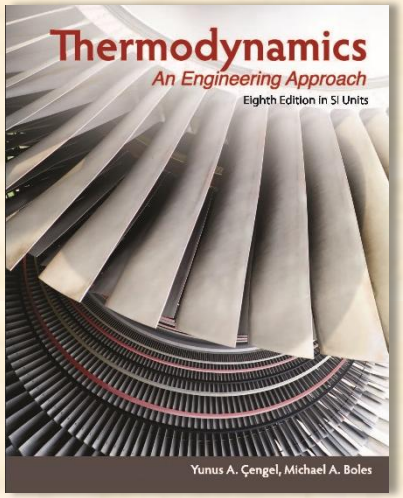


Θερμοδυναμική για Μηχανικούς

8η έκδοση

Yunus A. Çengel, Michael A. Boles

Εκδόσεις Τζιόλα, 2015

Κεφάλαιο 17

Συμπιεστή Ροή

Επιμέλεια διαφάνειας

Mehmet Kanoglu

Επιμέλεια ελληνικής έκδοσης

Δημήτρης Τερτίπης

Copyright © 2015 The McGraw-Hill Education. Με την επιφύλαξη παντός δικαιώματος.

Στόχοι

- Ανάπτυξη γενικών σχέσεων για συμπιεστές ροές, οι οποίες παρουσιάζονται κατά τη ροή αερίων υπό υψηλές ταχύτητες.
- Εισαγωγή των εννοιών της *κατάστασης ανακοπής*, της *ταχύτητας του ήχου* και του *αριθμού Mach* για συμπιεστό ρευστό.
- Ανάπτυξη των σχέσεων μεταξύ των στατικών ιδιοτήτων και των ιδιοτήτων ανακοπής του ρευστού για ισεντροπικές ροές ιδανικών αερίων.
- Παραγωγή των σχέσεων ανάμεσα στις στατικές ιδιότητες και τις ιδιότητες ανακοπής συναρτήσει του λόγου των ειδικών θερμοτήτων και του αριθμού Mach.
- Παραγωγή της επίδρασης της αλλαγής της διατομής για 1Δ ισεντροπικές υποηχητικές & υπερηχητικές ροές.
- Επίλυση προβλημάτων ισεντροπικών ροών μέσω συγκλινόντων και συγκλινόντων – αποκλινόντων ακροφυσίων.
- Κατανόηση της έννοιας του κρουστικού κύματος και των μεταβολών των ιδιοτήτων της ροής κατά μήκος αυτού.
- Ανάπτυξη της έννοιας της ατριβούς ροής εντός αεραγωγού με μετάδοση θερμότητας (*ροή Rayleigh*).
- Εξέταση της λειτουργίας των ακροφυσίων ατμού, τα οποία χρησιμοποιούνται στους ατμοστροβίλους.

Ιδιότητες ανακοπής

Ενθαλπία ανακοπής (ή **ολική ενθαλπία**)

$$h_0 = h + \frac{V^2}{2} \qquad (\mathrm{kJ/kg})$$

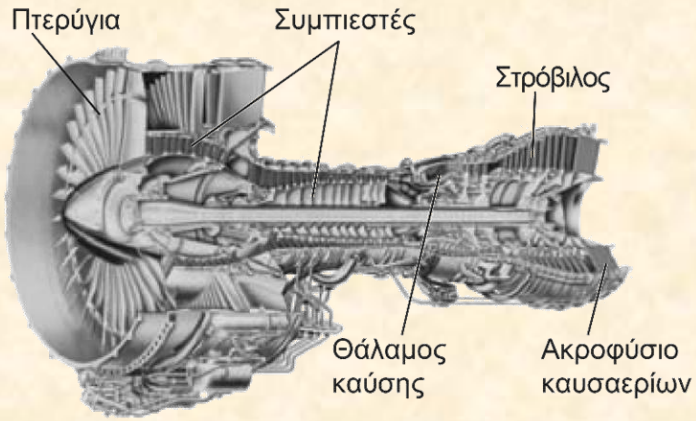
Στατική ενθαλπία: είναι η «συνήθης» ενθαλπία

Ισοζύγιο ενέργειας (χωρίς αλληλεπιδράσεις έργου, χωρίς μεταβολή της κινητικής ή της δυναμικής ενέργειας):

$$h_1 + \frac{V_1^2}{2} = h_2 + \frac{V_2^2}{2} \rightarrow h_{01} = h_{02}$$

Σταθεροποιημένη ροή ρευστού μέσω αδιαβατικού αγωγού.

(α)



(β)

Οι αεροπορικοί κινητήρες κι οι αεριωθούμενοι κινητήρες διακινούν ρευστό υπό υψηλές ταχύτητες, επομένως κατά την ανάλυσή τους επιβάλλεται η συμπερίληψη του όρου της κινητικής ενέργειας.

Αν το ρευστό ακινητοποιηθεί, το ισοζύγιο ενέργειας γράφεται:

$$h_1 + \frac{V_1^2}{2} = h_2 = h_{02}$$

Ενθαλπία ανακοπής: είναι η ενθαλπία του ρευστού, όταν αυτό ακινητοποιείται αδιαβατικά.

Κατά τη διάρκεια μιας διεργασίας ανακοπής, η κινητική ενέργειας του ρευστού μετατρέπεται σε ενθαλπία, γεγονός που αντικατοπτρίζεται σε αύξηση της θερμοκρασίας και της πίεσης του ρευστού.

Οι ιδιότητες ενός ρευστού σε κατάσταση ανακοπής καλούνται **ιδιότητες ανακοπής** (θερμοκρασία ανακοπής, πίεση ανακοπής, πυκνότητα ανακοπής κ.λπ.).

Η κατάσταση ανακοπής συμβολίζεται με το δείκτη «0».

Ισεντροπική κατάσταση ανακοπής: αντιστοιχεί σε ανιστρεπτή και αδιαβατική διεργασία ανακοπής (δηλ, ισεντροπική).

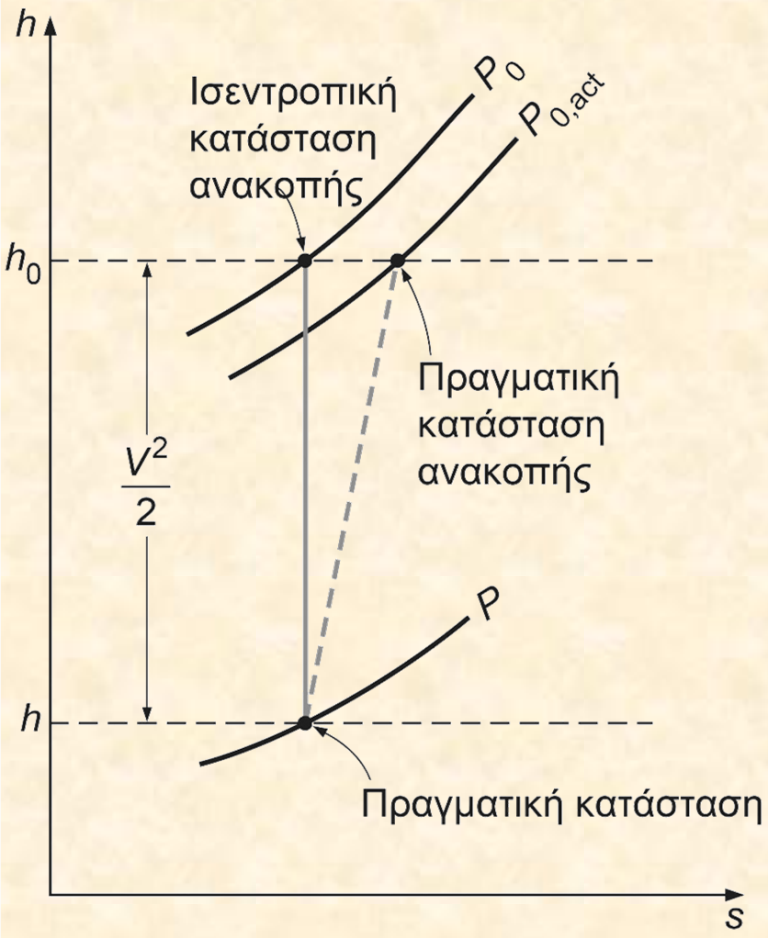
Οι διεργασίες ανακοπής συχνά προσεγγίζονται ως ισεντροπικές, οι δε ισεντροπικές ιδιότητες ανακοπής αναφέονται απλώς ως ιδιότητες ανακοπής.

Όταν το ρευστό θεωρείται *ιδανικό αέριο* με σταθερές ειδικές θερμότητες:

$$c_p T_0 = c_p T + \frac{V^2}{2} \quad \rightarrow \quad T_0 = T + \frac{V^2}{2c_p}$$

Η T_0 καλείται **θερμοκρασία ανακοπής** (ή **ολική θερμοκρασία**) και αντιστοιχεί στη θερμοκρασία, την οποία επιτυγχάνει ένα ιδανικό αέριο όταν ακινητοποιείται αδιαβατικά.

Ο όρος $V^2/2c_p$ αντιστοιχεί στη θερμοκρασιακή αύξηση λόγω αυτής της διεργασίας και καλείται **δυναμική θερμοκρασία**.



Πραγματική κατάσταση, πραγματική κατάσταση ανακοπής, ισεντροπική κατάσταση ανακοπής σε διάγραμμα h-s.

Η πίεση του ρευστού, καθώς αυτό ακινητοποιείται ισεντροπικά, καλείται **πίεση ανακοπής** P_0.

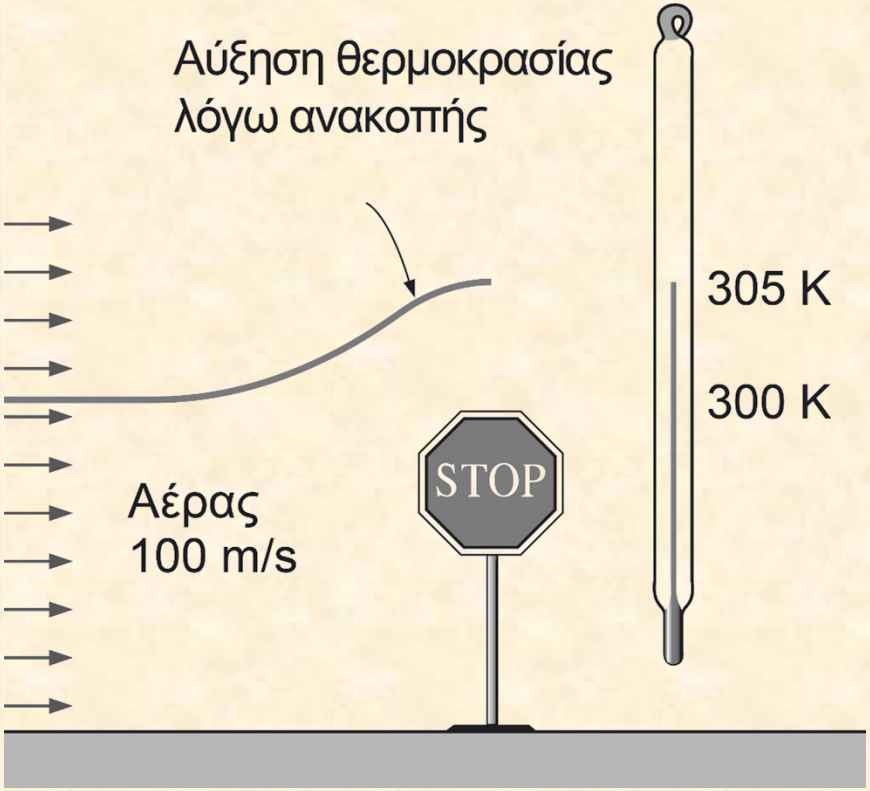
$$\frac{P_0}{P} = \left(\frac{T_0}{T}\right)^{k/(k-1)}$$

Πυκνότητα ανακοπής ρ_0

$$\rho = 1/v$$

$$Pv^k = P_0 v_0^k$$

$$\frac{\rho_0}{\rho} = \left(\frac{T_0}{T}\right)^{1/(k-1)}$$



Η θερμοκρασία ενός ιδανικού αερίου, το οποίο ρέει με ταχύτητα u, όταν ακινητοποιηθεί αυξάνεται κατά $u^2/2c_p$.

Όταν χρησιμοποιούνται ενθαλπίες ανακοπής, το ισοζύγιο ενέργειας για ένα ρεύμα σταθεροποιημένης ροής γράφετα:

$$\dot{E}_{\text{in}} = \dot{E}_{\text{out}}$$

$$q_{\text{in}} + w_{\text{in}} + (h_{01} + gz_1) = q_{\text{out}} + w_{\text{out}} + (h_{02} + gz_2)$$

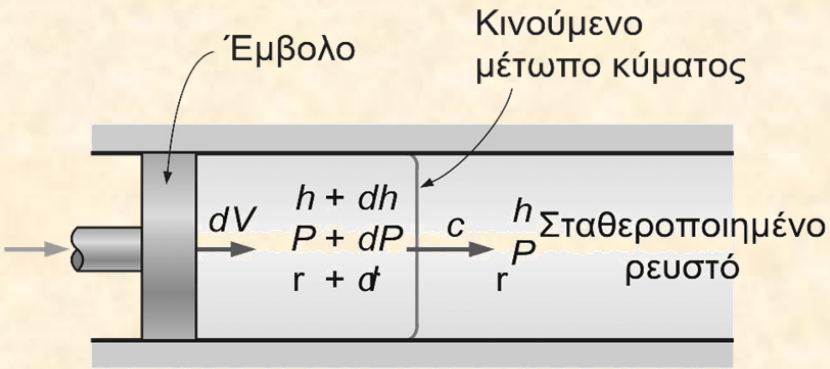
Όταν το ρευστό θεωρείται *ιδανικό αέριο* με σταθερές ειδικές θερμότητες

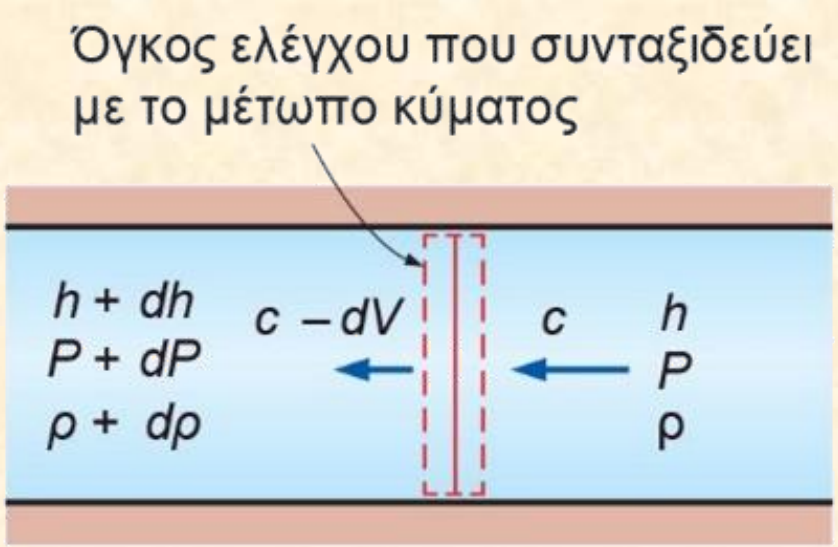
$$(q_{\text{in}} - q_{\text{out}}) + (w_{\text{in}} - w_{\text{out}}) = c_p(T_{02} - T_{01}) + g(z_2 - z_1)$$

Ταχύτητα του ήχου & αριθμός Mach

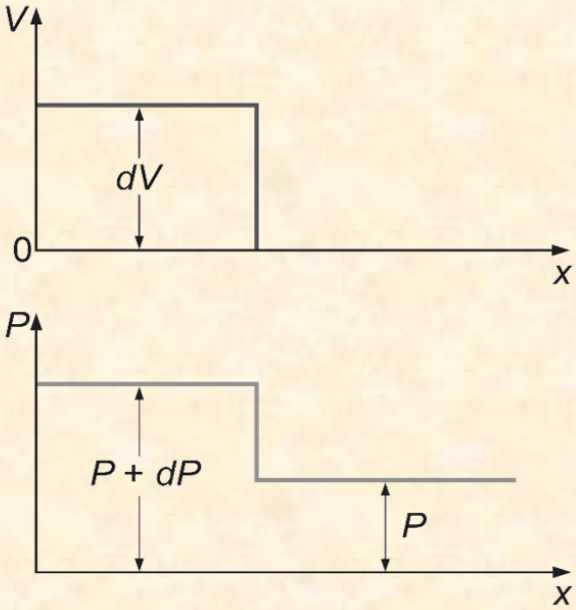
Ταχύτητα του ήχου: Η ταχύτητα, υπό την οποία ταξιδεύει εντός ενός μέσου ένα απειροστά μικρό κύμα πίεσης.

Για να γράψουμε μια σχέση για την ταχύτητα του ήχου σε ένα μέσο, θεωρούμε τα συστήματα των σχημάτων αυτής της διαφάνειας.





Όγκος ελέγχου που μετακινείται μαζί με το μικρό κύμα πίεσης κατά μήκος αγωγού



Διάδοση μικρού κύματος πίεσης κατά μήκος αγωγού

$$c^2 = k\left(\frac{\partial P}{\partial \rho}\right)_T$$

Ταχύτητα του ήχου

Σε ιδανικό αέριο: $P = \rho R T$

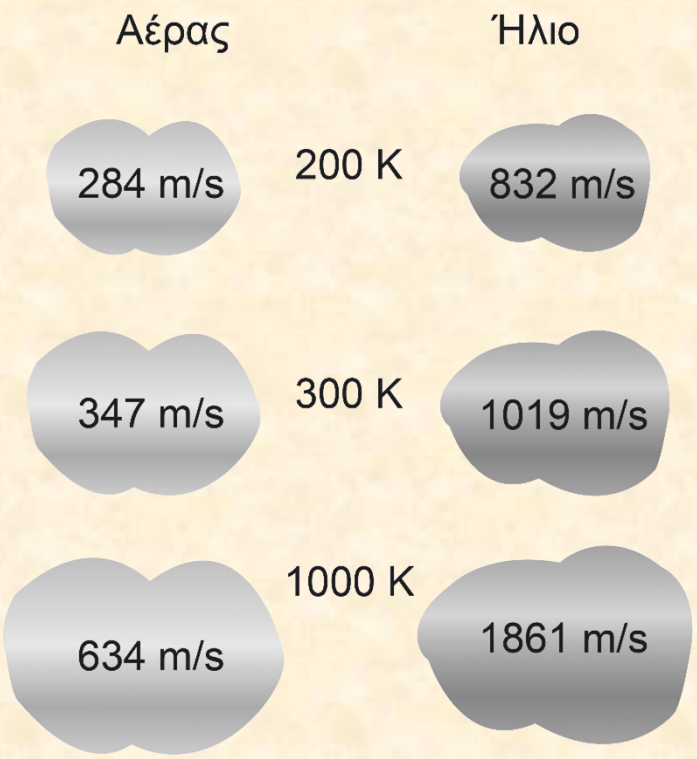
$$c^2 = k\left(\frac{\partial P}{\partial \rho}\right)_T = k\left[\frac{\partial(\rho R T)}{\partial \rho}\right]_T = kRT$$

$$c = \sqrt{kRT}$$

$$\mathrm{Ma} = \frac{V}{c}$$

Αριθμός Mach

Ο αριθμός Mach Μπορεί να διαφέρει σε διαφορετικές θερμοκρασίες, ακόμη κι αν η ταχύτητα είναι η ίδια



Η ταχύτητα του ήχου εξαρτάται από τη θερμοκρασία και το είδος του ρευστού

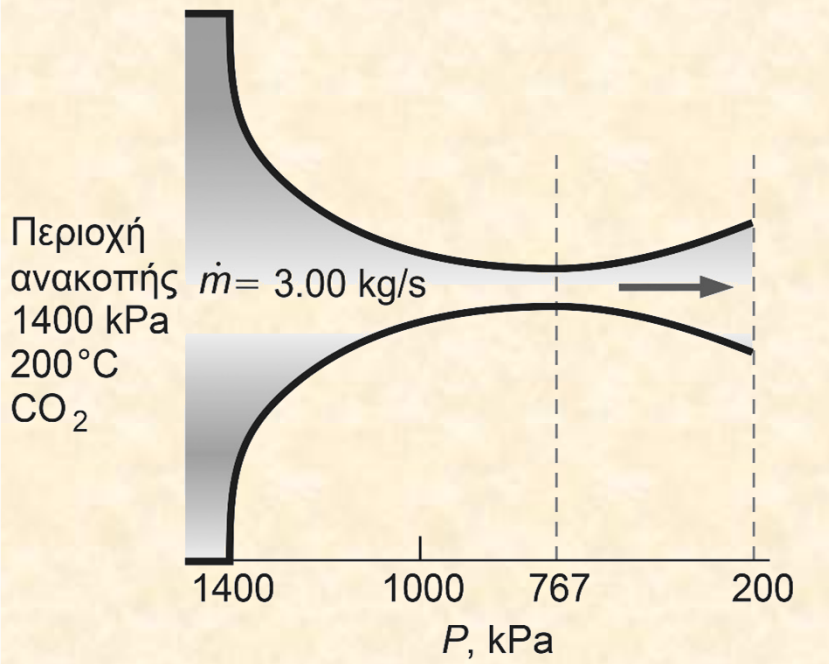
Ma = 1	Ηχητική ροή
Ma < 1	Υποηχητική ροή
Ma > 1	Υπερηχητική ροή
Ma >> 1	Υπερυπερηχητική ροή
Ma ≅ 1	Διηχητική ροή

Η ταχύτητα του ήχου στον αέρα αυξάνεται με τη θερμοκρασία. Υπό συνήθεις θερμοκρασίες περιβάλλοντος, η ταχύτητα του αέρα είναι περίπου 340m/s (χοντρικά, δηλαδή, η βροντή μιας αστραπής διανύει περίπου 1km σε 3΄΄). Αν δείτε μια αστραπή και ακούσετε τη βροντή μετά από 3΄΄, τότε η καταιγίδα είναι κοντά και μάλλον πρέπει να καταφύγετε σε κάποιον εσωτερικό χώρο.

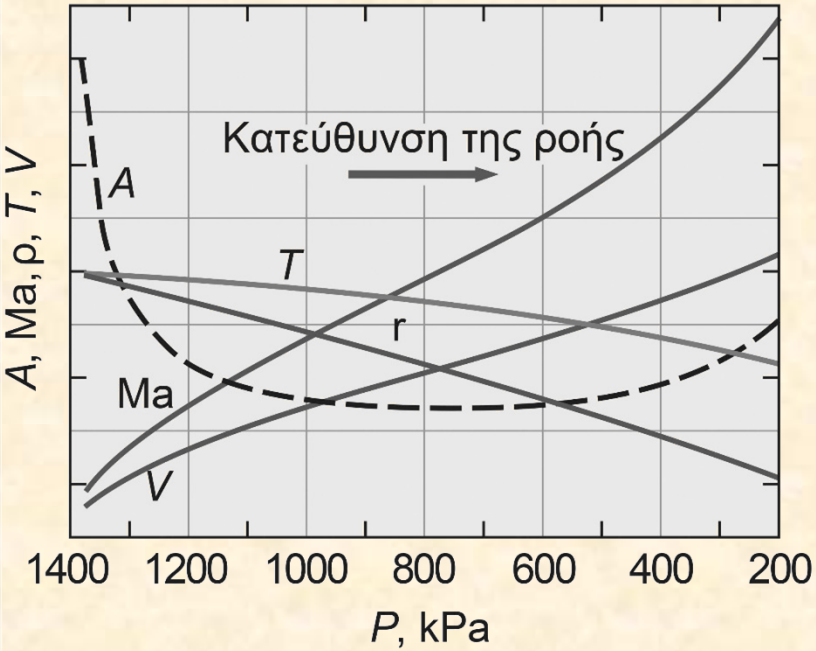
1Δ ισεντροπική ροή

Κατά τη διάρκεια ροής ρευστού από συσκευές όπως διαχύτες, ακροφύσια και πτερύγια στροβίλων, τα χαρακτηριστικά μεγέθη της ροής μεταβάλλονται κυρίως κατά την κατεύθυνση της ροής, ώστε αυτή να μπορεί με καλή ακρίβεια να θεωρηθεί ως 1Δ ισεντροπική.

Παράδειγμα:



Συγκλίνον – αποκλίνον ακροφύσιο



Μεταβολή των κανονικοποιημένων ιδιοτήτων του ρευστού και της διατομής κατά μήκος ενός συγκλίνοντος – αποκλίνοντος ακροφυσίου, καθώς η πίεση ελαττώνεται από τα 1400kPa στα 200kPa.

Πίνακας 17-1: *Μεταβολή των ιδιοτήτων του ρευστού κατά διεύθυνση της ροής εντός αγωγού που περιγράφεται στο Παράδειγμα 17-3 για* $\dot{m}$ = 3 kg/sec = *σταθερή*

P, kPa	T, K	v, m/s	ρ, kg/m^3	c, m/s	A, cm^2	Ma
1.400	473	0,0	15,70	339,4	∞	0
1.200	457	164,5	13,90	333,6	13,10	0,493
1.000	439	240,7	12,10	326,9	10,30	0,736
800	417	306,6	10,10	318,8	9,64	0,962
767*	413	317,2	9,82	317,2	9,63	1,000
600	391	371,4	8,12	308,7	10,00	1,203
400	357	441,9	5,93	295,0	11,50	1,498
200	306	530,9	3,46	272,9	16,30	1,946

*767 kPa είναι η κρίσιμη πίεση όπου ο τοπικός αριθμός Mach ισούται με την μονάδα.

Η διατομή μειώνεται, μειούμενης ταυτόχρονα και της πίεσης ως μια τιμή κρίσιμης πίεσης (Ma = 1) και μετά αρχίζει να αυξάνεται, ενώ η πίεση συνεχίζει να μειώνεται.

Ο αριθμός Mach είναι 1 στην περιοχήγ της μικρότερης διατομής, που καλείται **λαιμός**.

Η ταχύτητα του ρευστού συνεχίζει να αυξάνεται μετά το λαιμό, μολονότι η διατομή της ροής αυξάνεται σημαντικά μετά από το λαιμό.

Αυτή η αύξηση της ταχύτητας μετά το λαιμό οφείλεται στην δραματική μείωση της πυκνότητας του ρευστού.

Η διατομή που απεικονίζεται στο κάτω σχήμα πρώτα σμικρύνεται και μετά διευρύνεται. Τέτοιες συσκευές καλούνται **συγκλίνοντα – αποκλίνοντα ακροφύσια**.

Αυτά τα ακροφύσια χρησιμοποιούνται για να επιταχύνουν αέρια σε υπερηχητικές ταχύτητες και δεν πρέπει να συγχέονται με τα *ακροφύσια Venturi*, τα οποία χρησιμοποιούνται αυστηρά για ασυμπίεστες ροές.

Η μικρότερη διατομή ενός ακροφυσίου καλείται «λαιμός»

Μεταβολή της ταχύτητας του ρευστού με τη διατομή

Σχέση ανάμεσα στην πίεση, τη θερμοκρασία, την πυκνότητα, την ταχύτητα, τη διατομή και τον αριθμό Mach για μονοδιάστατη ισεντροπική ροή:

$$\frac{dA}{A} = \frac{dP}{\rho V^2}(1 - \mathrm{Ma}^2)$$

Σε υποηχητικές ταχύτητες, η πίεση μειώνεται σε συγκλίνοντα υποηχητικά ακροφύσια και αυξάνεται σε αποκλίνοντες υποηχητικούς διαχύτες.

Σε υπερηχητικές ταχύτητες, η πίεση μειώνεται σε αποκλίνοντες αγωγούς (υπερηχητικά ακροφύσια) και αυξάνεται σε συγκλίνοντες αγωγού (υπερηχητικοί διαχύτες).

ΔΙΑΤΗΡΗΣΗ ΤΗΣ ΕΝΕΡΓΕΙΑΣ
(σταθεροποιημένη ροή, w=0, q=0, Δpe=0)

$$h_1 + \frac{V_1^2}{2} = h_2 + \frac{V_2^2}{2}$$

or

$$h + \frac{V^2}{2} = \text{σταθ.}$$

Διαφορίζοντας,

$$dh + V\,dV = 0$$

Επίσης, $T\,ds = dh - v\,dP$ (0 ισεντροπική)

$$dh = v\,dP = \frac{1}{\rho}\,dP$$

Αντικαθιστώντας,

$$\frac{dP}{\rho} + V\,dV = 0$$

Κατάστρωση της διαφορικής εξίσωση της ενέργειας για σταθεροποιημένη ισεντροπική ροή.

$$\frac{dA}{A} = -\frac{dV}{V}(1 - \mathrm{Ma}^2)$$

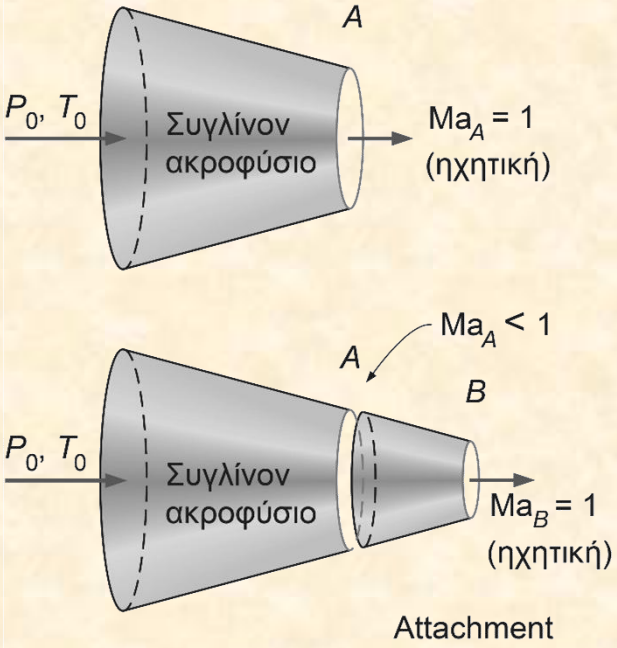
Αυτή η εξίσωση καθορίζει το σχήμα ενός ακροφυσίου ή ενός διαχύτη σε υποηχητική ή υπερηχητική ισεντροπική ροή.

Για υποηχητική ροή (Ma < 1),	$\frac{dA}{d\upsilon} < 0$
Για υπερηχητική ροή (Ma > 1),	$\frac{dA}{d\upsilon} > 0$
Για ηχητική ροή (Ma = 1),	$\frac{dA}{d\upsilon} = 0$

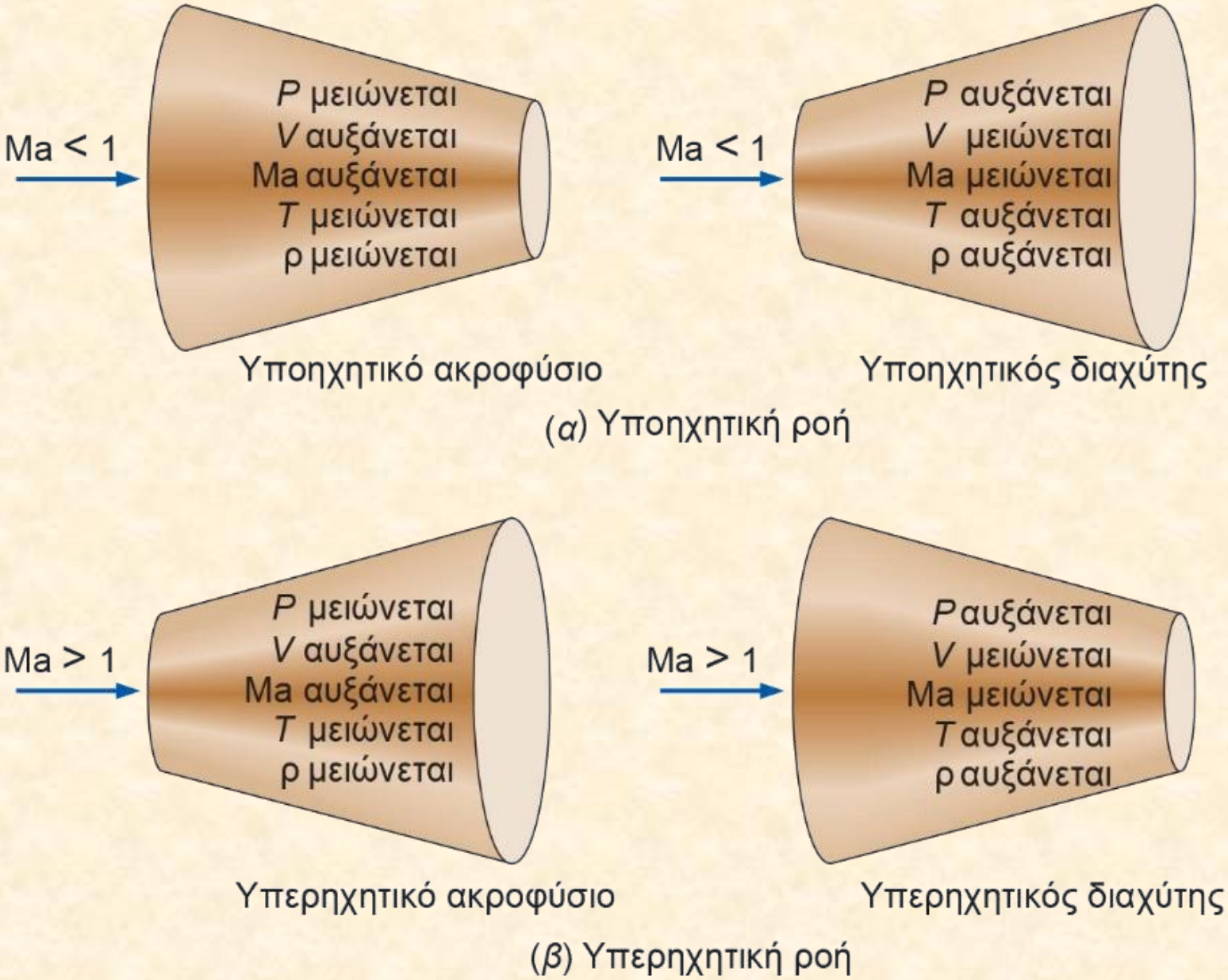
Το κατάλληλο σχήμα ακροφυσίου εξαρτάται από τη μέγιστη επιθυμητή ταχύτητα σε σχέση με την ταχύτητα του ήχου.

Για να επιταχύνουμε ένα ρευστό, πρέπει να χρησιμοποιήσουμε ένα συγκλίνον ακροφύσιο σε υποηχητικές ταχύτητες κι ένα αποκλίνον ακροφύσιο σε υπερηχητικές ταχύτητες.

Για να επιταχύνουμε ένα ρευστό σε υπερηχητική ταχύτητα, χρησιμοποιούμε ένα συγκλίνον – αποκλίνον ακροφύσιο.



Δε μπορούμε να πετύχουμε υπερηχητικές ταχύτητες προσαρτώντας ένας συγκλίνον πρόσθετο τμήμα (attachment) σε ένα συγκλίνον ακροφύσιο. Με τον τρόπο αυτό, μετακινείται μόνο η ηχητική διατομή μακρύτερα (κατάντι της ροής) και μειώνεται η παροχή μάζας.



Μεταβολή των ιδιοτήτων της ροής σε υποηχητικά & υπερηχητικά ακροφύσια και διαχύτες.

Σχέσεις ιδιοτήτων ισεντροπικής ροής ιδανικών αερίων

Σχέσεις ανάμεσα σε στατικές ιδιότητες και ιδιότητες ανακοπής ιδανικών αερίων με σταθερές ειδικές θερμότητες:

$$\frac{T_0}{T} = 1 + \left(\frac{k-1}{2}\right)\mathrm{Ma}^2$$

$$\frac{P_0}{P} = \left[1 + \left(\frac{k-1}{2}\right)\mathrm{Ma}^2\right]^{k/(k-1)}$$

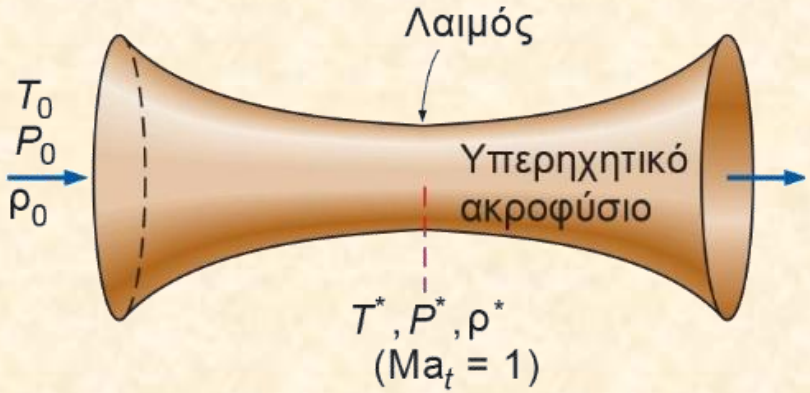
$$\frac{\rho_0}{\rho} = \left[1 + \left(\frac{k-1}{2}\right)\mathrm{Ma}^2\right]^{1/(k-1)}$$

$$\frac{T^*}{T_0} = \frac{2}{k+1}$$

$$\frac{P^*}{P_0} = \left(\frac{2}{k+1}\right)^{k/(k-1)}$$

$$\frac{\rho^*}{\rho_0} = \left(\frac{2}{k+1}\right)^{1/(k-1)}$$

Κρίσιμοι λόγοι (Ma=1)



Όταν Ma = 1, οι ιδιότητες στο λαιμό του ακροφυσίου είναι οι κρίσιμες ιδιότητες.

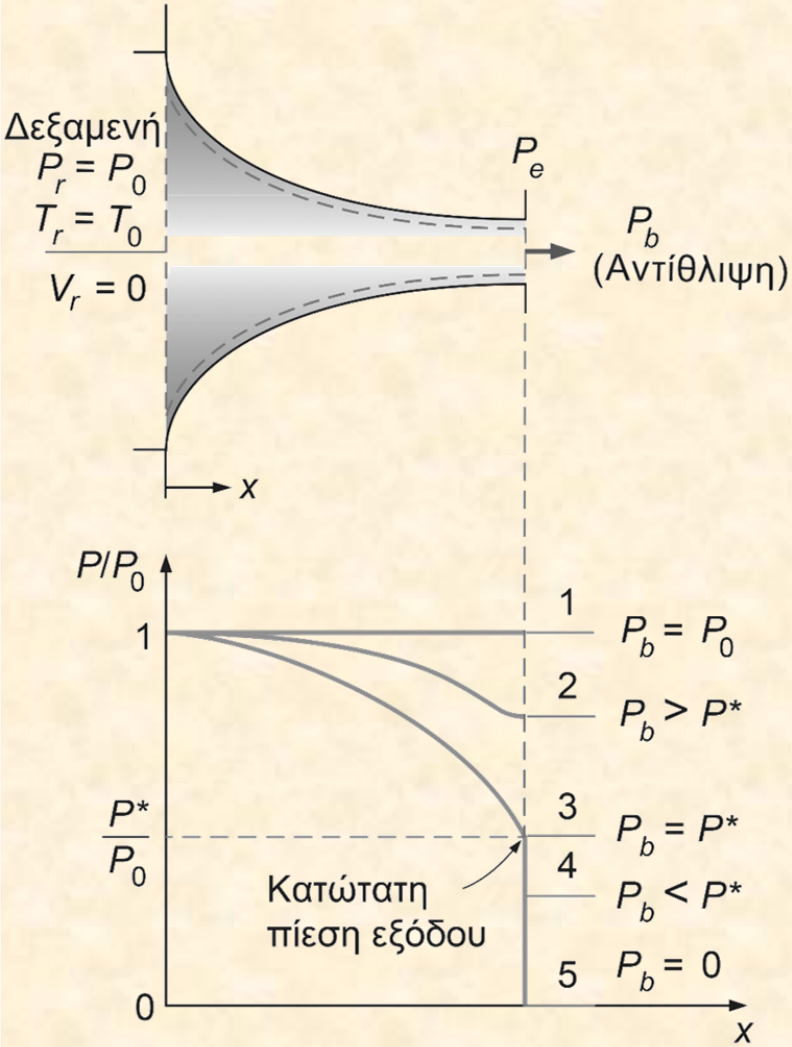
Πίνακας 17-2: *Οι λόγοι της κρίσιμης πίεσης, της κρίσιμης θερμοκρασίας και της κρίσιμης πυκνότητας για ισεντροπική ροή ορισμένων ιδανικών αερίων*

	Υπέρθερμος ατμός, $k = 1{,}3$	*Θερμά προϊόντα της καύσης,* $k = 1{,}33$	*Αέρας,* $k = 1{,}4$	*Μονατομικά αέρια,* $k = 1{,}667$
P^*/P_0	0,5457	0,5404	0,5283	0,4871
T^*/T_0	0,8696	0,8584	0,8333	0,7499
ρ^*/ρ_0	0,6276	0,6295	0,6340	0,6495

Ισεντροπική ροή από ακροφύσια

Τα συγκλίνοντα ή συγκλίνοντα – αποκλίνοντα ακροφύσια χρησιμοποιούνται σε ατμοστροβίλου και αεριοστροβίλους, καθώς επίσης και σε αεροπορικές και αεροδιαστημικές προωθητικές μηχανές.

Εδώ μελετούμε την επίδραση της **αντίθλιψης** (δηλ., της πίεσης που επενεργεί στην «εξαγωγή» του ακροφυσίου) στην ταχύτητα εξόδου, στην παροχή μάζας και στην κατανομή της πίεσης κατά μήκος του ακροφυσίου.



Επίδραση της αντίθλιψης στην κατανομή της πίεσης κατά μήκος ενός συγκλίνοντος ακροφυσίου

Συγκλίνοντα ακροφύσια

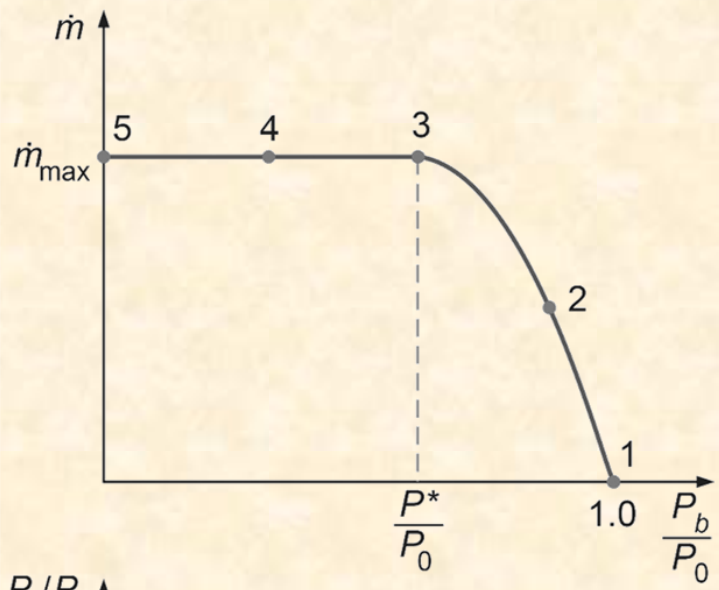
Παροχή μάζας μέσω ακροφυσίου:

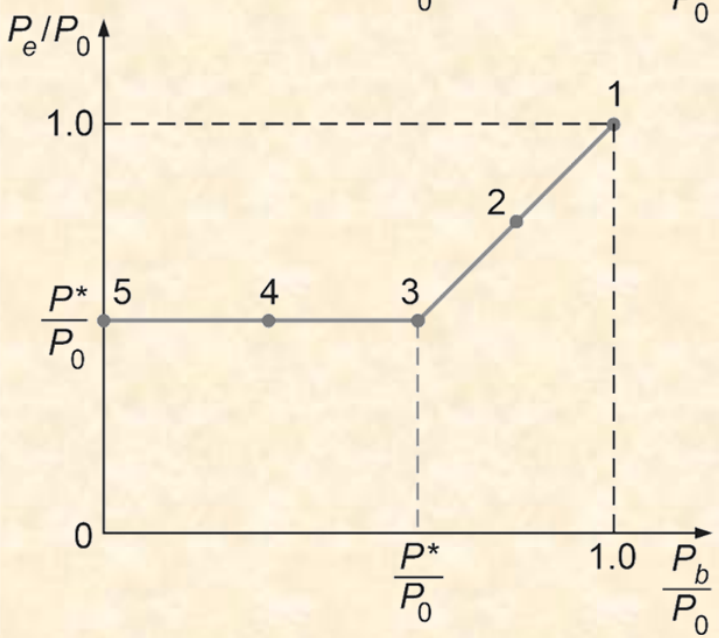
$$\dot{m} = \frac{A\mathrm{Ma}P_0\sqrt{k/(RT_0)}}{[1 + (k-1)\mathrm{Ma}^2/2]^{(k+1)/[2(k-1)]}}$$

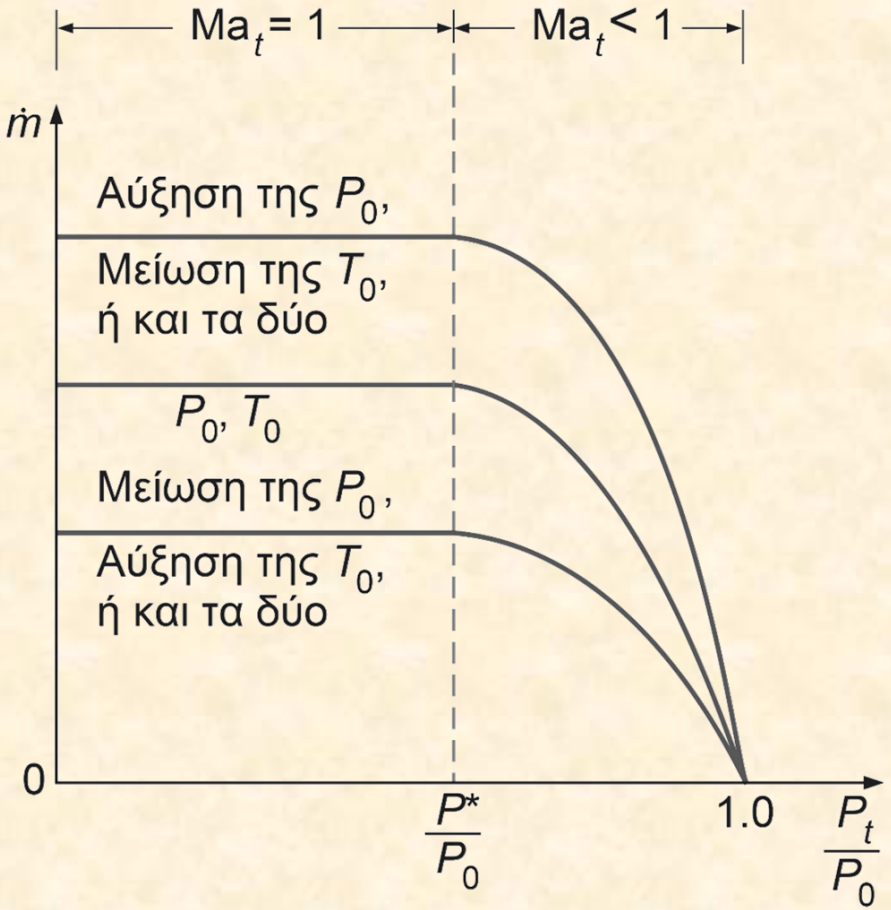
Μέγιστη παροχή μάζας

$$\dot{m}_{\max} = A^*P_0\sqrt{\frac{k}{RT_0}}\left(\frac{2}{k+1}\right)^{(k+1)/[2(k-1)]}$$

$$P_e = \begin{cases} P_b & \text{για } P_b \geq P^* \\ P^* & \text{για } P_b < P^* \end{cases}$$







Μεταβολή της παροχής μάζας μέσω ενός ακροφυσίου, συναρτήσει των ιδιοτήτων ανακοπής στο σημείο εισόδου.

Επίδραση της αντίθλιψης στην παροχή μάζας και στην πίεση εξόδου ενός συγκλίνοντος ακροφυσίου.

$$\frac{A}{A^*} = \frac{1}{\mathrm{Ma}}\left[\left(\frac{2}{k+1}\right)\left(1 + \frac{k-1}{2}\mathrm{Ma}^2\right)\right]^{(k+1)/[2(k-1)]}$$

$$\mathrm{Ma}^* = \frac{V}{c^*} \qquad \mathrm{Ma}^* = \frac{V}{c}\frac{c}{c^*} = \frac{\mathrm{Ma}c}{c^*} = \frac{\mathrm{Ma}\sqrt{kRT}}{\sqrt{kRT^*}} = \mathrm{Ma}\sqrt{\frac{T}{T^*}}$$

$$\mathrm{Ma}^* = \mathrm{Ma}\sqrt{\frac{k+1}{2 + (k-1)\mathrm{Ma}^2}}$$

Ma* είναι η τοπική ταχύτητα, αδιαστατοποιημένη ως προς την ταχύτητα του ήχου στο *λαιμό*.

Ma είναι η τοπική ταχύτητα, αδιαστατοποιημένη ως προς την *τοπική* ταχύτητα του ήχου.

Ma	Ma*	$\frac{A}{A^*}$	$\frac{P}{P_0}$	$\frac{\rho}{\rho_0}$	$\frac{T}{T_0}$
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
0.90	0.9146	1.0089	0.5913	⋮	⋮
1.00	1.0000	1.0000	0.5283	⋮	⋮
1.10	1.0812	1.0079	0.4684	⋮	⋮
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮

Για λόγους ευχρηστίας, στον Πίνακα Α-32 παρατίθενται διάφοροι λόγοι ιδιοτήτων για ισεντροπική ροή μέσω ακροφυσίων και διαχυτών για k = 1,4/.

Συγκλίνοντα – αποκλίνοντα ακροφύσια

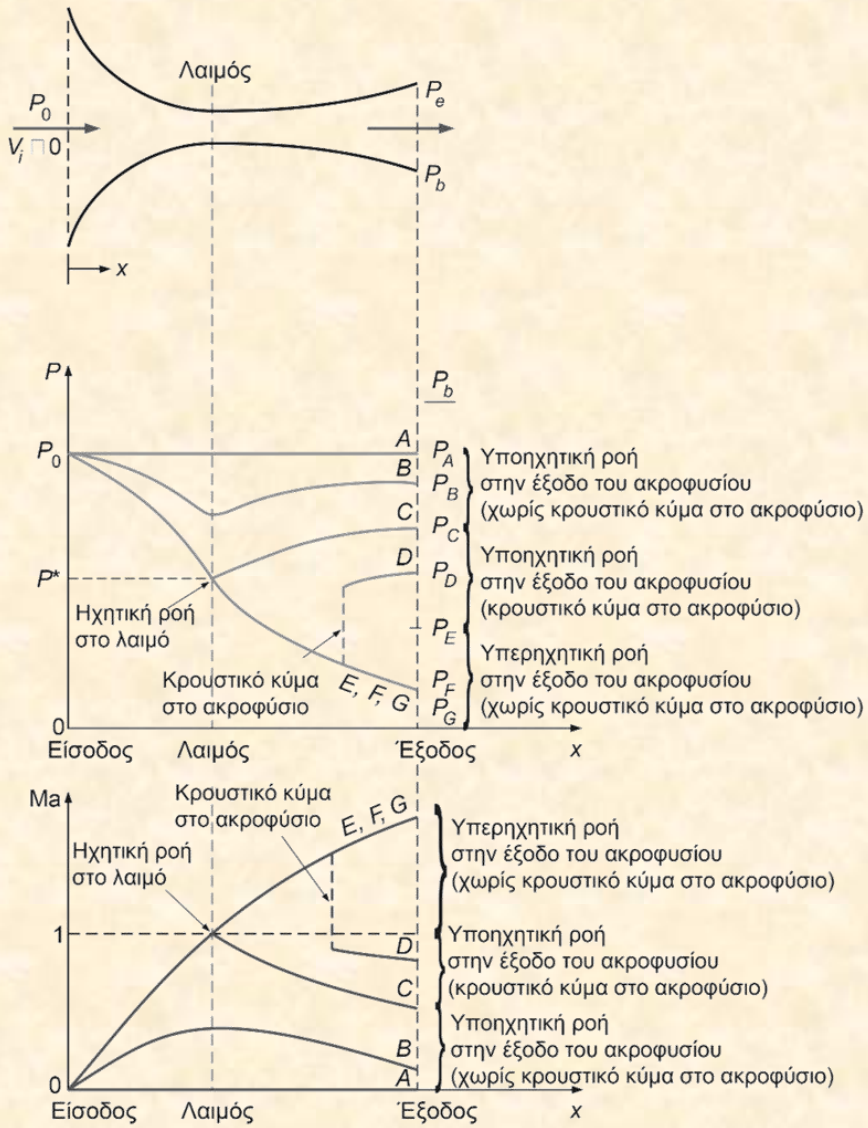
Η μέγιστη ταχύτητα σε ένα συγκλίνον ακροφύσιο περιορίζεται από την ταχύτητα του ήχου (Ma = 1), η οποία επιτυγχάνεται στο λαιμό του ακροφυσίου.

Η επιτάχυνση της ροής σε υπερηχητικές ταχύτητες (Ma > 1) επιτυγχάνεται μόνο με την προσάρτηση ενός αποκλίνοντας στο λαιμό ενός υποηχητικού ακροφυσίου (ώστε να προκύψει ένα συγκλίνον – αποκλίνον ακροφύσιο), το οποίο αποτελεί βασικό εξοπλισμό στα υπερηχητικά αεροσκάφη και στα προωθητικά των πυραύλων.

Τα συγκλίνοντα – αποκλίνοντα ακροφύσια χρησιμοποιούνται ευρέως στους πυραυλοκινητήρες για να παρέχουν μεγάλη ώση.

Όταν $P_b = P_0$ (περίπτωση *A*), δε θα υπάρχει ροή από το ακροφύσιο.

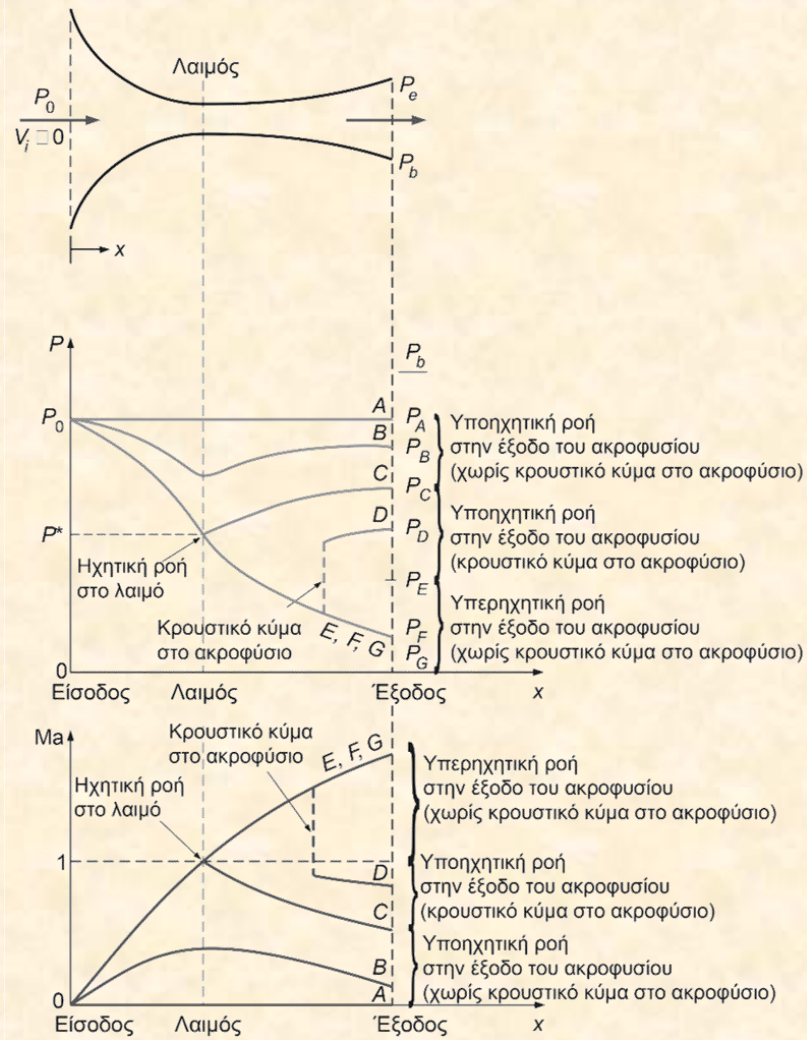
1. Όταν $P_0 > P_b > P_C$, η ροή παραμένει υποηχητική κι η παροχή μάζας είναι χαμηλότερη από εκείνη της στραγγαλισμένης ροής. Η ταχύτητα του ρευστού αυξάνεται στο συγκλίνον μέρος και μεγιστοποιείται στο λαιμό (αλλά είναι Ma < 1). Ωστόσο, το μεγαλύτερο μέρος της αύξησης της ταχύτητας χάνεται στο αποκλίνον τμήμα, το οποίο λειτουργεί ως διαχύτης. Η πίεση μειώνεται στο συγκλίνον μέρος, ελαχιστοποιείται στο λαιμό και αυξάνεται καθώς μειώνεται η ταχύτητα στο αποκλίνον μέρος.



Επίδραση της αντίθλιψης στη ροή μέσω συγκλίνοντος – αποκλίνοντος ακροφυσίου.

2. Όταν $P_b = P_C$, η πίεση στο λαιμό αγγίζει την τιμή P^* και το ρευστό επιτυγχάνει την ταχύτητα του ήχου. Όμως, το αποκλίνον μέρος συνεχίζει να λειτουργεί ως διαχύτης, επιβραδύνοντας το ρευστό σε υποηχητικές ταχύτητες. Συνεπώς, η παροχή μάζας που αυξανόταν με τη μείωση της P_b επίσης επιτυγχάνει τη μέγιστη τιμή της.

3. Όταν $P_C > P_b > P_E$, το ρευστό που επέτυχε ηχητική ταχύτητα στο λαιμό συνεχίζει να επιταχύνεται προς υπερηχητικές ταχύτητες στο αποκλίνον μέρος, καθώς η πίεση μειώνεται. Αυτή, ωστόσο, η επιτάχυνση διακόπτεται απότομα, καθώς ένα **κρουστικό κύμα** αναπτύσσεται σε μια διατομή ανάμεσα στο λαιμό και στην έξοδο της διάταξης που προκαλεί μια απότομη μείωση της ταχύτητας σε υποηχητικά επίπεδα και σε μια αύξηση της πίεσης. Το ρευστό μετά συνεχίζει να επιβραδύνεται στο υπόλοιπο μέρος αυτού του συγκλίνοντος – αποκλίνοντος ακροφυσίου.

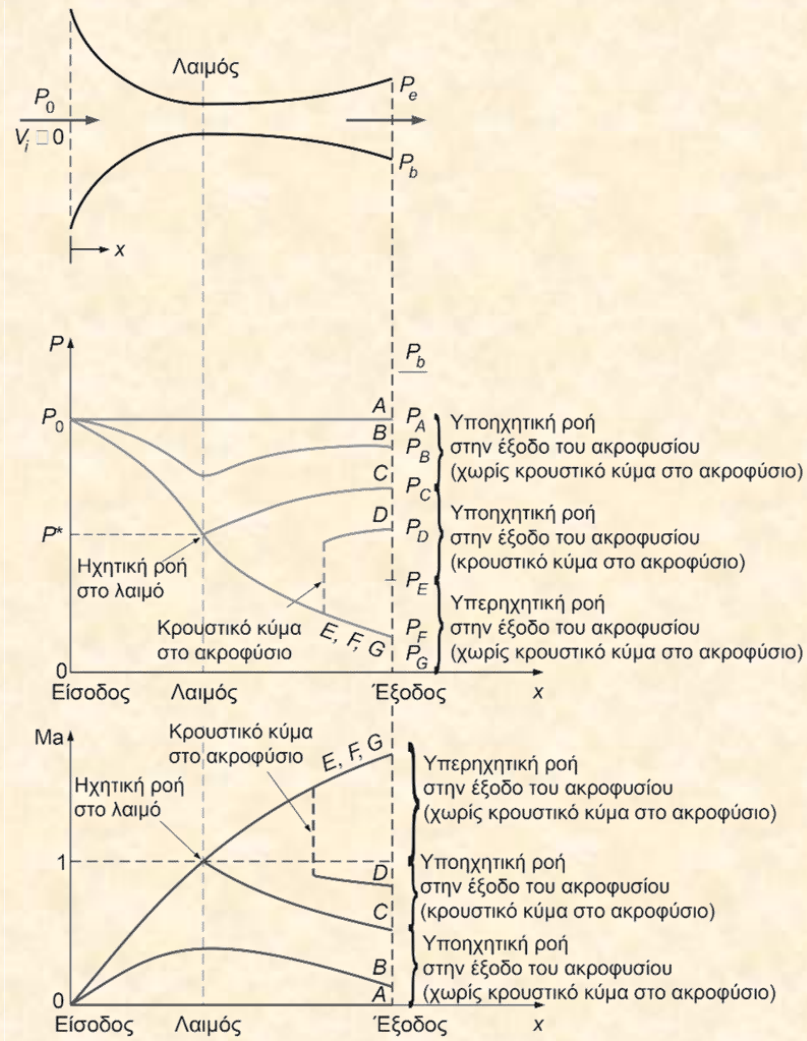


4. Όταν $P_E > Pb > 0$, η ροή στο αποκλίνον μέρος είναι υπερηχητική και το ρευστό εκτονώνεται σε πίεση P_F στην έξοδο του ακροφυσίου, χωρίς κάθετο κρουστικό κύμα εντός του ακροφυσίου. Έτσι, η ροή στο ακροφύσιο μπορεί να θεωρηθεί ως ισεντροπική.

Όταν $P_b = P_F$, δεν πραγματοποιούνται κρουστικά κύματα εντός ή εκτός του ακροφυσίου.

Όταν $P_b < P_F$, κατάντι της εξόδου του ακροφυσίου παρουσιάζονται μη αντιστρεπτά κύματα ανάμειξης κι εκτόνωσης.

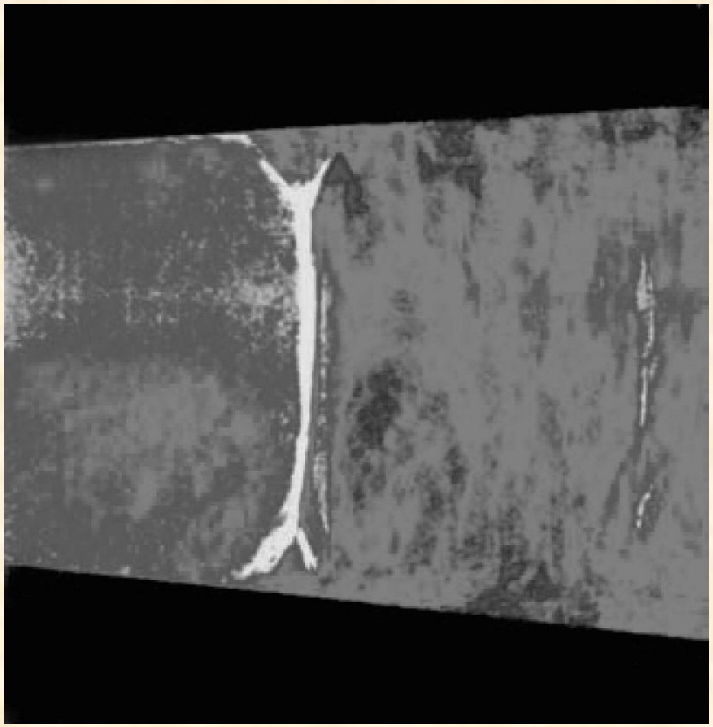
Όταν $P_b > P_F$, ωστόσο, η πίεση του ρευστού αυξάνεται από P_F σε P_b μη αντιστρεπτά, προκαλώντας *πλάγια κρουστικά κύματα*.



Κρουστικά κύματα & Κύματα εκτόνωσης

Για κάποιες τιμές της αντίθλιψης, παρατηρούνται απότομες μεταβολές των ιδιοτήτων του ρευστού σε μια πολύ λεπτή περιοχή του συγκλίνοντος – αποκλίνοντος ακροφυσίου, προκαλώντας ένα **κρουστικό κύμα**.

Θα μελετήσουμε τις συνθήκες, υπό τις οποίες αναπτύσσονται τα κρουστικά κύματα και το πώς επιδρούν στη ροή.



Εικόνα διαχωρισμού ενός κάθετου κρουστικού κύματος σε συγκλίνον – αποκλίνον ακροφύσιο. Ο αριθμός Mach στο ακροφύσιο στα αριστερά του κύματος είναι περίπου 1,3. Το οριακό στρώμα παραμορφώνει το σχήμα του κάθετου κρουστικού κύματος κοντά στα τοιχώματα, οδηγώντας σε διαχωρισμό της ροής ακριβώς κάτω από το κύμα.

Κάθετα κρουστικά κύματα

Κάθετα κρουστικά κύματα: είναι τα κρουστικά κύματα που αναπτύσσονται σε επίπεδο κάθετο προς τη διεύθυνση της ροής. Η ροή μέσω του κρουστικού κύματος είναι έντονα μη αντιστρεπτή.

Διατήρηση της μάζας

$$\rho_1 A V_1 = \rho_2 A V_2 \rightarrow \rho_1 V_1 = \rho_2 V_2$$

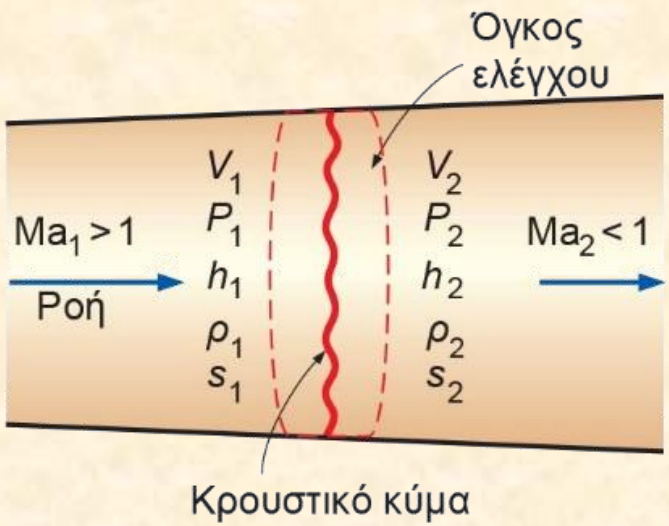
Διατήρηση της ενέργειας

$$h_1 + \frac{V_1^2}{2} = h_2 + \frac{V_2^2}{2} \rightarrow h_{01} = h_{02}$$

Διατήρηση της ορμής

$$A(P_1 - P_2) = \dot{m}(V_2 - V_1)$$

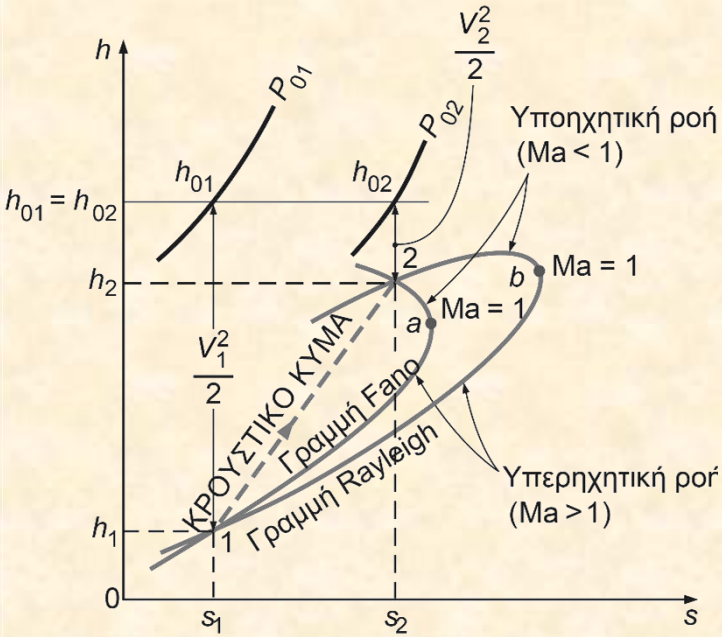
$$s_2 - s_1 \geq 0$$ Αύξηση της εντροπίας



Όγκος ελέγχου για ροή μέσω κάθετου κρουστικού κύματος.

Γραμμή Fanno: Συνδυάζοντας τις σχέσεις διατήρησης της μάζας και της ενέργειας σε μια μόνο εξίσωση και χαράσσοντάς την στο διάγραμμα *h-s*, προκύπτει μια καμπύλη. Η καμπύλη αυτή είναι ο γ.τ. των καταστάσεων που χαρακτηρίζονται από την ίδια τιμή ενθαλπίας ανακοπής και ροής μάζας ανά διατομή ροής.

Γραμμή Rayleigh: Συνδυάζοντας τις σχέσεις διατήρησης της μάζας και της ορμής σε μια μόνο εξίσωση και χαράσσοντάς την στο διάγραμμα *h-s*, προκύπτει μια καμπύλη.



Διάγραμμα h-s για ροή μέσω κάθετου κρουστικού κύματος.

Οι σχέσεις ανάμεσα στις διάφορες ιδιότητες πριν και μετά το κρουστικά κύμα για ιδανικό αέριο με σταθερές ειδικές θερμότητες είναι:

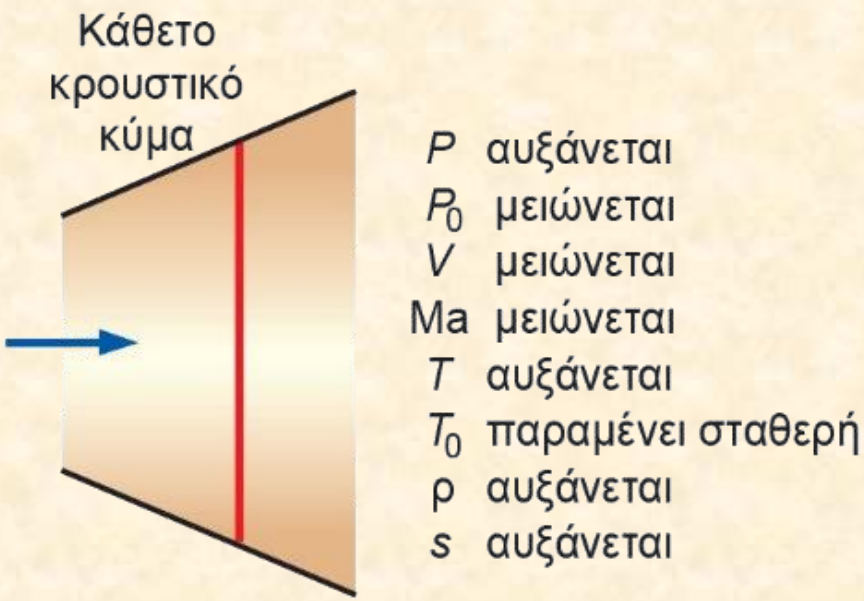
$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{P_2 V_2}{P_1 V_1} = \frac{P_2 \mathrm{Ma}_2 c_2}{P_1 \mathrm{Ma}_1 c_1} = \frac{P_2 \mathrm{Ma}_2 \sqrt{T_2}}{P_1 \mathrm{Ma}_1 \sqrt{T_1}} = \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^2 \left(\frac{\mathrm{Ma}_2}{\mathrm{Ma}_1}\right)^2$$

$$\frac{P_2}{P_1} = \frac{\mathrm{Ma}_1 \sqrt{1 + \mathrm{Ma}_1^2 (k-1)/2}}{\mathrm{Ma}_2 \sqrt{1 + \mathrm{Ma}_2^2 (k-1)/2}}$$

Για διάφορες ιδιότητες ροής μέσω του κύματος, βλ. Πίνακα Α - 33.

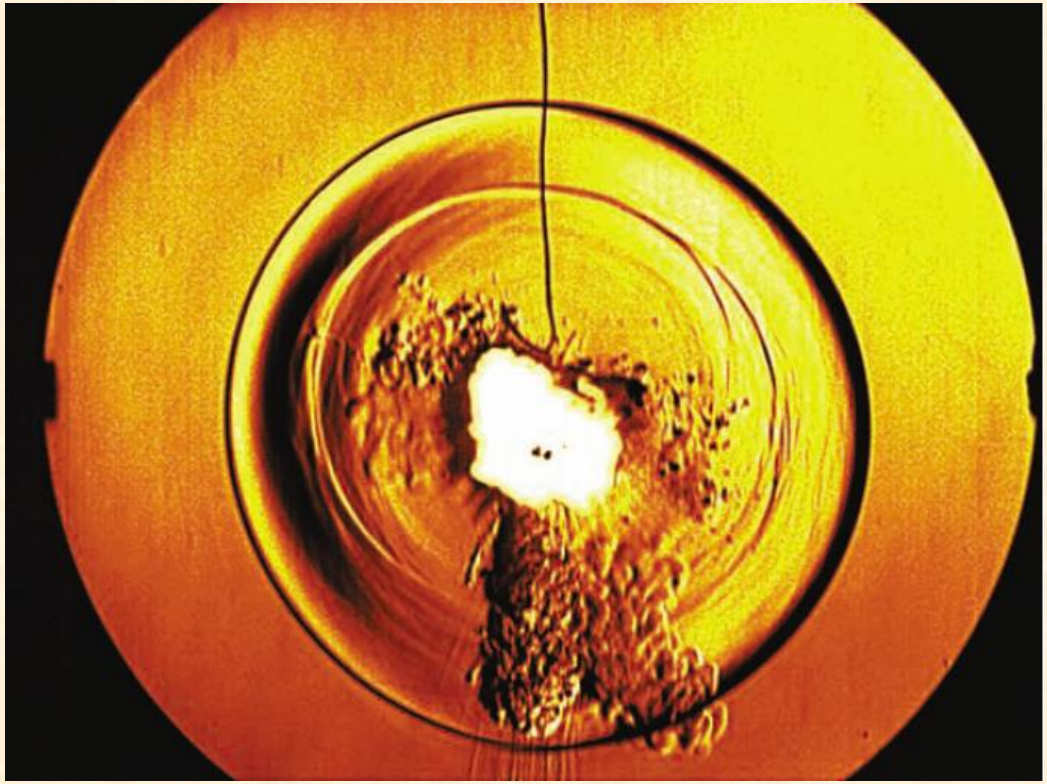
$$\mathrm{Ma}_2^2 = \frac{\mathrm{Ma}_1^2 + 2/(k-1)}{2\mathrm{Ma}_1^2 k/(k-1) - 1}$$

Η σχέση αυτή αντιστοιχεί στα σημεία τομής των γραμμών Fanno και Rayleigh.

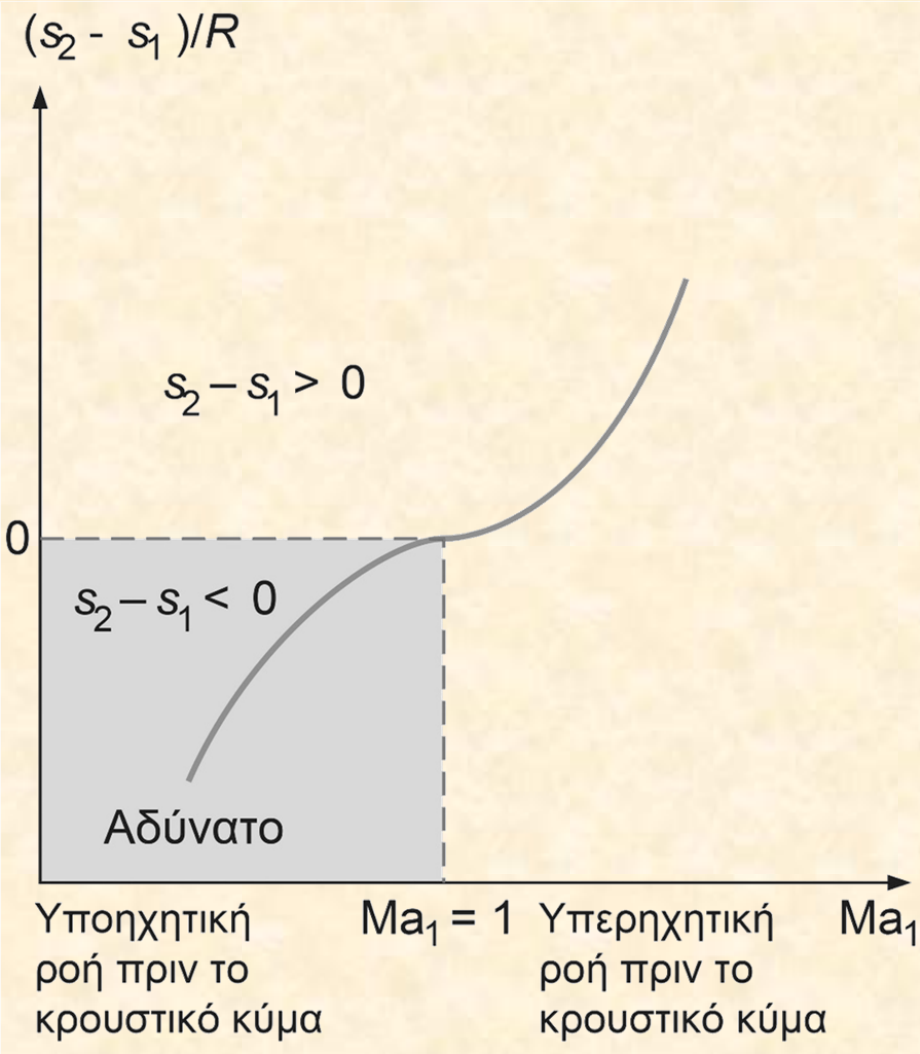


Μεταβολή των ιδιοτήτων της ροής κατά μήκος ενός κάθετου κρουστικού κύματος.

Ο αεραγωγός εισαγωγής ενός υπερηχητικού πολεμικού αεροσκάφους σχεδιάζεται κατά τρόπον ώστε το κρουστικό κύμα που δημιουργείται στην εισαγωγή να επιβραδύνει τον αέρα σε υποηχητικές ταχύτητες, αυξάνοντας την πίεση και τη θερμοκρασία του αέρα, προτού αυτός εισέλθει στον κινητήρα.



Διαχωρισμός του εκρηκτικού κύματος που παράγεται από την έκρηξη ενός πυροτεχνήματος που πυροδοτείται εντός μεταλλικού κουτιού τοποθετημένου σε μια βάση. Το κρουστικό κύμα διαστέλλεται ακτινικά εξωτερικά προς όλες τις κατευθύνσεις με υπερηχητική ταχύτητα, η οποία ελαττώνεται όσο αυξάνεται η ακτίνα από το κέντρο της έκρηξης.



Μεταβολή της εντροπίας κατά μήκος κάθετου κρουστικού κύματος

$$s_2 - s_1 = c_p \ln \frac{T_2}{T_1} - R \ln \frac{P_2}{P_1}$$

Εφ' όσον η ροή κατά μήκος του κύματος είναι αδιαβατική και αντιστρεπτή, θα πρέπει, βάσει του Δευτέρου Νόμου, μέσω του κύματος να αυξηθεί η εντροπία.

Έτσι, ένα κρουστικό κύμα δε μπορεί να υφίσταται για $Ma_1 < 1$, που θα οδηγούσε σε μείωση της εντροπίας.

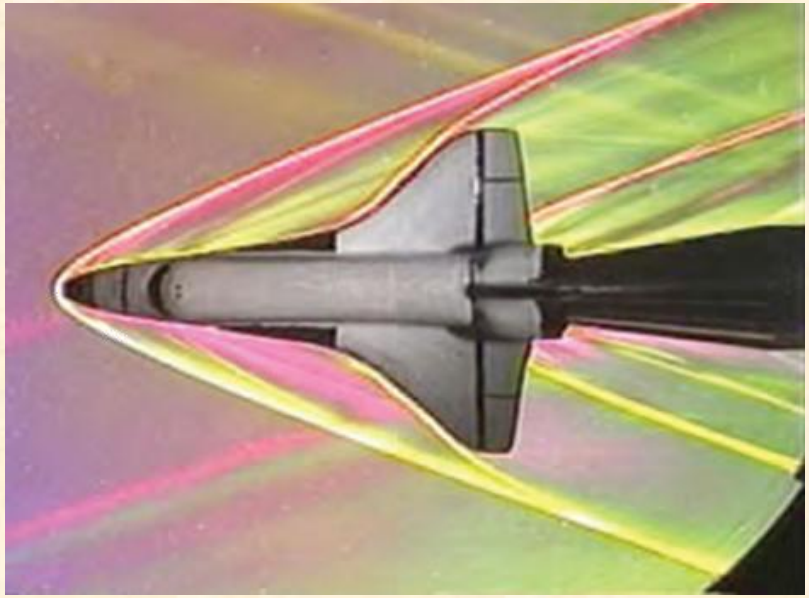
Για αδιαβατικές ροές, τα κρουστικά κύματα μπορεί να υφίστανται μόνο σε υπερηχητικές ροές ($Ma_1 > 1$).

Όταν ένας θηριοδαμαστής τινάζει το μαστίγιό του, στην άκρη του μαστιγίου σχηματίζεται ένα ασθενές σφαιρικό κρουστικό κύμα που εξαπλώνεται ακτινικά. Η πίεση στο εσωτερικό του διαστελλόμενου κρουστικού κύματος είναι υψηλότερη του περιβάλλοντος, γεγονός που προκαλεί κρότο, όταν το κύμα φτάσει στο αυτί του λιονταριού.

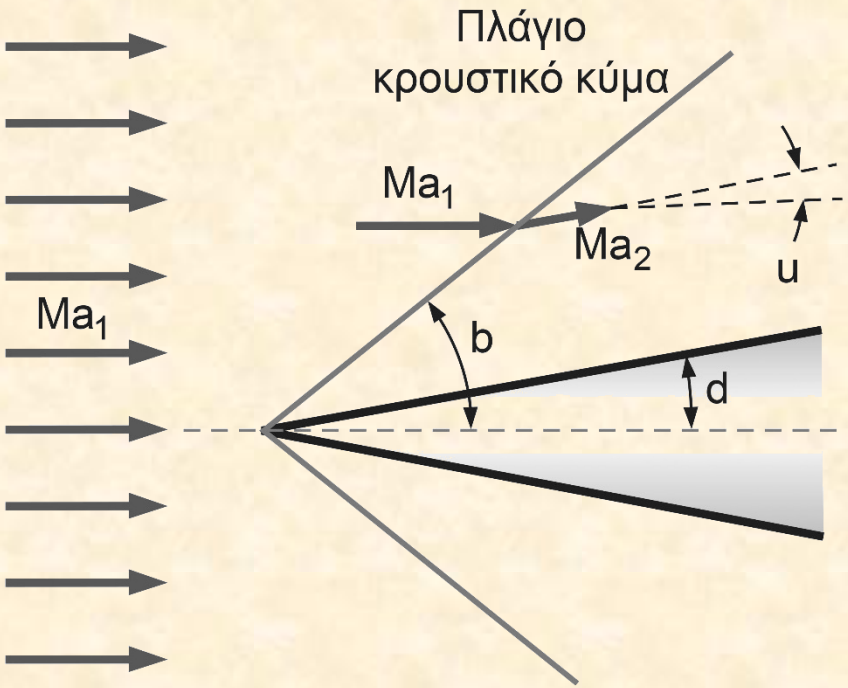
Πλάγια κρουστικά κύματα

Όταν ένα διαστημικό λεωφορείο πετάει στην ατμόσφαιρα με υπερηχητική ταχύτητα, προκαλεί ένα σύνθετο σχήμα κρουστικών κυμάτων, που αποτελείται από κεκλιμένα κρουστικά κύματα, που καλούνται **πλάγια κρουστικά κύματα**.

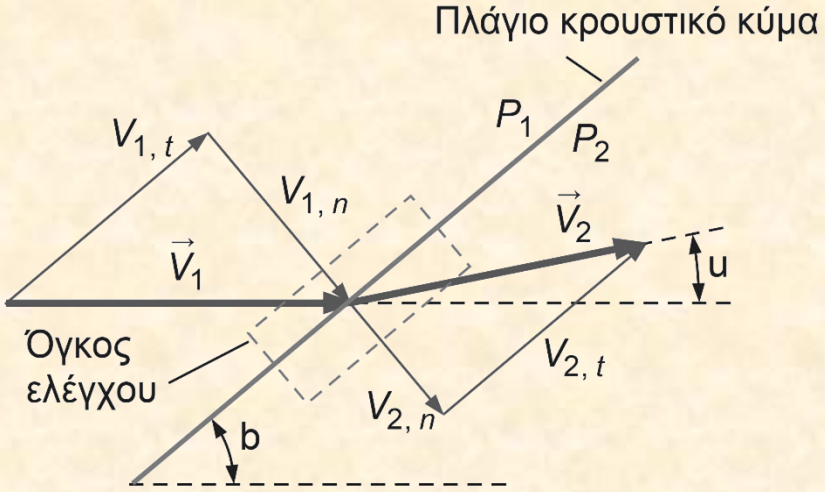
Μερικά τμήματα ενός πλάγιου κρουστικού κύματος είναι καμπύλα, ενώ άλλα είναι ευθύγραμμα.



Πλάγια κρουστικά κύματα στον αέρα που περιβάλλει μοντέλο του διαστημικού λεωφορείου Orbiter.

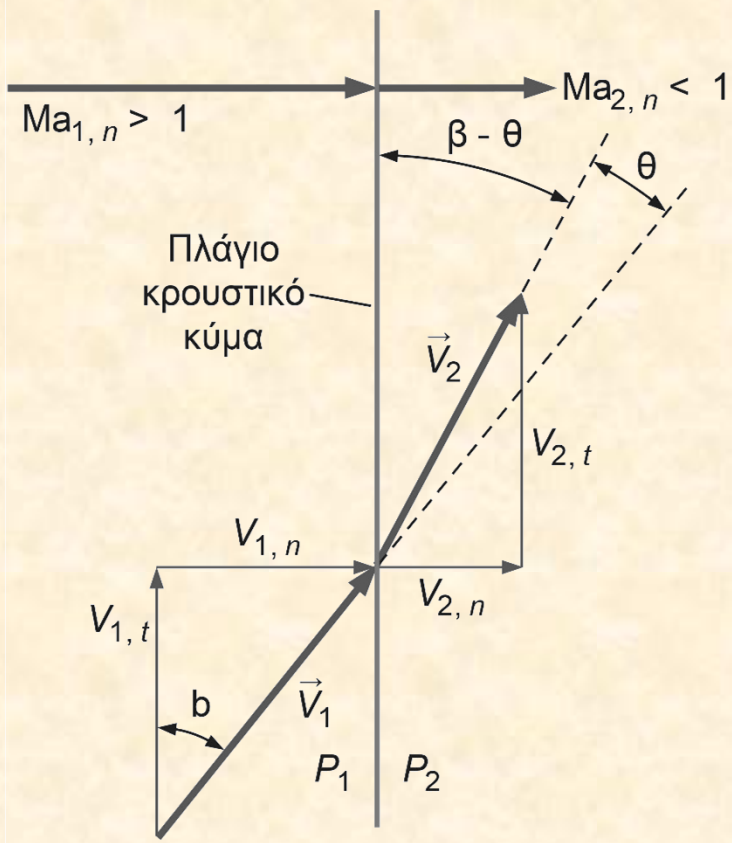


Πλάγιο κρουστικό κύμα, γωνίας κύματος *b* που δημιουργείται από μια μικρή σφήνα γωνίας 2*d*. Η ροή εκτρέπεται κατά τη γωνία εκτροπής *u* κατάντι του κύματος κι ο αριθμός Mach ελαττώνεται.



Διανύσματα ταχύτητας μέσω πλάγιου κρουστικού κύματος με γωνία κύματος *β* και γωνία *δ*.

Σε αντίθεση με τα κάθετα κρουστικά κύματα, ο αριθμός Mach της κατάντι ροής των οποίων είναι πάντα υποηχητικός, ο Ma_2 κατάντι ενός πλάγιου κύματος μπορεί να είναι υποηχητικός, ηχητικός ή υπερηχητικός, ανάλογα με τον αριθμό Ma_1 του ανάντι ρεύματος και της γωνίας εκτροπής.



$$h_{01} = h_{02} \rightarrow T_{01} = T_{02}$$

$$Ma_{2,n} = \sqrt{\frac{(k-1)Ma_{1,n}^2 + 2}{2kMa_{1,n}^2 - k + 1}}$$

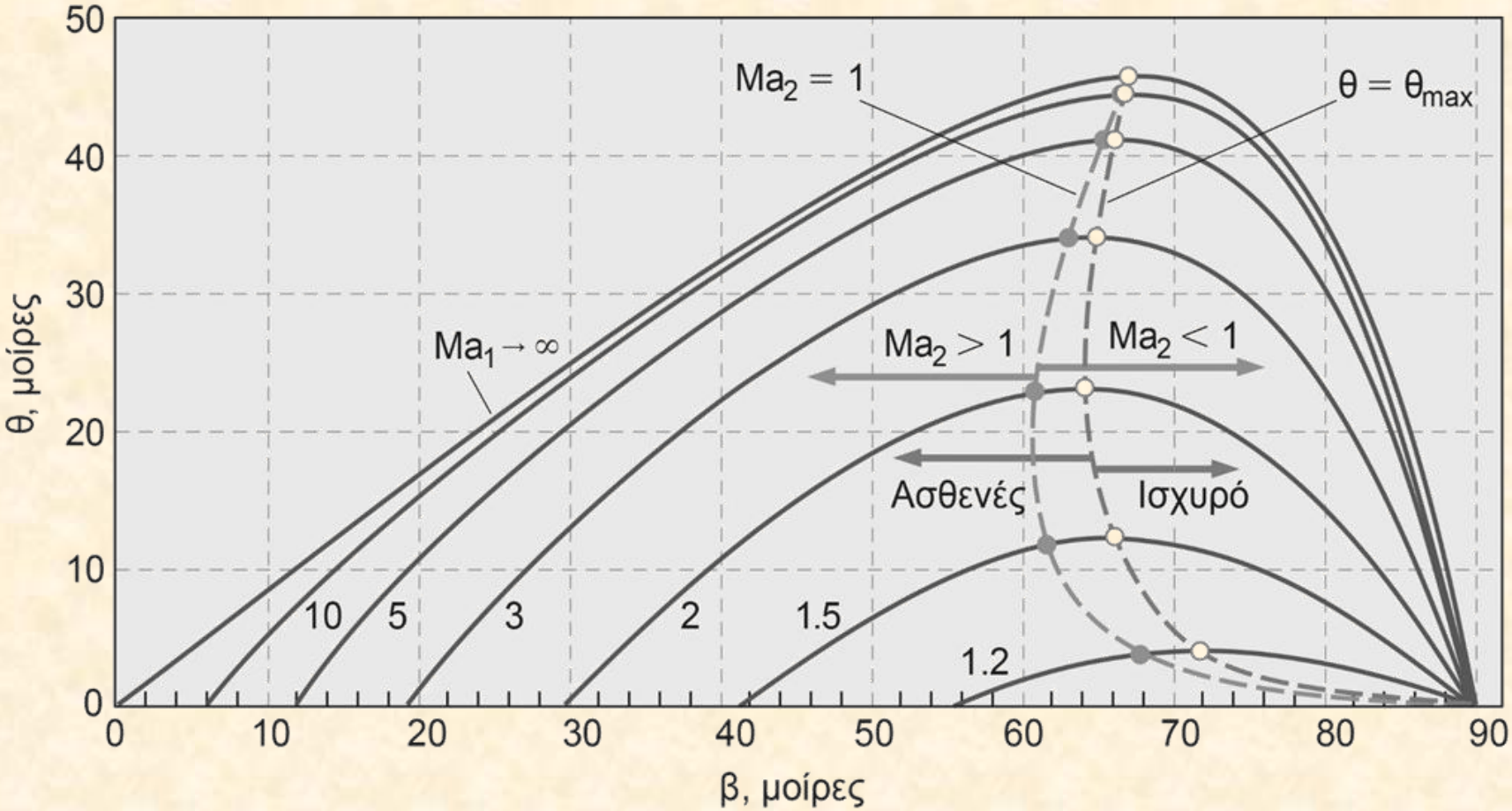
$$\frac{P_2}{P_1} = \frac{2k\,Ma_{1,n}^2 - k + 1}{k+1}$$

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{V_{1,n}}{V_{2,n}} = \frac{(k+1)Ma^2_{1,n}}{2 + (k-1)Ma^2_{1,n}}$$

$$\frac{T_2}{T_1} = [2 + (k-1)Ma^2_{1,n}]\frac{2k\,Ma_{1,n}^2 - k + 1}{(k+1)^2 Ma_{1,n}^2}$$

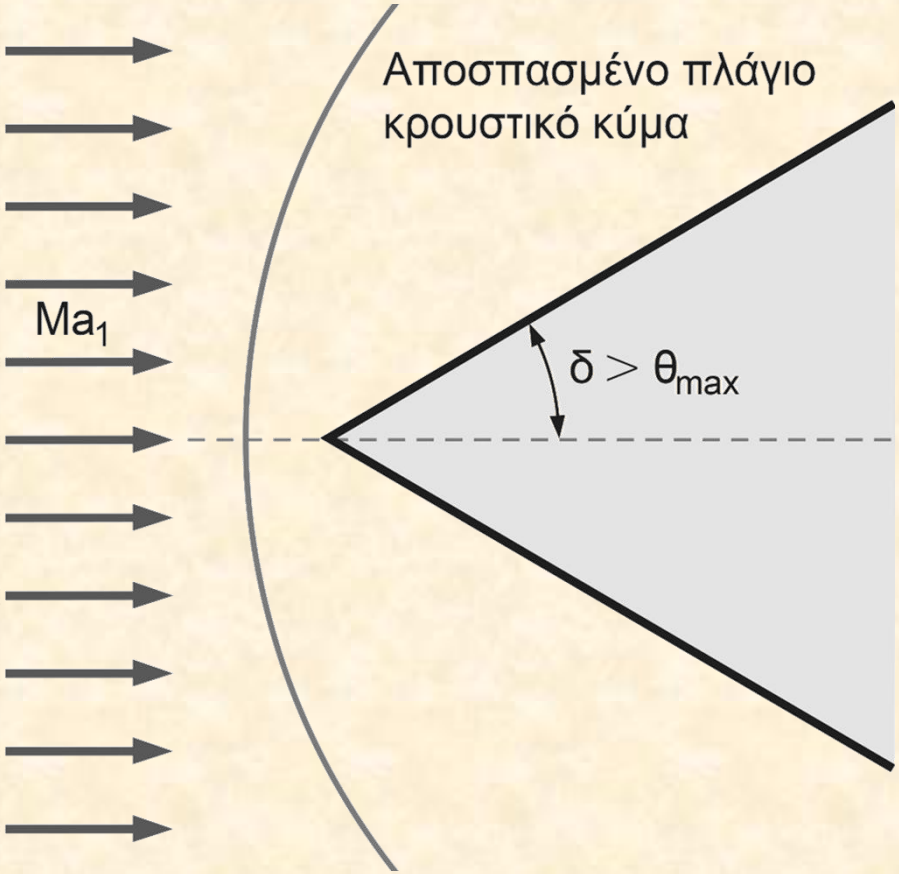
$$\frac{P_{02}}{P_{01}} = \left[\frac{(k+1)Ma^2_{1,n}}{2 + (k-1)Ma^2_{1,n}}\right]^{k/(k-1)}\left[\frac{(k+1)}{2kMa_{1,n}^2 - k + 1}\right]^{1/(k-1)}$$

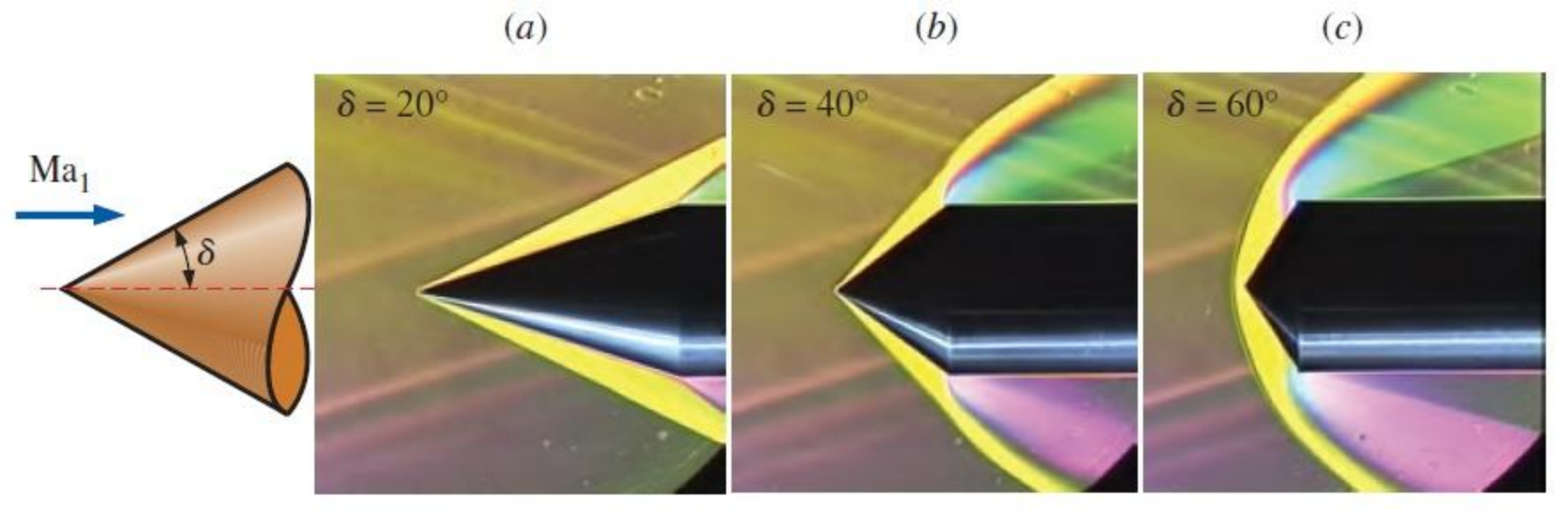
Όλες οι εξισώσεις, πίνακες κυμάτων κ.λπ. για κάθετα κύματα μπορούν να εφαρμοστούν και σε πλάγια κύματα, λαμβάνοντας υπ' όψιν μόνο την **κάθετη** συνιστώσα του αριθμού Mach.



Εξάρτηση της γωνίας εκτροπής θ ενός ευθύγραμμου πλάγιου κρουστικού κύματος γωνίας β για διάφορες τιμές του αριθμού Ma_1 της ανάντι ροής (για ιδανικό αέριο με k = 1.4).

Ένα αποσπασμένο πλάγιο κρουστικό κύμα δημιουργείται στην ανάντι ροή μιας 2Δ σφήνας γωνίας 2*δ*, όταν η *δ* είναι μεγαλύτερη της μέγιστης δυνατής γωνίας εκτροπής *θ*. Ένα κρουστικό κύμα αυτού του τύπου ονομάζεται *πρωραίο κύμα*, λόγω της ομοιότητάς του με το υδάτινο κύμα που δημιουργείται στην πλώρη ενός πλοίου.

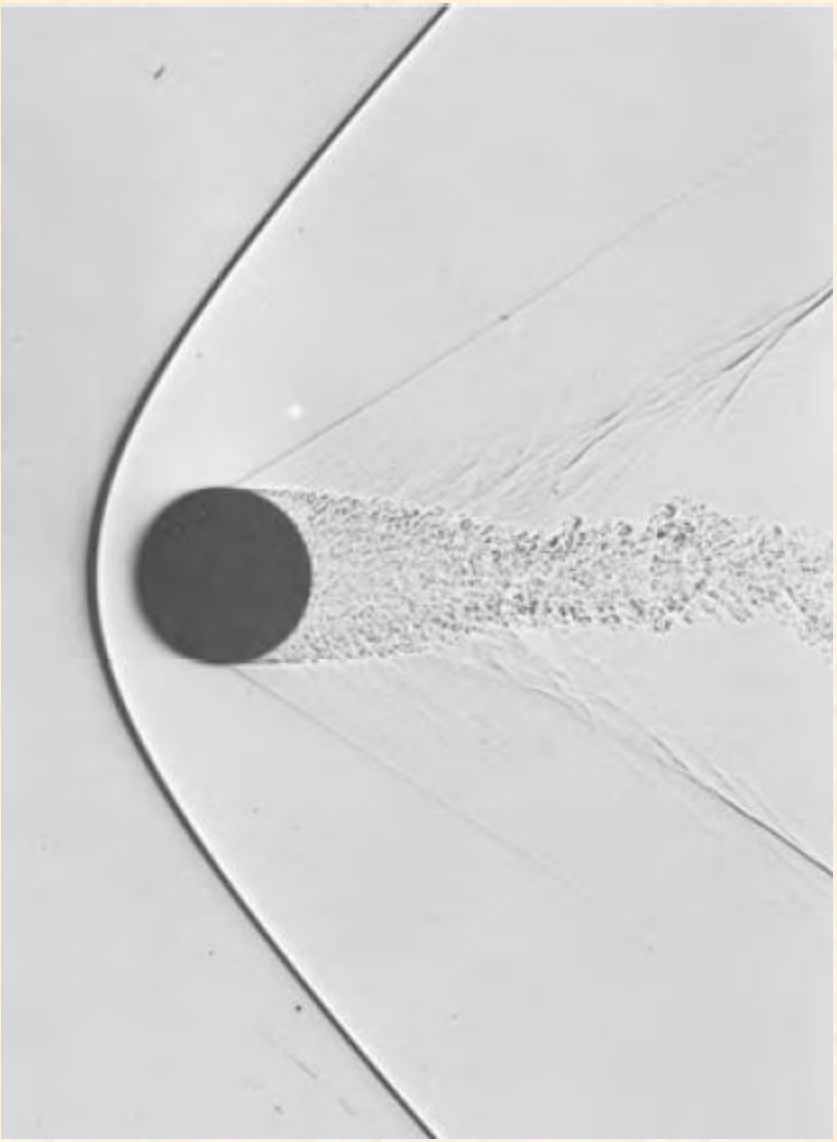




Απόσπαση πλάγιου κρουστικού κύματος από κώνο στον αέρα υπό ταχύτητα Mach = 3. Για δ = 20° και δ = 40°, το πλάγιο κρουστικό κύμα παραμένει προσκολλημένο, αλλά για δ = 60°, το κρουστικό κύμα αποσπάται σχηματίζοντας ένα πρωραίο κύμα.

Γωνία Mach

$$\mu = \sin^{-1}(1/\mathrm{Ma}_1)$$



Σφαίρα εντός αέρα με Ma = 1,53. Η ροή είναι υποηχητική πίσω από το τμήμα του πρωραίου κύματος που βρίσκεται μπροστά από τη σφαίρα και προηγείται της οπίσθιας επιφάνειας κατά περίπου 45°.

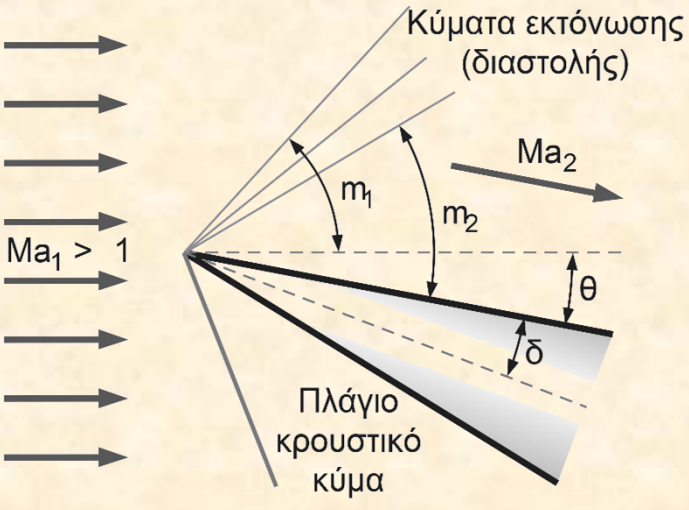
Κύματα εκτόνωσης Prandtl - Meyer

Τώρα θα ασχοληθούμε με περιπτώσεις, όπου η υπερηχητική ροή εκτρέπεται προς την *αντίθετη* κατεύθυνση, όπως στο ανώτερο τμήμα μιας 2Δ σφήνας με γωνία προσβολής μεγαλύτερη από δ.

Αναφερόμαστε σε αυτόν τον τύπο ροής με τον όρο **διαστελλόμενη ροή**, ενώ η ροή που παράγει ένα πλάγιο κρουστικό κύμα καλείται **συμπιεζόμενη ροή**.

Όπως και προηγουμένως, η ροή εκτρέπεται, ώστε να ισχύει η διατήρηση της μάζας. Ωστόσο, σε αντίθεση με τη συμπιεζόμενη ροή, μια διαστελλόμενη ροή *δεν* προκαλεί κάποιο κρουστικό κύμα.

Αντίθετα, εμφανίζεται μια συνεχώς διαστελλόμενη περιοχή, που καλείται **κώνος εκτόνωσης**, που αποτελείται από άπειρο αριθμό κυμάτων Mach, τα οποία καλούνται **κύματα εκτόνωσης Prandtl - Meyer**.

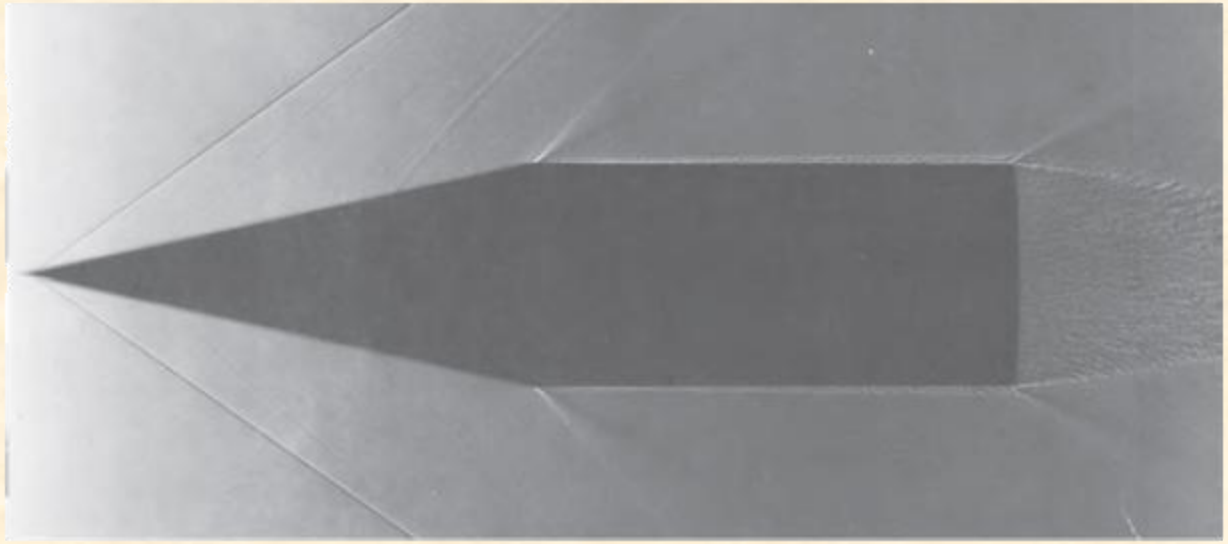


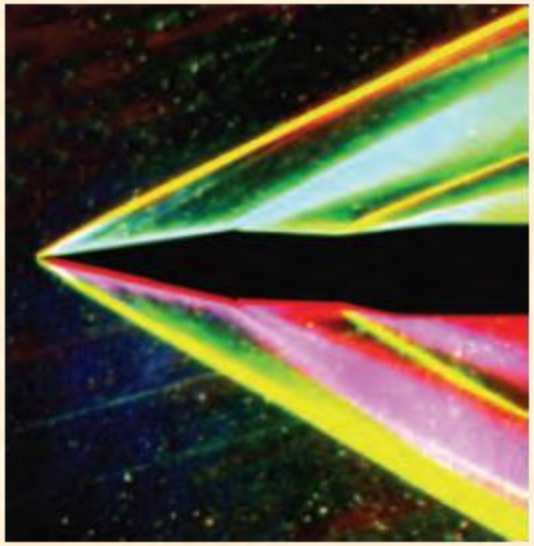
Κώνος διαστολής στο ανώτερο τμήμα της ροής που σχηματίζεται από μια 2Δ σφήνα υπό γωνία προσβολής σε υπερηχητική ροή. Η ροή εκτρέπεται κατά γωνία θ κι ο αριθμός Mach αυξάνεται κατά μήκος του κώνου διαστολής.

Γωνία εκτροπής κατά μήκος ενός κώνου διαστολής $\theta = \nu(\mathrm{Ma}_2) - \nu(\mathrm{Ma}_1)$

Συνάρτηση Prandtl - Meyer

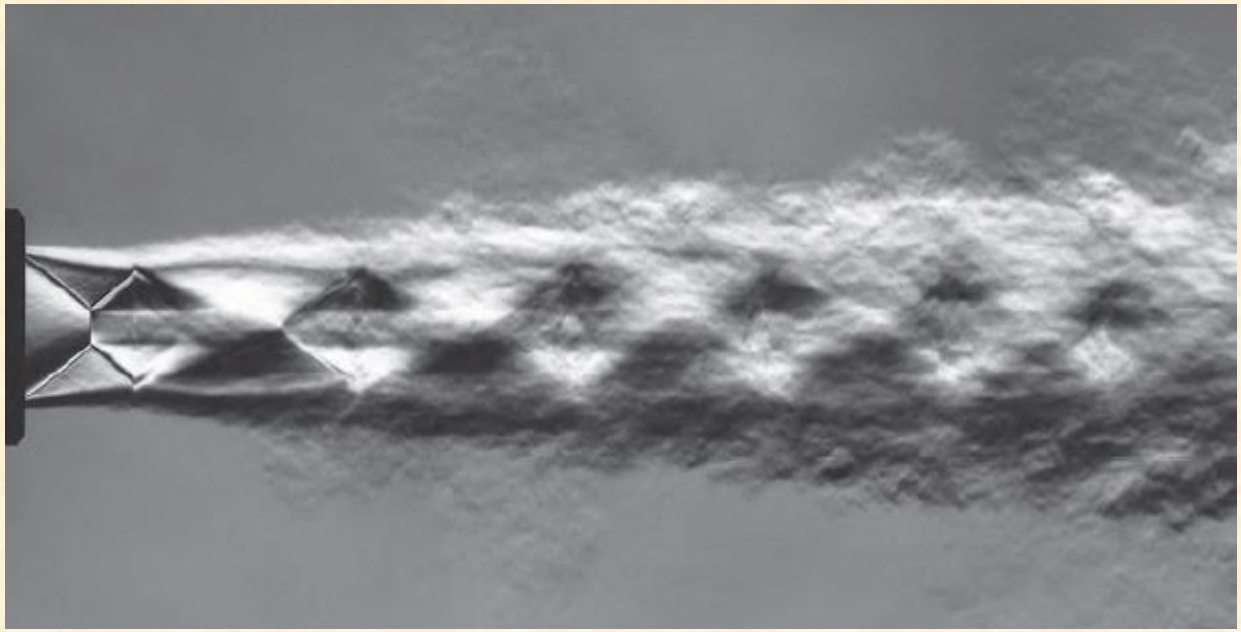
$$\nu(\mathrm{Ma}) = \sqrt{\frac{k+1}{k-1}}\tan^{-1}\left[\sqrt{\frac{k-1}{k+1}(\mathrm{Ma}^2-1)}\right] - \tan^{-1}\left(\sqrt{\mathrm{Ma}^2-1}\right)$$

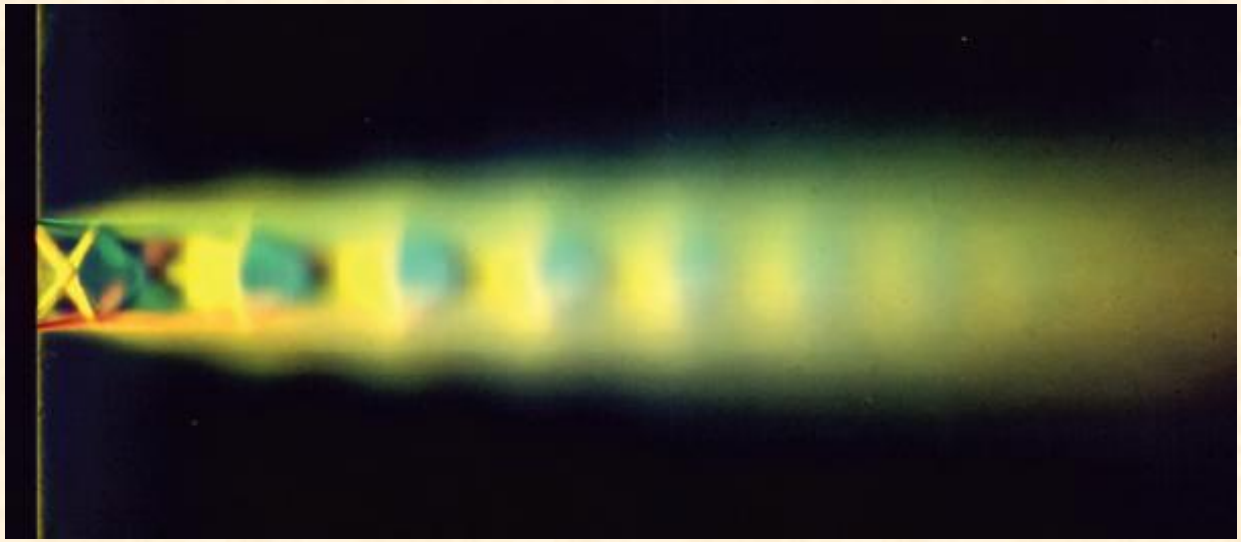




(αριστερά) Κώνος κυκλινδρικής βάσης με ημιγωνία 12,5^o σε ροή Ma = 1,84.
(δεξιά) Παρόμοιο προφίλ ροής με Ma = 3 σε ακμή 11°

Αλληλεπιδράσεις μεταξύ των κρουστικών κυμάτων και των κυμάτων διαστολής σε ένα υπερηχητικό αεριωθούμενο αεροσκάφος «υπερεκτόνωσης».





Ροή εντός αεραγωγού με μετάδοση θερμότητας και αμελητέες τριβές (ροή Rayleigh)

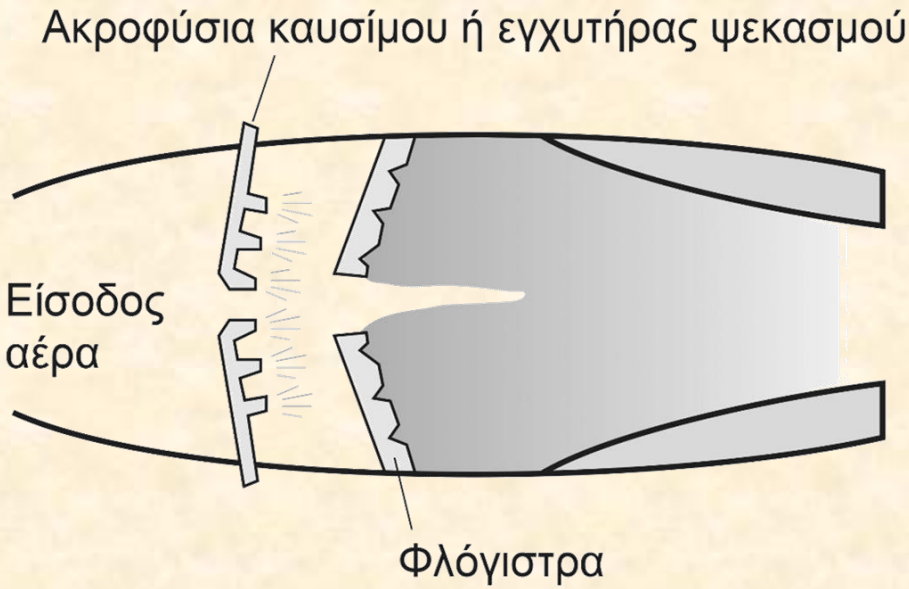
Μέχρι τώρα, έχουμε περιορίσει τη μελέτη μας σε *ισεντροπικές ροές* (χωρίς μετάδοση θερμότητας και χωρίς αναντιστρεπτότητες, π.χ. τριβές).

Πολλά πρακτικά προβλήματα συμπιεστής ροής ενσωματώνουν χημικές αντιδράσεις (π.χ. καύση), πυρηνικές αντιδράσεις, ατμοποίηση και συμπύκνωση, καθώς επίσης και θερμικά κέρδη ή απώλειες μέσω των τοιχωμάτων του αεραγωγού.

Τέτοια προβλήματα είναι δύσκολο να αναλυθούν επακριβώς, λόγω των σημαντικών μεταβολών της χημικής σύστασης κατά τη διάρκεια της ροής και της μετατροπής της λανθάνουσας, της χημικής και της πυρηνικής ενέργειας σε θερμική.

Ένα απλοποιημένο τέτοιο μοντέλο είναι η ροή Rayleigh.

Ροή Rayleigh: Σταθεροποιημένη 1Δ ροή ιδανικού αερίου με σταθερές ειδικές θερμότητες μέσω αγωγού σταθερής διατομής με μετάδοση θερμότητας, αλλά με αμελητέες τριβές.



Πολλά πρακτικά προβλήματα συμπιεστής ροής περιλαμβάνουν καύση, η οποία μπορεί να μοντελοποιηθεί ως θερμικό κέρδος μέσω των τοιχωμάτων του αγωγού.

$$\rho_1 V_1 = \rho_2 V_2$$ Εξίσωση μάζας

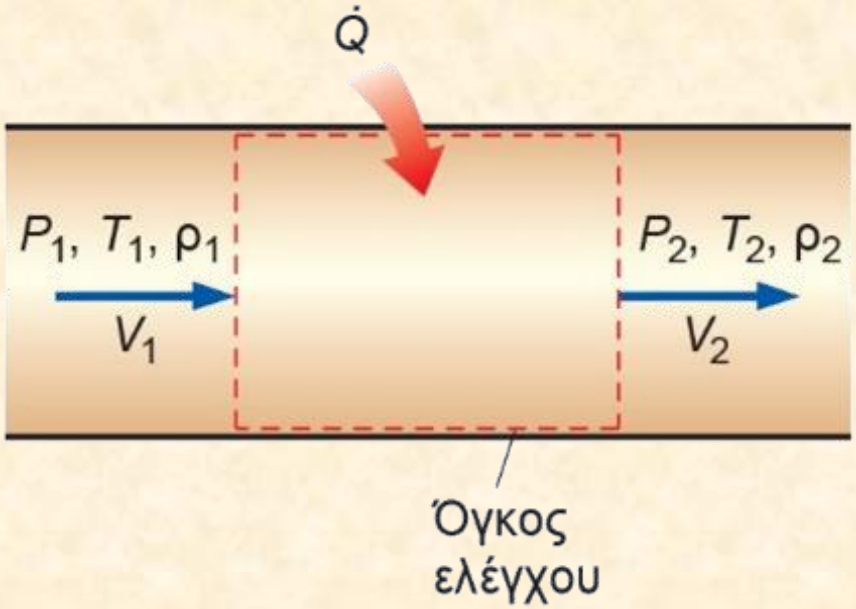
$$P_1 + \rho_1 V_1^2 = P_2 + \rho_2 V_2^2$$ Εξίσωση ορμής κατά *x*

$$q = c_p(T_2 - T_1) + \frac{V_2^2 - V_1^2}{2}$$ Εξίσωση ενέργειας

$$q = h_{02} - h_{01} = c_p(T_{02} - T_{01})$$

$$s_2 - s_1 = c_p \ln\frac{T_2}{T_1} - R \ln\frac{P_2}{P_1}$$ Μεταβολή εντροπίας

$$\frac{P_1}{\rho_1 T_1} = \frac{P_2}{\rho_2 T_2}$$ Καταστατική εξίσωση

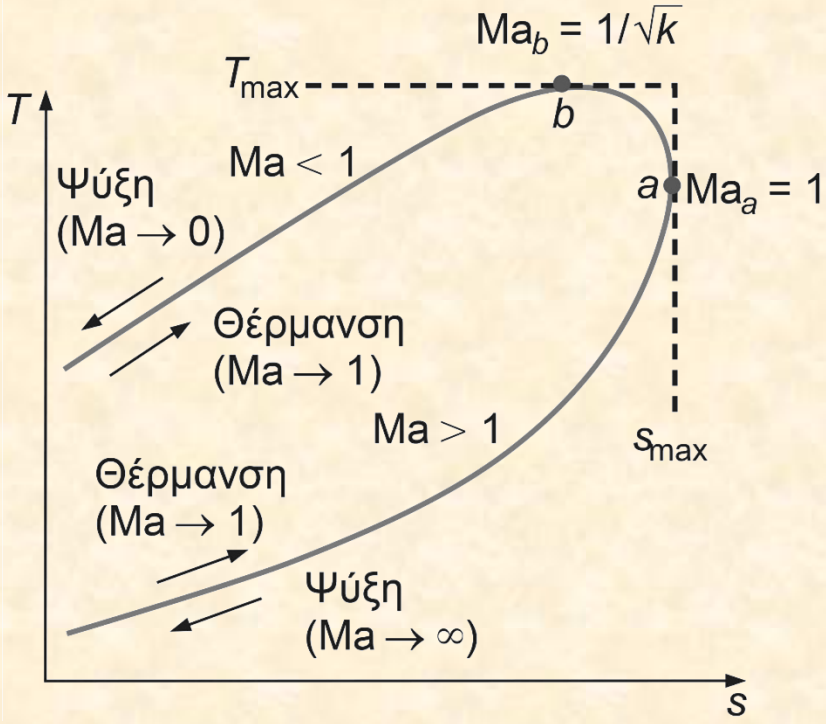


Όγκος ελέγχου για ροή εντός αγωγού σταθερής διατομής με μετάδοση θερμότητας και αμελητέες τριβές.

Θεωρούμε ένα αέριο με γνωστά τα μεγέθη R, k και c_p. Για μια συγκεκριμένη κατάσταση εισόδου 1, είναι γνωστές οι ιδιότητες P_1, T_1, ρ_1, V_1 και s_1. Οι 5 εξισώσεις εξόδου P_2, T_2, ρ_2, V_2 και s_2 μπορούν να υπολογιστούν από τις παραπάνω εξισώσεις για δεδομένη μετάδοση θερμότητας q.

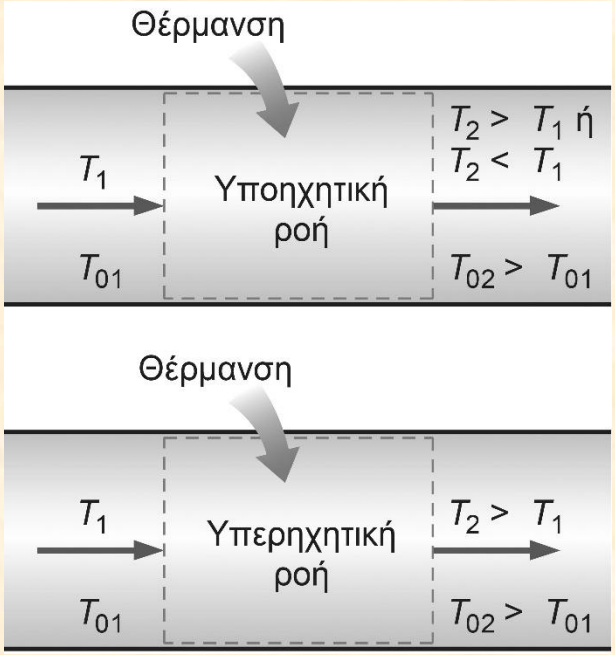
Βάσει της γραμμής Rayleigh και τις εξισώσεις…

1. Όλες οι καταστάσεις που ικανοποιούν τη διατήρηση της μάζας, της ορμής και της ενέργειας, καθώς επίσης και τις σχέσεις ιδιοτήτων, βρίσκονται επί της γραμμής Rayleigh.
2. Η εντροπία αυξάνεται με τα θερμικά κέρδη, άρα καθώς προσφέρεται θερμότητα στο ρευστό, κινούμαστε προς τα δεξιά επί της γραμμής Rayleigh.
3. Η θέρμανση αυξάνει τον αριθμό Mach για υποηχητικές ροές, αλλά τον μειώνει για υπερηχητικές ροές.
4. Η θέρμανση αυξάνει τη θερμοκρασία ανακοπής T_0, τόσο για υποηχητικές όσο και υπερηχητικές ροές, ενώ η ψύξη την μειώνει.
5. Η ταχύτητα κι η στατική πίεση παρουσιάζουν αντίθετες «τάσεις».
6. Η πυκνότητα κι η ταχύτητα είναι αντίστροφα ανάλογες.



Διάγραμμα T-s για ροή Rayleigh εντός αγωγού σταθερής διατομής.

7. Η μεταβολή της εντροπίας που αντιστοιχεί σε μια δεδομένη μεταβολή θερμοκρασίας (άρα, και σε δεδομένο ποσό πρόσδοσης θερμότητας) είναι μεγαλύτερη σε υπερηχητικές ροές.

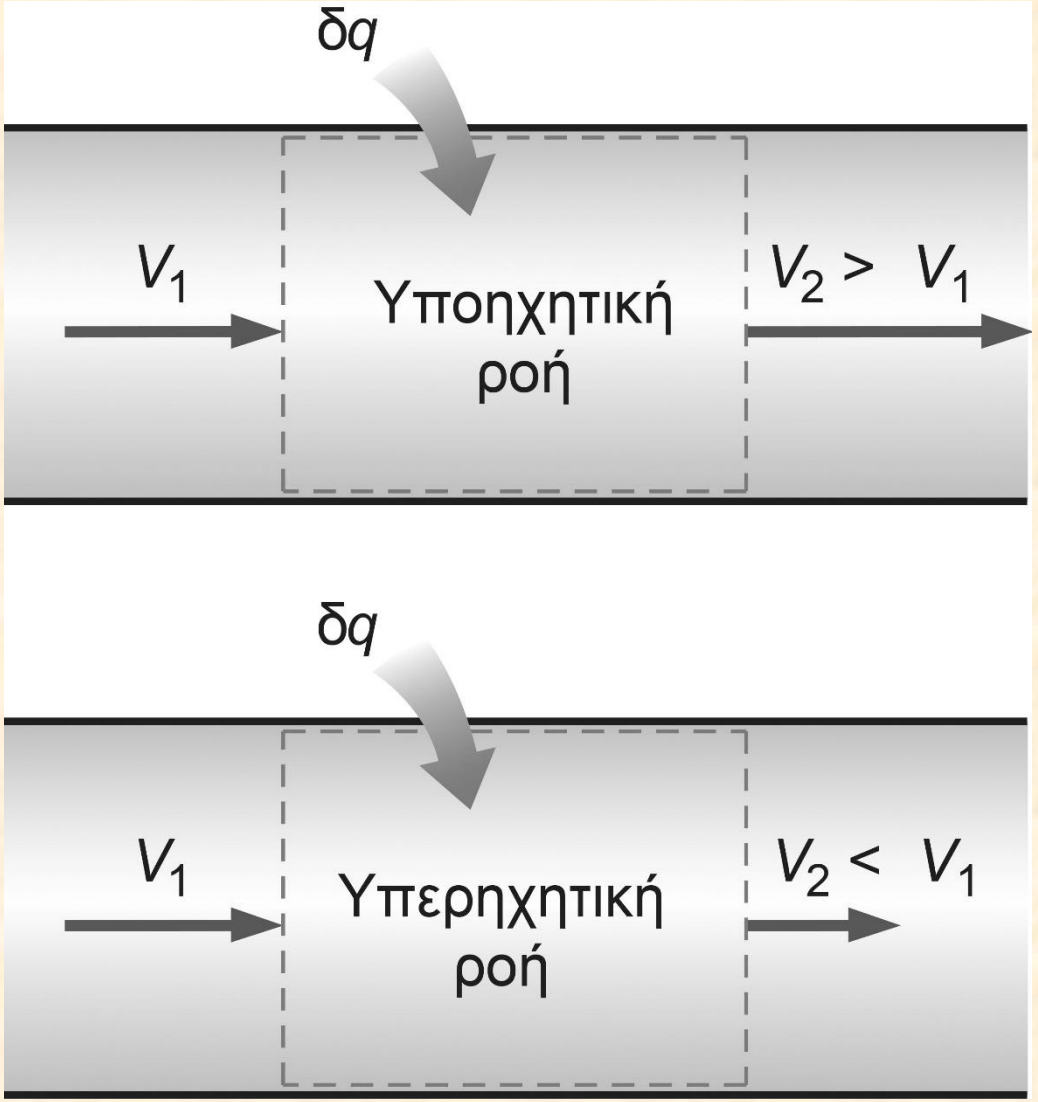


Κατά τη διάρκεια της θέρμανσης, η θερμοκρασία του ρευστού αυξάνεται πάντα αν η ροή Rayleigh είναι υπερηχητική, αλλά ενδέχεται στην πραγματικότητα να μειωθεί αν η ροή είναι υποηχητική.

Η θέρμανση κι η ψύξη έχουν αντίθετα αποτελέσματα στις περισσότερες ιδιότητες. Επίσης, η πίεση ανακοπής μειώνεται κατά τη διάρκεια μιας διεργασίας θέρμανσης κι αυξάνεται κατά τη διάρκεια μιας διεργασίας ψύξης, ανεξάρτητα του αν η ροή είναι υποηχητική ή υπερηχητική.

Πίνακας 17-3: Οι επιδράσεις της θέρμανσης και της ψύξης στις ιδιότητες της ροής Rayleigh

	Θέρμανση		***Ψύξη***	
Ιδιότητα	*Υποηχητική*	*Υπερηχητική*	*Υποηχητική*	*Υπερηχητική*
Ταχύτητα, v	Αυξάνεται	Μειώνεται	Μειώνεται	Αυξάνεται
Αριθμός Mach, Ma	Αυξάνεται	Μειώνεται	Μειώνεται	Αυξάνεται
Θερ/σία ανακοπής, T_0	Αυξάνεται	Αυξάνεται	Μειώνεται	Μειώνεται
Θερμοκρασία, T	Αυξάνεται για $\mathrm{Ma} < 1/k^{1/2}$	Αυξάνεται	Μειώνεται για $\mathrm{Ma} < 1/k^{1/2}$	Μειώνεται
	Μειώνεται για $\mathrm{Ma} > 1/k^{1/2}$		Αυξάνεται για $\mathrm{Ma} > 1/k^{1/2}$	
Πυκνότητα, ρ	Μειώνεται	Αυξάνεται	Αυξάνεται	Μειώνεται
Πίεση ανακοπής, P_0	Μειώνεται	Μειώνεται	Αυξάνεται	Αυξάνεται
Πίεση, P	Μειώνεται	Αυξάνεται	Αυξάνεται	Μειώνεται
Εντροπία, s	Αυξάνεται	Αυξάνεται	Μειώνεται	Μειώνεται



Η θέρμανση αυξάνει την ταχύτητα της ροής στην υποηχητική ροή, αλλά την ελαττώνει στην υπερηχητική ροή.

Σχέσεις ιδιοτήτων για ροές Rayleigh

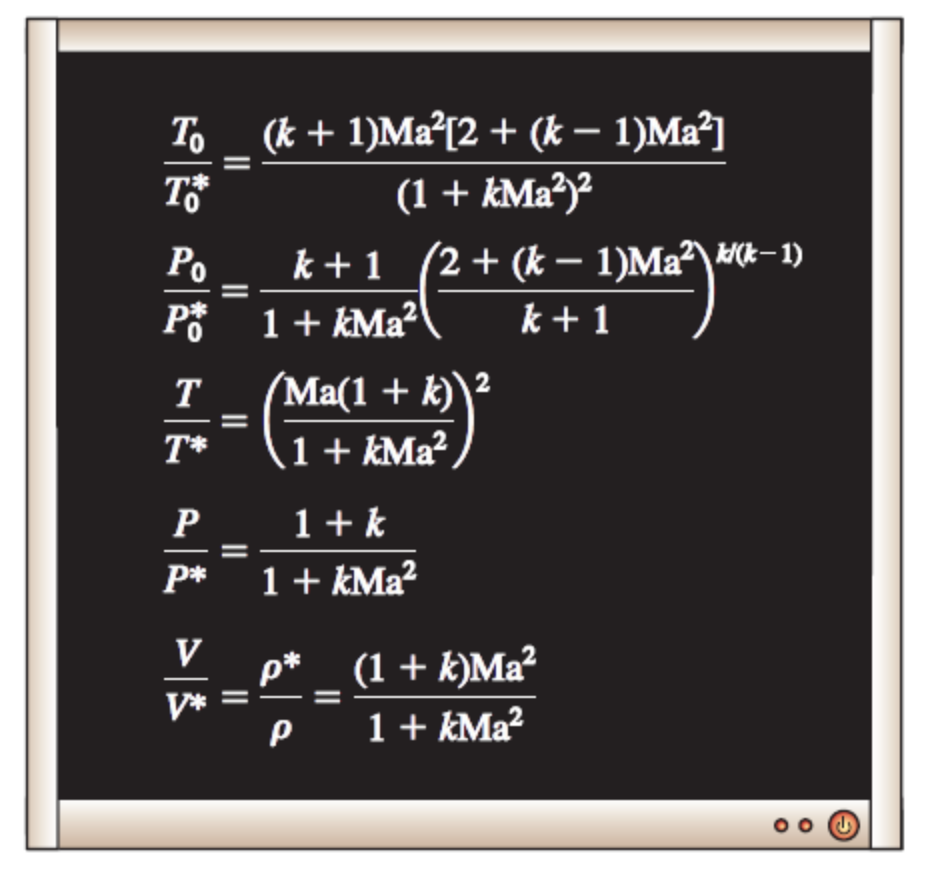
$$\frac{P_2}{P_1} = \frac{1 + k\mathrm{Ma}_1^2}{1 + k\mathrm{Ma}_2^2} \qquad \frac{T_2}{T_1} = \left[\frac{\mathrm{Ma}_2(1 + k\mathrm{Ma}_1^2)}{\mathrm{Ma}_1(1 + k\mathrm{Ma}_2^2)}\right]^2 \qquad \frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{V_1}{V_2} = \frac{\mathrm{Ma}_1^2(1 + k\mathrm{Ma}_2^2)}{\mathrm{Ma}_2^2(1 + k\mathrm{Ma}_1^2)}$$

$$\frac{P}{P^*} = \frac{1 + k}{1 + k\mathrm{Ma}^2} \qquad \frac{T}{T^*} = \left[\frac{\mathrm{Ma}(1 + k)}{1 + k\mathrm{Ma}^2}\right]^2 \quad \text{and} \quad \frac{V}{V^*} = \frac{\rho^*}{\rho} = \frac{(1 + k)\mathrm{Ma}^2}{1 + k\mathrm{Ma}^2}$$

$$\frac{T_0}{T_0^*} = \frac{(k + 1)\mathrm{Ma}^2[2 + (k - 1)\mathrm{Ma}^2]}{(1 + k\mathrm{Ma}^2)^2}$$

$$\frac{P_0}{P_0^*} = \frac{k + 1}{1 + k\mathrm{Ma}^2}\left[\frac{2 + (k - 1)\mathrm{Ma}^2}{k + 1}\right]^{k/(k-1)}$$

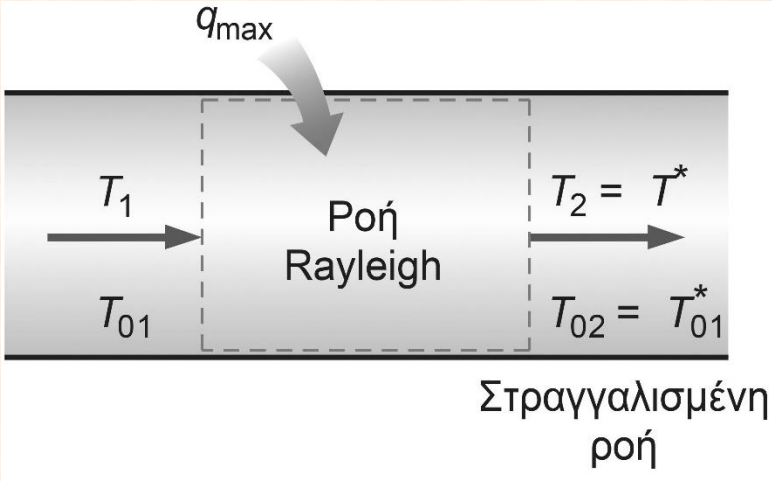
Αντιπροσωπευτικά αποτελέσματα των παραπάνω σχέσεων δίνονται στον Πίνακα A–34.



Στραγγαλισμένη ροή Rayleigh

Το ρευστό υπό κρίσιμη κατάσταση Ma =1 δε μπορούν να επιταχυνθούν προς υπερηχητικές ταχύτητες μόνο μέσω θέρμανσης. Επομένως, η ροή είναι ***στραγγαλισμένη***.

Για μια δεδομένη κατάσταση, οι αντίστοιχες κρίσιμες καταστάσεις ορίζουν τη μέγιστη δυνατή μετάδοση θερμότητας υπό σταθεροποιημένη ροή:



Για μια δεδομένη κατάσταση εισόδου, η μέγιστη δυνατή μετάδοση θερμότητας επιτυγχάνεται όταν στην έξοδο επικρατούν ηχητικές συνθήκες.

$$\mathrm{Lim}_{\mathrm{Ma}\to\infty} \frac{T_0}{T_0^*} = 1 - \frac{1}{k^2}$$

$$q_{\max} = h_0^* - h_{01} = c_p(T_0^* - T_{01})$$

που δίνει $T_0 / T_0^* = 0{,}49$ για k=1,4, δίνει. Επομένως, εάν η κρίσιμη θερμοκρασία ανακοπής είναι 1000 K, ο αέρας δεν μπορεί να ψυχθεί κάτω από τους 490 K στη ροή Rayleigh. Σύμφωνα με τους φυσικούς νόμους αυτό σημαίνει ότι η ταχύτητα της ροής τείνει στο άπειρο όταν η θερμοκρασία τείνει στους 490 K, κάτι που φυσικά είναι ακατόρθωτο. Όταν η υπερηχητική ροή δεν μπορεί να παραταθεί χρονικά, η ροή υφίσταται ένα κάθετο κρουστικό κύμα και καθίσταται υποηχητική.

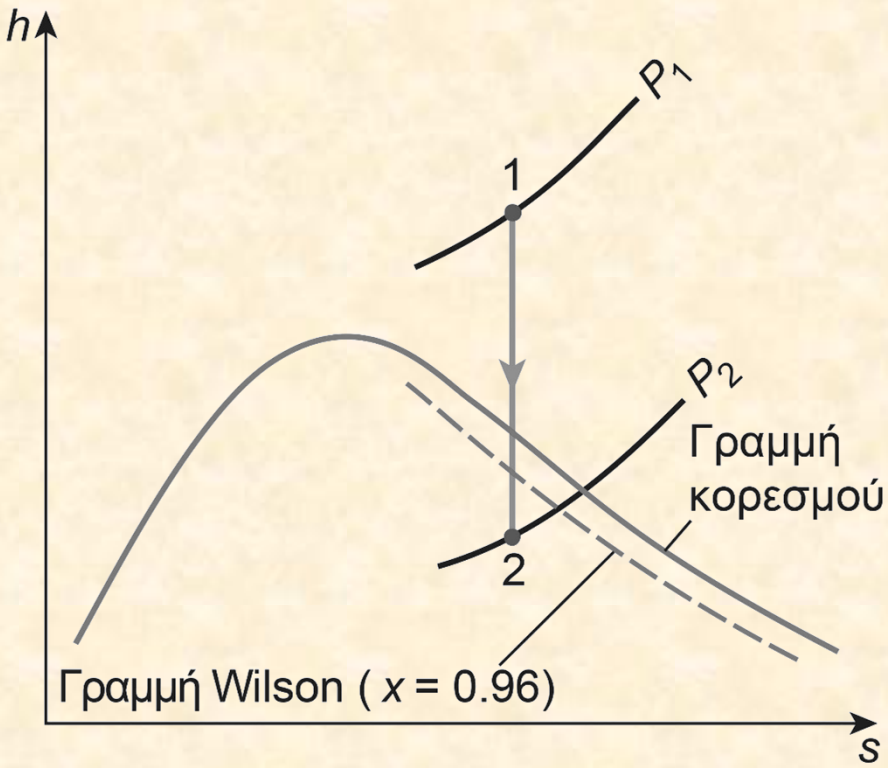
Ακροφύσια ατμού

Ο υδρατμός υπό μέσες ή υψηλές πιέσεις αποκλίνει σημαντικά από τη συμπεριφορά του ιδανικού αερίου, επομένως οι περισσότερες από τις σχέσεις που αναπτύχθηκαν σε αυτό το Κεφάλαιο δε μπορούν να εφαρμοστούν για τη ροή ατμού από ακροφύσια ή ατμοστροβίλους.

Υπέρκορος ατμός: είναι ο ατμός που υπάρχει στην περιοχή του υγρού χωρίς να περιέχει καθόλου υγρό.

Οι καταστάσεις του υπερκορεσμού είναι μετασταθείς καταστάσεις.

Γραμμή Wilson: είναι ο γ.τ. των σημείων όπου συμβαίνει συμπύκνωση, ανεξάρτητα της αρχική θερμοκρασίας και πίεσης στην είσοδο του ακροφυσίου.



Διάγραμμα h-s για την ισεντροπική εκτόνωση υδρατμού σε ένα ακροφύσιο

Όταν ο ατμός θεωρείται ιδανικό αέριο με k = 1.3

$$\frac{P^*}{P_0} = \left(\frac{2}{k+1}\right)^{k/(k-1)} = 0.546$$

Περίληψη

- Ιδιότητες ανακοπής
- Ταχύτητα του ήχου και αριθμός Mach
- 1Δ ισεντροπική ροή
  - ✓ Μεταβολή της ταχύτητας με τη διατομή
  - ✓ Σχέσεις ιδιοτήτων για ισεντροπική ροή ιδανικών αερίων
- Ισεντροπική ροή από ακροφύσια
  - ✓ Συγκλίνοντα ακροφύσια
  - ✓ Συγκλίνοντα – αποκλίνοντα ακροφύσια
- Κρουστικά κύματα & Κύματα εκτόνωσης
  - ✓ Κάθετα κρουστικά κύματα
  - ✓ Πλάγια κρουστικά κύματα
  - ✓ Κύματα εκτόνωσης Prandtl - Meyer
- Ροή σε αγωγούς με μετάδοση θερμότητας κι αμελητέες τριβές (ροή Rayleigh)
  - ✓ Σχέσεις ιδιοτήτων για τη ροή Rayleigh
  - ✓ Στραγγαλισμένη ροή Rayleigh
- Ακροφύσια ατμού