

مکانیک سیالات ۲



جریان خارجی

امید مایونر
هیات علمی گروه مهندسی کشتی سازی

دنباله یک بویینگ ۷۶۷ بالای توده ابر را بهم ریخته و ورتکس های که عکس یکدیگر می چرخند ایجاد کرده است.





جدایی جریان روی یک ایرفویل

اهداف

- شناسایی و بحث درباره ویژگی های جریان فارابی.
- تشریح مشخصات اساسی لایه مرزی، شامل رژیم های آرام، گذار و آشفته.
- مناسبه پارامترهای لایه مرزی برای جریان عبوری از روی یک صفحه تخت.
- تشریح پدیده جدایی جریان لایه مرزی.
- مناسبه نیروی لیفت و درگ روی اجسام مختلف.



سرفصل

۱-۱ مقدمه

۱-۲ درگ و لیفت

۱-۳ درگ اصطکاکی و فشاری

۱-۴ جریان روی صفحه تخت

۱-۵ جریان روی سیلندر و کره

۱-۶ لیفت



۱-۱ مقدمه

جریان سیال روی اجسام صلب در مسائل عملی کاربرد زیادی دارد و منجر به پدیده هایی می شود:

- نیروی درگ وارد به خودرو، هواپیما، کشتی، درختان، فطوط لوله زیر دریا و...
- لیفت تولید شده توسط بال های پرندگان و هواپیما.
- انتقال گلوبول های قرمز خون توسط جریان خون.
- توان تولید شده توسط توربین باد.
- جابجایی ذرات باران، برف، تگرگ و خاک در بادهای تند.
- ارتعاش و نویز تولید شده توسط اجسام متحرک در سیال.

به یک سیال متحرک روی یک جسم ساکن (مانند باد روی ساختمان) و یا یک جسم متحرک در سیال ساکن (مانند حرکت خودرو در هوا) **جریان خارجی** گفته می شود.





نمونه های از چرپان خارجی روی اجسام





نمونه های از جریان خارجی روی اجسام



سرعت جریان آزاد (**Free-stream velocity**): سرعت سیال قبل از برخورد به جسم (U_∞ یا V).

جریان دوبعدی (**Two-dimensional flow**): شرایطی که جسم بسیار طویل باشد و مقطع عرضی ثابتی داشته باشد و جریان عمود به جسم باشد. مانند جریان روی سکان.

جریان متقارن محوری (**Axisymmetric flow**): شرایطی که جسم حول محوری که در موازی جریان است دارای تقارن محوری باشد. جریان در این حالت نیز دو بعدی است.

جریان سه بعدی (**Three-dimensional flow**): جریان روی یک جسم را نتوان به صورت دو بعدی یا متقارن محوری مدل کرد. مانند جریان روی خودرو.





چریان های دوپعدی، متقارن محوری
و سه پعدی



جریان تراکم ناپذیر (Incompressible flow): جریان که تغییرات چگالی سیال زیاد نیست مانند

جریان روی خودرو، زیردریایی و ساختمان.

جریان تراکم پذیر (Compressible flows): جریانی که تغییرات چگالی آن زیاد است مانند

جریان سرعت هواپیما، موشک. اثرات تراکم پذیری در سرعت های کمتر از ۰.۳ ماخ قابل صرف نظر است.

اجسام خط جریانی (Streamlined body): جسمی که به صورت آگاهانه طوری هندسه اش تغییر

پیدا کرده که جریان برخوردی را به صورت هموار از روی خود عبور دهد. اجسام خط جریانی مانند خودروهای مسابقه ای و یا هواپیماها دارای بدنه های منحنی و صیقلی هستند.

اجسام ضمیم (Bluff or blunt body): اگر یک جسم (مانند ساختمان) مسیر

جریان را مسدود کنند.





حرکت دادن یک جسم خط
جریانی نسبت به یک جسم
ضخیم (در سرعت ثابت)
نیروی کمتری نیاز دارد.

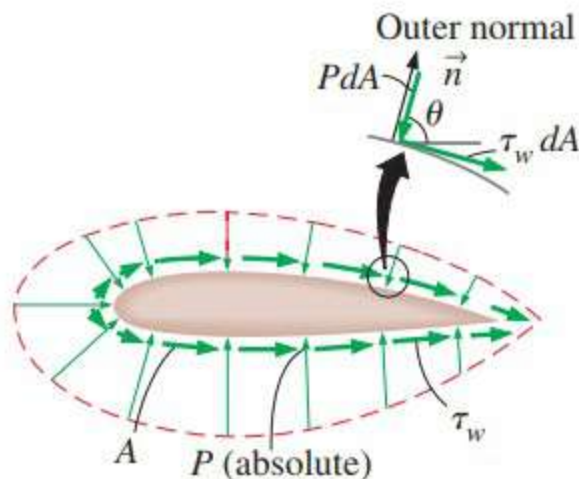
۱-۲ درگ و لیفت



باد تند درختان، خطوط انتقال برق و حتی مردم را در نتیجه نیروی درگ خم می کند.

- به یک جسم زمانی که در یک سیال حرکت داده می شود مقاومت وارد می شود، بویژه در مایع.
- یک سیال ممکن است نیروها و ممان هایی در جهت های مختلف به جسم وارد کند.
- **درگ:** نیرویی که جریان سیال به یک جسم وارد می کند که موازی جهت جریان است.
- نیروی درگ را می توان به صورت مستقیم با وصل کردن یک فنر به جسم در معرض جریان و با اندازه گیری جابجایی فنر در جهت جریان اندازه گیری کرد.
- **درگ معمولا یک اثر نامطلوب است، مانند اصطکاک و ما تلاش می کنیم آن را حداقل کنیم.**
- **اما در برخی وارد درگ اثر مفیدی دارد و باید آن را حداکثر کرد (مانند ترمز خودرو)**





لیفت: مولفه های فشار و نیروهای برشی دیواره در جهت عمود به جریان تمایل دارد که جسم را در آن جهت جابجا کند، برآیند این نیروها لیفت نامیده می شود.

نیروهای سیال ممکن است گشتاورهایی نیز بر جسم وارد کنند و موجب چرخش جسم شوند.

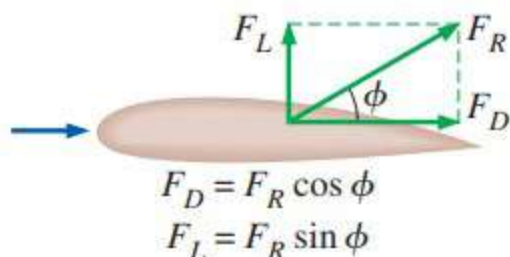
گشتاور رول: گشتاور حول جهت جریان

گشتاور یاو: گشتاور حول جهت لیفت

گشتاور پیچ: گشتاور حول نیروی عرضی

$$dF_D = -P dA \cos \theta + \tau_w dA \sin \theta$$

$$dF_L = -P dA \sin \theta - \tau_w dA \cos \theta$$

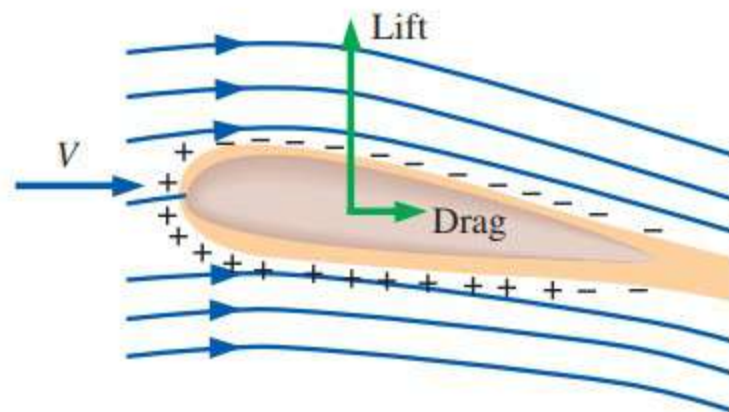
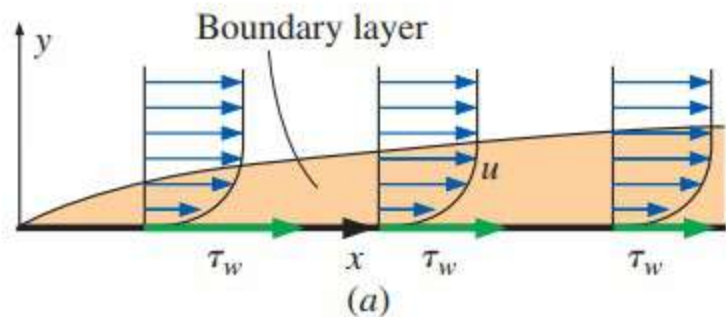


نیروهای فشاری و ویسکوز
وارد به یک جسم دوبعدی و
نیروهای برآیند درگ و لیفت

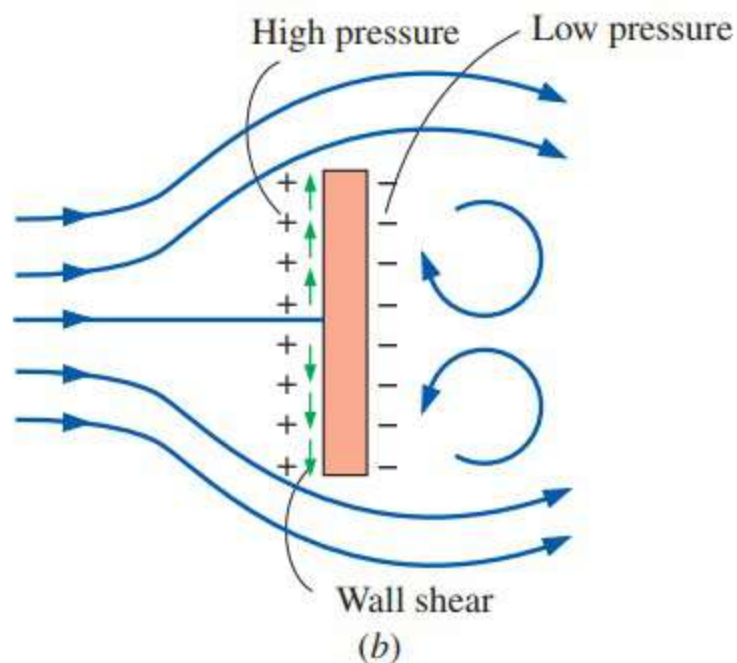
$$F_D = \int_A dF_D = \int_A (-P \cos \theta + \tau_w \sin \theta) dA \quad \text{نیروی درگ}$$

$$F_L = \int_A dF_L = - \int_A (P \sin \theta + \tau_w \cos \theta) dA \quad \text{نیروی لیفت}$$





بالهای هواپیما به گونه ای طراحی می شوند که بتوانند لیفت کافی تولید کنند در حالیکه حداقل درگ را داشته باشند. فشار بیشتر و کمتر از فشار اتمسفر به ترتیب با علامت های + و - نشان داده شده است.



(a) نیروی درگ وارد به یک صفحه تخت موازی جریان تنها تابعی از تنش برشی دیواره است.
 (b) نیروی درگ وارد به یک صفحه تخت عمود بر جهت جریان تنها تابعی از فشار است و مستقل از تنش برشی دیواره است.



نیروهای درگ و لیفت تابعی از چگالی سیال، سرعت اولیه، ابعاد، شکل و جهت جسم هستند. متداول است که با اعداد بی بعد مناسبی که مشخصات درگ و لیفت جسم را بیان می کنند کار کنیم. این اعداد ضریب درگ C_D و ضریب لیفت C_L می باشند.

A مساحت روبرو

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2}\rho V^2 A} \quad \text{ضریب درگ}$$

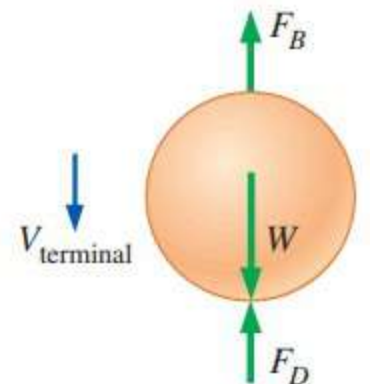
$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2}\rho V^2 A} \quad \text{ضریب لیفت}$$

فشار دینامیکی $\frac{1}{2}\rho V^2$

$$C_D = \frac{1}{L} \int_0^L C_{D,x} dx \quad C_L = \frac{1}{L} \int_0^L C_{L,x} dx$$

در محاسبات لیفت و درگ برخی از اجسام نازک مانند ایرفویل، A به صورت مساحت پلن فرم در نظر گرفته می شود. مساحتی که توسط شخص از نمای بالا و در جهت عمود بر جسم دیده می شود.

در حین سقوط آزاد، جسم به یک سرعت نهایی می رسد، حالتی که نیروی درگ با وزن جسم منهای نیروی بویانسی برابر می شود.



$$F_D = W - F_B$$

(No acceleration)



EXAMPLE 11-1 Measuring the Drag Coefficient of a Car

The drag coefficient of a car at the design conditions of 1 atm, 20°C, and 95 km/h is to be determined experimentally in a large wind tunnel in a full-scale test (Fig. 11-9). The frontal area of the car is 2.07 m². If the force acting on the car in the flow direction is measured to be 300 N, determine the drag coefficient of this car.

SOLUTION The drag force acting on a car is measured in a wind tunnel. The drag coefficient of the car at test conditions is to be determined.

Assumptions 1 The flow of air is steady and incompressible. 2 The cross section of the tunnel is large enough to simulate free flow over the car. 3 The bottom of the tunnel is also moving at the speed of air to approximate actual driving conditions or this effect is negligible.

Properties The density of air at 1 atm and 20°C is $\rho = 1.204 \text{ kg/m}^3$.

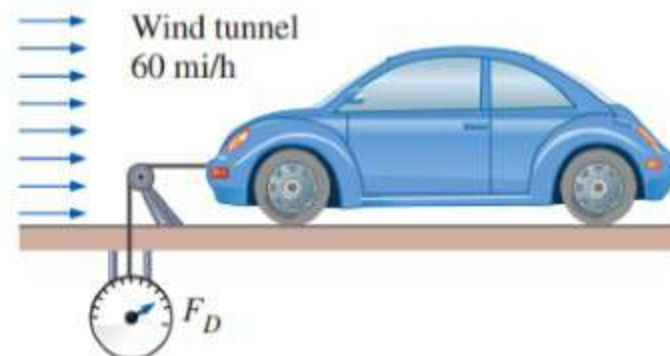
Analysis The drag force acting on a body and the drag coefficient are given by

$$F_D = C_D A \frac{\rho V^2}{2} \quad \text{and} \quad C_D = \frac{2F_D}{\rho A V^2}$$

where A is the frontal area. Substituting and noting that 1 m/s = 3.6 km/h, the drag coefficient of the car is determined to be

$$C_D = \frac{2 \times (300 \text{ N})}{(1.204 \text{ kg/m}^3)(2.07 \text{ m}^2)(95/3.6 \text{ m/s})^2} \left(\frac{1 \text{ kg} \cdot \text{m/s}^2}{1 \text{ N}} \right) = \mathbf{0.35}$$

Discussion Note that the drag coefficient depends on the design conditions, and its value may be different at different conditions such as the Reynolds number. Therefore, the published drag coefficients of different vehicles can be compared meaningfully only if they are determined under dynamically similar conditions or if Reynolds number independence is demonstrated (Chap. 7). The importance of developing standard testing procedures.



۱-۳ درگ اصطکاکی و فشاری

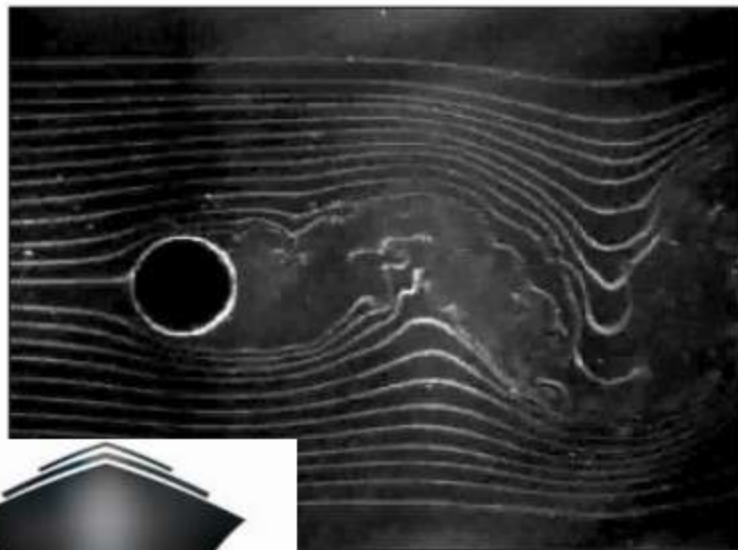
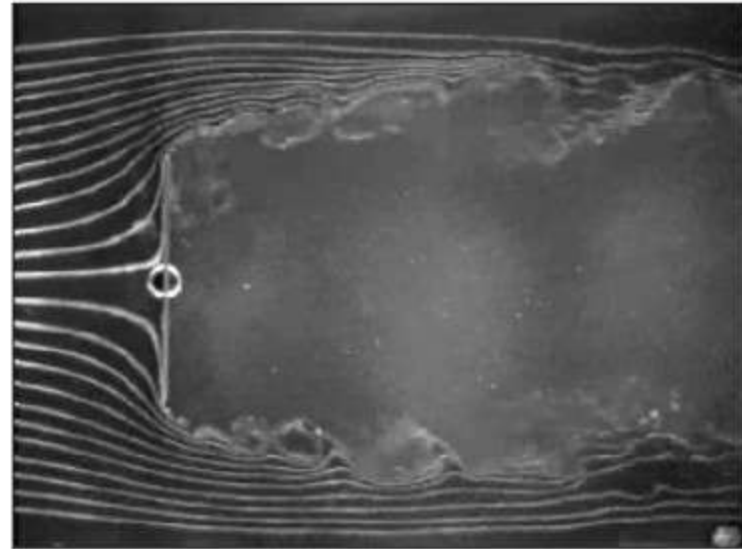
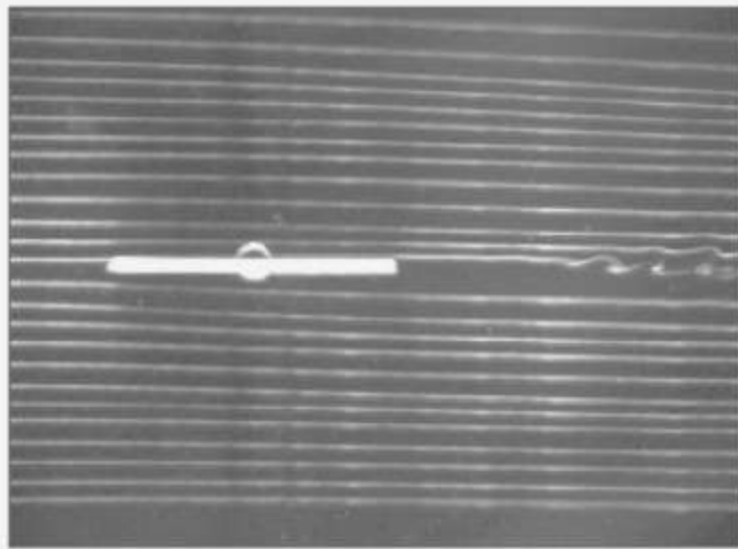
- نیروی درگ نیروی خالص وارد به جسم از طرف سیال در جهت جریان است و از ترکیب نیروهای فشاری و تنش برشی دیواره ایجاد می شود.
- بخشی از درگ که ناشی از تنش برشی دیواره است را **درگ اصطکاکی پوسته ای** (یا **درگ اصطکاکی**) می نامند، و بخشی از آن که ناشی از فشار است درگ فشاری (یا **درگ فرم (شکل)**) نامیده می شود. چرا که شدیداً به شکل جسم بستگی دارد.

$$C_{D, \text{friction}} = \frac{F_{D, \text{friction}}}{\frac{1}{2}\rho V^2 A} \quad C_{D, \text{pressure}} = \frac{F_{D, \text{pressure}}}{\frac{1}{2}\rho V^2 A}$$

$$C_D = C_{D, \text{friction}} + C_{D, \text{pressure}} \quad F_D = F_{D, \text{friction}} + F_{D, \text{pressure}}$$

- برای جریان موازی روی صفحه تخت، ضریب درگ برابر با ضریب ضریب درگ اصطکاکی است.
- درگ اصطکاکی شدیداً تابعی از ویسکوزیته است و با افزایش آن، افزایش می یابد.





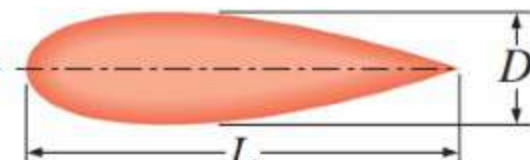
درگ در صفحه تخت موازی جریان تماماً ناشی از درگ اصطکاکی است، برای صفحه تخت عمود بر جریان تماماً ناشی از درگ فشاری است، و برای یک سیلندر عمود بر جریان ناشی از دونوع فشاری و اصطکاکی است (البته بیشتر فشاری).

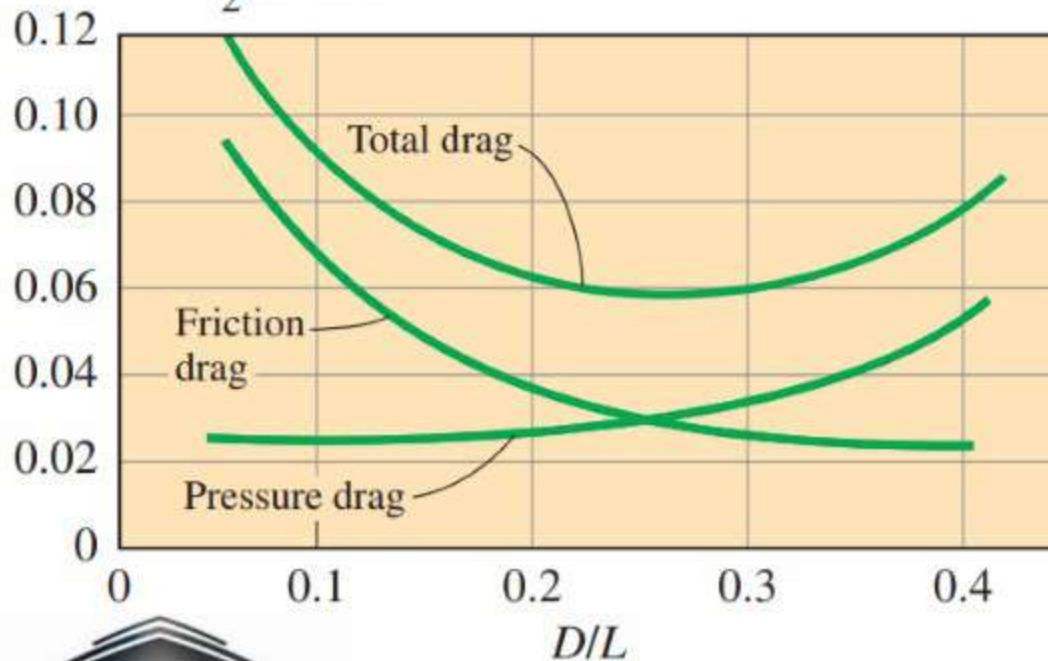
ضریب درگ کل C_D برای صفحه تخت موازی جریان کمترین، برای صفحه عمود بر جریان بیشترین و برای سیلندر بین دو حالت است.



کاهش درگ با خط جریانی کردن

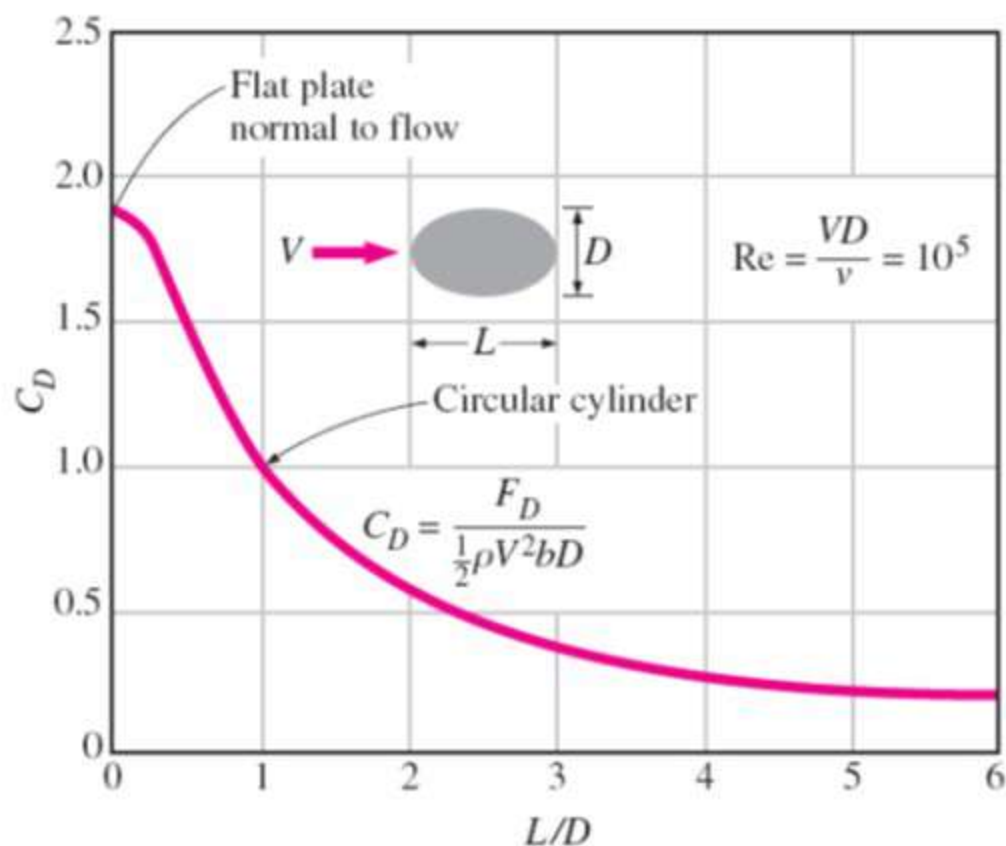
خط جریانی کردن درگ فشاری را با به تاخیر انداختن جدایی جریان لایه مرزی (کاهش اختلاف فشار جلو و عقب جسم) کاهش می دهد اما به دلیل افزایش سطح جسم درگ اصطکاکی را افزایش می دهد. نتیجه بستگی به این دارد که کدام اثر غالب باشد.

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2} \rho V^2 L D}$$




تغییرات ضریب درگ اصطکاکی، فشاری و کل یک استراتی خط جریانی بر حسب نسبت ضخامت به کورد در $Re = 4 \times 10^4$ دقت شود که ضریب درگ برای ایرفویل ها و اجسام لاغر بر حسب مساحت پلن فرم است نه مساحت روبرو.





ضریب درگ با لاغر شدن سیلندر بیضی
شکل شدیداً کاهش می یابد.

کاهش ضریب درگ در ضریب منطری های
بزرگ به دلیل جدا نشدن لایه مرزی از سطح
جسم است و در نتیجه بازیابی فشار.

خط جریانی کردن مزایای دیگری نیز دارد
مانند کاهش نویز و ارتعاشات.

خط جریانی کردن باید تنها برای اجسام
ضخیم در معرض جریان پر سرعت سیال
اعمال شود، در واقع اجسامی که به دلیل
رینولدز بالا احتمال جدایی جریان در آنها زیاد
است.

خط جریانی کردن برای اجسامی که در
معرض جریان رینولدز پایین هستند ضروری
نیست

تغییرات ضریب درگ یک سیلندر بیضوی بلند بر حسب
ضریب منطری. ضریب درگ بر حسب مساحت روبرو یعنی
 bD است که b عرض جسم است.



۱-۴ جریان روی صفحه تخت

جریان آزادی را با سرعت اولیه V در نظر بگیرید که فرض می کنیم به صورت لایه های موازی روی صفحه تختی حرکت می کند.

سرعت ذرات سیال در لایه اول در مجاورت صفحه صفر است به دلیل **شرط مرزی عدم لغزش**. این لایه بدون حرکت ذرات لایه های بالاتر را به دلیل اصطکاک (ناشی از تفاوت سرعت بین دو ذره) کند می کند.

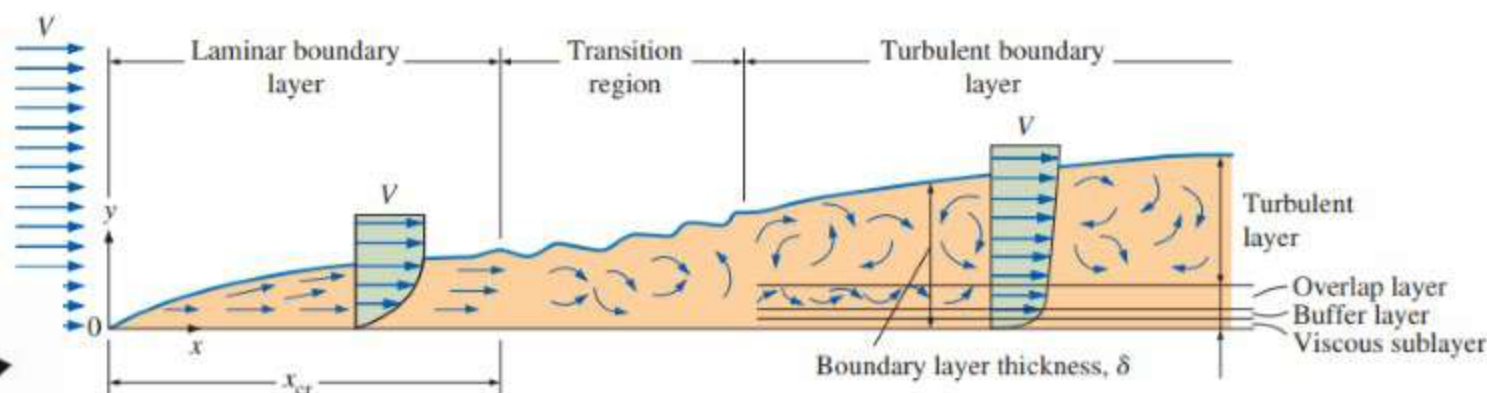
به همین ترتیب لایه پایینی سرعت لایه بالایی را کم می کند تا جایی که سرعت دو لایه کنار هم برابر و مساوی سرعت جریان آزاد شود.

پس وجود صفحه تخت تا فاصله δ عمود بر صفحه احساس می شود.

یعنی مولفه سرعت در جهت x از مقدار ۰ در $y=0$ تا تقریباً مقدار V در $y=\delta$ تغییر می کند.

ناحیه ای از سیال روی صفحه تا فاصله δ که اثرات نیروهای برشی ویسکوز احساس می شود را **لایه مرزی** سرعت می نامند.

δ ضخامت لایه مرزی است و به صورت فاصله ای تعریف می شود که در آن $u=0.9V$ است.



خط فرضی لایه مرزی جریان را به دو ناحیه تقسیم می کند:

۱- ناحیه لایه مرزی: که در آن اثرات لزجت و تغییرات سرعت اهمیت دارد.

۲- ناحیه جریان غیرچرخشی: که در آن اثرات اصطکاک قابل صرنظر است و سرعت ثابت باقی می ماند.

در جریان موازی روی یک صفحه تخت درگ فشاری صفر است بنابراین ضریب درگ برابر با ضریب درگ اصطکاکی است.

$$C_D = C_f$$

پس با محاسبه ضریب درگ اصطکاکی می توان درگ کل وارد به صفحه تخت را محاسبه کرد:

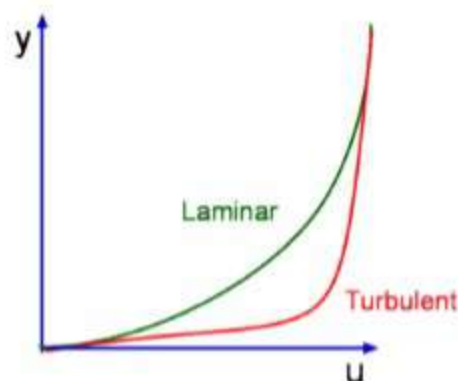
$$F_D = F_f = \frac{1}{2} C_f A \rho V^2$$

- اگر دو طرف صفحه تحت جریان باشد باید مساحت دو طرف در نظر گرفته شود.
- دقت شود که ضریب اصطکاک متوسط و ضریب اصطکاک محلی با توجه به موقعیت روی صفحه تغییر می کنند.



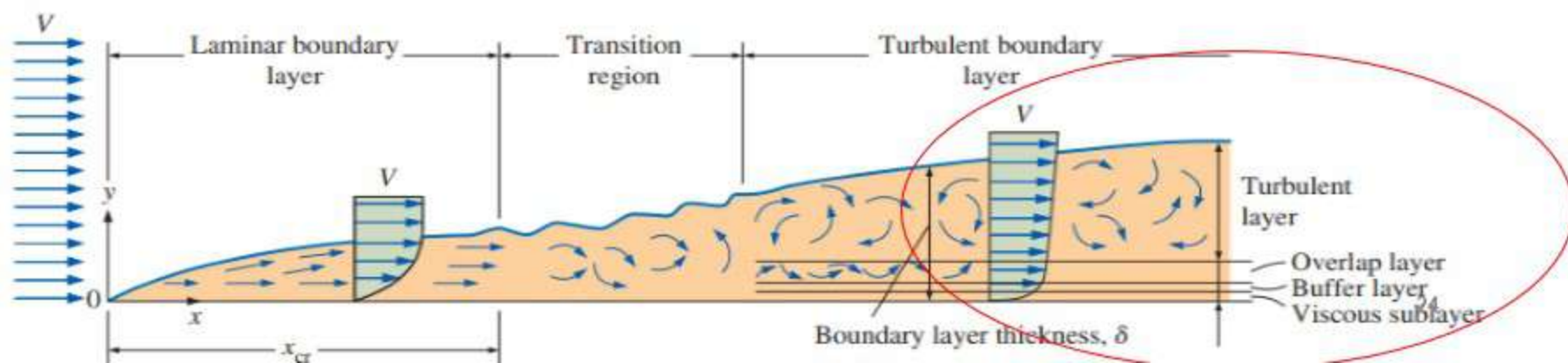
پروفیل سرعت جریان آشفته در مقایسه با جریان آرام کاملتر است (یعنی ارتفاع های یکسان سرعت بیشتری دارد).

ویژگی دیگر پروفیل جریان آشفته افت ناگهانی سرعت در نزدیکی صفحه است.



پروفیل سرعت جریان آشفته از چهار بخش تشکیل می شود:

1. زیر لایه لزج: لایه نازک نزدیک سطح که در آن اثرات لزجت غالب است. پروفیل سرعت نزدیک به پروفیل خط است و جریان تقریباً موازی است.
2. لایه بافر: در این ناحیه اثرات آشفتگی اهمیت پیدا می کنند اما هنوز اثرات لزجت غالب است.
3. لایه همپوشانی: در این ناحیه اثرات آشفتگی اهمیت بیشتری پیدا می کنند اما هنوز غالب نیستند.
4. لایه آشفته (یا بیرونی): در این لایه اثرات آشفتگی بر اثرات لزجت غالب است.



انتقال از جریان آرام به آشفته بستگی دارد به :

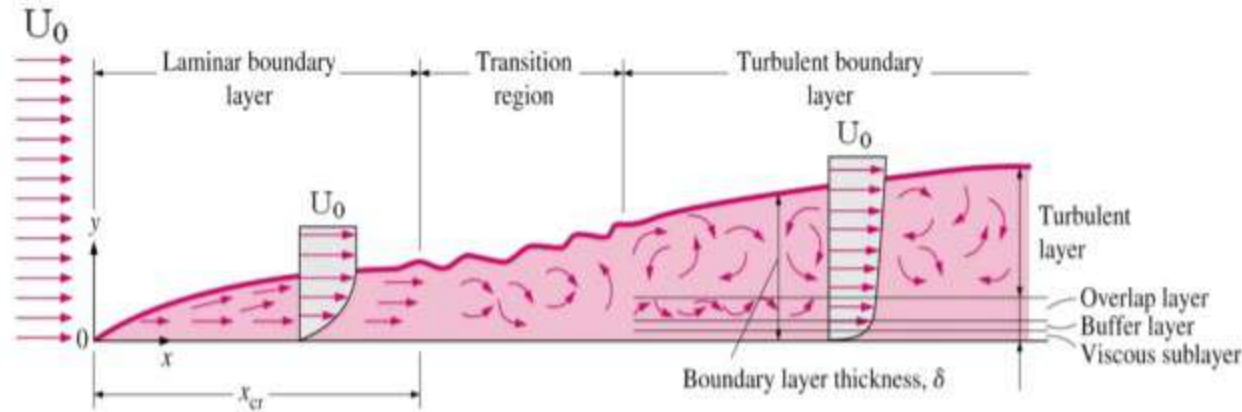
✓ هندسه صفحه

✓ زبری سطح

✓ سرعت جریان بالادست

✓ دمای سطح

✓ نوع سیال



مهمترین پارامتر بی بعد برای تشخیص رژیم جریان عدد رینولدز است:

$$Re_x = \frac{\rho V x}{\mu} = \frac{V x}{\nu}$$

V سرعت جریان بالا دست

x فاصله از لبه صفحه

برخلاف لوله عدد رینولدز در طول صفحه تغییر می کند.

برای یک صفحه هموار انتقال از جریان آرام به آشفته از عدد رینولدز $Re \cong 1 \times 10^5$ شروع می شود اما تا عدد رینولدز $Re \cong 3 \times 10^6$ کاملاً آشفته نمی شود.

در آنالیزهای مهندسی مقدار پذیرفته شده برای عدد رینولدز بحرانی $Re_{x,cr} \cong 5 \times 10^5$

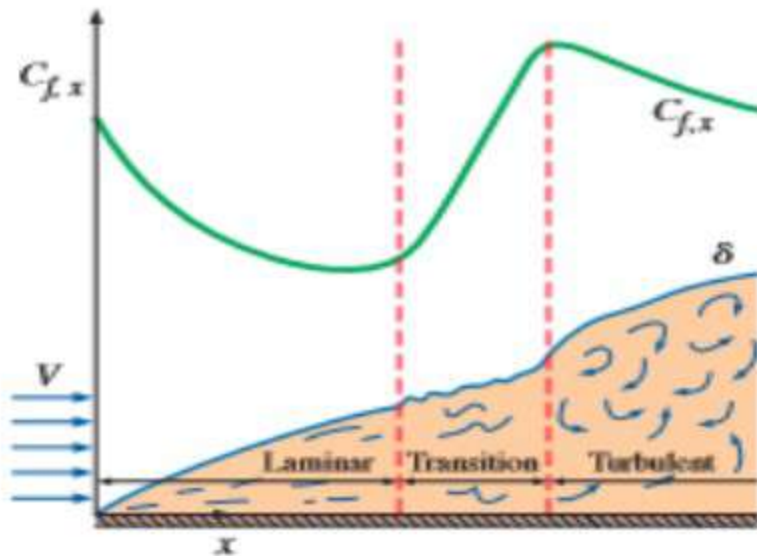


ضریب اصطکاک

ضریب اصطکاک برای جریان آرام روی صفحه تخت را می توان به صورت تئوری با حل عددی معادلات بقای جرم و مومنتوم به دست آورد.

ضریب اصطکاک برای جریان آشفته باید به صورت آزمایشگاهی تعیین شود.

ضریب اصطکاک محلی: در هر فاصله از لبه صفحه با روابط مربوطه قابل محاسبه است. در طول صفحه تغییر می کند.



ضریب اصطکاک کل صفحه: متوسط ضریب اصطکاک محلی روی کل صفحه

$$C_f = \frac{1}{L} \int_0^L C_{f,x} dx$$

ضریب اصطکاک محلی

ضخامت لایه مرزی و ضریب اصطکاک محلی در فاصله x از لبه صفحه برای **جریان آرام**

$$\delta = \frac{4.91x}{\text{Re}_x^{1/2}}$$

$$C_{f,x} = \frac{0.664}{\text{Re}_x^{1/2}}$$

$$\text{Re}_x \leq 5 \times 10^5$$

ضخامت لایه مرزی و ضریب اصطکاک محلی در فاصله x از لبه صفحه برای **جریان آشسته**

$$\delta = \frac{0.38x}{\text{Re}_x^{1/5}}$$

$$C_{f,x} = \frac{0.059}{\text{Re}_x^{1/5}}$$

$$5 \times 10^5 \leq \text{Re}_x \leq 10^7$$





$$\begin{aligned}C_f &= \frac{1}{L} \int_0^L C_{f,x} dx \\&= \frac{1}{L} \int_0^L \frac{0.664}{\text{Re}_x^{1/2}} dx \\&= \frac{0.664}{L} \int_0^L \left(\frac{Vx}{\nu} \right)^{-1/2} dx \\&= \frac{0.664}{L} \left(\frac{V}{\nu} \right)^{-1/2} \left. \frac{x^{1/2}}{\frac{1}{2}} \right|_0^L \\&= \frac{2 \times 0.664}{L} \left(\frac{V}{\nu L} \right)^{-1/2} \\&= \frac{1.328}{\text{Re}_L^{1/2}}\end{aligned}$$

ضریب اصطکاک کل

ضریب اصطکاک کل برای صفحه با طول L در معرض جریان آرام

$$C_f = \frac{1.33}{Re_L^{1/2}} \quad Re_L \lesssim 5 \times 10^5$$

ضریب اصطکاک کل برای صفحه با طول L در معرض جریان آشسته

$$C_f = \frac{0.074}{Re_L^{1/5}} \quad 5 \times 10^5 \lesssim Re_L \lesssim 10^7$$

این روابط با این فرض به دست آمده اند که رژیم جریان در تمام طول صفحه ثابت است. اما در واقعیت همواره بخشی از لبه ابتدایی صفحه آرام است. برای در نظر گرفتن اثر جریان آرام ابتدای صفحه باید ضریب اصطکاک کل را از رابطه زیر به دست آورد

$$C_f = \frac{1}{L} \left(\int_0^{x_{cr}} C_{f,x, \text{laminar}} dx + \int_{x_{cr}}^L C_{f,x, \text{turbulent}} dx \right)$$



ضریب اصطکاک کل

با در نظر گرفتن جریان آرام ابتدای صفحه ضریب اصطکاک کل جریان آشفته به دست می آید

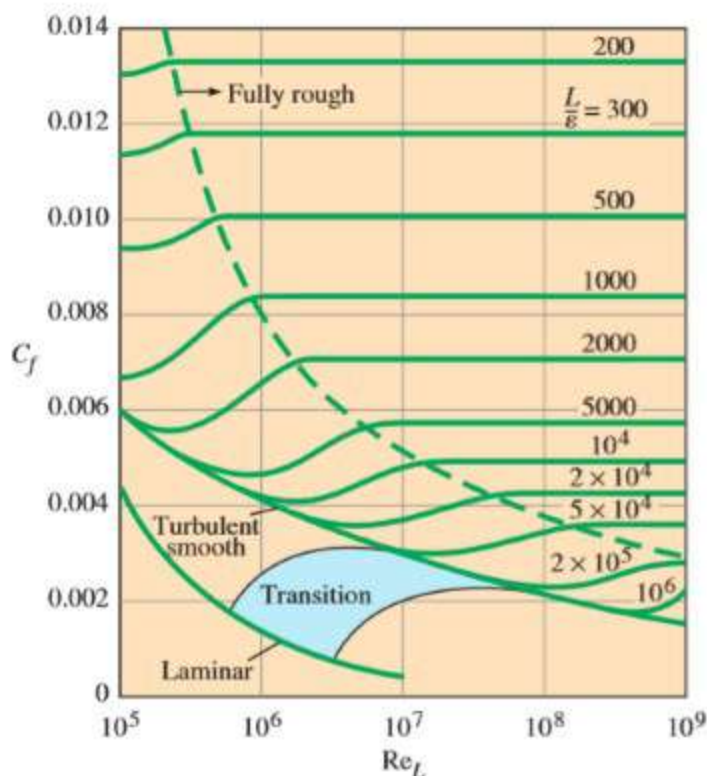
$$C_f = \frac{0.074}{\text{Re}_L^{1/5}} - \frac{1742}{\text{Re}_L} \quad 5 \times 10^5 \leq \text{Re}_L \leq 10^7$$



ضریب اصطکاک کل با در نظر گرفتن اثر زبری

زبری سطح تاثیر قابل ملاحظه ای در اصطکاک جریان آرام ندارد.
در واقع ضریب اصطکاک جریان آرام روی صفحه تخت تنها تابعی از عدد رینولدز است.
زبری سطح ضریب اصطکاک جریان آشفته را چندین برابر می کند.
در زبری های متوسط ضریب اصطکاک جریان آشفته تابعی از رینولدز و زبری هستند.
در زبری های زیاد ضریب اصطکاک تنها تابعی از زبری است.

$$C_f = \left(1.89 - 1.62 \log \frac{\varepsilon}{L} \right)^{-2.5}$$



برای صفحه کاملاً زبر



تمرین ۱

• کدام دو چرخه سوار سریعتر حرکت می کند: کسی که سر و بدن خود را رو به بالا گرفته و یا کسی که سر و بدن خود را به سمت زانوی خود جمع کرده است؟ توضیح دهید.



تمرین ۲

• تفاوت بین جریان دو بعدی، سه بعدی و متقارن
معموری را بیان کنید و برای هر کدام سه مثال
بزنید.



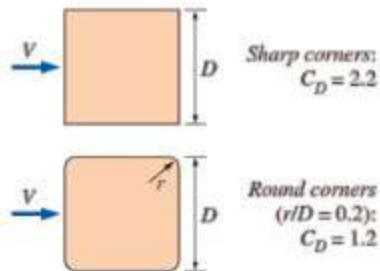
تمرین ۳

• تفاوت بین اجسام ضعیف و فط جریانی را توضیح دهید با ذکر مثال .

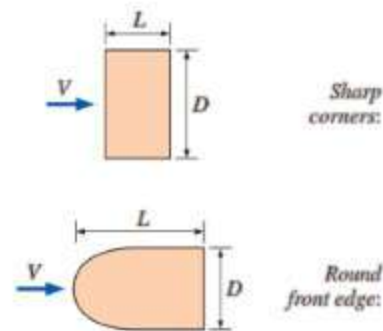


۱-۵ ضریب درگ هندسه های مختلف

Square rod



Rectangular rod

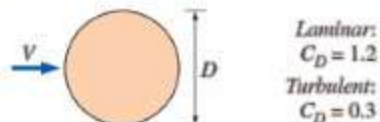


L/D	C_D
0.0*	1.9
0.1	1.9
0.5	2.5
1.0	2.2
2.0	1.7
3.0	1.3

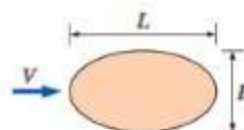
* Corresponds to thin plate

L/D	C_D
0.5	1.2
1.0	0.9
2.0	0.7
4.0	0.7

Circular rod (cylinder)

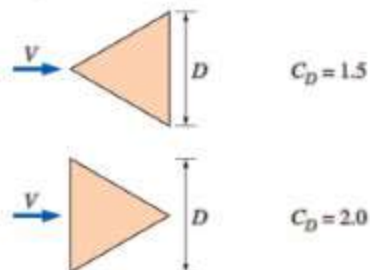


Elliptical rod

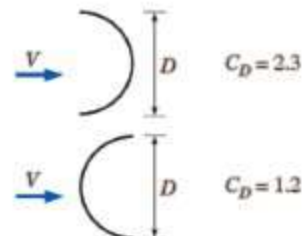


L/D	C_D	
	Laminar	Turbulent
2	0.60	0.20
4	0.35	0.15
8	0.25	0.10

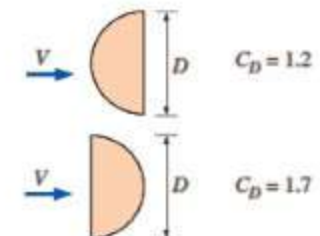
Equilateral triangular rod



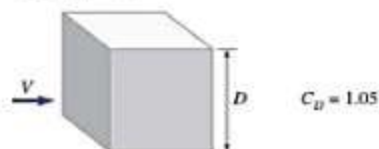
Semicircular shell



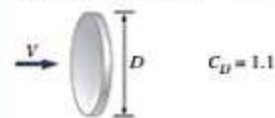
Semicircular rod



Cube, $A = D^2$



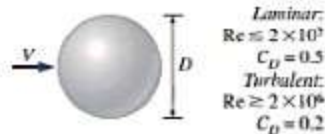
Thin circular disk, $A = \pi D^2/4$



Cone (for $\theta = 30^\circ$), $A = \pi D^2/4$

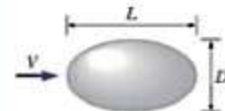


Sphere, $A = \pi D^2/4$



See Fig. 11-36 for C_D vs. Re for smooth and rough spheres.

Ellipsoid, $A = \pi D^2/4$



L/D	C_D	
	Laminar $Re \leq 2 \times 10^5$	Turbulent $Re > 2 \times 10^5$
0.75	0.5	0.2
1	0.5	0.2
2	0.3	0.1
4	0.3	0.1
8	0.2	0.1

Hemisphere, $A = \pi D^2/4$



Finite cylinder, vertical, $A = LD$

L/D	C_D
1	0.6
2	0.7
5	0.8
10	0.9
40	1.0
∞	1.2

Values are for laminar flow
($Re \leq 2 \times 10^5$)

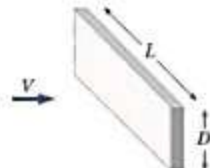
Finite cylinder, horizontal, $A = \pi D^2/4$

L/D	C_D
0.5	1.1
1	0.9
2	0.9
4	0.9
8	1.0

Streamlined body, $A = \pi D^2/4$



Rectangular plate, $A = LD$



$C_D = 1.10 + 0.02 (L/D + D/L)$
for $1/30 < (L/D) < 30$

Parachute, $A = \pi D^2/4$

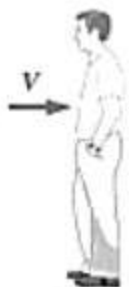


Tree, $A = \text{frontal area}$

$V, \text{ m/s}$	C_D
10	0.4-1.2
20	0.3-1.0
30	0.2-0.7



Person (average)



Standing: $C_D A = 9 \text{ ft}^2 = 0.84 \text{ m}^2$

Sitting: $C_D A = 6 \text{ ft}^2 = 0.56 \text{ m}^2$

Bikes



Upright:
 $A = 5.5 \text{ ft}^2 = 0.51 \text{ m}^2$
 $C_D = 1.1$



Racing:
 $A = 3.9 \text{ ft}^2 = 0.36 \text{ m}^2$
 $C_D = 0.9$

$C_D = 0.9$

$C_D = 0.5$

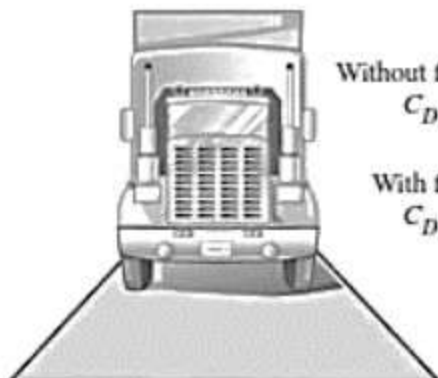


Drafting:
 $A = 3.9 \text{ ft}^2 = 0.36 \text{ m}^2$
 $C_D = 0.50$



With fairing:
 $A = 5.0 \text{ ft}^2 = 0.46 \text{ m}^2$
 $C_D = 0.12$

Semitrailer, A = frontal area



Without fairing:
 $C_D = 0.96$

With fairing:
 $C_D = 0.76$

Automotive, A = frontal area



Minivan:
 $C_D = 0.4$



Passenger car
or sports car:
 $C_D = 0.3$

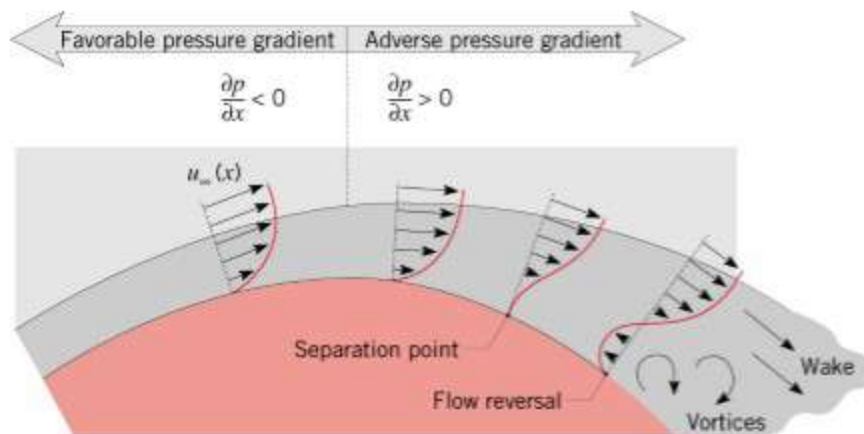
High-rise buildings, A = frontal area

$C_D = 1.0$ to 1.4



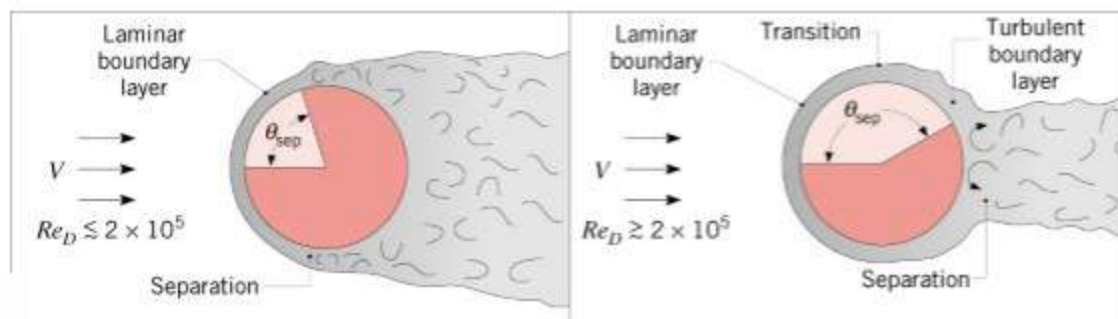
جدایی جریان زمانی اتفاق می افتد که گرادیان سرعت روی سطح به صفر برسد

$$\left. \frac{du}{dy} \right|_{y=0}$$



و با جریان برگشتی در پایین دست جریان تکمیل می شود

—موقعیت جدایی جریان به رژیم جریان (آرام و آشفته بودن) بستگی دارد.



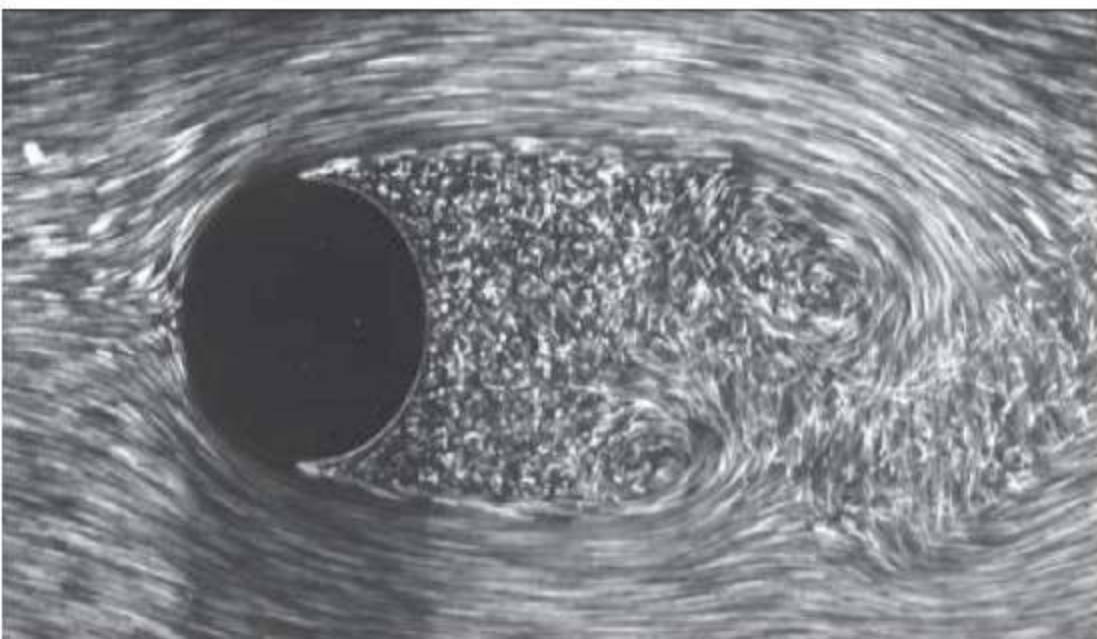
$$Re_D \equiv \frac{\rho V D}{\mu} = \frac{V D}{\nu}$$



۱-۵ جریان روی سیلندر و کره



- جریان روی سیلندر و کره یکی از مسائل کاربردی صنعتی است.
- طول مشخصه در سیلندر دایره ای یا کره قطر خارجی جسم است.
- عدد رینولدز سیلندر یا استوانه ای با قطر D که در معرض جریان یکنواخت با سرعت V قرار دارد، به صورت $Re = VD/\nu$ تعریف می شود.
- رینولدز بحرانی برای جریان روی سیلندر و کره تقریباً $Re_{cr} \cong 2 \times 10^5$ است
- زیر این عدد جریان آرام و در محدوده $2 \times 10^5 < Re < 2 \times 10^6$ انتقالی و در 2×10^6 کاملاً آشفته می شود.



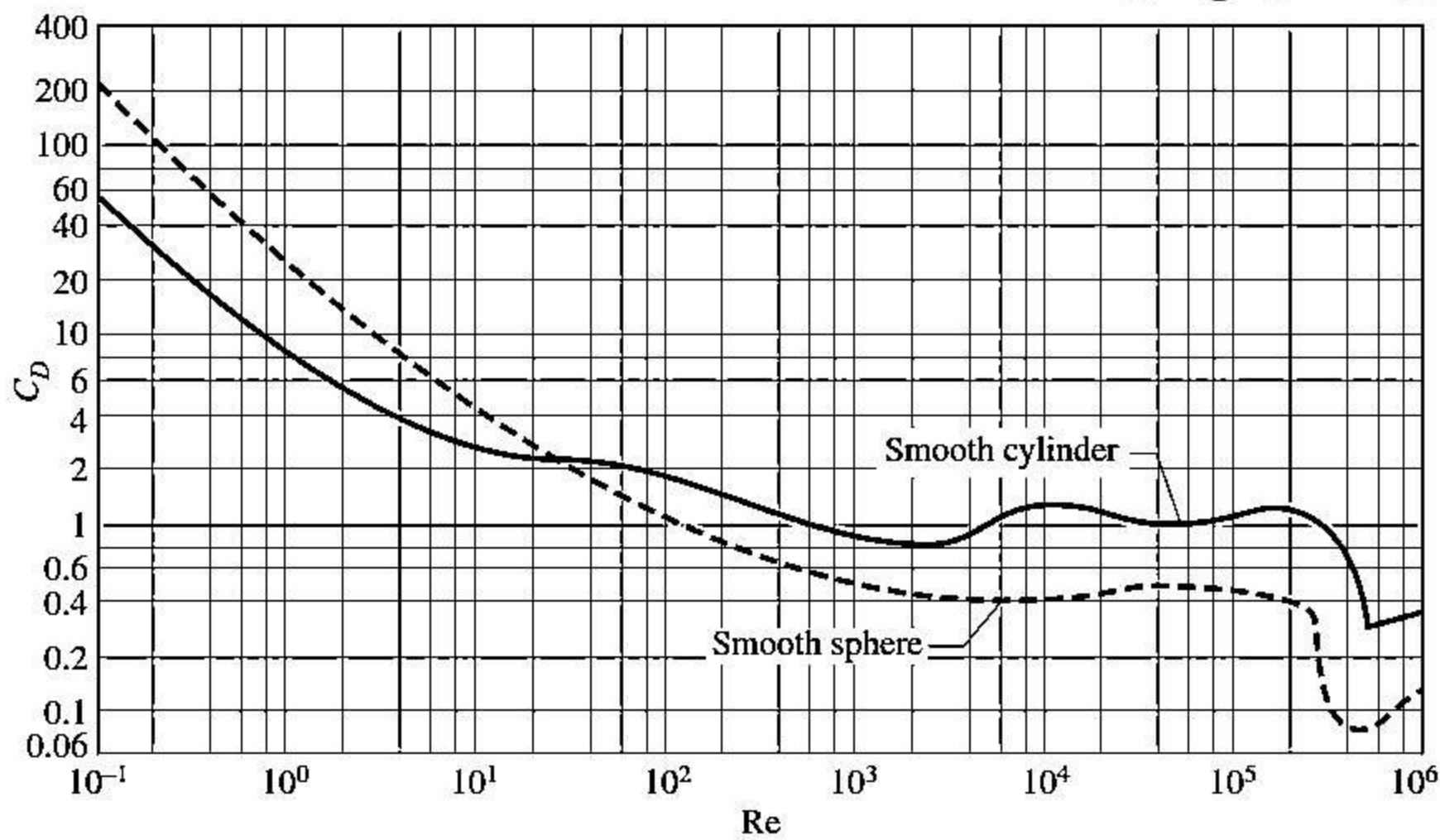
جریان اطراف سیلندر و
کره بسیار پیچیده است

- در سرعت های بالادست پایین ($Re < 1$) سیال کاملاً دور سیلندر می پیچد و دو شاخه جریان در پشت سیلندر به صورت منظم به هم می رسند. بنابراین سیال انحنای سیلندر را دنبال می کند.
- در سرعت های بالاتر سیال همچنان در نیمه جلویی انحنای سیلندر را دنبال می کند اما به دلیل سرعت بالا در بالا و پایین سیلندر لایه مرزی از روی سطح جدا می شود و در پشت سیلندر یک ناحیه جدا شده تشکیل می دهد.
- در ادامه در این ناحیه جدا شده (دنباله جسم) ورتکس های نوسانی تشکیل می شود و فشار بسیار کمتر از فشار نقطه سکون است.
- در اعداد رینولدز پایین ($Re < 10$) درگ سیال بر سیلندر و کره عمدتاً ماهیت اصطکاکی دارد و درگ فشاری در رینولدزهای بالا غالب است ($Re > 5000$). و در محدوده بینابینی هر دو نوع درگ موثرند.



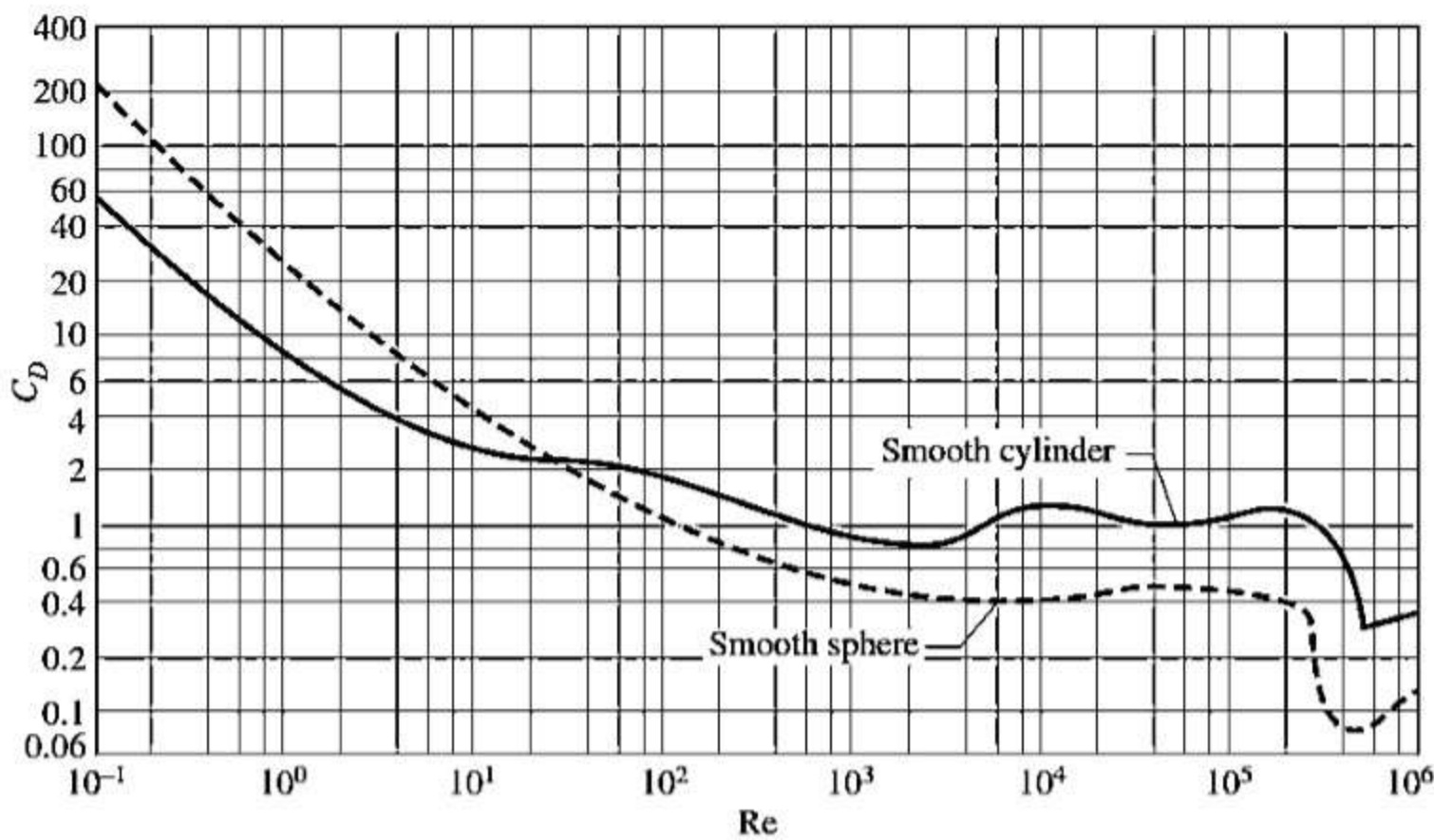
تغییرات ضریب درگ جریان سیال روی سیلندر و کره بر حسب رینولدز:

برای $Re < 1$ جریان خزشی است و ضریب درگ با افزایش رینولدز کاهش می یابد. برای کره در جریان خزشی $C_D = 24/Re$ و هیچ جدایی جریانی رخ نمی دهد.



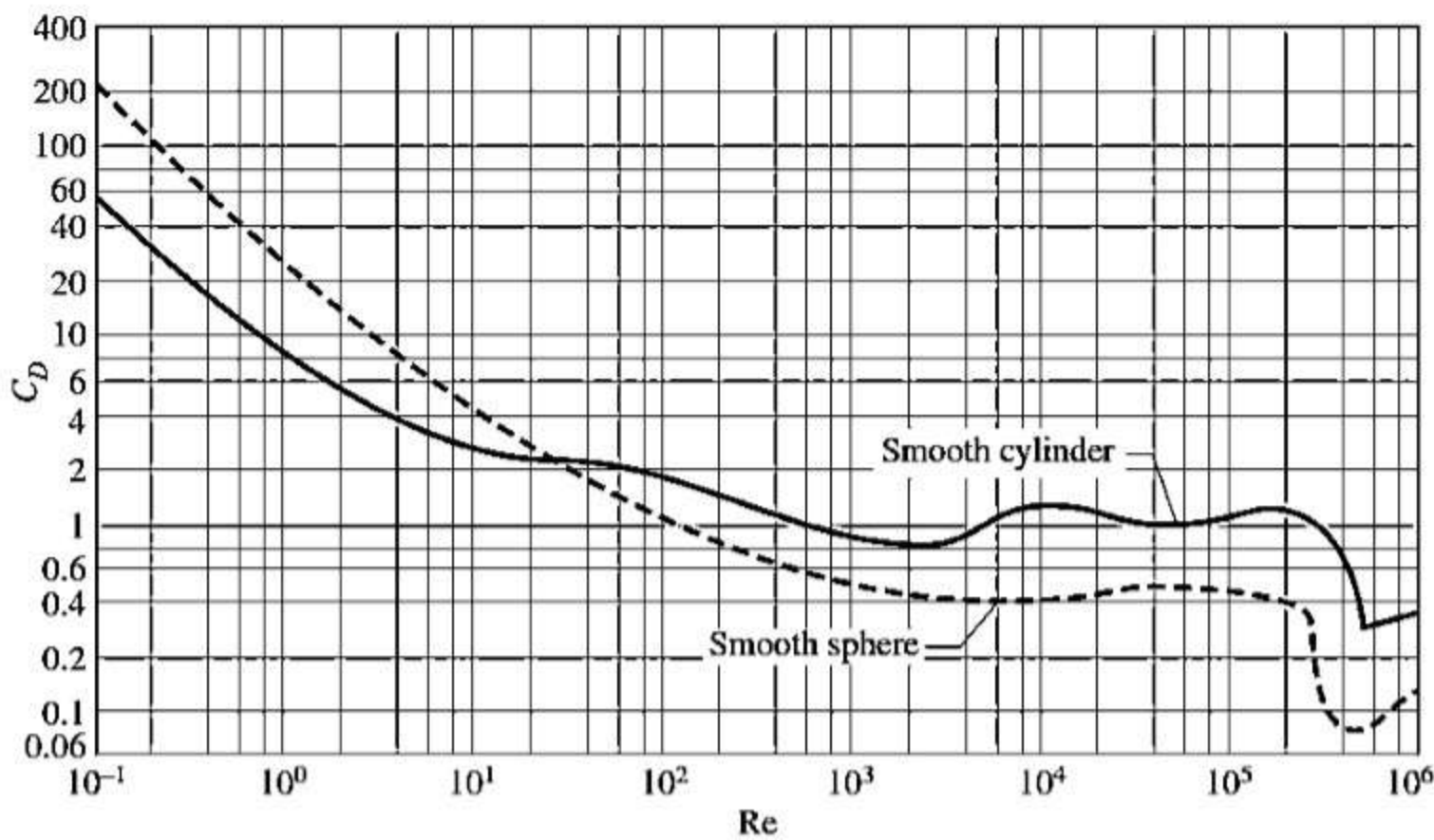
تغییرات ضریب درگ جریان سیال روی سیلندر و کره بر حسب رینولدز:

- در $Re=10$ جدایی جریان در پشت جسم آغاز می شود و گردابه ها در حدود $Re=90$ ایجاد می شوند. جدایی جریان با افزایش عدد رینولدز تا $Re=1000$ بیشتر می شود.
- در این نقطه درگ تقریباً فشاری است (۹۵ درصد درگ کل). ضریب درگ در محدوده رینولدز ۱۰ تا ۱۰۰۰ کاهش می یابد. (کاهش ضریب درگ نشان دهنده کاهش درگ نیست چراکه نیروی درگ با توان دوم سرعت ارتباط دارد).



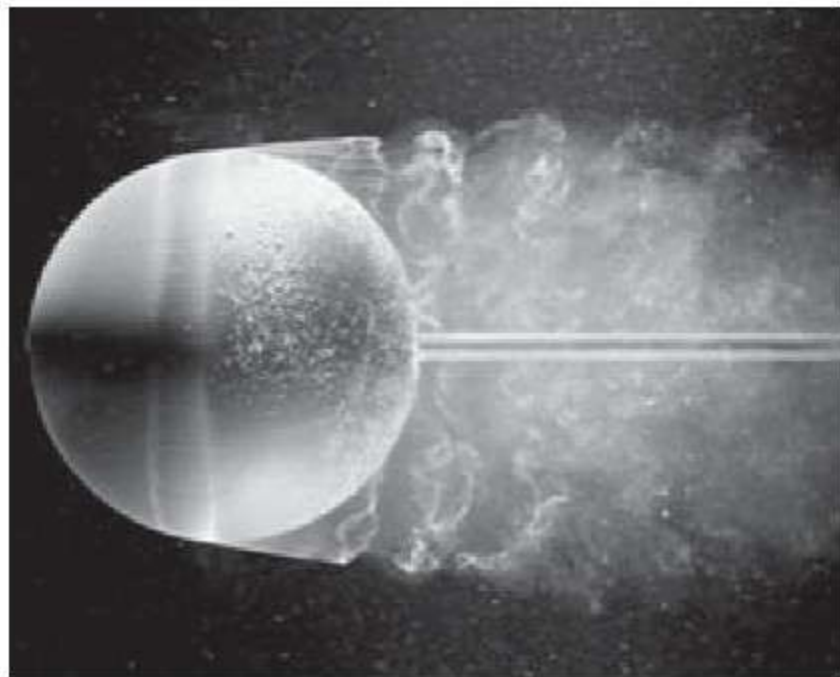
تغییرات ضریب درگ جریان سیال روی سیلندر و کره بر حسب رینولدز:

- در محدوده متوسط یعنی $10^3 < Re < 10^5$ ضریب درگ تقریباً ثابت است. این از ویژگی های اجسام ضخیم است. رژیم جریان در این محدوده آرام است اما جریان در ناحیه جدا شده به شدت آشفته است و یک دنباله آشفته بزرگ در پشت جسم ایجاد می شود.
- در محدوده $10^5 < Re < 10^6$ (معمولاً در 2×10^5) یک افت ناگهانی در ضریب درگ ایجاد می شود. دلیل این افت آشفتن شدن جریان است که باعث به تاخیر افتادن نقطه آغاز جدایی می شود. دیرتر آغاز شدن جدایی باعث کاهش اندازه دنباله پشت جسم و مقاومت فشاری می شود.

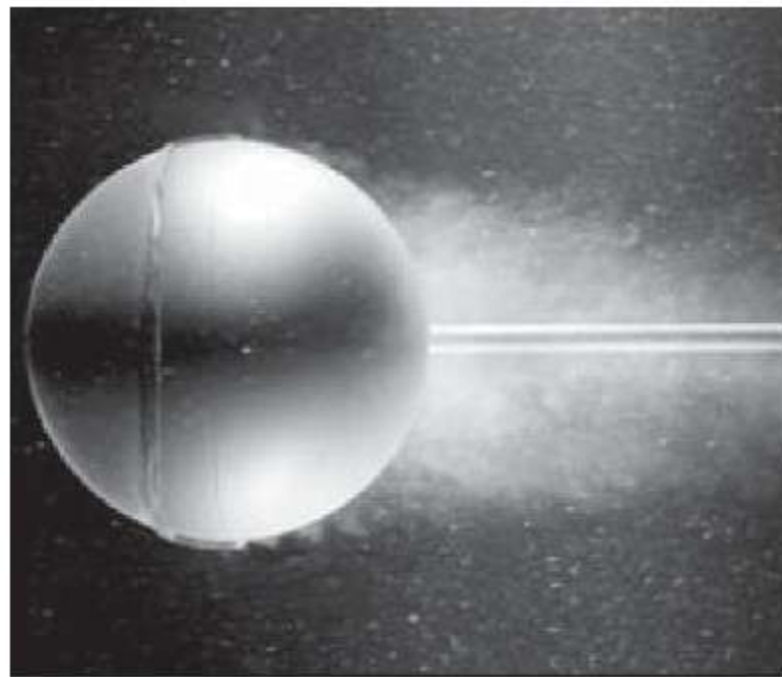


- در اجسام ضخیم آشفته شدن جریان باعث کاهش ضریب درگ می شود (به دلیل کاهش محدوده ویک پاشنه و مقاومت فشاری) ولی در اجسام خط جریانی آشفته شدن جریان باعث افزایش ضریب درگ می شود (به دلیل افزایش مقاومت اصطکاکی).

در جریان آرام روی کره جدایی جریان
از زاویه ۸۰ درجه شروع می شود



در جریان آشفته روی کره جدایی جریان
از زاویه ۱۴۰ درجه شروع می شود



مقاومت کل در جریان آشفته حول یک کره یا سیلندر کمتر از جریان آرام است.

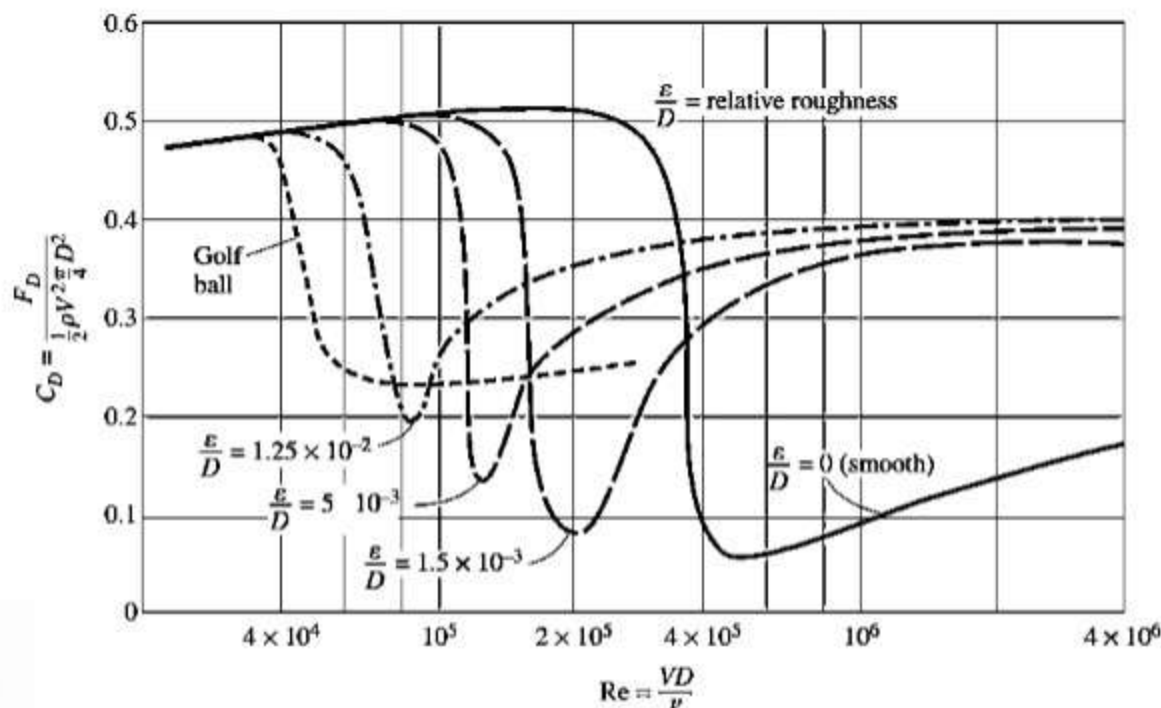
تمرین ۴

• چرا مقاومت جریان آشفته عبوری اطراف یک کره کمتر از مقاومت جریان آرام است. چرا جدایی جریان در جریان آشفته نسبت به جریان آرام روی کره دیرتر رخ می دهد.



اثرات زبری

- زبری سطح باعث افزایش ضریب درگ جسم در جریان آشفته می شود.
- در اجسام خط جریانی زبری سطح باعث افزایش ضریب درگ می شود.
- در اجسام ضخیم مانند سیلندر و کره زیر سطح باعث کاهش ضریب درگ می شود چرا که باعث تاخیر در جدایی جریان می شود.



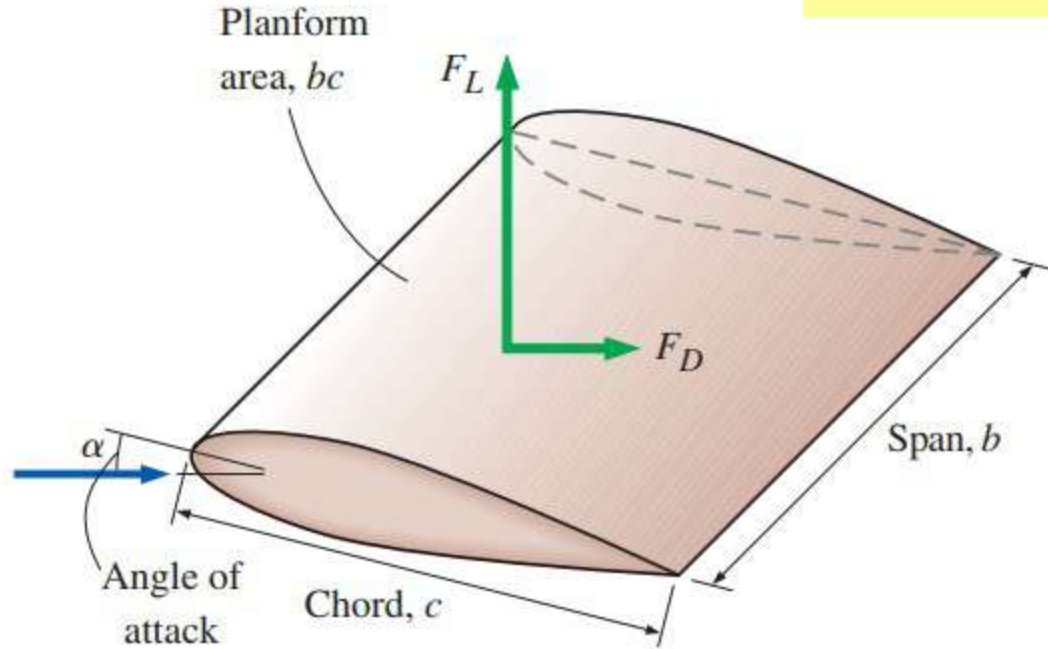
۱-۶ لیفت

لیفت: مولفه ای از نیروی کل در جهت عمود بر جریان

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2}\rho V^2 A}$$

ضریب لیفت

A مساحت پلن فرم: مساحتی مشاهده شده توسط شخصی که از بالا و در جهت عمود بر جسم نگاه می کند.



برای یک هواپیما، طول بال فاصله بین نوک دو بال است، در واقع شامل عرض بدنه نیز می باشد.

تعریف ترم های مربوط به ایرفویل

ایرفویل به گونه ای طراحی می شود که لیفت کافی تولید کند و حداقل درگ را ایجاد کند.

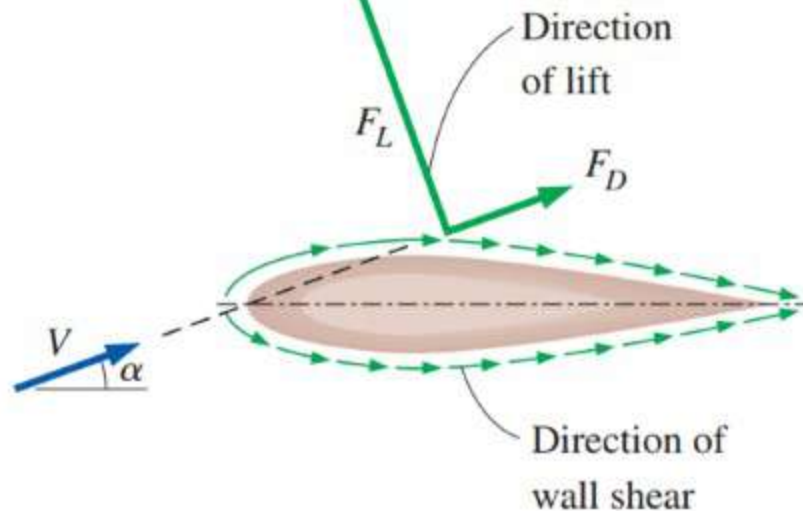
برخی وسایل مانند اسوپیلر و یا ایرفویل معکوس روی خودروهای مسابقه ای به گونه ای نصب می شوند تا از تولید لیفت جلوگیری کنند یا لیفت منفی تولید کنند جهت افزایش کنترل خوردو.

در عمل لیفت ناشی از توزیع فشار روی سطح جسم است، بنابراین شکل جسم نقش اصلی را در لیفت دارد.

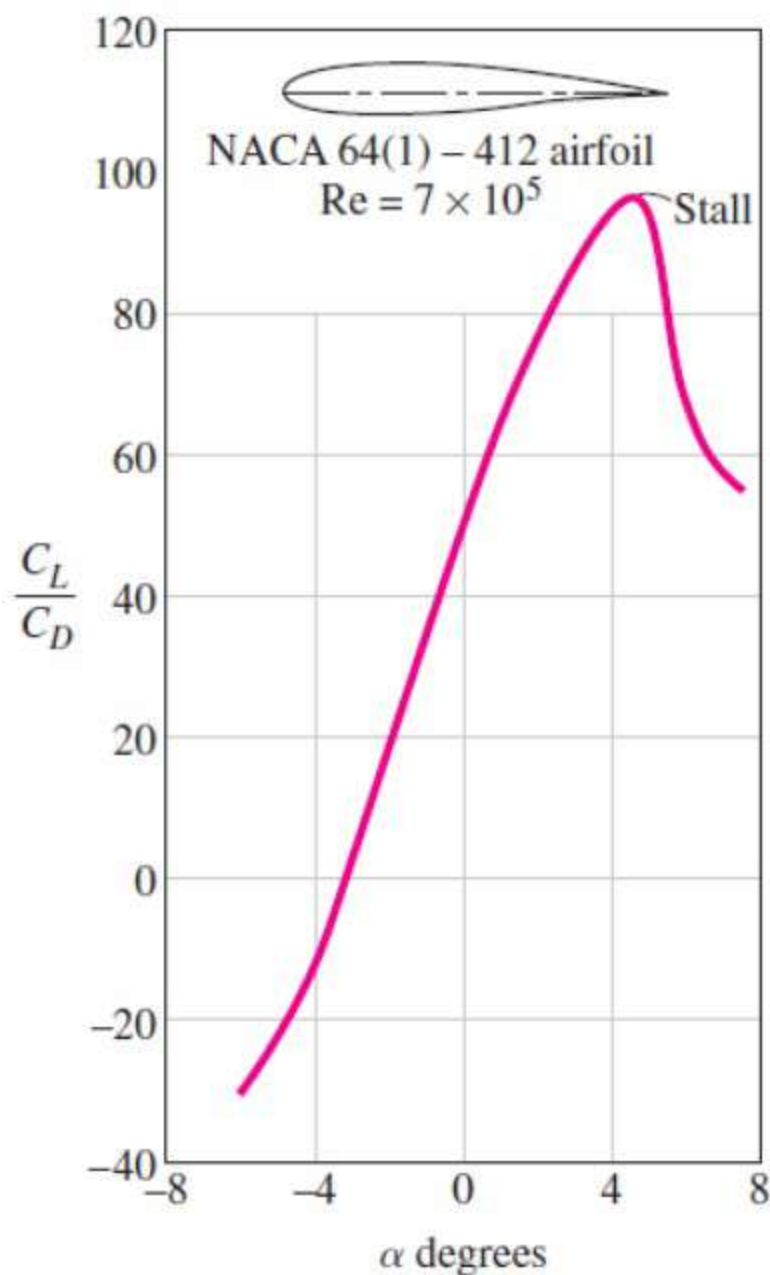
در نتیجه ملاحظات اصلی در طراحی ایرفویل حداقل کردن فشار متوسط روی سطح بالایی جسم و حداکثر کردن فشار روی سطح پایینی جسم است.

در نقاطی که سرعت زیاد است فشار کم است و در نقاطی که سرعت کم است فشار زیاد است.

لیفت در زوایای حمله متوسط مستقل از زبری سطح است، چرا که زبری روی تنش برشی اثر دارد نه روی فشار.



برای ایرفویل، سهم اثرات ویسکوزیته در تولید لیفت، معمولاً قابل صرف نظر است چرا که تنش برشی موازی سطح و تقریباً عمود بر جهت لیفت است.



مطلوب است که ایرفویل حداکثر لیفت و حداقل درگ را ایجاد کند.

بنابراین، یک معیار کارایی ایرفویل نسبت ضریب لیفت به ضریب درگ C_L/C_D است.

نسبت C_L/C_D با افزایش زاویه حمله افزایش می یابد تا استال رخ دهد و مقدار لیفت به درگ کاهش می یابد.



یک روش تغییر مشخصات لیفت و درگ یک ایرفویل تغییر زاویه حمله است.

برای هواپیما، از آنجا که بالا نسبت به بدنه ثابتند برای افزایش لیفت تمام بدنه رو به بالا کج می شود (پیچ می کند).

روش دیگر تغییر خواص ایرودینامیکی ایرفویل تغییر شکل است با استفاده از فلپ های لبه جلویی و لبه انتهایی

استفاده از فلپ شکل بال را در حین بلند شدن و نشستن تغییر می دهد به گونه ای که در سرعت های کم بیشترین لیفت را تولید کند.

در زمان پرواز، فلپ ها جمع می شوند و بال به شکل معمولی خود بر می گردد تا حداقل درگ و لیفت کافی را تولید کند و مصرف سوخت در حین پرواز در ارتفاع ثابت کاهش یابد.

توجه کنید ضریب لیفت کوچک هم می تواند نیروی لیفت بزرگ تولید کند، به دلیل سرعت بالای هواپیما و نسبت توان دوم آن با لیفت.

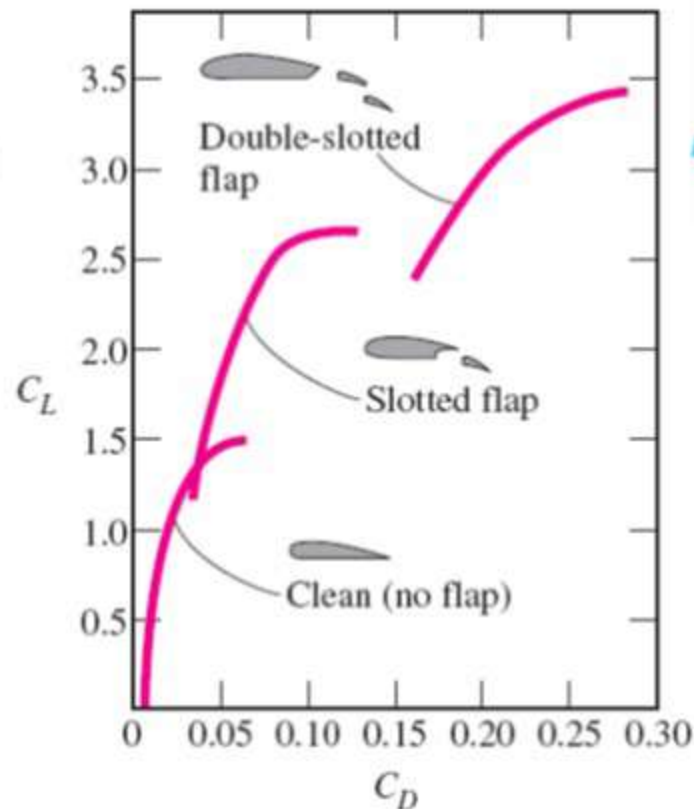
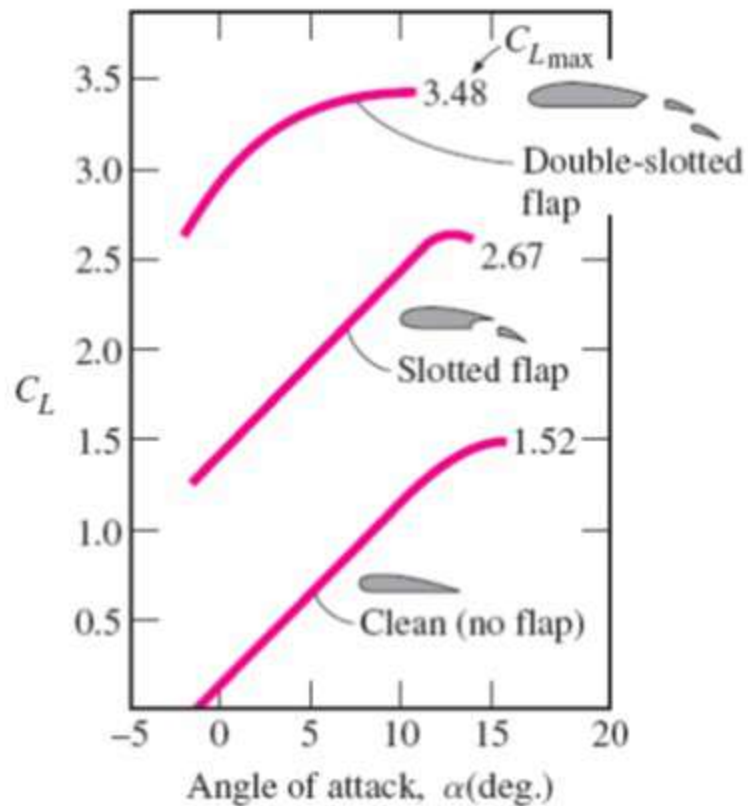


فلپ ها باز می شوند (بلند شدن)



فلپ ها جمع می شوند (پرواز در ارتفاع ثابت)

تغییر خواص لیفت و درگ
ایرفویل در زمان بلند شدن و
نشستن با تغییر شکل آن
توسط فلپ ها متحرک



اثر فلپ بر ضرایب لیفت و درگ یک ایرفویل

حداکثر زاویه لیفت در حالت بدون فلپ از ۱.۵ به ۳.۵ در حالت دوفلپ شیاردار افزایش می یابد.

حداکثر زاویه درگ از ۰.۰۶ برای حالت بدون فلپ به ۰.۳ برای حالت دوفلپ شیار دار افزایش می یابد.

حداقل سرعت پرواز را می توان با برابر قرار دادن وزن هواپیما با لیفت برای حالت $C_L = C_{L, \max}$ به دست آورد

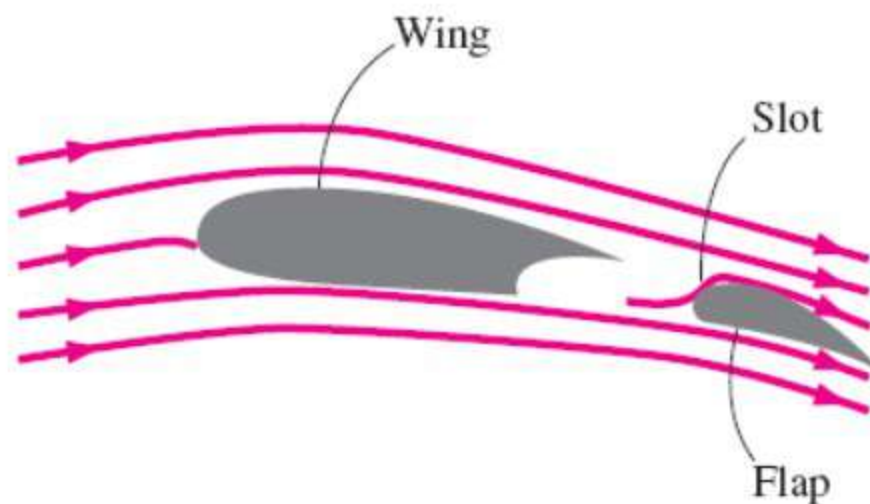
$$W = F_L = \frac{1}{2} C_{L, \max} \rho V_{\min}^2 A \quad \rightarrow \quad V_{\min} = \sqrt{\frac{2W}{\rho C_{L, \max} A}}$$

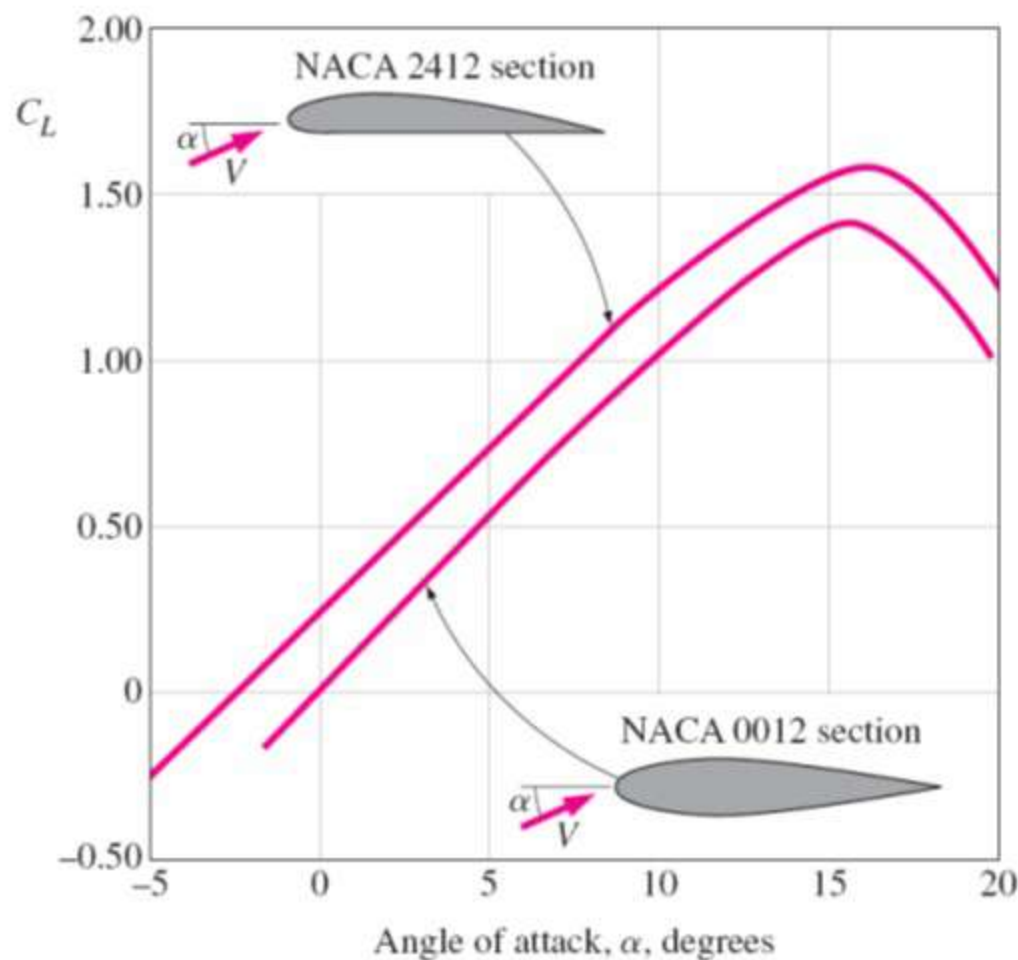
برای یک وزن معلوم، سرعت بلند شدن (تیک آف) و نشست (لندینگ) را می توان با حداکثر کردن حاصلضرب ضریب لیفت و مساحت $(C_{L, \max} A)$ ، سرعت را حداقل کرد.

یک روش دیگر کاهش سرعت بلند شدن و نشست، استفاده از فلپ است. راه دیگر کنترل لایه مرزی است که می توان با ایجاد شیار بین فلپها انجام داد.

شیارها باعث تاخیر در جدایی جریان لایه مرزی روی سطح بالایی بال و فلپ می شوند.

از دورن شیار جریان پرفشار سطح پایین به سمت جریان کم فشار سطح بالا حرکت می کند





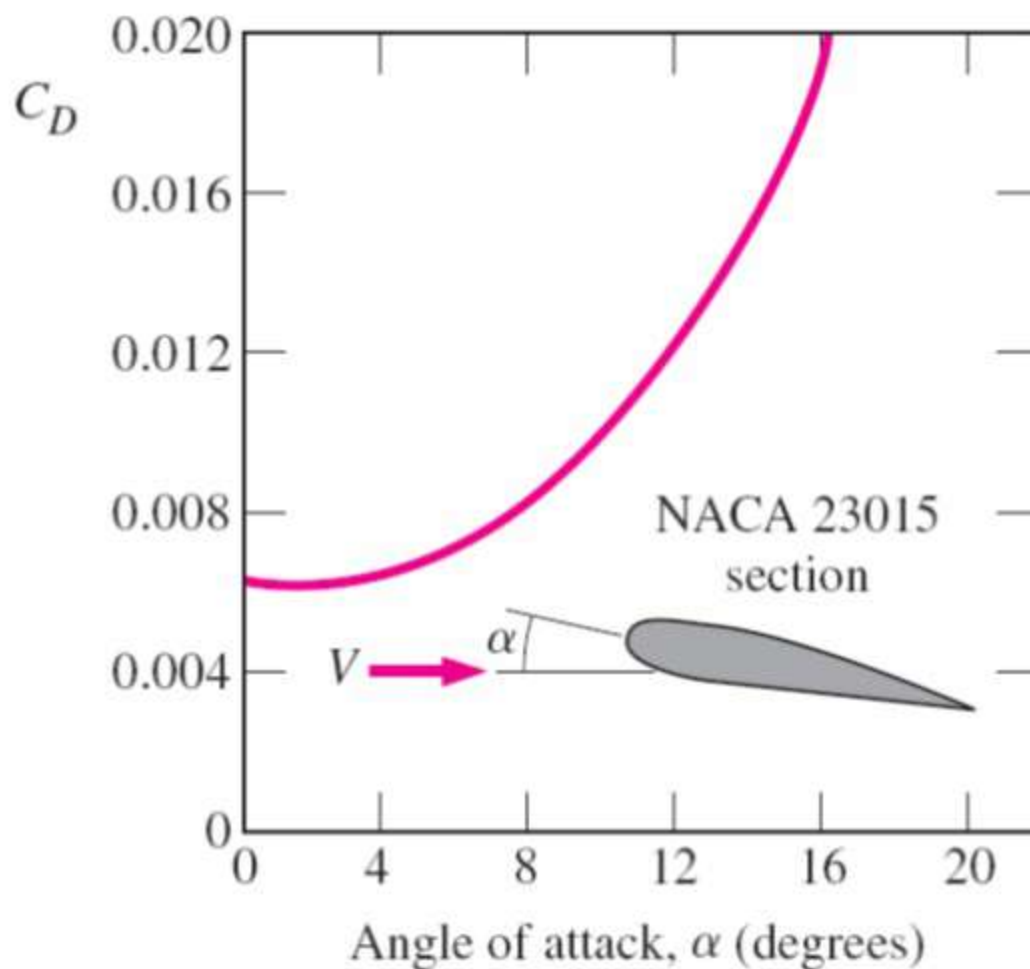
تغییرات ضریب لیفت با زاویه حمله برای فویل
های متقارن و نامتقارن

ضریب لیفت C_L تقریباً به صورت خطی با زاویه حمله α افزایش می یابد تا زاویه $\alpha = 16^\circ$ و سپس به صورت ناگهانی کاهش می یابد. این کاهش لیفت که با افزایش زاویه حمله بیشتر می شود را **استال** می نامند و به دلیل جدایی جریان روی سطح بالا و ایجاد ناحیه ویک عریض رخ می دهد. استال به دلیل کاهش لیفت و افزایش درگ عموماً پدیده ای نامطلوب است.

در زاویه حمله صفر ($\alpha = 0^\circ$) ضریب لیفت صفر است برای فویل های متقارن اما برای فویل های غیر متقارن که سطح بالایی انحنا بیشتری دارد مخالف صفر است. بنابراین بالاهای متقارن برای تولید لیفت یکسان در مقایسه با بالای نامتقارن باید زاویه حمله بیشتری داشته باشند.



ضریب درگ با افزایش
زاویه حمله تقریباً به صورت
نمایی زیاد می شود



تغییرات ضریب درگ با زاویه حمله

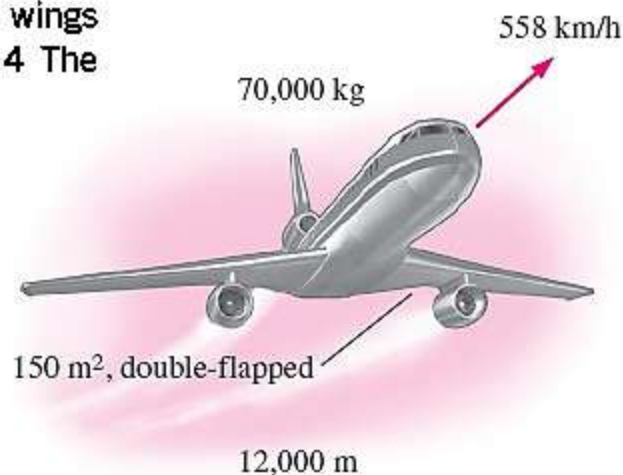


EXAMPLE 11-5 Lift and Drag of a Commercial Airplane

A commercial airplane has a total mass of 70,000 kg and a wing planform area of 150 m^2 (Fig. 11-54). The plane has a cruising speed of 558 km/h and a cruising altitude of 12,000 m, where the air density is 0.312 kg/m^3 . The plane has double-slotted flaps for use during takeoff and landing, but it cruises with all flaps retracted. Assuming the lift and the drag characteristics of the wings can be approximated by NACA 23012 (Fig. 11-45), determine (a) the minimum safe speed for takeoff and landing with and without extending the flaps, (b) the angle of attack to cruise steadily at the cruising altitude, and (c) the power that needs to be supplied to provide enough thrust to overcome wing drag.

SOLUTION The cruising conditions of a passenger plane and its wing characteristics are given. The minimum safe landing and takeoff speeds, the angle of attack during cruising, and the power required are to be determined.

Assumptions 1 The drag and lift produced by parts of the plane other than the wings, such as the fuselage are not considered. 2 The wings are assumed to be two-dimensional airfoil sections, and the tip effects of the wings are not considered. 3 The lift and the drag characteristics of the wings are approximated by NACA 23012 so that Fig. 11-45 is applicable. 4 The average density of air on the ground is 1.20 kg/m^3 .





Properties The density of air is 1.20 kg/m^3 on the ground and 0.312 kg/m^3 at cruising altitude. The maximum lift coefficient $C_{L, \max}$ of the wing is 3.48 and 1.52 with and without flaps, respectively (Fig. 11–45).

Analysis (a) The weight and cruising speed of the airplane are

$$W = mg = (70,000 \text{ kg})(9.81 \text{ m/s}^2) \left(\frac{1 \text{ N}}{1 \text{ kg} \cdot \text{m/s}^2} \right) = 686,700 \text{ N}$$

$$V = (558 \text{ km/h}) \left(\frac{1 \text{ m/s}}{3.6 \text{ km/h}} \right) = 155 \text{ m/s}$$

The minimum velocities corresponding to the stall conditions without and with flaps, respectively, are obtained from Eq. 11–24,

$$V_{\min 1} = \sqrt{\frac{2W}{\rho C_{L, \max 1} A}} = \sqrt{\frac{2(686,700 \text{ N})}{(1.2 \text{ kg/m}^3)(1.52)(150 \text{ m}^2)} \left(\frac{1 \text{ kg} \cdot \text{m/s}^2}{1 \text{ N}} \right)} = 70.9 \text{ m/s}$$

$$V_{\min 2} = \sqrt{\frac{2W}{\rho C_{L, \max 2} A}} = \sqrt{\frac{2(686,700 \text{ N})}{(1.2 \text{ kg/m}^3)(3.48)(150 \text{ m}^2)} \left(\frac{1 \text{ kg} \cdot \text{m/s}^2}{1 \text{ N}} \right)} = 46.8 \text{ m/s}$$

Then the “safe” minimum velocities to avoid the stall region are obtained by multiplying the values above by 1.2:

Without flaps: $V_{\min 1, \text{ safe}} = 1.2V_{\min 1} = 1.2(70.9 \text{ m/s}) = 85.1 \text{ m/s} = 306 \text{ km/h}$

With flaps: $V_{\min 2, \text{ safe}} = 1.2V_{\min 2} = 1.2(46.8 \text{ m/s}) = 56.2 \text{ m/s} = 202 \text{ km/h}$

since $1 \text{ m/s} = 3.6 \text{ km/h}$. Note that the use of flaps allows the plane to take off and land at considerably lower velocities, and thus on a shorter runway.



(b) When an aircraft is cruising steadily at a constant altitude, the lift must be equal to the weight of the aircraft, $F_L = W$. Then the lift coefficient is

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2}\rho V^2 A} = \frac{686,700 \text{ N}}{\frac{1}{2}(0.312 \text{ kg/m}^3)(155 \text{ m/s})^2(150 \text{ m}^2)} \left(\frac{1 \text{ kg} \cdot \text{m/s}^2}{1 \text{ N}} \right) = 1.22$$

For the case with no flaps, the angle of attack corresponding to this value of C_L is determined from Fig. 11-45 to be $\alpha \approx 10^\circ$.

(c) When the aircraft is cruising steadily at a constant altitude, the net force acting on the aircraft is zero, and thus thrust provided by the engines must be equal to the drag force. The drag coefficient corresponding to the cruising lift coefficient of 1.22 is determined from Fig. 11-45 to be $C_D \approx 0.03$ for the case with no flaps. Then the drag force acting on the wings becomes

$$\begin{aligned} F_D &= C_D A \frac{\rho V^2}{2} = (0.03)(150 \text{ m}^2) \frac{(0.312 \text{ kg/m}^3)(155 \text{ m/s})^2}{2} \left(\frac{1 \text{ kN}}{1000 \text{ kg} \cdot \text{m/s}^2} \right) \\ &= 16.9 \text{ kN} \end{aligned}$$

Noting that power is force times velocity (distance per unit time), the power required to overcome this drag is equal to the thrust times the cruising velocity:

$$\begin{aligned} \text{Power} &= \text{Thrust} \times \text{Velocity} = F_D V = (16.9 \text{ kN})(155 \text{ m/s}) \left(\frac{1 \text{ kW}}{1 \text{ kN} \cdot \text{m/s}} \right) \\ &= 2620 \text{ kW} \end{aligned}$$

Therefore, the engines must supply 2620 kW of power to overcome the drag on the wings during cruising. For a propulsion efficiency of 30 percent (i.e., 30 percent of the energy of the fuel is utilized to propel the aircraft), the plane requires energy input at a rate of 8730 kJ/s.