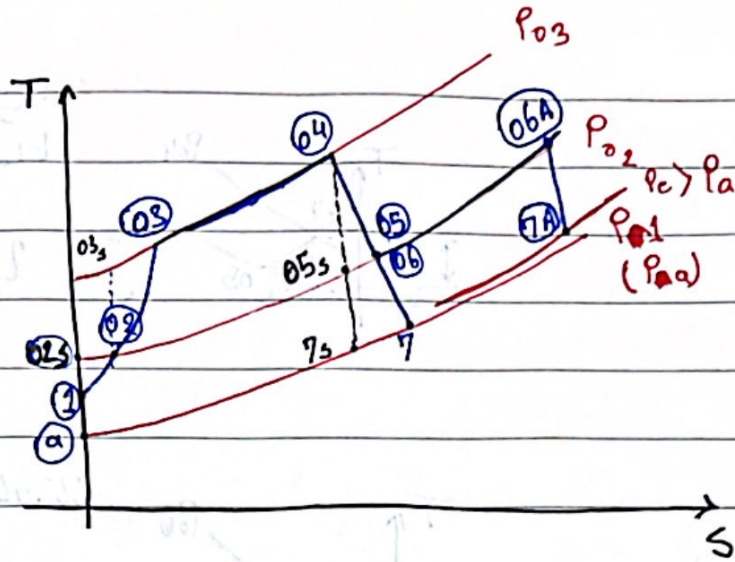
است. مثلاً در حالت واقعی، هیچ تحولی بازگشت پذیر نیست. اما می توان آن ها را تقریباً

آزاد بایک (بدون انتقال حرارت) در نظر گرفت. و همچنین تحول احتراق یک ترمایش ساده

نیست و ترتیب مواد تغییر می کند. سرعت سیال نیز در مقاطع مختلف موتور ناچیز نیست

و همچنین بی جریان در کمپرسور و توربین میزیکمان نمی باشد. دیاگرام T-s چنین موتوری

به حالت زیر می باشد:



T_{04} : دمای گازهای خروجی
از محفظه احتراق

$0n_s$: سکون در حالت
ایزوتروپیک

$0n$: سکون در حالت
واقعی

محاسبات ترمودینامیکی موتور توربو جت:

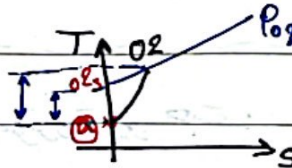
هدف از این محاسبات، محاسبه T.S.F.C، مصرف مخصوص سوخت و بردهای

رسم نمودار لایروفل است که تولید تر است آن موتور بر حسب نسبت فشار است.

1. دینوسر اولین جزء موتور است که برای آن رانندگی تعریف می شود:

$$\eta_d = \frac{h_{02s} - h_a}{h_{02} - h_a}$$

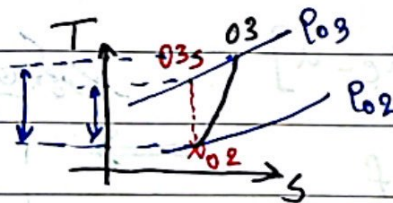
مخبر است از افت دمای آنتالپی سکون ایده آل به واقعی نسبت



$$\Rightarrow \eta_d = \frac{h_{02s} - h_a}{h_{02} - h_a}$$

2. کمپرسور:

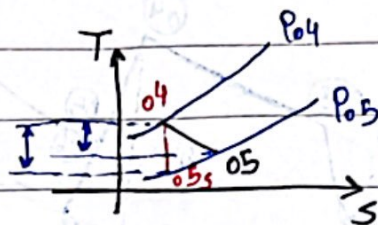
$$\eta_c = \frac{h_{03s} - h_{02}}{h_{03} - h_{02}}$$



$$\gamma_t = \frac{h_{04} - h_{05}}{h_{04} - h_{05s}}$$

4. توربین

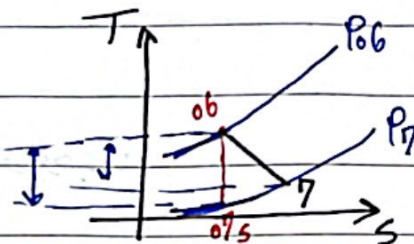
فراآیند انبساط



$$\gamma_t = \frac{w}{w_s}$$

$$\gamma_n = \frac{h_{06} - h_7}{h_{06} - h_{7s}}$$

5. رانندگی ناخیز



$$\gamma_n = \frac{u_{06}^2/2}{u_{07s}^2/2}$$

با استفاده از این رابطه، سرعت گازهای خروجی را بدست می آوریم.

درکل، رانندگی اجزا در محدوده های زیر می باشند:

- ① $0.9 < \gamma_d < 0.97$ ② $0.9 < \gamma_c < 0.85$ ③ $0.95 < \gamma_t < 0.9$ ④ $0.98 < \gamma_n < 0.95$ ⑤ $0.99 < \gamma_b < 0.97$

روند محاسبات ترموگاز دنیا یکی موتور توربو جت:

① تعیین شرایط ورود به کمپرسور:

از قبل داریم: ① $\frac{c}{m_a} = [(1+f)u_c - u]$

داده های به کمپرسور:

$$T_{02} = T_a \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)$$

$$M = \frac{u}{\sqrt{\gamma R T}}$$

نکته: مقدار T_{02} را از رابطه بالا بدست آورده و در رابطه پایین (P_{02}) جایگذاری می کنیم. رابطه فشار ورودی به کمپرسور

$$P_{02} = P_a \left[1 + \gamma_d \left(\frac{T_{02}}{T_a} - 1 \right) \right]^{\frac{\gamma_d}{\gamma_d - 1}}$$

$$\gamma_d = \frac{C_p (T_{02s} - T_a)}{C_p (T_{02} - T_a)} = \frac{T_{02s} - T_a}{T_{02} - T_a}$$

نتیجه ① ②

$$\gamma_d = \frac{\frac{T_{02s}}{T_a} - 1}{\frac{T_{02}}{T_a} - 1} \quad \text{و} \quad \frac{T_{02s}}{T_a} = \left(\frac{P_{02s}}{P_a} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \Rightarrow \frac{P_{02}}{P_a} = \frac{P_{02s}}{P_a} = \left(\frac{T_{02s}}{T_a} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

② شرایط خروج از کمپرسور (محاسبه P_{03} و T_{03}):

فشار رطوبتی کمپرسور

$$P_{r.c} = \frac{P_{03}}{P_{02}} \Rightarrow P_{03} = P_{02} \times P_{r.c}$$

داده می شود

$$\eta_c = \frac{C_p(T_{03s} - T_{02})}{C_p(T_{03} - T_{02})} = \frac{\frac{T_{03s}}{T_{02}} - 1}{\frac{T_{03}}{T_{02}} - 1} \quad (1)$$

$$\frac{T_{03s}}{T_{02}} = \left(\frac{P_{03s}}{P_{02}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \Rightarrow \frac{P_{03}}{P_{02}} = \frac{P_{03s}}{P_{02}} = \left(\frac{T_{03s}}{T_{02}}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (2)$$

$$\Rightarrow \eta_c \left(\frac{T_{03}}{T_{02}} - 1\right) = \frac{T_{03s}}{T_{02}} - 1 \Rightarrow T_{03} = \frac{T_{03s} - T_{02}}{\eta_c} + T_{02}$$

دماهای خروجی از کمپرسور:

$$\Rightarrow T_{03} = T_{02} \left[\frac{1}{\eta_c} \left(\frac{T_{03s}}{T_{02}} - 1 \right) + 1 \right]$$

فرمول نهایی T_{03}

$$T_{03} = T_{02} \left[1 + \frac{1}{\eta_c} \left(P_{r.c}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) \right]$$

$P_{r.c}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = \left(\frac{P_{03}}{P_{02}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$

③ محاسبه f و خروجی - معادله احتراق:

رابطه جرمی و بالانسی انرژی

$$h_{03} + f Q_R = (1+f) h_{04} \Rightarrow f = \frac{T_{04}/T_{03} - 1}{\eta_b \cdot Q_R / C_p T_{03} - T_{04}/T_{03}}$$

در صورتی که سوال ذکر می شود

در صورت ایده آل نزن

④. شرایط ورودی به توربین:

مقایسه P_{04} : $\frac{P_{04}}{P_{03}} = P_{r,b} \Rightarrow$

$P_{r,b}$: انت فشار در معفظه

$P_{04} = P_{r,b} \times P_{03} \Rightarrow P_{04} = \frac{P_{04}}{P_{03}} \times P_{03} \Rightarrow$

$P_{04} = \frac{P_{04}}{P_{03}} \times \frac{P_{03}}{P_{02}} \times P_{02}$

ورودی به کمپرسور (نشان داده شده با فلش قرمز به P_{02})
 خروجی از کمپرسور (نشان داده شده با فلش قرمز از P_{02})
 ورودی به توربین (نشان داده شده با فلش قرمز به P_{03})
 خروجی از توربین (نشان داده شده با فلش قرمز از P_{04})
 نادیده می‌شود (نشان داده شده با فلش قرمز به P_{03})

⑤. شرایط خروجی از توربین:

جهت تعیین دمای گازهای خروجی از توربین، از معادله بالانس می‌توان در توربین و کمپرسور استفاده می‌کنیم:

$$\dot{m}_t (h_{04} - h_{05}) = \dot{m}_c (h_{03} - h_{02}) \Rightarrow \dot{m}_t C_{p,t} (T_{04} - T_{05}) = \dot{m}_c C_{p,c} (T_{03} - T_{02})$$

$\Rightarrow T_{05} = T_{04} - (T_{03} - T_{02})$ دمای خروجی از توربین

در دمای بلور شده از $\dot{m}_t$ و $\dot{m}_c$ با مقدار سرعت
 کمپرسور و توربین
 ترمیمی ($\dot{m}_t$) را برابر
 در نظر می‌گیریم و می‌توان
 آن دو را کمتر را برابر
 فرض کرد.

با استفاده از تعریف راندمان توربین مشابه کمپرسور
 می‌توان فشار سکون خروجی از توربین را با استفاده از روابط زیر
 بدست آورد:

$$\eta_t = \frac{h_{04} - h_{05}}{h_{04} - h_{05s}} = \frac{C_p (T_{04} - T_{05})}{C_p (T_{04} - T_{05s})} \Rightarrow \eta_t = \frac{1 - \frac{T_{05}}{T_{04}}}{1 - \frac{T_{05s}}{T_{04}}} \Rightarrow \frac{T_{05s}}{T_{04}} = 1 - \frac{1 - \frac{T_{05}}{T_{04}}}{\eta_t}$$

$$\frac{P_{05}}{P_{04}} = \frac{P_{05s}}{P_{04}} = \left(\frac{T_{05s}}{T_{04}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad \text{②}$$

فشار خروج از توربین

$$P_{05} = P_{04} \left(1 - \frac{T_{04} - (T_{03} - T_{02})}{T_{04} \eta_t} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

از (1) و (2) داریم:

(6) شرایط ورود به نازل:

اگر پس سوز نداشته باشیم، $T_{05} = T_{06}$ و $P_{05} = P_{06}$ خواهد بود. در صورت وجود پس سوز، P_{06} و T_{06} حساب می شود. (در حالت پس سوز داده می شود)

(7) شرایط خروج از نازل و محاسب u_e :

$$\frac{u_e^2}{2} = h_{07} - h_7 = \eta_n (h_{07} - h_{7s}) = \eta_n \frac{\gamma}{\gamma-1} R T_{06} \left(1 - \frac{T_{7s}}{T_{06}} \right)$$

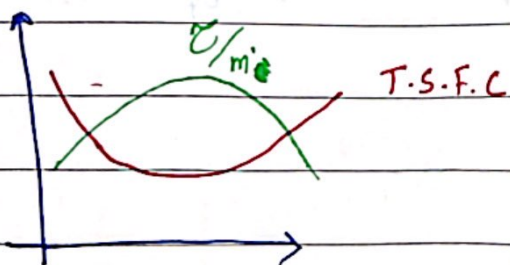
(راشش نازل) $\left(\eta_n = \frac{h_{07} - h_7}{h_{07} - h_{7s}} \right)$

$$u_e = \sqrt{2 \eta_n \frac{\gamma}{\gamma-1} R T_{06} \left[1 - \left(\frac{P_7}{P_{06}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]}$$

سرعت خروجی از نازل

نکته: حال با داشتن u_e و f ، به محاسب η_c (راشش ویژه) می پردازیم.

تکلیف: مطلوب است محاسب ترموگاز دینامیکی یک موتور توربوجت در شرایط پروازی $M=0.8$ و $h=20$ با ارتفاعان اجزای داده شده با نسبت فشارهای 5، 10 و 20. دمای جلوی توربین (T_{04}) را $1500^\circ K$ فرض کنید و افت فشار در مفضله را 0.95 و $\gamma=1.4$. آسایش و رانش و رانش ویژه را رسم کنید.



Turbofan Engine

استراتژی طراحی موتورهای توربوفن، داشتن سرعت کم به بی‌دهی زیاد است.

توربوفن: حجم کم به بی‌دهی زیاد

$$\dot{m} = \rho u_e A$$

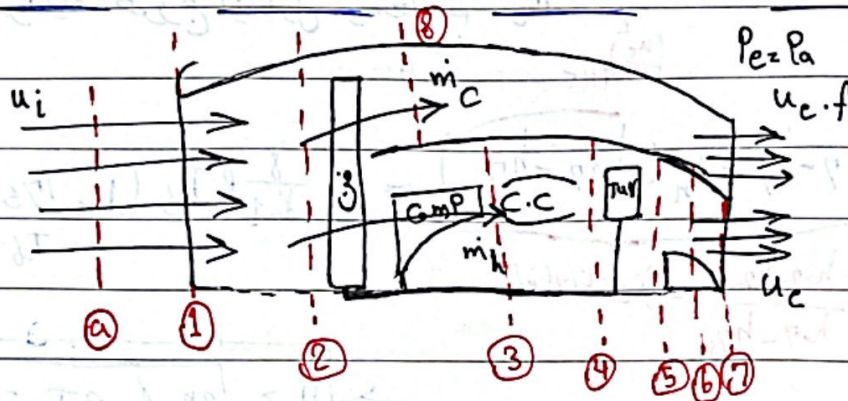
توربوفن: حجم زیاد به بی‌دهی کم

$$\dot{m} = \rho V A$$

$$(bypass Ratio) \beta = \frac{\dot{m}_c}{\dot{m}_h}$$

در موتورهای جت، این نسبت نزدیک 1 و در هواپیماهای مسافربری بزرگ، بزرگتر از 1 (مثلاً 5 یا 6) است.

در این موتورهای رانش ویژه و مصرف مخصوص سوخت داریم.



در صورت وجود پس‌سوز، این جزین 5 و 6 قرار خواهد داشت. در غیر این صورت 5 و 6 یک نقطه هستند.

محاسبه رانش ویژه و مصرف مخصوص سوخت:

$$\dot{m}_a = \dot{m}_h + \dot{m}_c$$

$$\dot{Q} = (\dot{m}_a + \dot{m}_f) u_e - \dot{m}_a u + \dot{m}_c (u_{e,f} - u)$$

تغییر تانگه جریان گرم تغییر تانگه جریان سرد

تقسیم طرفین بر $\dot{m}_a$

$$\frac{\dot{Q}}{\dot{m}_a} = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a} z \frac{f}{(1+f) u_e + \beta u_{e,f} - (1+\beta) u}$$

$$T.S.F.C = \frac{\dot{m}_f}{\dot{Q}} = \frac{f}{(1+f) u_e + \beta u_{e,f} - (1+\beta) u}$$

سوال) دبی جریان سرد و گرم کیا موتور توربو فن را بر حسب نسبت کارگیزی دبی کل
 هوای ورودی به موتور به دست آرید.

$$\dot{m}_t = \dot{m}_c + \dot{m}_h \xrightarrow{\div \dot{m}_h} \frac{\dot{m}_t}{\dot{m}_h} = \beta + 1 \rightarrow \dot{m}_h = \frac{\dot{m}_t}{\beta + 1} \quad \text{②}$$

جابجایی ② در ①: $\Rightarrow \dot{m}_t = \dot{m}_c + \frac{\dot{m}_t}{\beta + 1} \Rightarrow \dot{m}_c = \dot{m}_t \left(1 - \frac{1}{\beta + 1}\right)$

محاسبات ترموکلز دینامیکی موتور توربو فن:
 مشابه موتورهای توربو پمپ است (البته با اندکی اختلاف).

گام اول: محاسب شرایط ورود به فن (T_{02} و P_{02})

همانند موتور توربو پمپ است چرا که در این قسمت کاری انجام نشده است:

$$\begin{cases} T_{02} = T_a \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right) \\ P_{02} = P_a \left[1 + \frac{\gamma}{2} \left(\frac{T_{02}}{T_a} - 1\right)\right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \end{cases}$$

گام دوم: محاسب شرایط خروج از فن:

$$Pr.f = \frac{P_{08}}{P_{02}} = \text{نسبتی عدد} \Rightarrow P_{08} = Pr.f \times P_{02}$$

$$\gamma_f = \frac{h_{08s} - h_{02}}{h_{08} - h_{02}} = \frac{T_{08s} - T_{02}}{T_{08} - T_{02}} = \frac{\frac{T_{08s}}{T_{02}} - 1}{\frac{T_{08}}{T_{02}} - 1}$$

$$\Rightarrow T_{08} = T_{02} \left[1 + \frac{1}{\gamma_f} (Pr.f - 1)\right]^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}}$$

$$\frac{P_{08}}{P_{02}} = \left(\frac{T_{08s}}{T_{02}}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$

مشابه آنچه که در محاسبه گازهای خروجی از نازل موتور توربوپمپ انجام شد، با استفاده از تعریف راندمان نازل می توان $u_{c.f}$ را محاسبه نمود.

$$\eta_{n.f} = \frac{h_{08} - h_8}{h_{08} - h_{8s}} = \frac{u_{c.f}^2}{2} \Rightarrow \eta_{n.f} (T_{08} - T_{8s}) = \frac{u_{c.f}^2}{2}$$

$$\Rightarrow u_{c.f}^2 = 2 \eta_{n.f} \cdot \frac{\gamma}{\gamma-1} R T_{08} \left(1 - \frac{T_{8s}}{T_{08}}\right) \Rightarrow u_{c.f} = \sqrt{2 \eta_{n.f} \cdot \frac{\gamma}{\gamma-1} R T_{08} \left[1 - \left(\frac{P_8}{P_{08}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]}$$

محاسبه شرایط برای نقاط 3 و 4 هیچ فرقی با Comp ندارد.

گام 3. تعیین شرایط خروج از توربین (Turbine outlet cond):

با استفاده از معادله بالانس توان داریم:

$$\underbrace{m_t c_{p_t} (T_{04} - T_{05})}_{\text{توان توربین}} = \underbrace{m_a c_{p_c} (T_{03} - T_{02}) + \beta m_a c_{p_c} (T_{08} - T_{0a})}_{\text{توان مورد نیاز برای تراکم هوای نه وارد مبدل}}$$

و Comp می شود.

حال اگر فرض شود $m_t c_{p_t} = m_a c_{p_c}$ خواهیم داشت:

$$T_{05} = T_{04} - (T_{03} - T_{02}) - \beta (T_{08} - T_{0a})$$

دمای مکنون خروجی از توربین:

$$P_{05} = P_{04} \left[1 - \frac{1}{\eta_t} \left(1 - \frac{T_{05}}{T_{04}}\right)\right]^{\frac{\gamma_t}{\gamma_t-1}}$$

مگر، این را با خواص باید سراغ معادله توان توربوکمپرسور برویم

برای فشار مکنون خروجی از توربین نیز داریم:

گام 4. محاسبه شرایط خروجی از نازل (محاسبه $u_{c.f}$):

با استفاده از تعریف راندمان نازل و جریان نسبی توان u را با استفاده از رابطه زیر بدست آورد:

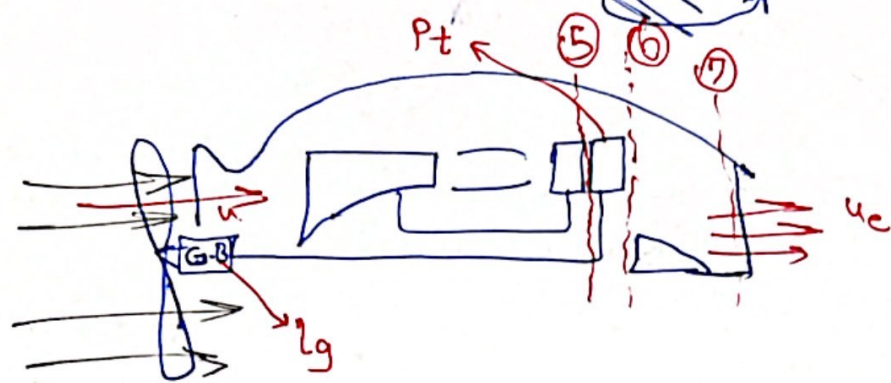
$$u_c = \sqrt{2 \eta_n \frac{\gamma_n}{\gamma_n-1} R T_{06} \left[1 - \left(\frac{P_7}{P_{06}}\right)^{\frac{\gamma_n-1}{\gamma_n}}\right]}$$

$$P_{17} = P_a$$

مسائل فصل 5

19, 18, 15, 14, 13, 11, 8, 7, 5, 2, 1

Li



توجہ و جہت / فن

رائے

$$\chi^2 = \chi^2_{pr} + \chi^2_n$$

— حالت واقعی

— حالہ ایدہ آل

5h: انتالی در تعریف و نقل خروبی در حال

۵: درصدی از $5h$ به تورس قدرت استفاده می شود.

۱-۴: انت التالى كمر نذل ايجارس شور

Scanned with CamScanner

وٲ : رانزمان مائیلی G. B کا ہندہ

۲۹: راندها و ملغ

۱۴۲ : رانده مان تو رین قدرت

$$C_{pr.u} = \eta_{pr} \cdot \eta_g \cdot \eta_{pt} \cdot \underbrace{\alpha_{oh} \cdot m_i}_{\substack{\text{تغییر آنتالپی} \\ \text{در تقویم قدرت}}}$$

توان مصوری راه شده به ملخ

$$Z_{Pr} = \frac{Z_{Pr} \cdot Z_g \cdot Z_{Pt} \cdot \alpha \Delta h_{mi}}{u}$$

$$C_n = m(u_e - u) \quad \text{①} \quad \xrightarrow[\text{②}]{\text{جابجایی ②}}$$

$\eta_{pr} = \frac{C_{pr} \cdot u}{P_s}$

توان مصرفی دارد شد به مبلغ P_s

equivalent specific Consumption $\rightarrow$

$E.B.S.F.C = \frac{m_f}{\text{Brake fuel}}$

فریب مصرف مخصوص $P_{s+} \cdot \frac{C_n \cdot u}{P_{es}}$

توان مصرفی P_{es}

~~$\eta_{pr} \cdot \eta_g \cdot \eta_{pt} \cdot \eta_{alm}$~~

$\text{توان مفید} = P_{e.s} \cdot \frac{m_a}{m_f}$

با توجه به تعریف راندمان تازیل:

$$\eta_n = \frac{h\nu_6 - h\nu_7}{\underbrace{h\nu_6 - h\nu_5}_{\left(\frac{u_c^2}{2}\right)_{idl}}}$$

$$\Rightarrow u_c = \sqrt{2 \eta_n \cdot (h_{o6} - h_{\eta_s})}$$

$$\Rightarrow u_c = \sqrt{2 \eta_n \cdot (1 - \alpha) \phi h} \quad \text{--- (2)}$$

اقتلاں انتالی
در تارل

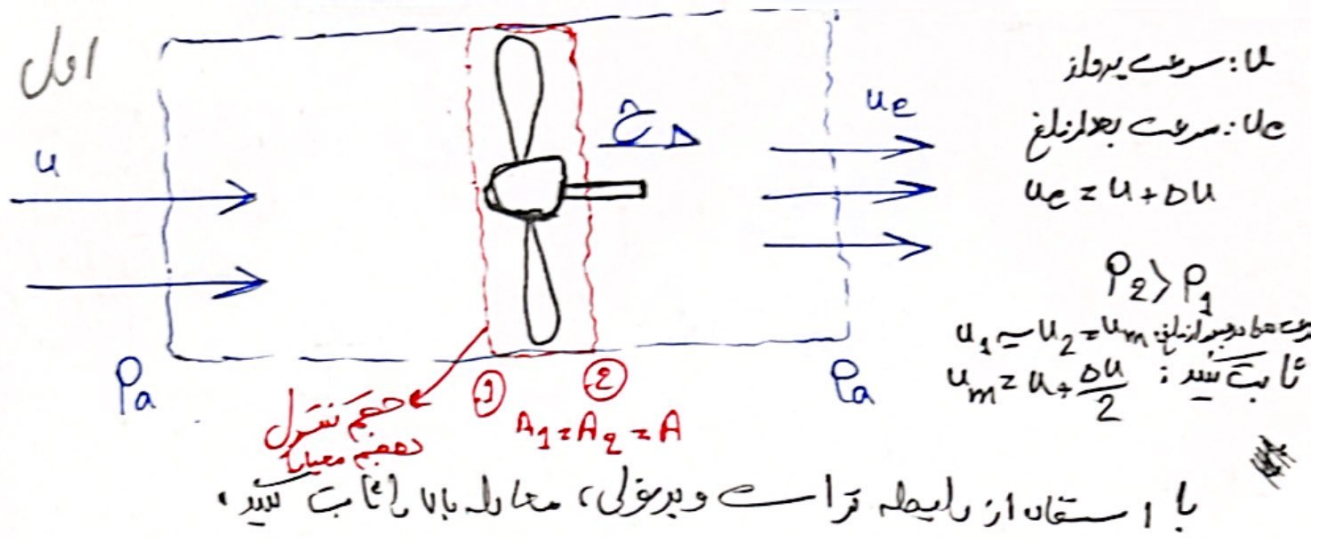
$$(3) \quad C = \frac{\eta_{pr} \cdot \eta_g \cdot \eta_{p.t} \cdot \alpha \cdot \phi h \cdot m_i}{u} + m_i \left(\sqrt{2 \eta_n \cdot (1 - \alpha) \phi h} - u \right)$$

ماکزیم تراست برای راندها ۱ جزای ثابت، h و سرعت پردازش ثابت، مقدار ایتیموم α را تعیین می‌کند که برای تعیین آن، از تابع (۳) مشتق گرفته و برابر صفر قراردادی هم.

$$\alpha = 1 - \frac{u^2}{2\alpha} \left(\frac{h}{\alpha^2 n^2 - n^2} \right)$$

که با اینکار داریم،

$$\alpha = 1 - \frac{u^2}{2n^2} \left(\frac{\ln}{n^2 - n^2} \right)$$



حالت ابتدای حجم معیاری را که ملغ را در بر می گیرد (بین ① و ②) در نظر بگیرید.

برای این حجم معیار داریم:

$$\sum F_x = \iint_{CS} P u_n (u \cdot n) dA$$

باید هر طرف را جدا کنیم

به دو طرف طرف چپ ①: از طرف چپ داریم:

$$\sum F_x = \cancel{C} + P_1 A - P_2 A = \dot{m}_a (u_2 - u_1) = 0$$

$$\Rightarrow C = (P_2 - P_1) A \quad \text{②}$$

• حال حجم معیاری بین بالا و پایین است. برای حجم معیاری که بین بالا و پایین جریان گرفته می شود نیروی توان نیروی رانش را به دست آورد.

$$C = \dot{m}_a (u_e - u) = \dot{m}_a (u + \Delta u - u) = \dot{m}_a \cdot \Delta u \quad \text{③}$$

$$\xrightarrow{\text{با مقایسه ② و ③}} (P_2 - P_1) = \frac{\dot{m}_a \cdot \Delta u}{A}$$