

Θερμοδυναμική Υψηλών Ταχυτήτων

Ενθαλπία $h = u + Pv$

Ολική θερμοδυναμική ενέργεια $\Rightarrow tte = h + \frac{\vec{V}^2}{2} + g \cdot z$

Δυναμική ενέργεια αμελητέα

Χαμηλές ταχύτητες $M < 0.3 \Rightarrow$ Κινητική ενέργεια αμελητέα

$$tte = h$$

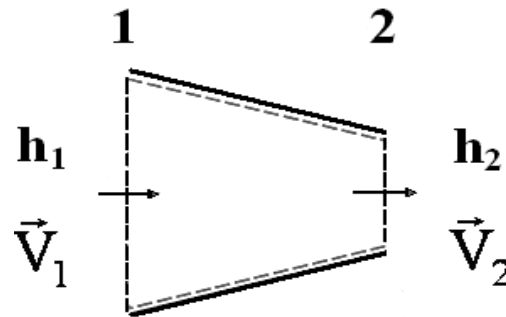
Υψηλές Ταχύτητες $M > 0.3$

$$h_o = h + \frac{\vec{V}^2}{2}$$

$$tte = h_o$$

h_o ονομάζεται **ενθαλπία ανακοπής** ή **ολική ενθαλπία** (*stagnation enthalpy*)

Μόνιμη (σταθεροποιημένη) ροή



Η αρχή διατήρησης την ενέργειας, γράφεται:

$$\dot{Q} - \dot{W} = \dot{m} \left[h_2 - h_1 + \frac{\vec{V}_2^2 - \vec{V}_1^2}{2} + g \cdot (z_2 - z_1) \right] \Rightarrow$$

$\dot{Q} = 0$ γιατί η διεργασία είναι αδιαβατική,

$\dot{W} = 0$ γιατί δεν υπάρχει μονάδα παραγωγής ή απορρόφησης έργου,

δεν υπάρχει υψομετρική διαφορά μεταξύ αρχής και τέλους του ακροφυσίου

$$\Rightarrow h_1 + \frac{\vec{V}_1^2}{2} = h_2 + \frac{\vec{V}_2^2}{2} \Rightarrow h_{01} = h_2$$

το ρευστό εξαναγκάζεται να σταματήσει τελείως, τότε η ταχύτητα στην θέση 2 θα ήταν ίση με μηδέν ($\vec{V}_2 = 0$)

$$\begin{array}{l} h = c_p \cdot T \\ h_o = h + \frac{\vec{V}^2}{2} \end{array} \left| \Rightarrow c_p \cdot T_o = c_p \cdot T + \frac{\vec{V}^2}{2} \Rightarrow T_o = T + \frac{\vec{V}^2}{2c_p} \right.$$
$$P_o = P + \rho \cdot \frac{\vec{V}^2}{2}$$

πρώτος θερμοδυναμικός νόμος

$$(q_{in} - q_{out}) + (w_{in} - w_{out}) = c_p \cdot (T_{oin} - T_{oout}) + g \cdot (z_{in} - z_{out})$$

Ασυμπίεστη (*incompressible flow*)

$$M < 0.3$$

Συμπιεστή (*compressible flow*)

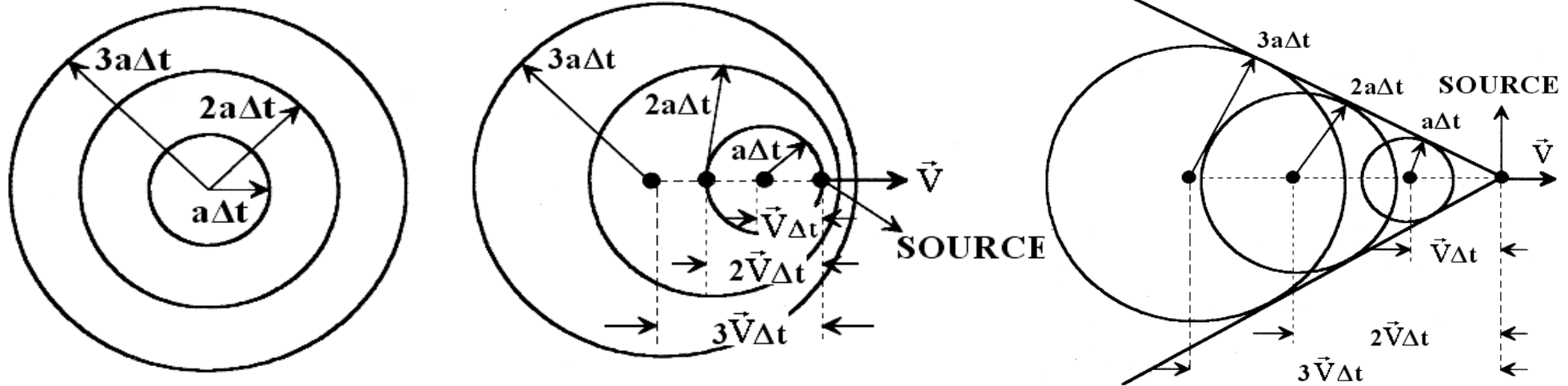
$$M > 0.3$$

Ταχύτητα του ήχου a

$$a = \sqrt{\frac{\gamma P}{\rho}} = \sqrt{\gamma R T}$$

Αριθμός *Mach*, M

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



Κώνος του Mach
Γραμμές Mach.

Κανόνες Von Karman που ισχύουν για υπερηχητική ροή:

- Μεταβολές πίεσης που δημιουργούνται από ένα σώμα που κινείται με υπερηχητική ταχύτητα δεν φθάνουν σε σημεία που βρίσκονται μπροστά από το σώμα.
- Στην περίπτωση υπερηχητικής ροής ρευστού, μία ακίνητη πηγή προκαλεί μεταβολές σε, ή επηρεάζεται μόνο, από σημεία που βρίσκονται μέσα στον κώνο *Mach* που έχει κορυφή το σημείο που βρίσκεται η πηγή.

Μονοδιάστατη Ισεντροπική Ροή

αρχή διατήρησης της μάζας

$$\frac{d\rho}{\rho} + \frac{dA}{A} + \frac{d\vec{V}}{\vec{V}} = 0$$

αρχή διατήρησης της ενέργειας για σταθεροποιημένη ροή, $w = 0$, $q = 0$ και $p_e = 0$

$$\frac{dP}{\rho} + \vec{V} d\vec{V} = 0 \quad (\text{διαφορική μορφή της εξίσωσης } \mathbf{Bernoulli})$$

$$\frac{dA}{A} = \frac{dP}{\rho \vec{V}^2} \cdot (1 - M^2)$$

υποηχητική $M < 1 \Rightarrow 1 - M^2 > 0 \Rightarrow dA$ και dP ίδιο πρόσημο
σε συγκλίνον αγωγό: $dA < 0 \Rightarrow dP < 0 \Rightarrow$ πίεση μειώνεται

υποηχητική $M < 1 \Rightarrow 1 - M^2 > 0 \Rightarrow dA$ και dP ίδιο πρόσημο
σε αποκλίνον αγωγό: $dA > 0 \Rightarrow dP > 0 \Rightarrow$ πίεση αυξάνεται

υπερηχητική $M > 1 \Rightarrow 1 - M^2 < 0 \Rightarrow dA$ και dP αντίθετο πρόσημο
σε συγκλίνον αγωγό: $dA < 0 \Rightarrow dP > 0 \Rightarrow$ πίεση αυξάνεται

υπερηχητική $M > 1 \Rightarrow 1 - M^2 < 0 \Rightarrow dA$ και dP αντίθετο πρόσημο
σε αποκλίνον αγωγό: $dA > 0 \Rightarrow dP < 0 \Rightarrow$ πίεση μειώνεται

Θερμοδυναμική Υψηλών Ταχυτήτων

$$\frac{dA}{A} = \frac{d\vec{V}}{\vec{V}} \cdot (1 - M^2)$$

<p><u>υποηχητική</u> $M < 1 \Rightarrow 1 - M^2 > 0 \Rightarrow$ <u>dA</u> και $d\vec{V}$ αντίθετο πρόσημο</p> <p style="padding-left: 40px;">σε συγκλίνον αγωγό: <u>$dA < 0$</u></p>		$\Rightarrow d\vec{V} > 0 \Rightarrow$ ταχύτητα αυξάνεται
<p><u>υποηχητική</u> $M < 1 \Rightarrow 1 - M^2 > 0 \Rightarrow$ <u>dA</u> και $d\vec{V}$ αντίθετο πρόσημο</p> <p style="padding-left: 40px;">σε αποκλίνον αγωγό: <u>$dA > 0$</u></p>		$\Rightarrow d\vec{V} < 0 \Rightarrow$ ταχύτητα μειώνεται
<p><u>υπερηχητική</u> $M > 1 \Rightarrow 1 - M^2 < 0 \Rightarrow$ <u>dA</u> και $d\vec{V}$ ίδιο πρόσημο</p> <p style="padding-left: 40px;">σε συγκλίνον αγωγό: <u>$dA < 0$</u></p>		$\Rightarrow d\vec{V} < 0 \Rightarrow$ ταχύτητα μειώνεται
<p><u>υπερηχητική</u> $M > 1 \Rightarrow 1 - M^2 < 0 \Rightarrow$ <u>dA</u> και $d\vec{V}$ ίδιο πρόσημο</p> <p style="padding-left: 40px;">σε αποκλίνον αγωγό: <u>$dA > 0$</u></p>		$\Rightarrow d\vec{V} > 0 \Rightarrow$ ταχύτητα αυξάνεται

Σχέσεις μεταξύ Στατικών και Ολικών Μεγεθών Συναρτήσει του Αριθμού Mach:

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

$$\frac{P_o}{P} = \left[1 + \left(\frac{\gamma - 1}{2} \right) \cdot M^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$

$$\frac{\rho_o}{\rho} = \left[1 + \left(\frac{\gamma - 1}{2} \right) \cdot M^2 \right]^{\frac{1}{\gamma - 1}}$$

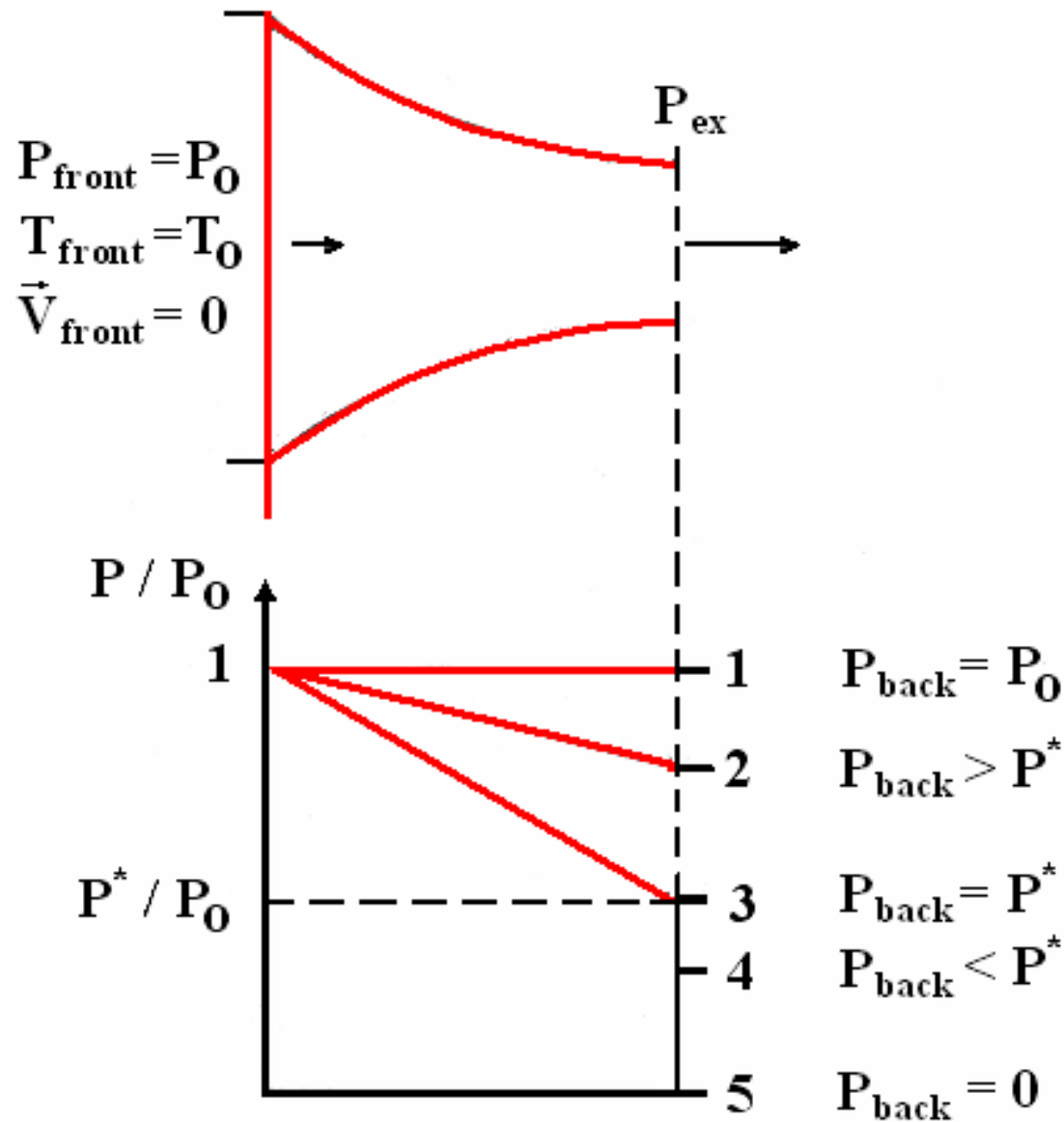
Κρίσιμες ιδιότητες (στο λαιμό):

$$\frac{T^*}{T_o} = \frac{2}{\gamma + 1}$$

$$\frac{P^*}{P_o} = \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$

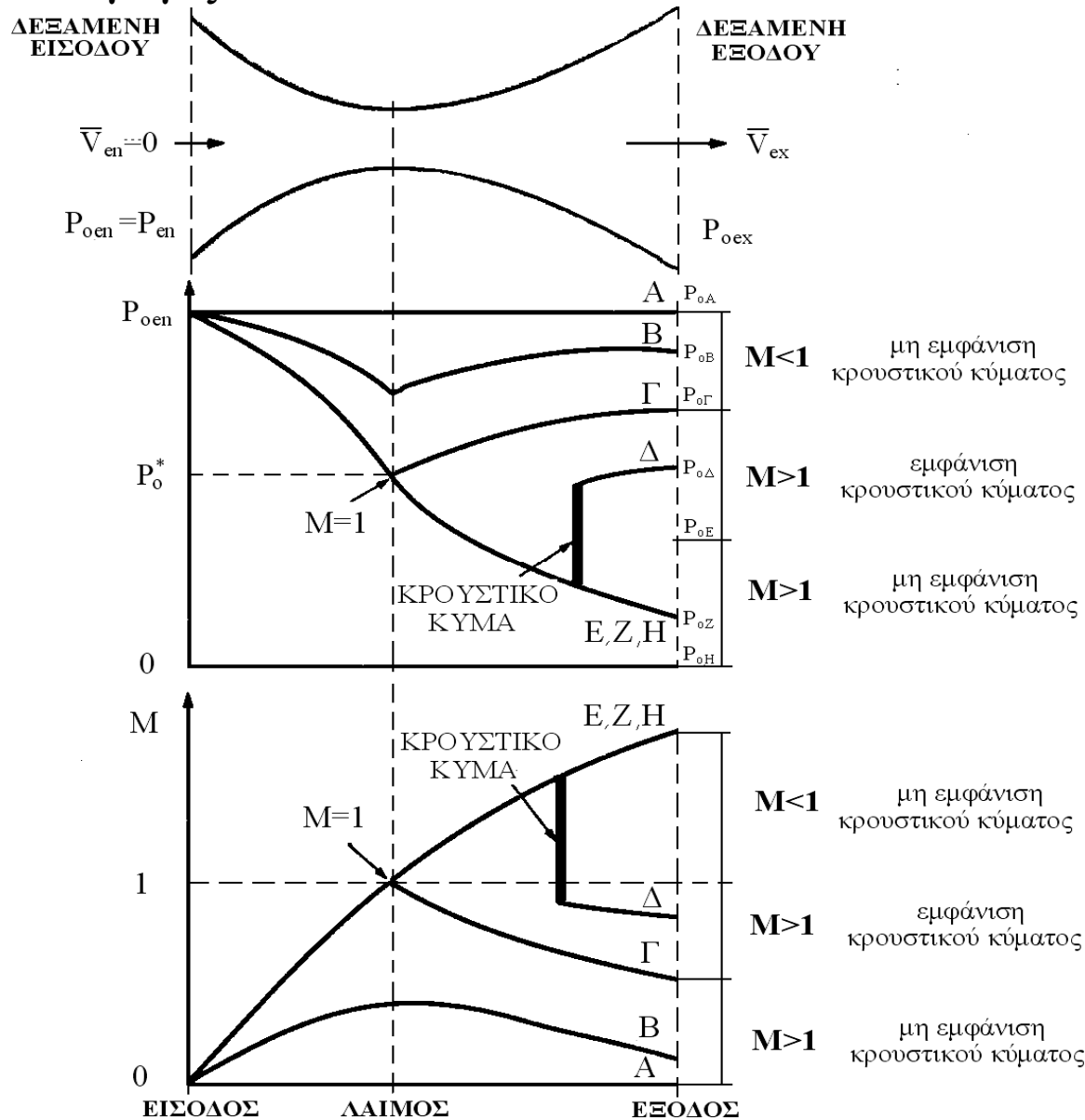
$$\frac{\rho^*}{\rho_o} = \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{1}{\gamma - 1}}$$

Συγκλίνων Αγωγός



Θερμοδυναμική Υψηλών Ταχυτήτων

Συγκλίνων-Αποκλίνων Αγωγός



Κρουστικά Κύματα

Ισχυρά και τα «ασθενή» κάθετα κρουστικά: Η διαφορά τους έγκειται στο κατά πόσον αντιστρεπτή ή όχι είναι η ροή μέσω του καθέτου κρουστικού κύματος

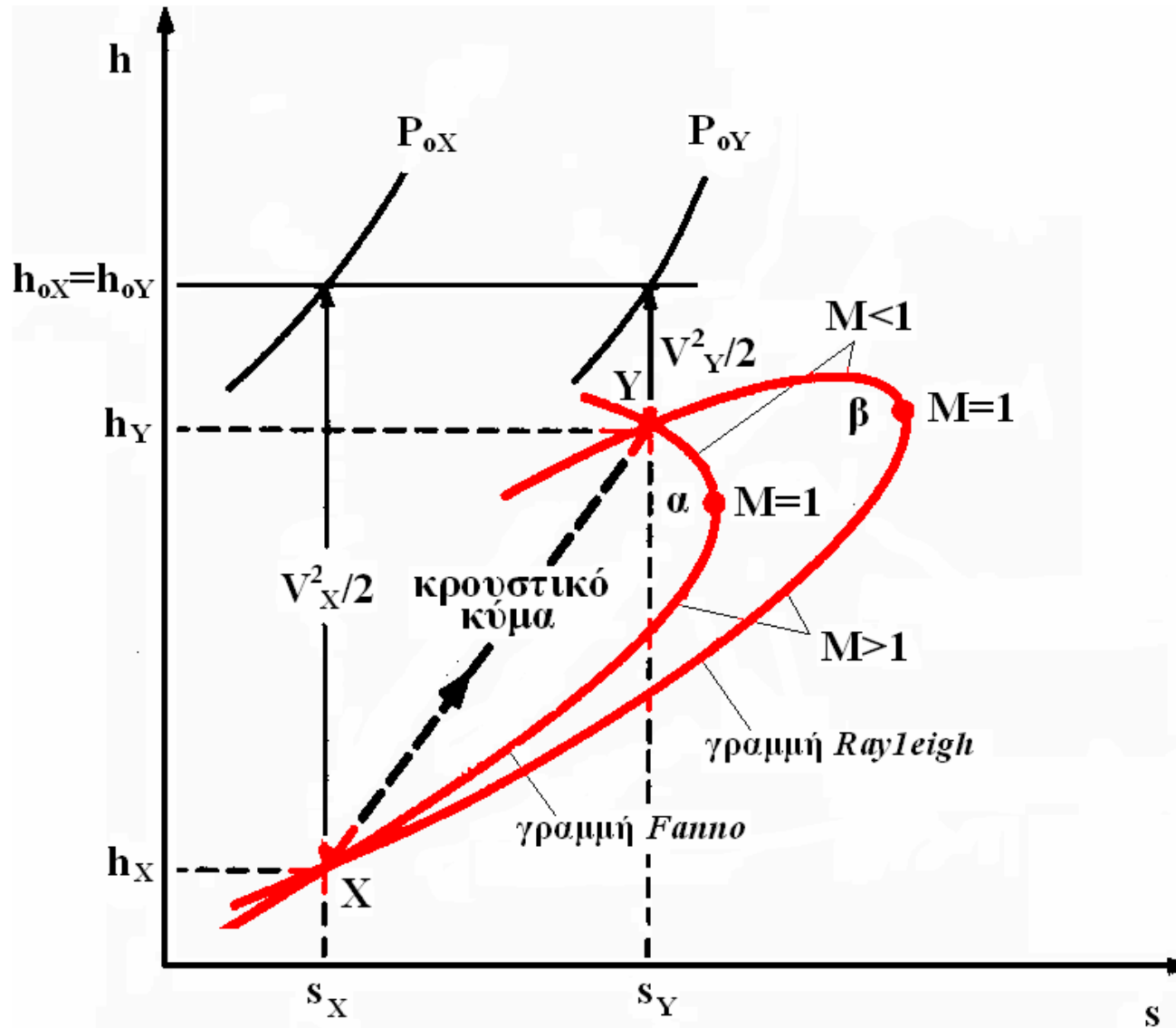
Κανονικά (ή ορθά) κρουστικά κύματα: Τα κρουστικά κύματα που δημιουργούνται σε επίπεδα κάθετα στην κατεύθυνση της ροής και ονομάζονται.

Η διεργασία της ροής διαμέσου ενός ισχυρού ($M \geq 1.25$) κρουστικού κύματος είναι κατά πολύ μη-αντιστρεπτή με συνέπεια να μη μπορεί να θεωρηθεί ισεντροπική αλλά μπορεί να θεωρηθεί αδιαβατική.

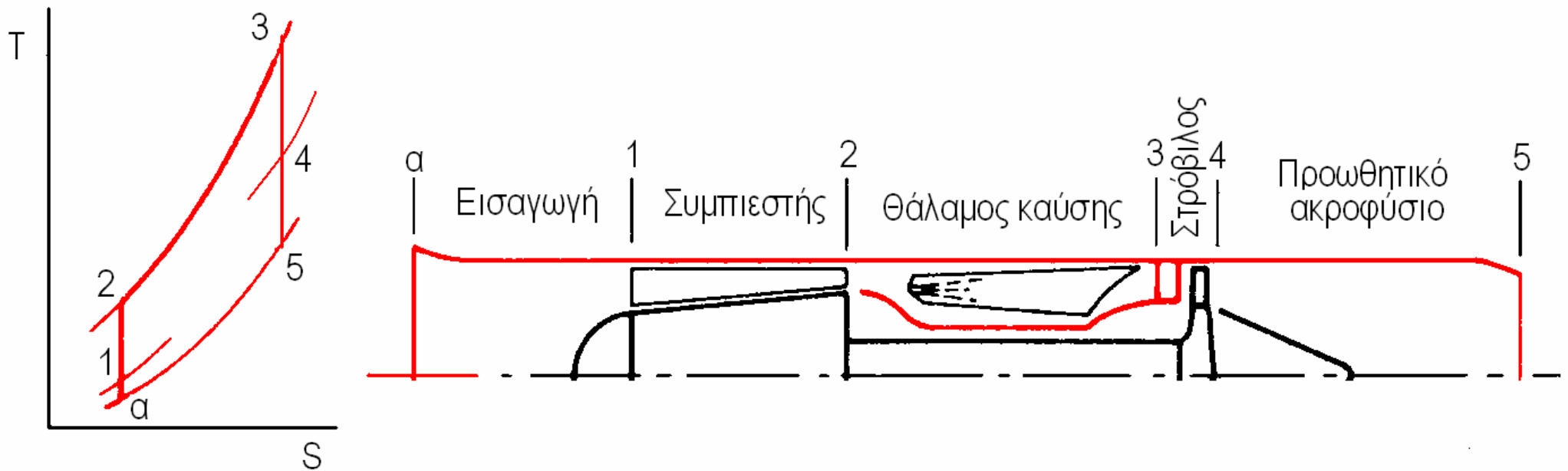
Λοξό κρουστικό κύμα: μια ασυνέχεια που σχηματίζει γωνία με τη διεύθυνση της ροής πριν από την ασυνέχεια.

Η διαφορά ανάμεσα στο κάθετο και στο λοξό κρουστικό κύμα, είναι ότι στην περίπτωση του καθέτου κρουστικού κύματος υπάρχει συνέχεια της πίεσης και της ταχύτητας και ασυνέχεια στην κλίση της πίεσης και της ταχύτητας. Αντίθετα, στο λοξό κρουστικό κύμα υπάρχει ασυνέχεια της πίεσης και της ταχύτητας (υπάρχει δηλαδή όχι μόνο μεταβολή του μεγέθους αλλά και της διεύθυνσης της ταχύτητας).

Κρουστικά Κύματα



Θερμοδυναμικός Υπολογισμός Εισαγωγής Αεροπορικών Αεριοστρόβιλων



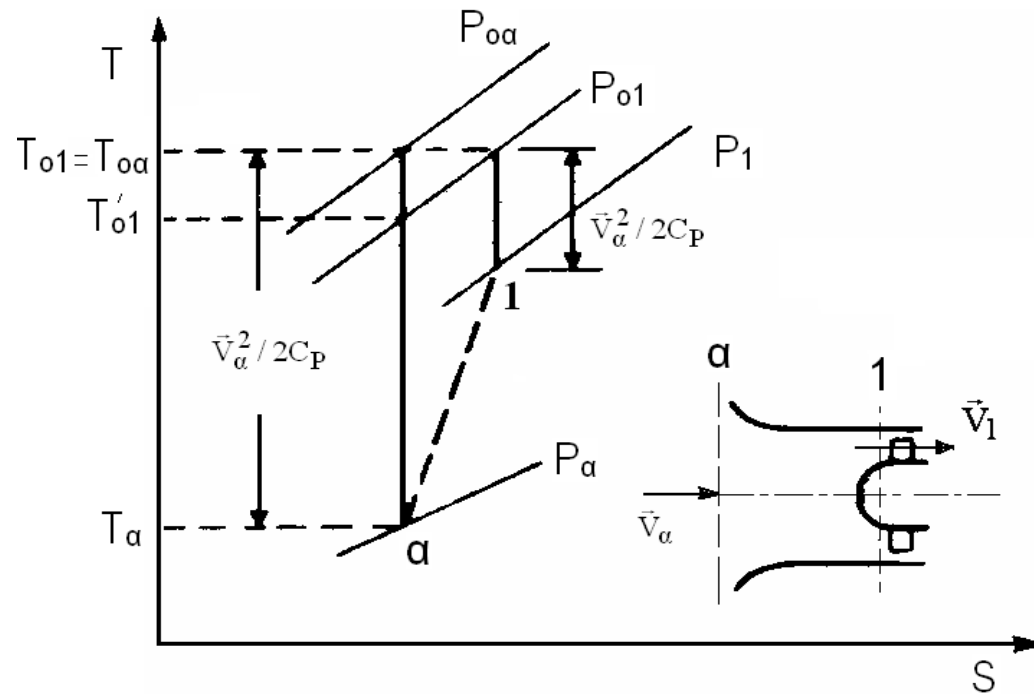
Αύξηση (ανάκτηση) της πίεσης ($P_{o1}-P_\alpha$), *ram pressure rise*

Ο βαθμός απόδοσης της εισαγωγής :

ισεντροπικός συντελεστής απόδοσης (*isentropic efficiency*, η_{iSIN}), που ορίζεται με τη βοήθεια της αύξησης της θερμοκρασίας.

συντελεστής ανάκτησης της πίεσης (*ram efficiency*, η_r), που ορίζεται με τη βοήθεια της αύξησης της πίεσης.

Θερμοδυναμική Υψηλών Ταχυτήτων



$$\eta_{isIN} = \frac{T_{o1}' - T_{\alpha}}{T_{o1} - T_{\alpha}}$$

$$\eta_r = \frac{P_{o1}' - P_{\alpha}}{P_{o1} - P_{\alpha}}$$

Παράγοντας ανάκτησης πίεσης (*pressure recovery factor*) της εισαγωγής

$$\frac{P_{o1}}{P_{\alpha}} = \left[1 + \eta_{isIN} \cdot \frac{\gamma - 1}{2} \cdot M_{\alpha}^2 \right]^{\gamma/(\gamma-1)}$$

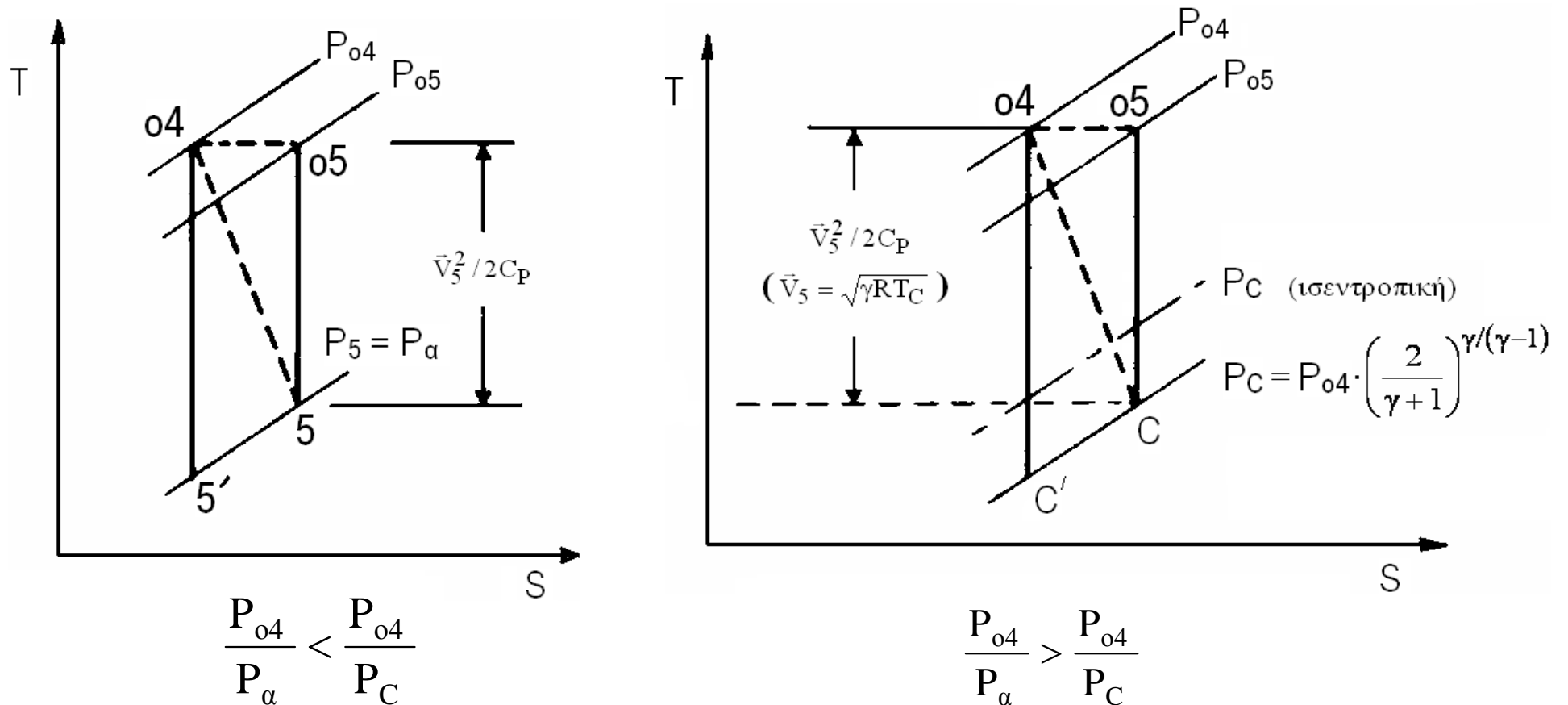
Θερμοδυναμική Υψηλών Ταχυτήτων

Θερμοδυναμικός Υπολογισμός Προωθητικού Ακροφύσιου Αεροπορικών Αεροστροβίλων

Ο βαθμός απόδοσης του συγκλίνοντος ακροφύσιου :

ισεντροπικός συντελεστής απόδοσης (*isentropic efficiency*, η_i), που ορίζεται με την βοήθεια της αύξησης της θερμοκρασίας, (σχέση (10-38)).

συντελεστής ειδικής ώσης (*specific thrust coefficient*, K_F),



$$\eta_j = \frac{T_{o4} - T_5}{T_{o4} - T_5'}$$

η κρίσιμη πίεση για μια μη ισεντροπική ροή

$$\frac{P_{o4}}{P_C} = \frac{1}{\left[1 - \frac{1}{\eta_j} \left(\frac{\gamma - 1}{\gamma + 1}\right)\right]^{\gamma/(\gamma-1)}}$$

Διατομή A_5 του ακροφυσίου

$$A_5 = \frac{\dot{m}}{\rho_C \vec{V}_C}$$

$$\eta_j = 0.95$$