دانشکده صنعت هواپیمایی

AVIATION INDUSTRY COLLEGE

مجموعه کامل دروس

بال و بدنه هواپیما

AIRFRAME TEXTBOOK

تالیف : مهندس پرویز نیکپور

پیش گفتـــــــار

مجموعه‌ای را که پیش رو دارید، حاصل تجربه طولانی نگارنده در امر آموزش مهندسی تعمیرات هواپیما و نیز کار و پرواز با آن است که برای دانشجویان مهندسی هواپیما، خلبانی و مهندس پرواز با هدف شناخت بهتر هواپیما و نیز کسب مدارک تخصصی نگاشته شده و در نگارش آن سعی در حداکثر اختصار شده است.

ساختمان ناسا - پایگاه ادواردز- هواپیمای X-1

شاید در بادی امر این سوال مطرح باشد که با توجه به اینکه انگلیسی زبان بین‌المللی هواپیمایی بوده و به دانشجویان در این مورد آموزش کافی داده می‌شود و منابع و کتب متعددی در کلیه موارد بدین زبان موجود است، دیگر موردی برای عرضه کتاب به زبان فارسی بدین افراد نباشد. من نیز بدین نکته مسلم وقوف داشته و حتی خود از مشوقین و راهنمایان این دانشجویان در تسلط هر چه بیشتر به زبان انگلیسی به منظور افزایش دانش علمی آنان بوده و هستم، ولی حقیقت امر طبق تجارب اینجانب چنین است که این افراد با وجود تسلط مطلوب به زبان عمومی انگلیسی در ابتدای امر عاجز از درک عمیق متون علمی و فنی بدین زبان بوده و کسب این تسلط و مهارت نیاز به مرور زمان و استمرار در مطالعه دارد.

تصویر نگارنده در پایگاه ادواردز کالیفرنیا- بمب افکن B-1

از اینرو وجود چنین کتاب هایی را به موازات منابع و کتب انگلیسی مفید تشخیص داده و اقدام به نگارش این نوشتار و مشابه آن در زمینه‌های دیگر هواپیمایی نموده‌ام که خوشبختانه مورد استقبال بسیار دانشجویان و علاقه مندان قرار گرفته ضمن آنکه هرجا لازم بوده همراه واژه های فارسی از واژه‌های اصلی انگلیسی استفاده کرده و حتی‌المقدور در انتهای هر بخش برای

آشنایی و استفاده بیشتر دانشجویـــان و علاقه مندان به عنوان نمونه سیستم مربوط به یک هواپیمای شناخته شده را به زبان انگلیسی گنجانده ام.

همانطور که در ابتدا اشاره شد در تهیه این کتاب ها سعی در حداکثر اختصار شده، هرچند با وجود این اختصار سعی کرده ام تا جایی که ممکن است به کلیه نکات ریز اشارتی داشته و نکته ای را از قلم نینداخته باشم. از این رو استفاده از این کتاب ها وقتی می‌تواند حداکثر بازدهی را داشته باشد که با استفاده از تدریس اساتید محترم مربوطه همراه باشد تا تشریحات مفصل توسط ایشان به دانشجویان ارائه گردیده و با توجه به وجود این کتاب ها برای مرورهای بعدی، درک بهتر و کاملتری از مطالب حاصل گردد و طبیعی است که دانشجویان عزیز بعد از کسب مهارتهای مقدماتی در این علوم و زبان علمی انگلیسی، می‌توانند با استفاده از کتاب ها و منابع اصلی در افزایش هر چه بیشتر دانش هواپیمایی خود کوشا بوده و برای جامعه هواپیمایـــی ایران متخصصین کارآمد و موثری باشند.

این کتاب همانطوریکه در دیباچه مشخص گردیده، طبق برنامه مصوب ایکائو از هشت بخش جداگانه و مجزا تشکیل گردیده و هر بخشی به یکی از مباحث تخصصی می پردازد و در نگارش هر بخش با وجود اختصار سعی وافر داشته ام که جنبه کاربردی مطالب مدنظر باشد تا دانشجویان گرامی نکاتی را فرا گیرند که در آینده به هنگام کار روی هواپیما، با آنها دقیقا سر و کار خواهند داشت.

در خاتمه لازم میدانم از آقای مهندس مسعود شاه حیدری که در تهیه و تدوین این کتاب دلسوزانه نهایت سعی و کوشش را مبذول داشته و با سلیقه و ابتکارات خاص خویش آنرا غنا بخشیده اند، نهایت تشکر و قدردانی را نموده و برای ایشان در کلیه مراحل زندگی آرزوی موفقیت و کامیابی را مینمایم.

پرویز نیکـــــپور

P. Nikpoor

فهرست عناوین

1 آیرودینامیک

2 علم مواد هواپیما

3 تئوری شعبات

4 الکتریک هواپیما

5 سیستم های هواپیما

6 ساختمان هواپیما

7 آلات دقیق هوایما

8 مقررات فنی هواپیمائی

آیرودینامیک

مقدمه – علم آیرودینامیک به طریقی که در اینجا مورد گفتگو و بحث قرار میگیرد در مورد پرواز و چگونگی پرواز هواپیما صحبت مینماید از این رو آنرا تئوری پرواز **Theory of flight** یا مکانیک پرواز **Mechanics of flight** نیز مینامند . از آنجائی که آشنایی با این علم تاثیر مستقیم و عمیقی در شناخت هواپیما داشته و به راستی آنرا میتوان دروازه ورود به مهندسی هواپیما و به عبارت بهتر دنیای هوا نوردی پنداشت از این رو آگاهی از آن بر کلیه پرسنل پروازی اعم از خلبانان و افراد فنی امری واجب وضروری است . با توجه به اینکه پرواز هواپیما منوط به هواست به همین دلیل بهتر است که در ابتدای امر با هوا و خصوصیات فیزیکی آن آشنا شویم .

اتمسفر

جو هم چون اقیانوسی از هواست که کره زمین را احاطه نموده است و ارتفاع آن به صدها هزار پا میرسد و میگویند که تا ارتفاعی را که بتوان حتی یک مولکول هوا مشاهده کرد میتوان جز اتمسفر محسوب کرد . البته با توجه به اینکه پرواز موثر هواپیماها در ارتفاعات پایین جو امکان پذیر است گفتگو در مورد ارتفاعات بالای جو مورد بحث ما نخواهد بود .

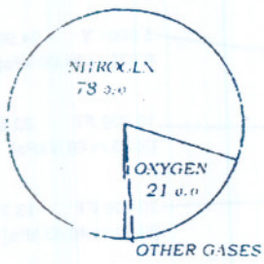
هوا مخلوطی از گازهای مختلف است ولی برای منظورهای عملی کافی است گفته شود که هوا از $\frac{1}{5}$ اکسیژن و $\frac{4}{5}$ ازت (نیتروژن) تشکیل شده است . هوای خشک خالص بطور حجمی از ۷۸ درصد نیتروژن و ۲۱ درصد اکسیژن ویک درصد آرگون تشکیل شده است . البته آثاری از گازهای دیگر همچون دی اکسید کربن و ئیدروژن و هلیوم و نئون نیز در هوا یافت میشود .

خصوصیات فیزیکی هوا Physical Properties of Air

فشار هوا Air Pressure

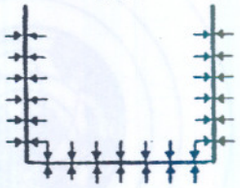
هوا دارای وزن است و آزمایش نیز طبق تصویر زیر این مطلب را ثابت میکند .

Distribution of gases in the atmosphere



Demonstrating the weight of air

The atmosphere exerts equal pressure in all direction.

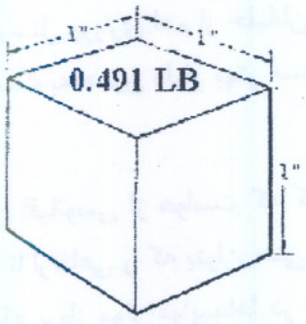


اگر جو را به لایه های مختلف تقسیم کنیم وزن لایه های بالاتر به لایه های پایین تر اثر گذارده و آنها را تحت فشار قرار میدهد پس هوا دارای فشار است و طبیعی است که لایه های مجاور سطح دریاها ی آزاد بیشترین فشار را داشته باشند.دراینجا خاطر نشان مینمائیم که **sea level** ارتفاع صفر محسوب میگردد . به سادگی روشن است که هر چه بالاتر رویم از فشار هواکاسته میشود.

اندازه گیری فشار هوا

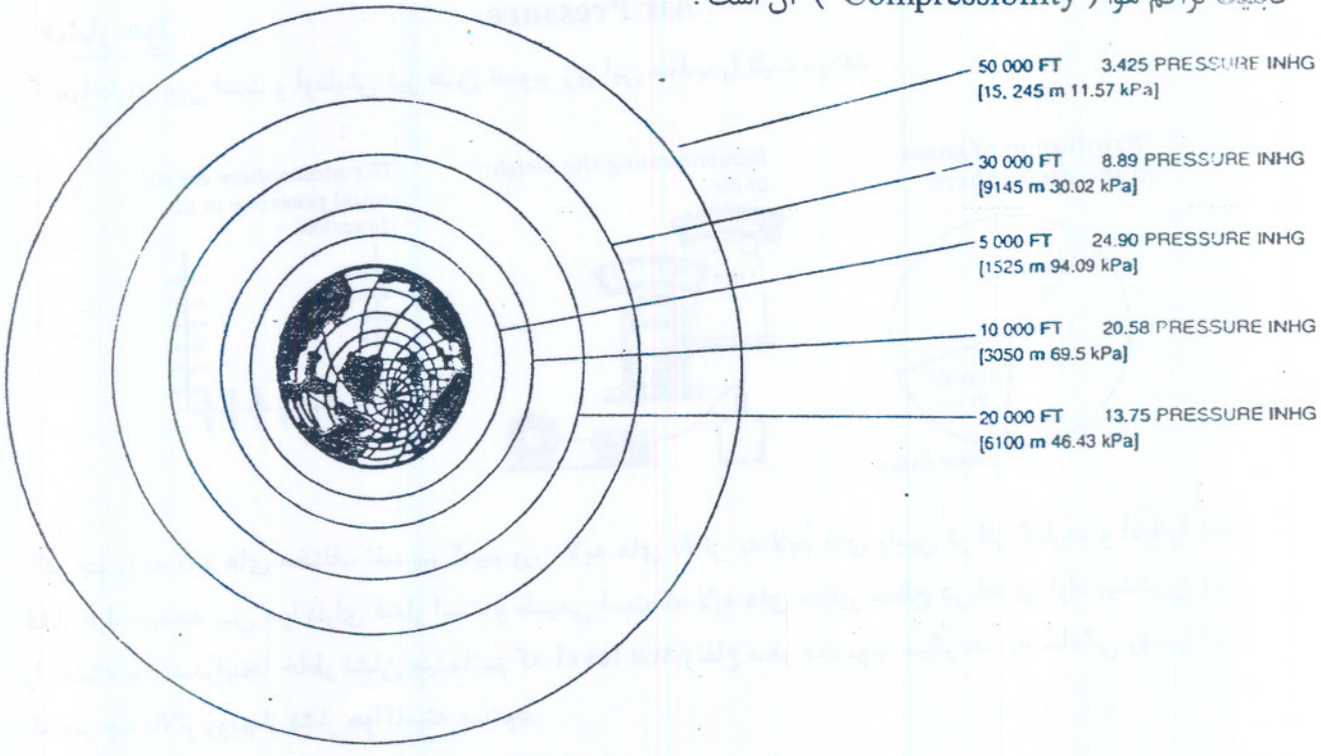
دانشمند ایتالیایی تریچلی به وسیله تشتک جیوه و یک لوله شیشه ای طبق تصویر فشار هوا را اندازه گرفت و بعدها ایکائو (ICAO) در یک روز معین در نقطه ای در مجاورت دریا با عرض جغرافیایی ۴۰ درجه شمالی وحرارت 15 درجه سانتیگراد معادل 59 درجه فارنهایت فشار هوا را اندازه گرفته و آنرا فشار استاندارد سطح دریا نامید که برابر است با:

Weight of a 1-in. cube of mercury



Torricelli's experiment

76 سانتیمتر جیوه مساوی 29.92 اینچ جیوه و برابر14.7psi معادل 1013 میلی بار (mb) ایکائو تغییرات خصوصیات فیزیکی هوا در شرایط استاندارد ارتفاعات مختلف را اندازه گیری کرده و در جدولی گرد آورده است که در صفحات بعد خواهید دید . طبق این جدول مشاهده میکنیم که در 20000 پا فشار هوا به13.75 اینچ جیوه که کمتر از نصف فشار سطح دریاست کاهش می یابد که بدین ترتیب معلوم میشود که حدودپنجاه درصد توده هوای اطراف کره زمین در لایه **20000** پایی مجاور آن متمرکز بوده و علت این توزیع غیر یکنواخت همانا قابلیت تراکم هوا (Compressibility) آن است .



Pressure of the earth s atmosphere at various altitudes.

درجه حرارت هوا Air Temperature

هوا دارای حرارت است و طبیعی است که بطور نرمال دمای آن در سطح دریا بیشترین بوده و با افزایش ارتفاع هم چون فشار کاهش یابد. طبق جدول استاندارد به ازای هر هزارپا1.98 درجه سانتیگراد از حرارت هوا کاسته میشود و این مسئله تا حدود36000ft تداوم داشته و بعد از آن تا حدود100000ft دما در56.5- درجه سانتیگراد ثابت باقی می ماند ولی چون شرایط استاندارد همیشه حاکم نیست در جداول هواشناسی برای هر هزار پا ارتفاع 1.52درجه سانتیگراد کاهش دما حرارت منظور میشود . از آنجائی که هیچ چیز به اندازه هوا متغیر نیست ممکن است ندرتا درارتفاع خاصی دما به عوض کاهش شروع به افزایش نمایدکه به این حالت **inversion** وارونگی گویند .

غلظت (چگالی) هوا Air Density(ρ)

منظور از این واژه چگالی یا غلظت هواست و طبیعی است که هوای مجاور سطح دریا (S.L) چون تحت بیشترین فشار است بیشترین غلظت را داشته و هرچه بالا رویم از دانسیته هوا کاسته میشود یعنی هوا رقیق تر میشود . البته باید در نظر داشت که درست است که فشار و دانسیته نسبت مستقیم با هم دارند ولی چون با افزایش ارتفاع از دما کاسته میشود یعنی هوا سرد تر میگردد پس این نکته مقداری کاهش دانسیته را جبران میکند .

دانسیته در هواپیمایی و پرواز از اهمیت ویژه ای برخوردار است و در مورد محاسبه **thrust** موتورها و مقدورات پروازی هواپیما (**Performance**) عمیقا مورد توجه است و بطوریکه بعدا خواهیم دید در ارتفاعات با توجه به کاهش دانسیته (رقت هوا) نیروهای آیرودینامیکی هم چون **drag** کاهش می یابند،بنابراین به منظور کاهش مصرف سوخت و افزایش برد (**Range**)، هواپیماهای مدرن در ارتفاعات بالا پرواز می کنند و چون در ارتفاعات بالا بعلت رقت هوا تنفس و زیست بشر مشکل است کابین این هواپیماها **Pressurized** است .

دانسیته در واقع همان جرم مخصوص هواست و واحد جرم در سیستم انگلیسی **slug** است و دانسیته هوا تحت شرایط استاندارد در ارتفاعات مختلف در جدول ایکائو ارائه شده است .جالب است گفته شود که دانسیته آب بیش از 800 برابر هوا است.

ICAO Standard Atmosphere

	t		P		ρ x 10 3	C_S,
altitude ft	F	C	In.Hg	Lb per ft	slug per ft^3	ft per sec
-2000	66.1	18.9	32.1	2274	2.52	1124.54
0	59.0	15.0	29.9	2116	2.38	1116.89
1000	55.4	13.0	28.9	2041	2.31	1113.05
2000	51.9	11.0	27.8	1968	2.24	1109.19
3000	48.3	9.1	26.8	1897	2.18	1105.31
4000	44.7	7.1	25.8	1828	2.11	1101.43
5000	41.2	5.1	24.90	1761	2.05	1097.53
10000	23.3	-4.8	20.6	1455	1.76	1077.81
15000	5.5	-15	16.9	1194	1.50	1057.73
20000	-12.3	-25	13.8	972.5	1.27	1037.26
25000	-30.2	-35	11.10	7895	1.07	1016.38
30000	-48.0	-44	8.89	628.4	0.89	995.06
36089	-69.7	-57	6.68	472.7	0.71	968.46
40000	-69.7	-57	5.54	391.7	0.585	968.46
50000	-69.7	-57	3.43	242.2	0.362	968.46
60000	-69.7	-57	2.12	149.8	0.224	968.46
70000	-69.7	-57	1.32	93.52	0.1388	968.46

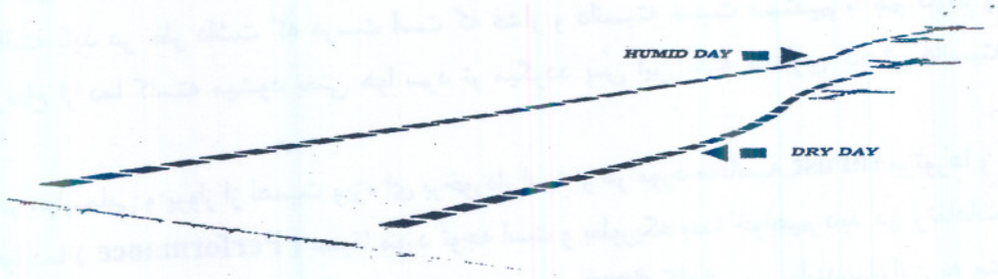
t standard temperature — ρ Density
P pressure — C_S Standard speed of sound

چسبندگی هوا Air Viscosity (μ)

هوا با وجودی که رقیق است ولی دارای مقداری چسبندگی است که در آیرودینامیک معمولی از آن صرفنظر میشود یعنی هوا را **Non viscous** تلقی می کنند ولی نباید از نظر دور داشت که در سرعت های خیلی زیاد دیگر نمیتوان از چسبندگی هوا صرفنظر کرد زیرا محاسبات با خطاهای غیر قابل اغماض روبرو میشوند .درس **Viscous Aerodynamics** در این مورد بحث مینماید.

رطوبت هوا Humidity

منظور از رطوبت وجود بخار آب در هواست و اگر دقت کنیم به سهولت در می یابیم که وجود بخار آب باعث میشود که هوا سبکتر و به عبارت دیگر دانسیته آن کاهش یابد . حداکثر مقدار بخار آبی که هوا میتواند در خود جذب نماید به درجه حرارت هوا بستگی دارد . بدین ترتیب ملاحظه می شود که تاثیر رطوبت بر دانسیته هوا در واقع تاثیر آن بر **Performance** هواپیما ست . مثلا در یک روز مرطوب چون دانسیته هوا کمتر از یک روز



خشک است پس هواپیما به باند طولانی تری برای .**T.O** نیاز خواهد داشت.**Dew point** معیاری برای ارزیابی مقدار رطوبت هوا ست.نقطه شبنم به دمائی گویند که اگر هوا تا آن درجه سرد شود رطوبت موجود در هوا مایع گشته و به شکل شبنم روی گلبرگ ظاهر میشود.رطوبت هوا بصورت درصد بیان میشودمثلا وقتی میگویند رطوبت هوا 100% است (شرجی) منظور این نیست که صددرصد هوا رطوبت است بلکه هوا صددرصدرطوبتی را که میتواند جذب نمایددارا است و اگر دمای هوا افزایش یابدرطوبت بیشتری جذب گردیده وشرجی‌شدیدتر میشود. هرچه**dew point** به دمای محیط نزدیکتر باشد بیانگر رطوبت بیشتر هوا است و خلبانان به این مسئله توجه مینمایند.

حرکت نسبی Relative Motion

به هنگام گفتگو در مورد حرکات باید نسبی بودن آنها را در نظر داشت . این مسئله در مورد هواپیماها نیز صادق است مثلا به هنگام پروازهواپیما یک سرعت نسبت به هوا و سرعت دیگری نسبت به زمین دارد و معمولا این دو با هم مساوی نیستند و بستگی به سرعت باد دارد .

اگر هواپیما به هنگام پرواز با باد روبرو (**Head wind**) مواجه شود سرعت زمینی اش کم شده و اگر با باد پشت (**Tail wind**) مواجه باشد سرعت زمینی اش زیاد خواهد شد . بنا بر این در پرواز افقی (**Cruise**) به نفع آن است که باد پشت داشته باشد ولی به هنگام **Take-off** و **Landing** از باد روبرو استقبال میکند تا سرعت زمینی اش کم شده و در نتیجه برای نشست و برخاست به طول باند کمتری نیاز داشته باشد . از گفته های فوق میتوان فرمول زیر را نوشت :

$$V_g = V_a \pm V_w$$

V_g=ground speed

(علامت – برای باد روبرو و علامت+ برای باد پشت است .)

V_a= airspeed

V_w=wind speed

مثال – هواپیمایی با سرعت 125 mph در پرواز بوده و با باد روبروی به سرعت 25 mph مواجه است سرعت زمینی آن چقدر است ؟

$$Vg = 125 - 25 = 100 \text{ mph}$$

توجه : سرعت هواپیما نسبت به هوا توسط لوله **Pitot** و به عبارت بهتر سیستم **Pitot-static** اندازه گرفته میشود که در درس **INSTRUMENT** تشریح خواهد شد. واحد سرعت mph و گره دریایی**knot** برابر یک مایل دریایی در ساعت میباشد.یک مایل زمینی برابر5280ft ویک مایل دریایی برابر 6080ft است.

اصل برنولی Bernoulli's principle

دانیل برنولی دانشمند معروف سویسی ثابت کرد که دریک جریان منظم پیوسته (**steady flow**) رابطه زیر صادق است.

$$p + 1/2\rho v^2 = cte$$

یا

$$p + q = cte$$

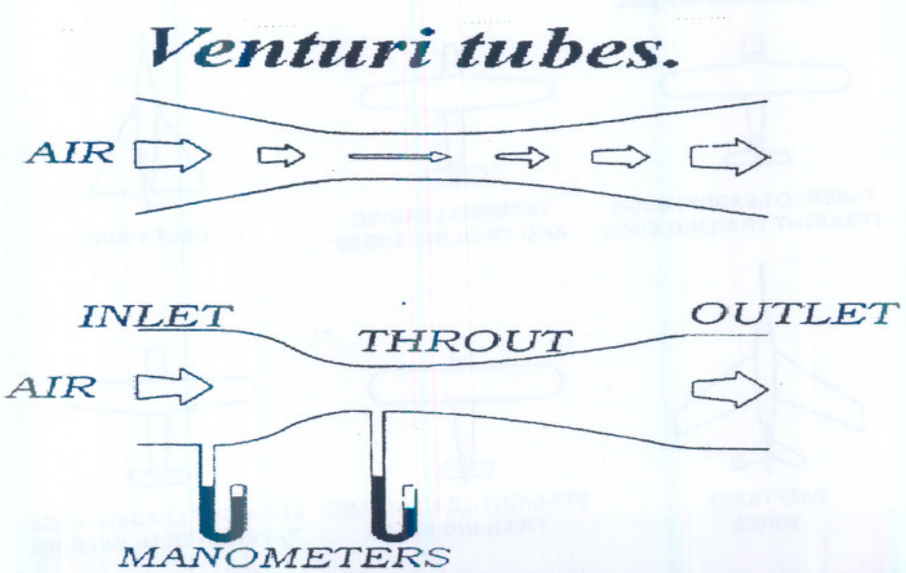
p = Static press.

q =Dynamic press.

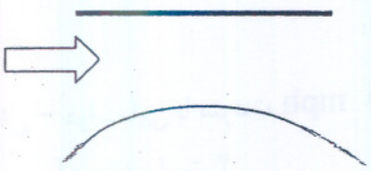
برنولی این فرمول را به طریق ریاضی در مبحث مکانیک سیالات ثابت کرده است و در عمل به سادگی میتوانیم تعبیر ساده و عامیانه زیررا به عمل آوریم که در جریان**steady**اگر سرعت زیاد شود فشار کم میشود وبالعکس وآزمایشات متعددصحت این قضیه را تایید میکنند.

لوله وانتوری Venturi Tube

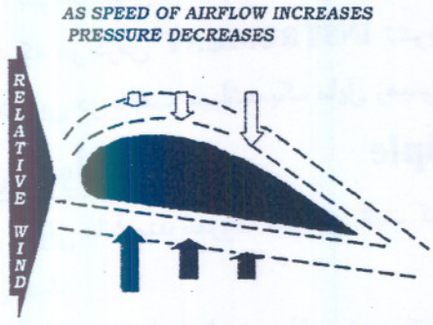
لوله وانتوری تصویر مناسبی ازصحت اصل برنولی را به رخ میکشد . طبق تصویر لوله وانتوری لوله ای است که دو سر آن گشاد بوده ودروسط (**Throat**) باریک میگردد. حال اگر یک جریان منظم وارد این لوله شود طبیعی است در گلوگاه تنگ تر است سرعتش بیشترین بوده و طبق اصل برنولی باید فشارش کمترین باشد و اگر چند فشار سنج درطول لوله نصب کنیم صحت این مسئله آشکار میگرددقسمت اول لوله که جداره ها بهم نزدیک میشوند را همگرا **Convergent** و قسمت بعد از گلوگاه را که جداره ها ازهم دور میشوند واگرا **Divergent** میگویند .



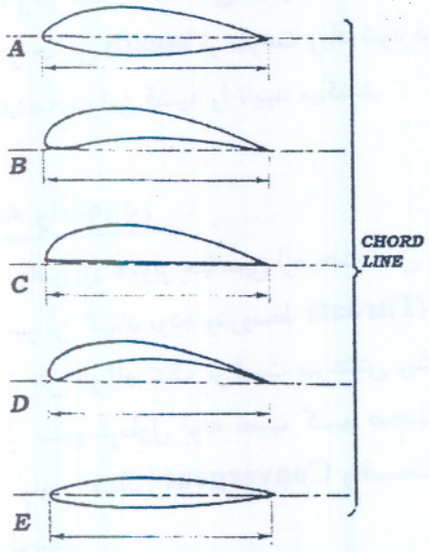
پس از آزمایش فوق نتیجه میگیریم که هوا در مسیر خود درداخل لوله وانتوری هر چه به **throat** نزدیک میشود سرعتش افزون وفشارش **(Static)** کاهش مییابد و بعد از گلوگاه که به قسمت واگرا میرسد سرعتش کاهش وفشار استاتیکش افزایش مییابد .



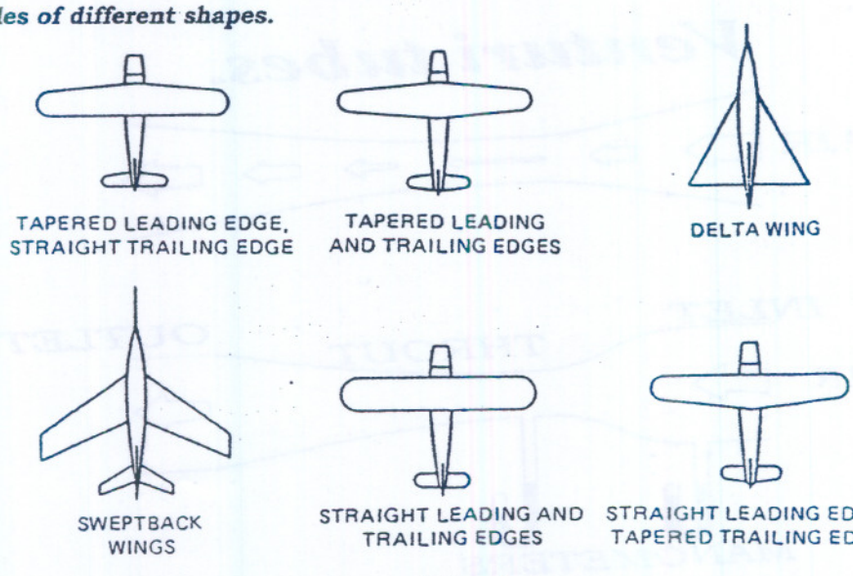
حال اگر جداره بالائی لوله وانتوری را برداشته وآنرا با یک **Flat plate** جایگزین نمائیم باز به نتایج مشابه خواهیم رسید . حال اگر درنهایت صفحه بالائی را به کلی حذف نموده و آزمایش رافقط با دیواره زیرین تکرار نمائیم فشارسنجها باز نتایج مشابهی را نشان میدهند.حال اگر زیر جداره زیرین را بایک **Flat plate** بپوشانیم در واقع به **Airfoil** دست یافته ایم که پایه و اساس بال را تشکیل مي دهد . در این تصویر اگر هوا از بالا و پایین حرکت نمایددر بالا به علت تغییرات سرعت همه جا فشارش از پایین کمتر است در حالیکه در پایین به علت صاف بودن سرعت تغییری نکرده پس فشار ثابت میماند در نتیجه در اثر اختلاف فشار بالا و پایین نیروئی به سمت بالا پدیدار میگردد که همانا نیروی بالا برنده (**Lift**) است بدین ترتیب میتوانیم بگوئیم که به بال دست یافته ایم یعنی اگر جسمی به نام بال هواپیما با چنین سطح مقطعی با سرعت مشخصی در هوا حرکت نماید نیروی **lift** مورد نیاز ما را برای تحمل وزن فراهم می آورد . البته در عمل اجباری نیست که سطح زیرین حتما صاف باشد و در واقع بیشتر **Airfoils** سطح زیرشان قوسی یا بصورت محدب یا مقعراست و امروزه تعداد زیادی **Airfoils** توسط دانشمندان و موسسات علمی هم چون **NASA** ابداع گشته که هر یک کاربردهای خاص خود را دارند . مثلا یک نوع آن برای ملخ مناسب نوعی دیگر برای فرامین هواپیما مناسب است،نوعی دیگر برای بالهای کم سرعت و نوعی دیگر برای بالهای پر سرعت مناسب است.از یک نوع برای ساخت بدنه واز نوعی دیگر برای ساخت موشک استفاده میشود.



Airfoil in an airstream.



Airfoil profiles of different shapes.



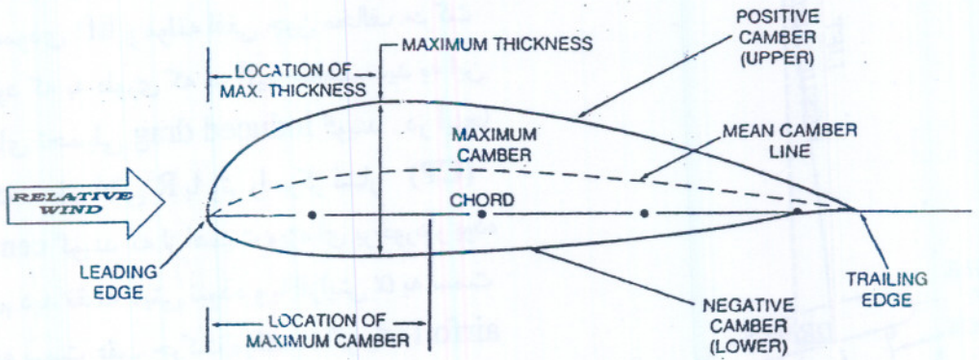
Wing planforms.

Airfoil Terminology

در رابطه با**Airfoil** به واژه های زیر برخورد می نمائیم که به ترتیب اقدام به تشریح آنها می نمائیم :

۱- لبه حمله **Leading Edge** (**LE**) نقطه ای در جلوی **Airfoil** را گویند که جریان هوا در این نقطه آنرا ملاقات مینماید و یک قسمت آن به بالا و قسمتی دیگر به پایین میرود .

۲- لبه فرار **Trailing Edge** (**T.E**) نقطه ای در انتهای **Airfoil**را گویند که جریان هوا آنرا ترک مینماید



Airfoil terminology.

۳- **Upper Camber** سطح منحنی بالای **Airfoil** را گویند .

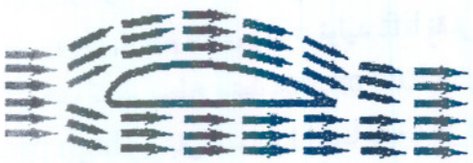
۴- **Lower Camber** سطح منحنی زیرین **Airfoil** را گویند .

۵-وتر (**Chord**) خط مستقیمی است که **L.E** را به **T.E** وصل می کند و از اهمیت ویژه ای برخوردار است .

۶- باد نسبی **Relative Wind** – بر آیند کلیه بادهایی را گویند که **airfoil** با آنها روبروست .

۷- زاویه حمله **Angle Of Attack** – به زاویه حاده ای که بردار باد نسبی با وتر(chord) میسازد،میگویند . زاویه حمله از اهمیت خاصی برخوردار بوده و با α نشان داده میشود .

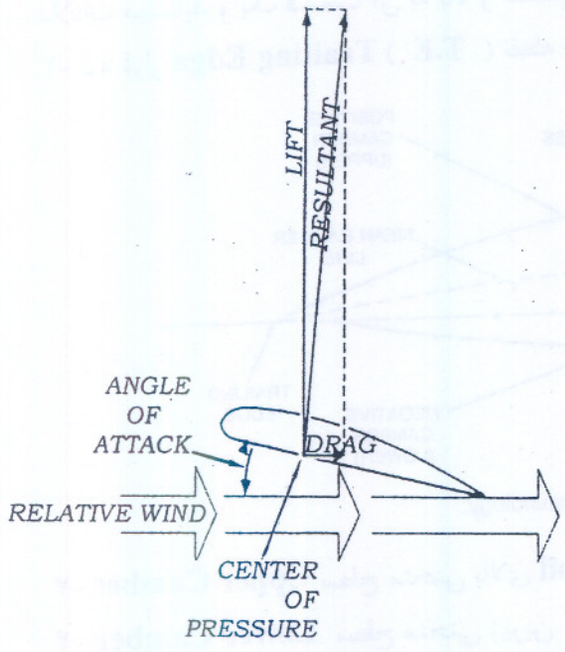
۸- **Streamlines**- به خطوط متوازی منظم هوا حول یک **airfoil** گویند که در واقع بیانگر مسیر حرکت حساب شده ملکولهای هوا می باشند و به جاست گفته شود وقتی که یک **airfoil** به طور مناسب در معرض جریان هوا قرار گیرد **airflow** حول آن به صورت **streamline** خواهد بود و به طوری که بعدا خواهیم دید اگر زاویه حمله از حد معینی بیشتر شود جریان منظم هوا حول airfoil به هم خورده و متلاطم گردیده و به چنین جریانی turbulent گویند . به کل جریان منظم هوا**laminar flow** گویند .



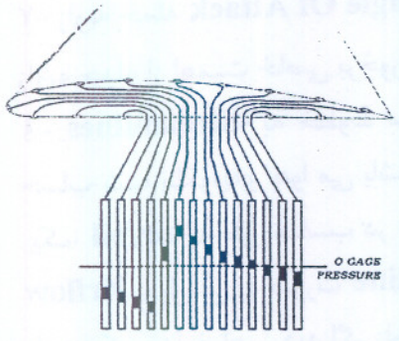
تئوری پیدایش برا lift theory

همانطوری که ثابت کردیم اگر یک ایرفویل با زاویه حمله مناسب در معرض **airflow** قرار گیرد چون قسمت بالا به علت انحنای بیشتر دارای مسیر طولانی تری نسبت به پایین است پس سرعت هوا در بالا بیشتر از پایین بوده و بالعکس فشار استاتیک در بالا کمتر از پایین گشته و این اختلاف فشار نیروئی به سمت بالا پدید می آورد که حاصل آن lift خواهد بود .

اگر دقت کنیم جریان هوا پس از ترک بال چند درجه ای نسبت به مسیر اولیه به سمت پایین منحرف میشود به این عمل **down wash** و به زاویه انحراف **down wash angle** گویند پس چون **airfoil** باعث شده است که جریان هوا به سمت پایین متمایل گردد عکس العمل آن نیرویی به سمت بالا ایجاد خواهد کرد که ماحصل آن lift خواهد بود به طور کلی این بردار عکس العمل را با R نمایش میدهند و اگر R را به‌دو مولفه (**component**) افقی و عمودی تجزیه نمائیم مولفه عمودی **lift** و مولفه افقی چون مخالف حرکت است **drag** خواهد بود که به طوری که در آتیه خواهیم دید به این نوع پسا اصطلاحا پسای تحمیلی **induced drag** گویند . در اینجا لازم به گفتن است که محل تلاقی R با وتر را مرکز فشار **(CP) center of pressure** گویند که از اهمیت ویژه ای برخوردار بوده بطوریکه بعدا خواهیم دید نقطه ثابتی نبوده و با افزایش α به سمت جلو و با کاهش آن به سمت عقب حرکت میکند. . اگر یک airfoil که حول آن تعدادی روزنه وجود داشته واین روزنه ها به فشار سنج های مختلف متصل باشدرا طبق تصویر درزوایای حمله مختلف درداخل تونل باد تحت آزمایش قرار داده وتغییرات فشار چه مثبت و چه منفی را در اطراف airfoil ثبت نموده و نتیجه را بررسی نماییم به نتایج مهم زیر خواهیم رسید :



Forces acting on an airfoil in an air steam.

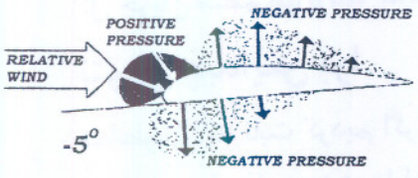


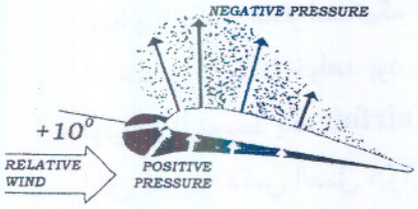
Manometers used for locating CP.

۱- همانطور که می بینیم درزیر بال دراثر impact فشارافزایش یافته و در بالای بال بر اثر **acceleration** فشار کاهش می یابد پس نتیجه میگیریم که هم زیر بال و هم بالای بال درتولید lift نقش دارند.

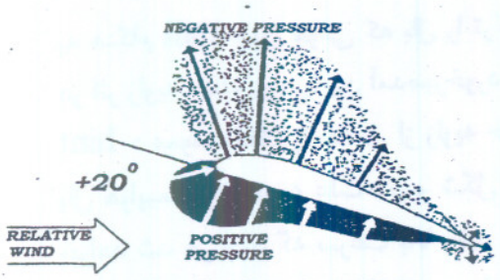
۲- اگردقت کنیم سطح منطقه.low press بالای بال بیشتر از سطح منطقه .high press زیر بال است و ازاینجا نتیجه میگیریم که منطقه بالای بال سهم به مراتب بیشتری در تولید lift نسبت به زیر بال دارد بطوری که حدود 75٪ برا از بالای بال و حدود25 ٪ اززیر بال حاصل میشود.

۳- اگر دقت کنیم با افزایش زاویه حمله هم سطح منطقه .**low.press** و هم سطح منطقه .**high press** افزایش مییابد و این نشان میدهد که با افزایش زاویه حمله lift فزونی می یابد و این نکته از طریق تحلیل مسئله **downwash** نیز روشن است زیرا که هرچه زاویه حمله را بیشتر کنیم downwash بیشتر گشته و بالطبع عکس العمل آن نیز بیشتر خواهد شد .





۴- اگر دقت کنیم با توجه به تغییرات سطوح کم فشار و پر فشار قسمت L.E بال سهم بیشتری نسبت به T.E در تولید liftدارد و هرچه زاویه حمله بیشتر باشد این سهم بیشتر میگردد یعنی بردار liftبیشتر به جلو متمایل میگردد و طبیعی است



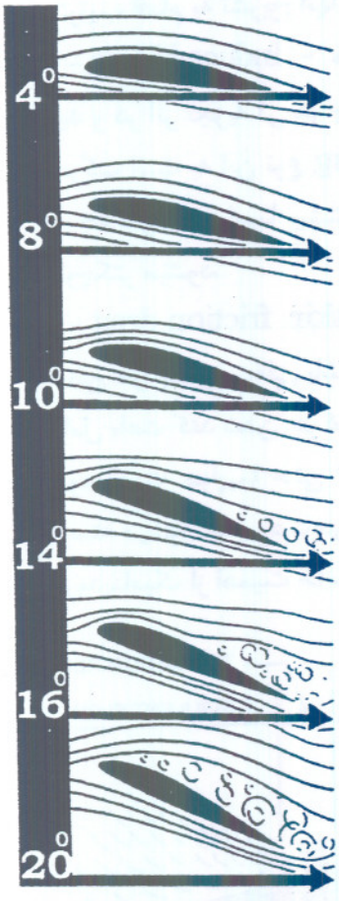
Pressure distribution for different angle of attack.

که این نکته در مورد نقطه اثر این بردار CP نیز صادق است پس میتوانیم بگوئیم که :

CP نقطه ثابتی نبوده و با افزایش زاویه حمله (α) به جلو حرکت میکند و بالعکس بطور معمول حدود تغییرات CP بین $\frac{3}{10}$ تا $\frac{4}{10}$ طول وتر نسبت به LE در بیشتر اشکال آئرودینامیکی (airfoil) است .

واماندگی STALL

همانطوری که ثابت کردیم با افزایش زاویه حمله lift افزایش میابد و طبیعی است که drag نیز افزایش خواهد یافت ولی باید در نظر داشت که برای افزایش زاویه حمله از نظر drag محدودیتی نیست ولی از نظر lift محدودیتی وجود دارد و آن زاویه حمله stall است یعنی در آزمایش می بینیم که از زاویه حمله معینی به بعد دیگر lift افزایش نیافته بلکه از دست میرود . دلیل این مسئله طبق تصویر اینست که با افزایش زاویه حمله تطبیق جریان هوا با سطح روی بال مشکل تر میگردد و از زاویه حمله معینی به بعد طبق تصویر جریان هوا از TE شروع به separation کرده (burble point) و متلاطم میگردد و با افزایش بیشتر زاویه حمله این تلاطم به جلو حرکت کرده و در حد معینی تمام بالای بال را فراگرفته و stall حادث میشود که به این زاویه حمله بحرانی critical angle of attack نیز میگویند.



Airflow at different angle of attack.

هواپیماها بطور معمول نشان دهنده ای به نام angle of attack indicator ندارند ولی اگر دقت نمائیم می بینیم که هرچه زاویه حمله بیشتر باشد سرعت کمتر است یعنی زوایای حمله بیشتر با سرعتهای کمتر مترادفند پس بیشترین زاویه حمله (stall) با کمترین سرعت (stall speed) مترادف است و به همین جهت در هواپیما سرعت stall کاملا مشخص است وخلبانان از آن آگاهی کامل داشته و از ان احتراز مینماید.

در هواپیماها به منظور هشدار به خلبانان سیستمی بنام **stall warning device** تعبیه شده است که چند مایل قبل از آنکه سرعت هواپیما به stall برسد بوقی را به صدا درآورده و خلبان را آگاه میسازد . درهواپیماهای بزرگ مدرن هم چون **آل بوئینگ** سیستم **stick shaker** به کار میفتد .

در طراحی هواپیماها یک نکته ظریف رعایت میشود و آن اینکه مرکز ثقل (CG) را جلوتر از مرکز فشار (CP) اختیار مینمایند واین باعث القای یک حالت **nose heaviness** درهواپیما میشود و اگر هواپیما دچار stall شود درنزول متعاقب stall دراثر این خاصیت به تدریج دماغ پائین افتاده و هواپیما سرعت گرفته و از stall در می آید .

توجه : stall در ارتفاع زیاد خطرناک نیست زیرا پس از مدتی نزول میتوان هواپیما را به حالت عادی باز گرداند و حتی خلبانان درآزمایشات پروازی عمدا هواپیما را دچار stall مینمایند تا stall speed را تست نمایند ولی در ارتفاع کم چون فرصت Recovery نیست هواپیما به زمین برخورد کرده و از بین خواهد رفت .

به هنگام stall چون هوائی که بال را ترک میکند متلاطم است از این رو در سر راه خود به دم tailplane که در اثر زاویه حمله زیاد پایین آمده،برخورد کرده و هواپیما را دچار لرزش buffet مینماید .

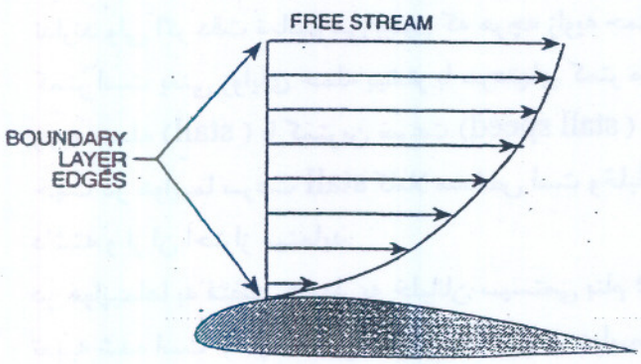
hint : عموما stall را حاصل از زاویه حمله زیاد یا سرعت کم می پندارند ولی نباید از نظر دور داشت که اگر بال هواپیما یخ بزند به علت تغییر شکل آئرودینامیکی آن جریان منظم هوا از بین رفته و هواپیما دچار stall خواهد شد هر چند که سرعت بالا باشد . این نکته مهم به خصوص برای خلبانان قابل توجه است و نیز در هر سرعتی اگر خلبانان از حداکثر زاویه حمله مجاز تجاوز نمایندهواپیما stall خواهد نمود .

پسا DRAG

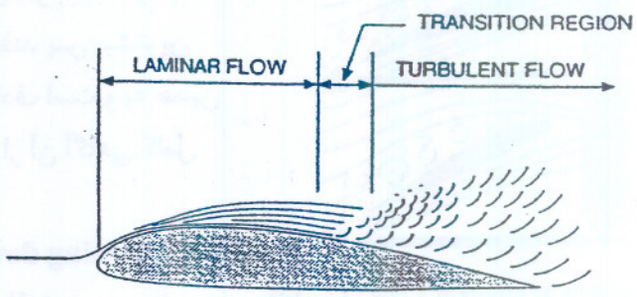
پسا نیروی مخالفی است که با حرکت هواپیما به سمت جلو مخالفت مینماید و دارای انواع مختلفی است که بترتیب اقدام به تشریح آنها مینمایم :

۱- Induced Drag - همانطور که دیدیم وقتی یک بال در هوا حرکت میکند نیروی R به سمت بالا پدید می آید و در اثر تجزیه آن دو بردار عمودی و افقی حاصل میشود که مسلم است مولفه افقی چون در جهت مخالف حرکت است به این نوع drag حاصل از تولید lift اصطلاحا induced drag گویند.جالب است گفته شود که هرچه سرعت هواپیما بیشتر شوداین پسا کمتر خواهد شد چونکه زاویه حمله کمتر شده و مولفه افقی بردار R کوچکتر میشود.

۲- skin friction drag – درست است که هوا رقیق است ولی دارای چسبندگی است از طرف دیگر یک سطح هر چقدر صیقلی باشد اگر در زیر میکروسکوپ آنرا نظاره کنیم دارای خلل و فرج است . مجموعه این دو عامل باعث کند شدن حرکت هوا در روی سطح شده و skin friction drag را سبب میشود از اینرو باید سعی شود پوسته هواپیما حتی الامکان صاف و صیقلی باشد . دو عامل فوق الذکر باعث ایجاد لایه ای در مجاورت پوسته میشود که سرعت در آن با سرعت هوای اصلی متفاوت است به این لایه boundary layer گویند که در آئرودینامیک از اهمیت خاصی برخوردار است .سرعت هوا در این لایه نازک از صفر تا99 درصد V_∞ تغییر میکند.

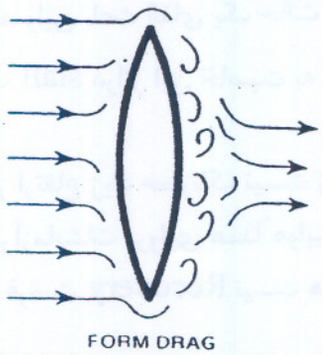


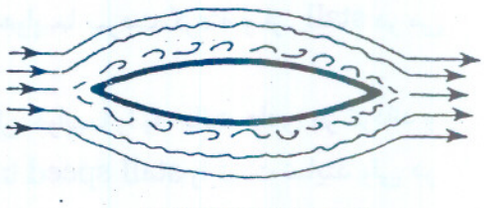
Increasing airspeed velocities in a boundary layer.



Boundary layer airflow.

۳- profile drag - همانطور که دیدیم با افزایش زاویه حمله چون سطح موثر (frontal area) airfoil در مقابل جریان هوا زیاد میشود drag نیز افزایش مییابد به این نوع پسا profile drag میگویند . آزمایشات



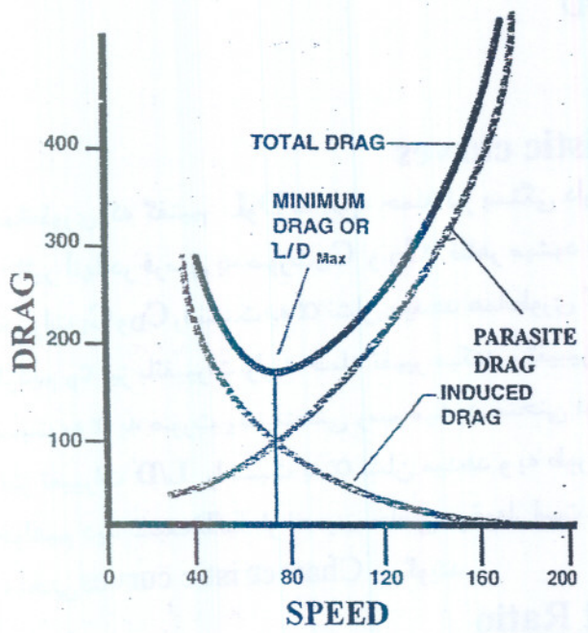


آئرودینامیکی نشان میدهد که در میان اشکال مختلف با frontal area مساوی airfoil دارای drag به مراتب کمتری بوده و به همین خاطر است که به ادوات مختلف در بیرون هواپیما هم چون آنتن ها ، تانکهای خارجی بنزین ... پوشش آئرودینامیکی (fairing) میدهند.

۴- interference drag - در نقاطی از هواپیما هم چون محل اتصال بال به بدنه اگر دقت لازم مبذول نگردد در اثر تداخل ، هوا متلاطم گردیده و ایجاد پسائی میکند که بدین نام موسوم است از اینرو چنین نقاطی را با سطوح مناسبی پوشش میدهند که در مورد ته بال به **fillet** موسوم است و نقش **fairing** را ایفا میکند.

۵- parasite drag - به طور کلی به drag حاصل از بخشهای مختلف هواپیما به غیر از بال و به عبارت بهتر non lifting surfaces چنین عنوانی داده اند که مقدار آن با افزایش سرعت هواپیما افزایش میابد.

6- total-drag - در واقع مجموع **induced drag** و **parasite drag** است که در نهایت **thrust** موتورها باید با **total drag** مقابله نماید پس باید در طراحی هواپیما سعی وافر مبذول گردد تا انواع drag ونتیجتا **total drag** به حد اقل کاهش یافته تا مصرف **fuel** کاهش یافته و برد هواپیما افزایش یابد،دو نکته ای که از نظر اقتصادی و عملیاتی بسیار مهم است.



نیروهای آئرودینامیکی

هواپیما در حین پرواز به طور عادی با چهار نیروی weight و lift و thrust و drag روبرو است که در این میان چون نیروهای lift و drag از حرکت در هوا حاصل میگردند آنها را نیروهای آئرودینامیکی مینامند .

عوامل موثر بر نیروهای آئرودینامیکی

آزمایش نشان میدهد که نیروهای آئرودینامیکی L و D به عوامل زیر بستگی دارند :

۱- Air Density(ρ) – آزمایش نشان میدهد که L و D با ρ نسبت مستقیم دارند و به همین خاطر با افزایش ارتفاع چون ρ کاهش می یابد L و D نیز کاهش می یابد .

۲- Airfoil Surface – آزمایش نشان میدهد L و D که با سطح نسبت مستقیم دارند یعنی اگر سطح دو برابر گردد L و D نیز دوبرابر خواهند شد .

۳- Velocity – آزمایش نشان میدهد که نیروهای آئرودینامیکی با مجذور سرعت نسبت مستقیم دارند یعنی اگر سرعت دوبرابر شود L و D چهار برابر و اگر سرعت سه برابر شود L و D نه برابر خواهند شد واین اهمیت بیشتر سرعت را در میان عوامل موثر مینمایاند .

۴- زاویه حمله (α)- همانطوری که دیدیم L و D با افزایش(α) افزایش می یابند و برای D در این میان محدودیتی از نظر stall نیست ولی برای L محدودیتی است و آن زاویه حمله stall است تاثیر زاویه حمله در فرمولهای مربوطه به صورت ضرایب C_L و C_D ظاهر میشود .

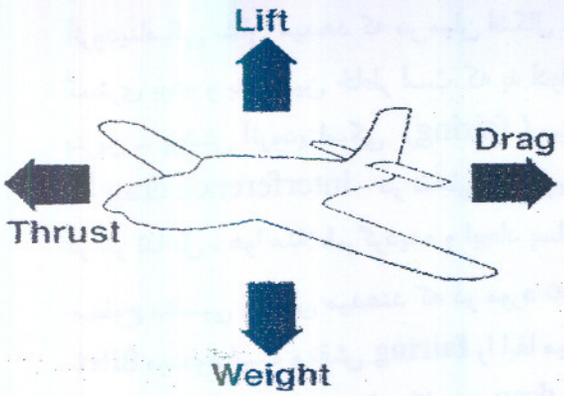
$L = \frac{1}{2} \rho V^2 C_L S$

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

C_L = coefficient of lift

C_D = coefficient of drag

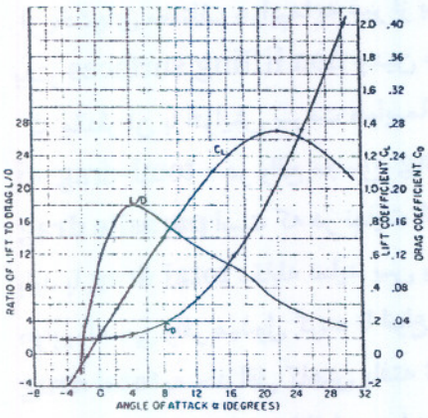
رابطه بین نیروهای هواپیما



همانطوی که قبلا گفتیم به طورمعمول چهار نیروی مهم وارد بر هواپیمادرحین پرواز عبارتند از T،W ، L ، D در پرواز افقی (cruse) با سرعت ثابت straight & level constant speed رابطه زیر بین نیرهای هواپیما برقرار است:

$$L=W$$
$$T=D$$

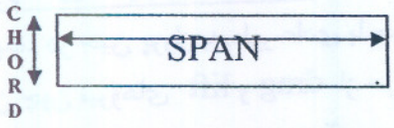
Charactristic curves



همانطوری که گفتیم DوL به زاویه حمله نیز بستگی دارند و تاثیر آنها در فرمول به صورت C_L و C_D ظاهر میشود دو منحنی تغییرات C_L و C_D را نسبت به α نشان میدهد همانطوری که ثابت کردیم c_p نیز باتغییرات زاویه حمله تغییر میکند و تغییرات آن نسبت به α به صورت یک منحنی رسم میشود. منحنی دیگری نیز تغییرات L/D را نسبت به α نشان میدهد و به طوریکه بعدا خواهیم دید نسبتL/D از اهمیت خاصی برخودار است. به این چهار منحنیCharactristic curves میگویند.

Aspect Ratio

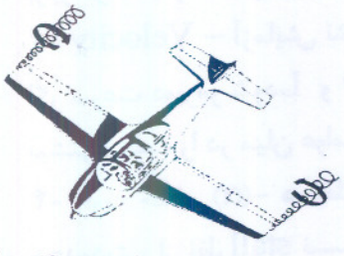
در مورد یک بال با واژه وتر(chord) آشنا شده ایم حال در اینجا با واژه دیگری آشنا می شویم و آن فاصله مستقیم دو نوک بال (wing tip)است که بهspan معروف است و بالاخره واژهaspect ratio که عبارت از نسبتspan بهchord است که به نحوی بیان گر شکل ظاهری بال است حال اگر بال را به شکل مستطیل نظر بگیریم این نسبت را میتوان نسبت طول به عرض تصور نمود البته در عمل بالها اصولا مستطیلی نبوده وبه اصطلاح taperedمیباشند از این رو میانگین وتر را در نظر میگیرند و به طوریکه خواهیم دید aspect ratio از اهمیت خاصی برخوردار است. به این نسبت ضریب منظری گویند.



$$\text{Aspect ratio}=\text{Span}/\text{Chord}$$

Wing tip Vortices

همانطوری که میدانیم زیر بال منطقه پر فشار و بالای بال منطقه کم فشار است و طبیعی است که فشار زیاد تمایل به نفوذ در فشار کم دارد از این رو در wing tipکه این دو منطقه در مجاورت هم قرار میگیرند هوای پر فشار زیر به بالا نفوذ کرده و جریانهای حلقوی شکل در نوک بال ظاهر میگردند که بهwing tip vortices موسومند و طبیعی است که چون جریان حلقوی نوعی تخطی از جریان streamlineاست نتیجه تشکیلvortices ایجاد drag و افت lift در نوک بال است . آزمایشات آئرودینامیکی نشان میدهد که این جریانات حلقوی عرض معینی از نوک بال را در بر میگیرند از این رو هر چه عرض بال یعنی chordکمتر باشد و به عبارت دیگر aspect ratio بیشتر باشد تاثیر سوء این جریانات حلقوی کمتر خواهدشد و در آئرودینامیک نظری



Wing-tip vortices.

dragحاصل از این جریانات حلقوی را همان induced dragمی پندارند و به همین خاطر است که در هواپیماهای بازرگانی هم چونairliners بال ها را با aspect ratioزیاد میسازند تا با توجه به کاهش drag نیاز به thrustکمتری بوده و این مصرف سوخت را کاهش داده و برد(range) را افزایش میدهد در عمل aspect ratio از 4:1 تا 11:1 دیده میشود . بال هواپیماهای گلایدر از بیشترینaspect ratio برخوردار است تا کمترین drag را داشته باشد تا چون موتور ندارد بتواند هرچه بیشتر در هوا بماند.

Wing Taper

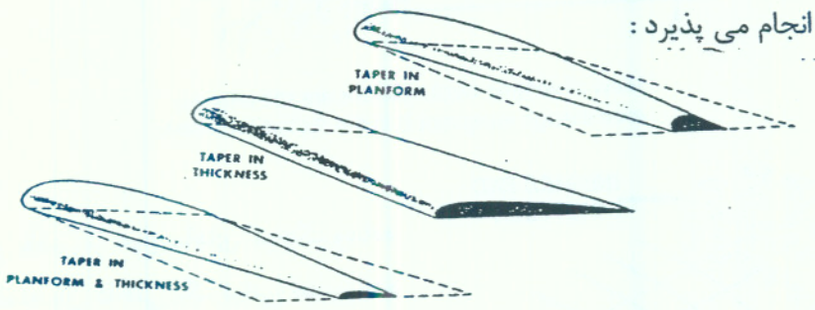
همانطوری که دیدیم بال باA.R. زیاد بهتر از بال با A.R.کم است . این مسئله از نظر ساختمانی مشکل ایجاد

[illegible] زیرا که به ریشه بال (wing root) stress(wing root) [illegible] هواپیماهای ساده با نصب ستو

کی (jury strut)در زیر بال آنرا تقویت مینمایند که البته drag ساز بوده و برای سرعت زیاد مناسب نیست

ر هواپیماهای پیشرفته این شکل نمی تواند مطلوب باشد از این رو بالها را مخروطیtaperedمیسازند و این

ل به دو طریق انجام می پذیرد :



Taper in aircraft wings.

Taper in planformدر این حالت بال فقط از نظر ظاهری (و نه ضخامت)taper میشود .

Taper in thicknessدر این حالت هر چه ازroot به سمتtip برویم از ضخامت بال کاسته میشود طبیعی

ت که اگر این دو حالت را با هم ترکیب نمائیم (taper in thickness&planform)در این صورت بال ایده

بدست می آید زیرا ریشه هم پهن تر و هم کلفت تر گردیده و از نظر ساختمانی توانایی تحمل انواع

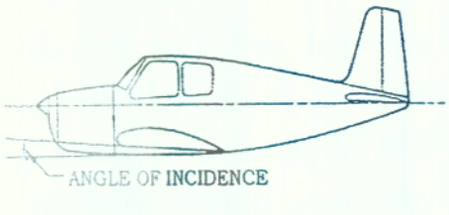
loads&str را دارد و نیازی به ستون بندی خارجی(external bracing) نخواهد بود به چنین

cantilever wing میگویند . از طرف دیگرtaper کردن بال چونtip آنرا کوچکتر میکند اثر wing

tip vortic یعنی induced dragکمتر خواهد شد و این مزیت دیگر چنین بالهایی است وهمه

یماهای پیشرفته و دور پرواز از چنین بالی استفاده مینمایند.

Angle of incidence یه نصب بال



تعریف زاویه ای را که وتر بال با محور طولی هواپیما میسازد زاویه

بال مینامند یعنی در حقیقت بال تحت این زاویه به بدنه وصل

ود و در حقیقت کمکی به زاویه حمله بال است و این زاویه را طوری

ب میکنندکه در آن نسبت L/D ماکزیمم باشد و مقدار آن را

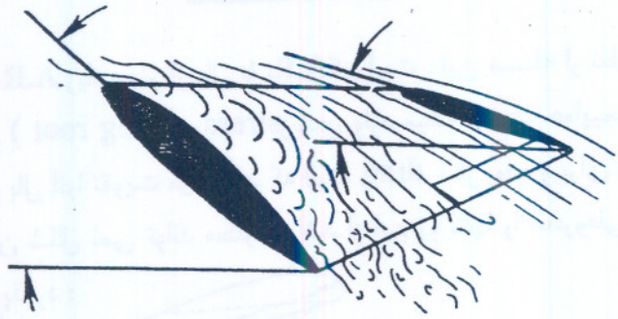
ن از منحنی L/D نسبت بهα بدست آورد .تجربه نشان میدهد که برای اغلب بالها L/D در زوایای

بین دو تا چهار درجه ماکزیمم است و منحنی تغییرات L/D نسبت بهα در صفحه قبل تائیدی بر این

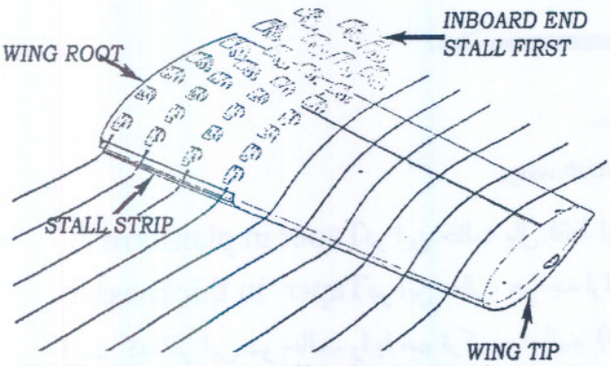
ت است .

Washin & washout

با شناختی که از اثرات سوءstall پیدا کرده ایم در طراحی هواپیما سعی میشود بال را طوری بسازند که stall تخفیف یابد و برای این منظور کاری میکنند که همه بال تؤاماstall نکند مثلا نصف بال دیرتر از نیمه دیگرstall نماید و را ه حل این کار این است که زاویه نصب یک نیمه بال کمتر از نیمه دیگر باشد . در عمل بال را طوری میسازند که زاویه نصب بال خارجی(**outer wing**) کمتر از بال داخلی(**inner wing**) باشد تا بال خارجی دیرتر stall کند به این حالت **wing wash out** گویند . دلیل این ارجحیت این است که در بال خارجی سکان مهم **aileron** قرار گرفته است پس با وجودstall بال داخلی ، به علت عدمstall بال خارجی این سکان مهم فعال باقی مانده و عمل خواهد نمود . اگر زاویه نصب بال خارجی بیشتر از بال داخلی باشد به این حالت **wash in** گویند .



View of wingtip twist. Ailerons are still effective even though wing root is in the stalled condition.



Stall strips cause stall to begin at wing root.

Stall strip– در بعضی از هواپیماهای کوچک وساده طبق تصویر در لبه حمله بال داخلی یک نبشی نصب شده که در حالت عادی مزاحمتی برای**Airflow** ایجاد نمی نماید ولی در زاویه حمله بالا جریان منظم رابه هم زده و با ایجاد **turbulence** موجب **stall** بال داخلی میشود .

Propeller Torque

همانطور که میدانیم طبق قانون عمل و عکس العمل در اثر عکس العمل ملخ،بدنه هواپیما در جهت عکس دوران ملخ خواهد چرخید.چون در هواپیماهای آمریکایی که مورد بحث ماست ملخ از دیدخلبان راستگرد (**clock wise**) است بنابراین در اثر عکس العمل**torque** ملخ بال چپ پایین خواهد رفت و میتوان این را چنین تعبیر کرد که گوییlift بال چپ کمتر از بال راست است پس باید به نوعی کمبود مصنوعی liftبال چپ را نسبت به بال راست جبران کنیم و برای این کار زاویه نصب بال راست را کمی کاهش میدهند تا liftبال راست کاهش یابد وبه عبارت دیگر بال راست بیشتر از بال چپ **washout** میشود ویا زاویه نصب بال چپ را اندکی افزایش میدهندویا به عبارت دیگر آنرا wash-in میکنند.یک روش مورد استفاده در هواپیماهای دو موتوره هم چون piper chieftain نصب موتورهائی است که عکس هم می چرخند،در اینصورت با توجه به عامل P-factor هر دو ملخ باید به طرف بدنه بچرخند تا critical engine نداشته باشیم . این تکنیک به ندرت مورد استفاده قرار گرفته زیرا دو نوع موتور و ملخ مورد نیاز خواهد بود .

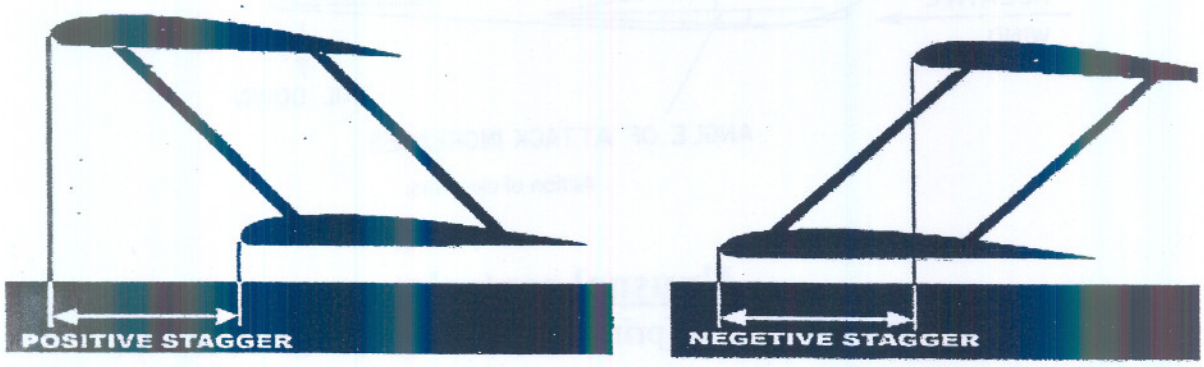
Critical engine-در هواپیماهای دو موتوره به موتوری بحرانی گفته میشود که در صورت خاموش شدن هواپیما دچارyawing moment بیشتری شود در هواپیماهای آمریکائی که موتورها راست گرد هستند موتور چپ criticalمحسوب میشود .

هواپیماهای دوباله Biplanes

هواپیمای دو باله را داستانی مربوط به گذشته میتوان پنداشت از این رو براستی قصد ما در اینجا بحث کامل در مورد این نوع هواپیما نیست ولی چند نکته قابل توجه آئرودینامیکی در رابطه با این گونه هواپیماها مطرح بود که اقدام به تشریح آن مینمائیم :

۱-Interplane Interference (تداخل هوای بین دو بال)

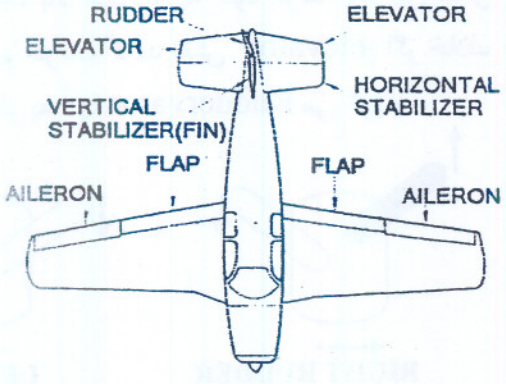
همانطور که میدانیم زیر بال منطقه **high press.** و روی بال منطقه **low press.** است بنابراین وقتی دو بال این هواپیما روی هم قرار میگیرند هوای پرفشار زیر بال بالا به منطقه کم فشار بالای بال پائین هجوم آورده و بدین ترتیب هر دو بال از نظر تولید liftدچار لطماتی میگردند . دراین میان بال پائین دچار لطمه بیشتری میگردد زیرا همانطوری که قبلا ثابت کردیم قسمت بالای بال نقش بیشتری درتولیدlift دارد و این قسمت بالای بال پائین است که ضربه میخورد . برای حل این مشکل یعنی تداخل هوای بین دوبال اولا فاصله بین دو بال(gap) را حتی المقدور زیاد میگرفتند. ثانیا بالها را پس و پیش(stagger) میساختند و اگر طبق تصویر زیر بال بالا جلو باشدpositive stagger و اگر بال پائین جلو باشدnegative stagger میگویند .



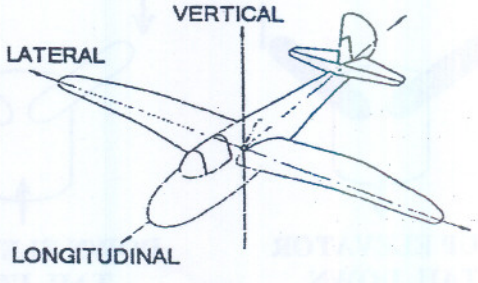
۲- Decalage – همانطور که گفتیم در طراحی هواپیما سعی میشود stall تخفیف یابد و نحوه انجام آن را در هواپیماهای یک باله (monoplane) تشریح کردیم . در هواپیماهای دو باله نیز سعی بر این بود که هر دو بال با هم stall نکنند وبرای این منظور زاویه نصب یک بال را کمتر از بال دیگر میگرفتند و به این نکته decalage میگویند . به عبارت بهتر decalage اختلاف در زاویه نصب دو بال است . اگر زاویه نصب بال بالا بیشتر از پائین باشد positive decalageو در غیر این صورتnegative decalage است .

محورهای هواپیما Airplane Axes

هواپیما دارای سه محور عمودِ بر هم (دوبه دوعمود بر یکدیگر) میباشد که در مرکز ثقل هواپیما(CG) متقاربند. این سه محور به ترتیب عبارتند از :



Control surfaces of an airplane.



Axes of an airpline.

۱- محور طولی **longitudinal axis**

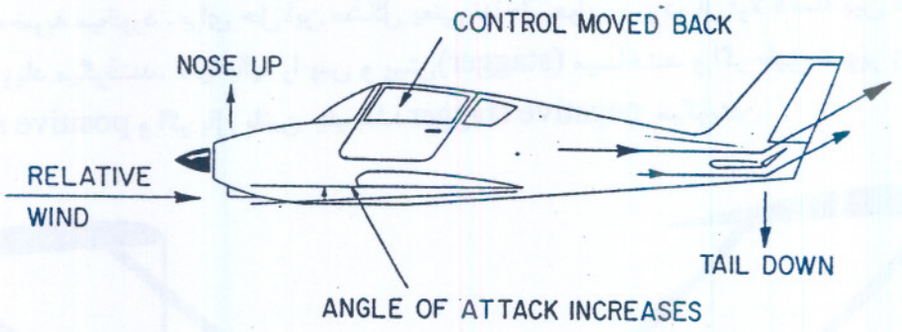
این محور طبق تصویر بالا به طور طولی ازnose تا tailامتداد داشته وحرکت حول آنرا rolling گویند که توسط ailerons صورت میپذیرد . حرکتailerons عکس هم است

۲- محور عرضی **Lateral axis**

این محور به طور جانبی (به موازاتspan) عمود بر محور طولی بوده ،حرکت حول آنرا pitchingگویند. که توسطElevators در دم هواپیما صورت میپذیرد

۳- محور عمودی **Vertical axis**

این محور بر دو محور قبل عمود بوده و حرکت حول آنرا yawinگویند که توسطRudder در دم صورت میپذیرد.



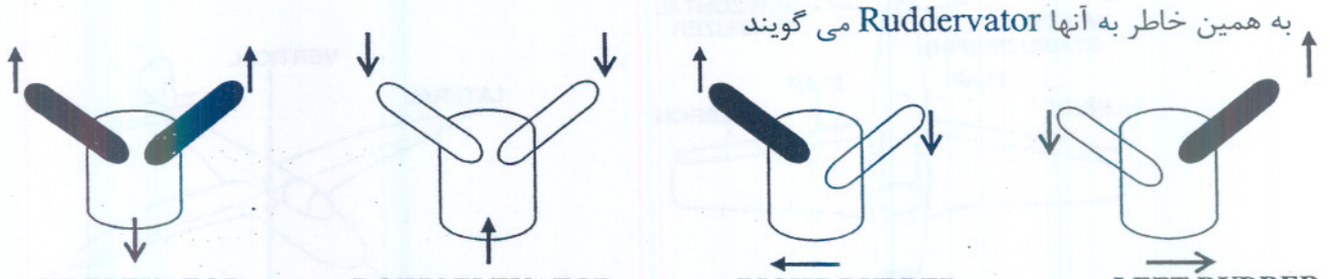
Action of elevators.

Unusual controls

در قسمت قبل با فرامین اصلی هواپیما(primary controls) یعنیaileron وelevator وrudder آشنا شدیم ولی ممکن است به ندرت با هواپیماهایی مواجه شویم که فرامین غیر مرسوم دارند که در اینجا اقدام به تشریح بعضی از آنها مینمائیم :

۱- Elevon بعضی از هواپیماها هم چون کنکورد و میراژ فاقد قسمت افقی دم (tailless)میباشند در این صورت چنین هواپیماهایی فاقدelevator هستند از این رو شهپر در این گونه هواپیماها طوری طراحی گشته که هم نقش خود و هم نقش elavatorرا ایفا مینماید یعنی میتواند هم خلاف هم حرکت کرده (به عنوان aileron) و هم با هم حرکت نمایند (به عنوان elavator) از این رو به چنین سکانی elevonگویند که از ترکیب دو کلمه aileron وelevator ایجاد شده است .

۲- Ruddervator -بعضی از هواپیماها هستند که فاقدfin بوده و دمشان به صورتV است یعنی دم افقی با تمایل به سمت بالا شکلV به خود گرفته وبه این شکل Butterfly tailگویند . در این حالت اگردو قسمت متحرک با هم حرکت کنند نقش elevatorو اگر خلاف هم حرکت کنند نقشrudder را ایفاء خواهند کرد و به همین خاطر به آنها Ruddervator می گویند

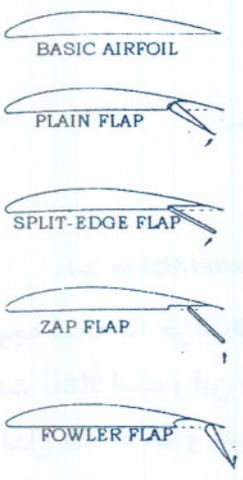


Auxiliary controls

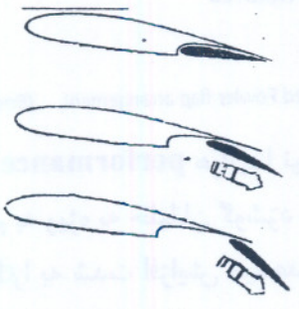
علاوه برفرامین اصلی(**Primary control**) هواپیماها دارای فرامین دیگری به نام**auxiliary control** میباشند که بترتیب اقدام به تشریح آنها می نمائیم :

FLAPS

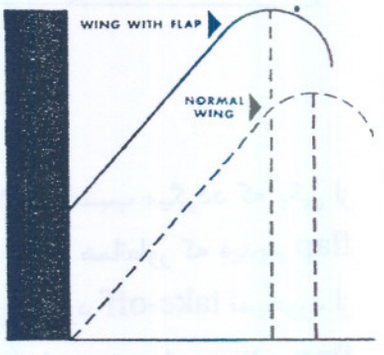
واضح است که به هنگام landingسرعت هواپیما باید حتی الامکان کم باشد تا اولاshock وارده به چرخها و در نتیجه به بدنه کم شده ثانیا طول باند مورد نیاز برای فرود کاهش یابد . طبیعی است که باکاهش سرعت از برا به شدت کاسته میشود (چون liftباV^2 نسبت مستقیم دارد) از این رو بایستی به طریقی جبران کاهش شدید lift را در سرعتهای کم بنمائیم . حل این مسئله از نظر علمی بدین طریق امکانپذیر است که به طور خیالی بالهای هواپیما را با بالهای دیگریکه مخصوص سرعتهای کم هستند جایگزین نمائیم درعمل این رویا با استفاده از flap رنگ واقعیت به خود میگیرد . flapدر حقیقت بالچه ای است که درT.E بال خصوصا در قسمت داخلی آرمیده و درحال عادی هیچ گونه تغییری در شکل ظاهری بال نمی دهد ولی اگر حرکت کند در شکل ساده camber بال را تغییر داده و در نتیجه c_L آنرا افزایش داده و جبران کمبودlift را مینماید از طرف دیگر چون حرکت flapسطح مؤثر بال(frontal area) را افزایش میدهد drag را زیاد نموده و به نوعی کاهنده سرعت هواپیما نیزمیگردد به همین خاطر است که در سرعتهای زیادحق استفاده از flapرا نداریم و در روی نشان دهنده سرعت هواپیما(airspeed ind.)یک کمان سفید رنگ محدوده سرعتی استفاده ازflap را به خلبان نشان میدهد .



Basic types of flaps.



Operation of the Fowler flap.



Effect of flaps on lift.

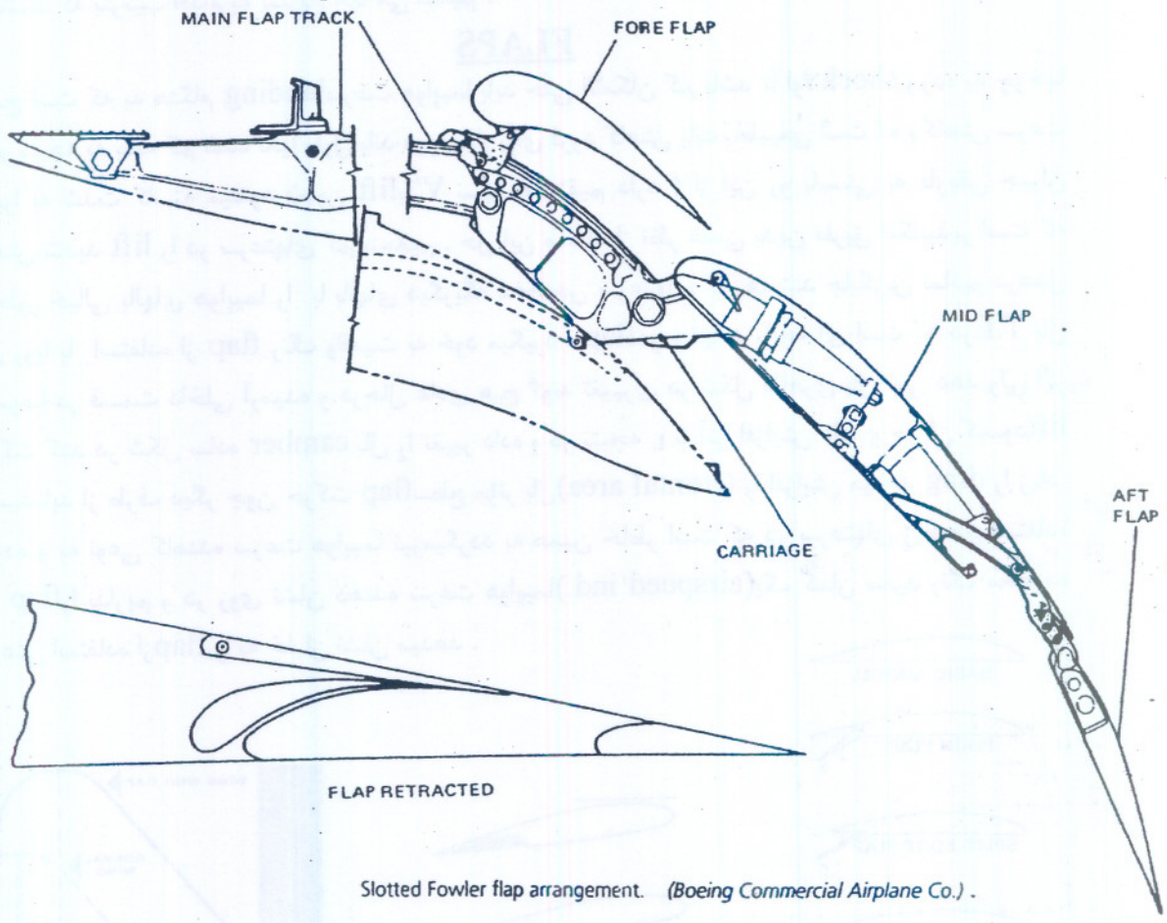
Ques. What is meant by white arc on airspeed indicator?
Ans. It shows flap operating speed range.

Types of flap

فلاپ درسیر تکاملی خود راه درازی را پیموده تا اشکال مدرن امروزی مورد استفاده در هواپیماهای مدرن هم چون آل **بوئینگ** زابه خود گرفته است وطبیعی است که فلاپهای اولیه هم چون فلاپ های امروزی efficient نبوده اند و انواع مختلف آنرا در تصویر بالا می بینید که به ترتیب عبارتند از :

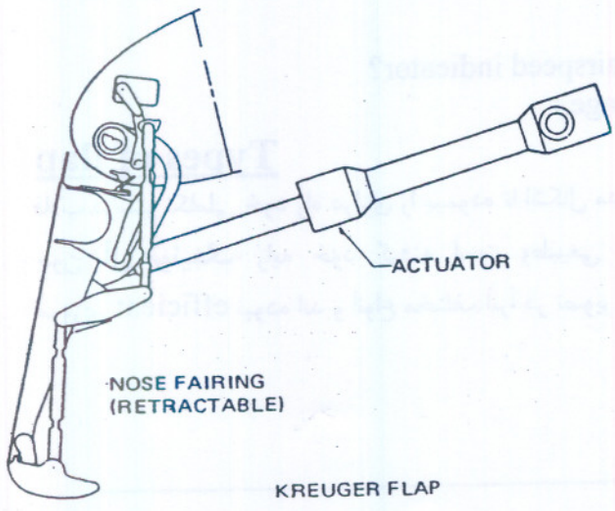
1- plain flap 2- split edge flap 3- zap flap 4- fowler flap

این نوع آخرین را میتوان بهترین flap نامید زیرا اولا شکل ظاهری مناسبی داشته ثانیا به هنگام پائین آمدن به سمت عقب نیز حرکت کرده در نتیجه هم camber و هم سطح بال را افزایش داده در نتیجه افزایش قابل ملاحظه ای را در lift سبب میگردد . امروزه در هواپیماهای مدرن نظیر 747 انواع کاملتر این نوع flap که چند مرحله ای هستند(Triple slotted fowler flap) مورد استفاده قرار میگیرند که با افزایش قابل ملاحظه در lift امکان فرود هر چه آرامتر هواپیما را فراهم میسازد.



Slotted Fowler flap arrangement. *(Boeing Commercial Airplane Co.)* .

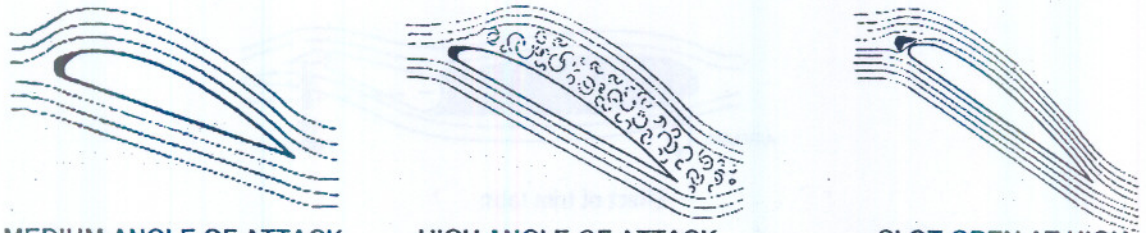
Hint : قابل توجه است که حرکت**flap** در **performance** هواپیما نیز تحولاتی را سبب میگردد که یکی از آنها کاهش سرعت stall است و این نکته مهم به ویژه به خلبانان گوشزد میگردد ضمنا همانطور که دیدیم flap برایlanding ابداع شده است و چون dragرا به شدت افزایش میدهد چندان به درد take-off نمیخورد از این رو در حینT.O آنرا به مقدار کمی (1/4) باز میکنند . در داخل کابین نشان دهنده ای به نام **flap position ind.** وضعیت flap را به خلبان نشان میدهد .



Leading Edge Flap – فلاپی که دربالا شرح آن رفت به Trailing edge flapموسوم است.بعدها برای کسب حداکثربهره در leading edge نیزاقدام به نصب flap نمودند که به Krueger flap موسوم است و معمولا حین عمل تؤاما عمل مینمایند.

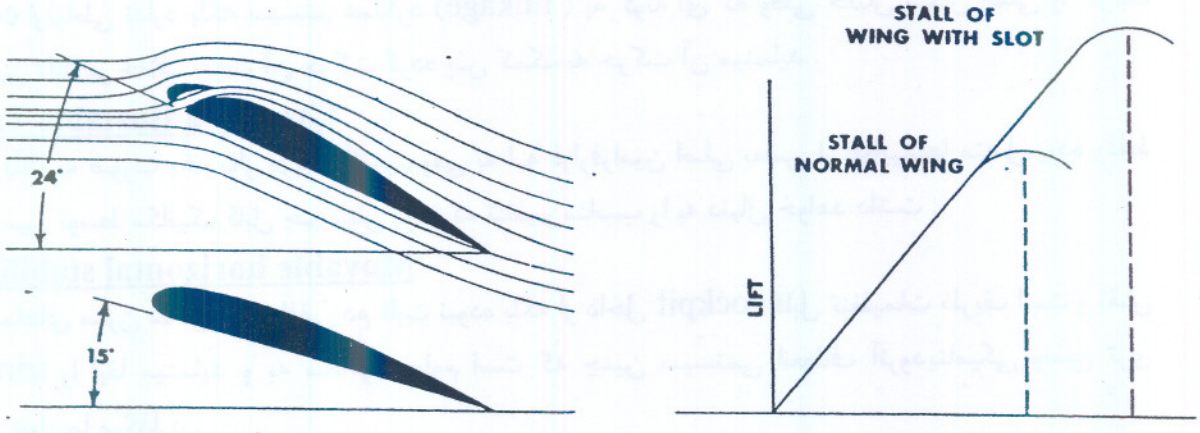
SLAT

هواپیماهای جنگی به علت نحوه خاص عملیاتی ممکن است در حین پرواز به طور ناگهانی با افزایش شدید زاویه حمله ودرنتیجه آن با stall مواجه گردند که مسلم است باعث درماندگی آنها درمقابل حریف گشته و به آسانی هدف قرار خواهند گرفت از اینرو برای اجتناب از این مسئله و افزایش **critical angle of attack** درقسمت بالای leading edge بال slat نصب مینمایند که درحالت عادی طبق تصویر بالا هیچگونه تغییری درشکل



Effect of a slot on the wing.

بال نداده و دراثر impact load هوا درجای خود آرمیده است ولی وقتی زاویه حمله هواپیما (α) از حد معینی فرا تر رود دراثر تغییر زاویه برخورد هوا خود به خود درروی کشوهایش به سمت جلو حرکت نموده و شکاف (slot) مناسبی طبق تصویر بوجود میآورد که جریان هوا از طریق این شکاف روی بال را پوشانده واز **Separation** و **Turbulence** متعاقب آن جلوگیری میکند و مسلم است نتیجه آن افزایش α_{max} ونیز C_L خواهد بود . slat دربعضی از هواپیماهای قدیمی بصورت fixed بوده است ولی مسلم است که نوع متحرک آن ترکیب مطلوبتری را فراهم میآورد هرچند که بعلت مکانیزم مقداری به وزن هواپیما میافزاید .

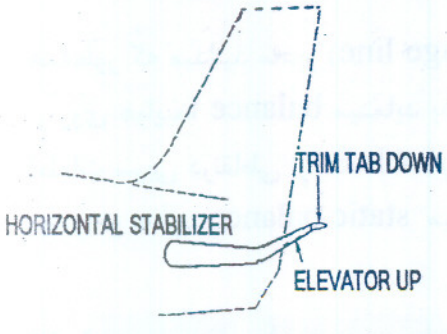


Effect of a slot on stalling speed.

TABS

به سطوح متحرک کوچکی که به لبه فرار (TE) فرامین اصلی هواپیما متصل است tab میگویندو پیشوندی که در جلوی لغت tab قرار میگیرد بیانگر نوع آن است که به ترتیب اقدام به تشریح آنها مینمائیم :

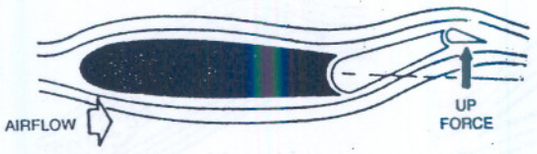
1- Trim – Tab



این نوع tab برای انجام اصلاحات جزئی درهنگام پرواز مورد استفاده قرار میگیرد و از داخل کابین توسط چرخکهائی توسط خلبان قابل حرکت است .حرکات این نوع tab بسیار بطی و جزئی انجام گرفته از این رو اصلاحات ظریف دروضعیت پروازی هواپیما را موجب میگردند . حرکت این نوع tab برخلاف جهت حرکت

سکان اصلی است یعنی اگر طبق تصویر elevator trim tab راپایین آوریم دراثر برخورد جریان هوابه بالارفته و elevator را کمی با خود بالا برده و اصلاح پروازی ظریف مورد نظر را فراهم میسازد .این نوع tab بر روی تمام فرامین اصلی یافت میشود .

Trim – tab position indicators وضیعت آنهارا به خلبانان نشان میدهند .



Effect of trim tabs.

Servo Tab – 2

درهواپیماهای اولیه به علت کوچکی و سرعت کم فرامین مکانیکی عمل مینمودند ولی با بزرگتر شدن هواپیما و افزایش سرعتشان حرکت فرامین توسط نیروی بدنی خلبان دچار مشکل گردید از اینرو حرکت دادن فرامین اصلی را به عهده servo tab گذاشته و حرکت دادن servo tab را به عهده خلبان گذاشتند پس servo tab از نظر ظاهر ممکن است فرقی با trim tab نداشته باشد ولی به چرخکهای داخل کابین متصل نبوده بلکه مستقیما به فرامین اصلی داخل cockpit یعنی پدالها و stick متصل اند . حرکت این نوع tab نیز بر خلاف فرامین اصلی است .

Balance Tab -3

این نوع tab نیز درروی فرامین اصلی وبه منظورکمک به حرکت دادن فرامین اصلی تعبیه شده است و به cockpit ارتباطی ندارد بلکه سیستم عملکرد (linkage) به گونه ای که وقتی خلبان سکان اصلی را حرکت میدهد این tab بر خلاف جهت آن حرکت کرده پس کمک به حرکت آن مینماید .

Ground adjustable Tab – 4

این نوع tab به صورت یک نوار باریک آلومینیومی به لبه فرارفرامین اصلی بعضی از هواپیماها متصل بوده وفقط درروی زمین توسط مکانیک قابل خم شدن بوده که تنظیم مناسب را به دنبال خواهد داشت .

Movable horizontal stabilizer -5

در هواپیماهای مدرن سکان ثابت افقی دم ثابت نبوده بلکه از داخل cockpit قابل تنظیمات ظریف است و نقش trimming را ایفا مینماید و به سادگی معلوم است که چنین سیستمی انعطاف آئرودینامیکی وسیع تری دراختیار هواپیما میگذارد .

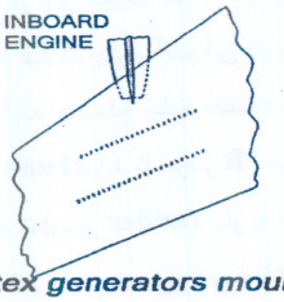
Hint: امروز درهواپیماهای مدرن درسکان ثابت افقی دم نیز سوخت کار گذاشته شده است . دراینگونه هواپیماها به کمک سیستم کامپیوتری انتقال اتوماتیک سوخت بین باکهای بال ودم امکان trim افقی هواپیما به نحو بسیار بهتری از داخل فراهم میگردد بدون اینکه drag خارجی را نیز سبب گردد.

Control Balance

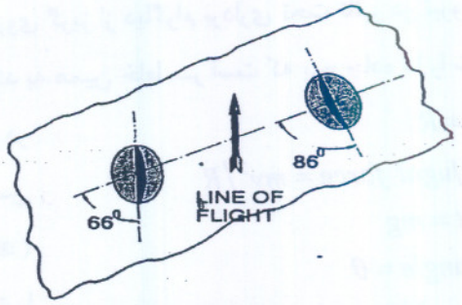
همانطور که میدانید محور (hinge line) فرامین به .L.E خیلی نزدیک است از این رو فرامین را قبل از نصب بر روی هواپیما balance مینماید بدین ترتیب که با قرار دادن آنها بر روی balance stand خاص و نصب قطعات سربی درنقاطی از .L.E اقدام به بالانس فرامین میکنند که نحوه انجام آن دردرس structure تشریح میشود و به آن static balance میگویند که بدین ترتیب فرامین Dynamic balance نیز میشوند .

VORTEX GENERATORS

قبلا با پدیده **Vortex** که درنوک بال هواپیما ایجاد میشود آشنا شده اید ودرآنجا سعی داشتیم که اثرات جانبی این جریانات حلقوی را تا حد امکان کاهش دهیم ولی دراینجا هدف این است که ازاین جریانات حلقوی به نحوی استفاده مفیدکرده وکارمثبتی صورت دهیم به طورخلاصه ذکر میکنیم که هدف نهائی جلوگیری از **seperation**



Vortex generators mounted

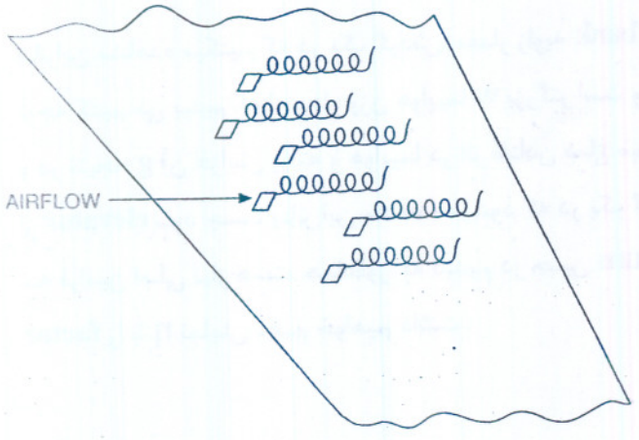


Vortex generators arranged in pairs.

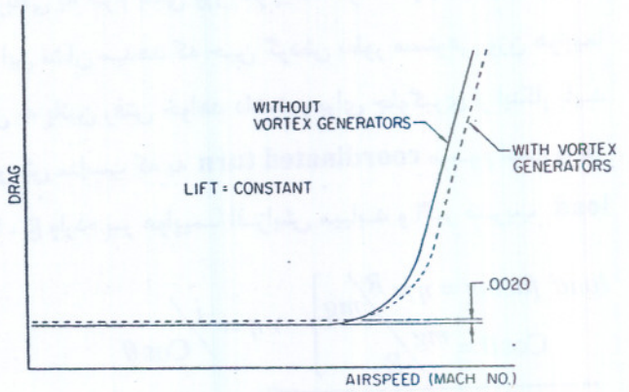
هوا و پی آمد های سوء آن است . .

همان طور که میدانید **separation** پیامد **turbulence** را بدنبال داشته و کمترین اثر آن تولید **drag** است و اگر **seperation** درروی بال روی دهد کمبود lift و نهایتا **stall** را به دنبال خواهد داشت . حال در نقاطی که احتمال آغاز **separation** هوا بهر دلیلی میرود بالک های کوچکی را بطور عمودی و هم سو با جریان هوا نصب می کنند. طبیعی است چون انحنای یکطرف بالک بیشتر از طرف دیگر است و درضمن **A.R.** آن بسیار کم است در نوک بالک **vortex** قوی ایجاد شده و چون جهت **vortex** به سمت پائین است به هوای **separate** شده انرژی القاء کرده و آنرا به سطح airfoil باز میگرداند از این رو به این بالک ها **vortex generator** میگویند که بدانها **Dead air movers** نیز لقب داده اند . در عمل این بالک ها را بطور زوجی در کنار هم نصب می نمایند بطوری که با الحاق دو vortex به هم انرژی بیشتری برای جلوگیری از **separation** فراهم گردد و زاویه نصب آنها بر روی سطح که تاثیر مستقیمی در **effectiveness** آنها دارد با آزمایشات مفصلی توسط سازنده تعیین گردیده است .

Hint : درعمل vortex generator را در هر نقطه از هواپیما میتوان یافت مثلا در بعضی از هواپیماها مثل بوئینگ **720** یک سری از آنها روی بال نصب شده اند ، در بوئینگ **727** تعدادی از آنها در دو طرف fin مشاهده میشود . در بوئینگ **737** تعدادی از آنها در دو طرف tail cone نصب شده است . در خاتمه تصریح مینمائیم که این ادوات ثابت بوده و حرکتی ندارند .



Vortex generators.



Drag reduction achieved by vortex generators.

گـــــــــردش[1]

چنین به نظر می رسد که برای عمل گردش استفاده از **rudder** کافی است ولی طبق اصل مانند نیوتن با عملکرد **rudder** هواپیما **yaw** نموده ولی با حرکت در همان سمت اولیه دچار **skid** خواهد شد . از طرف دیگر اگر حرکت ماشین در پیچ جاده ها را در نظر بگیریم متوجه میشویم که درعمل دورانی نیروی گریز از دیاگرام برداری تحت تاثیر دو نیروی گریز از مرکز و وزن و به عبارت بهتر برآیند این دو بردار یعنی **R** قرار میگیرند به همین خاطر است که پیچ جاده ها را شیبدار میسازند تا این برآیند بر سطح جاده هاعمود باشد پس هواپیما نیز در حین گردش باید **bank** نماید تا بردار **lift** همسو با R قرار گیرد پس متوجه میشویم که علاوه بر **rudder** نیاز به استفاده ازشهپر(**aileron**) نیز هست . حال اگر طبق تصویر زاویه**bank** را Θ بنامیم و tg آنرا محاسبه کنیم نتیجه میشود که :

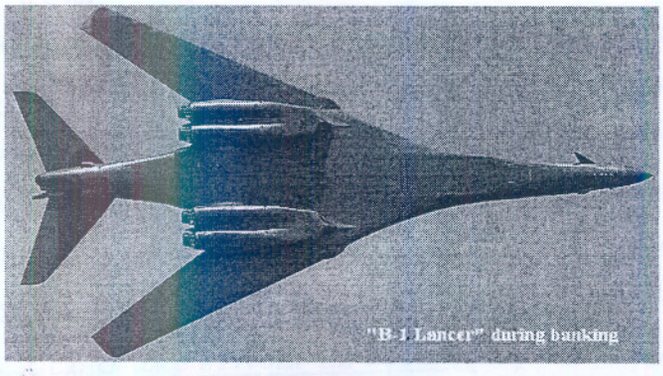
$$Load = R$$

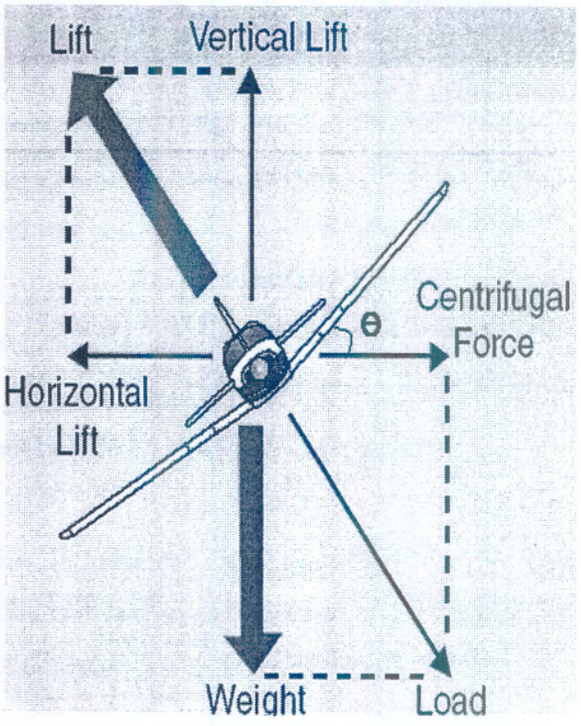
$$Centrifugal\ force = mv^2/R$$

$$Weight = mg$$

$$Bank\ angle = \theta$$

$$tg\theta = \frac{mv^2/R}{mg} = \frac{v^2}{Rg}$$





بنابراین مشاهده میکنیم که در یک گردش، مقدار زاویه bank ربطی به جرم یعنی وزن هواپیما ندارد . اگر به اندازه بردار R توجه کنیم می بینیم که از بردار وزن هواپیما w بزرگتر است و این نشان میدهد که حین گردش بطور مصنوعی وزن هواپیما و در نتیجه g آن افزایش یافته و هواپیما در اثر افتادن دماغ میل به پائین رفتن خواهد داشت و برای جلوگیری از اینکار باید از **elevator** سود جست بنابر این مشاهده میشود که در یک **گردش** مناسب که به **coordinated turn** موسوم است به هر سه فرامین اصلی نیاز هست. همانطور که دیدیم در حین turn ، g وارده بر هواپیما افزایش مییابد و اگر ضریب **load factor** را با η نمایش دهیم خواهیم داشت :

$$\left.\begin{aligned} load\ factor = \eta = R/mg \\ \mathrm{Cos}\theta = mg/R \end{aligned}\right\} \rightarrow \eta = 1/\mathrm{Cos}\theta$$

[1] turn

بنابراین مشاهده میشود که g وارد بر هواپیما در حین turn بستگی مستقیم با زاویه Θ دارد بطوری که اگر زاویه bank هواپیما 60 درجه باشد خواهیم داشت :

$$\theta = 60^\circ \Rightarrow \text{Cos}\,60 = 1/2$$

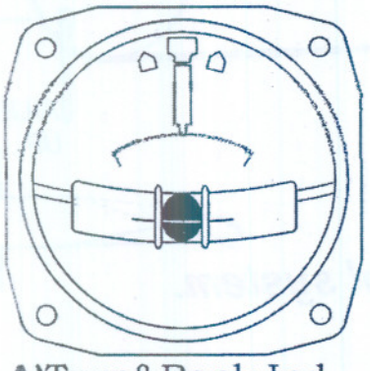
$$\eta = \frac{1}{1/2} = 2g$$

$$\text{And if } \theta = 80^\circ \Rightarrow \text{Cos}(80) = 0.17$$

$$\eta = 1/0.17 = 5.75g$$

ANGLE OF BANK	LOAD FACTOR	STALL SPEED
0°	1	50 KN
20°	1.06	52
30°	1.15	54
45°	1.41	59
60°	2.0	71
80°	5.75	120

بنابراین مشاهده میشود اگر هواپیما گردشی نماید که مستلزم زاویه **bank** $\theta = 80^\circ$ باشد تقریبا **6** برابر سنگین خواهد شد چون در حین گردش با توجه به مقدار زاویه "θ"، g های مختلفی بر هواپیما وارد میشود که مقادیر آن در جدول بالا مشخص است، پس در هواپیماهای آکروباسی و جنگنده **g-meter** نصب میشود تا خلبان هواپیما را **over g** نکند زیرا هر هواپیما حداکثر g مشخصی را میتواند تحمل کند که به آن **safe load factor** گویند. اگر حین مانور گردش مقدار زاویه **bank** کمتر از مورد نیاز باشد، هواپیما به سمت خارج میدان دوران سر خورده و به این حالت **skid** گفته و اگر بیشتر از مورد نیاز باشد، هواپیما به سمت داخل میدان دوران سر خورده و به این حالت **slip** گویند و طبیعی است هر دو حالت نامطلوب است. یک گردش خوب و موزون که به آن اصطلاحا **coordinated turn** میگویند، گردشی است که دایره گردش به نقطه شروع ختم شده و ارتفاع هواپیما ثابت بماند. برای کمک به خلبانان در انجام صحیح مانور گردش نشاندهنده مهم **turn&bank Ind.** طراحی و ساخته شده است که طبق تصویر از دو قسمت تشکیل شده است. یکی قسمت پایین که مکانیکی بوده و **bank ind.** است و خلبان برای اجرای صحیح گردش باید ساچمه را در وسط نگه دارد و دیگری در قسمت بالا که **turn ind.** است و مکانیزم ژیروسکوپی دارد. این نشاندهنده سرعت زاویه ای هواپیما را حین مانور گردش نشان میدهد و اگر عقربه پهن آن به اندازه یک پهنا حرکت نماید، بیانگر گردشی با نرخ **3** درجه در ثانیه یا **180** درجه در دقیقه است که به آن **standard turn** گویند. این نشاندهنده در پرواز کور **(IFR)** از اهمیت شایانی برخوردار است.



A)Turn&Bank Ind.

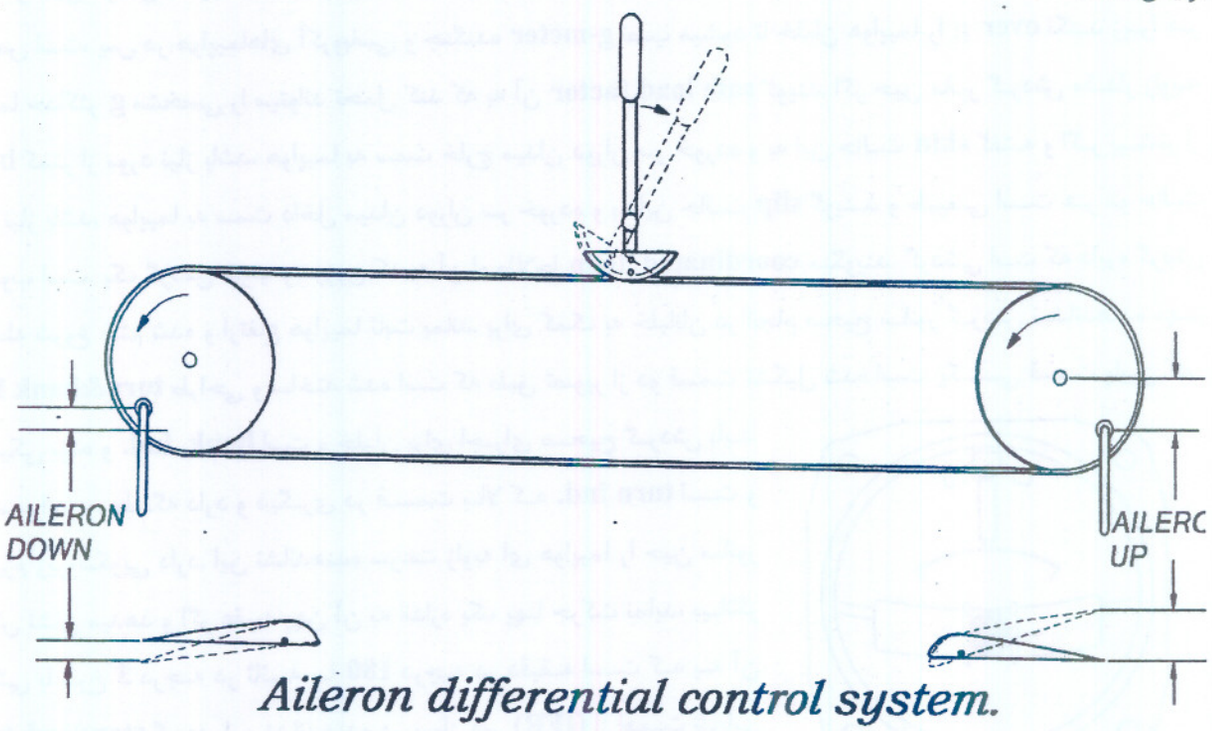
تاثیر گردش در عملکرد[1] هواپیما

همانطور که دیدیم به هنگام **turn** ، g زیادی متناسب با زاویه **bank** بر هواپیما وارد میشود که بر عملکرد هواپیما تاثیر سوء دارد مثلا سرعت **stall** را افزایش میدهد که مقدار این افزایش در زوایای مختلف در جدول بالا منعکس است (مقدار افزایش سرعت **stall** متناسب با $\sqrt{\eta}$ است). به همین خاطر نکاتی از این قبیل به خلبانان آموزش داده میشود تا دچار اشتباهاتی در پرواز نشوند. مثلا خلبانان **airliners** بلافاصله بعد از برخاست اقدام به گردش نمینمایند. بلکه این عمل را مدتی بعد که هواپیما هم ارتفاع کافی کسب کرده و هم سرعت آن زیادتر گشته و دارای حاشیه امنیت گردد، انجام میدهند.

[1] performance

Differential ailerons

Aileron های مورد استفاده در هواپیماهای امروزی حرکت مساوی ندارند از اینرو به آنها **differential aileron** میگویند و باید بخاطر داشت که شهپری که بالا می رود حرکتش بیشتر از شهپر پائین رونده است . دلیل استفاده از این نوع شهپر در هواپیماهای امروزی خنثی کردن **adverse yaw** است.درضمن باید توجه داشت که‌در هواپیماهای بزرگ پر سرعت نظیر**آل بوئینگ** که دارای بالهای High aspect ratio هستند به جای یک شهپر در هر بال دو شهپر با نام های **inner** و **outer** نصب شده اند که در سرعت های کم هر دو شهپر تواما بکار میفتند ولی در سرعت های بالا فقط **inner aileron** به کار میفتد و دلیل این فلسفه عمل اینست که به علت فاصله زیاد **outer aileron** از **wing root** در سرعت های بالا در صورت حرکت این شهپر **stress** زیادی بر ریشه بال وارد شده و ممکن است بال را دچار twist نموده و حتی باعث **aileron reversal** گردد . در این هواپیماها در سرعت های بالا همراه با شهپر داخلی **flight spoiler** نیز عمل میکند تا تاثیر آنرا افزایش دهد.



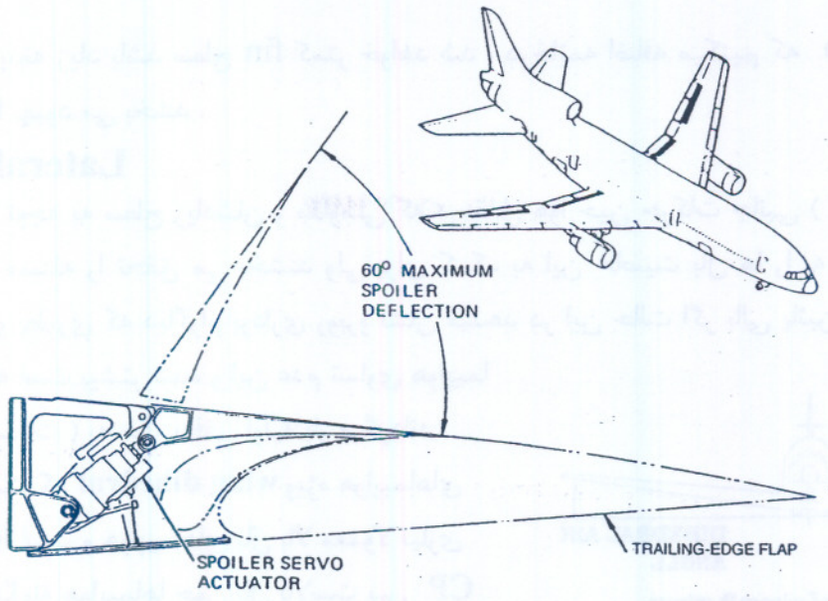
Aileron differential control system.

Spoiler

براگیرهاسطوح متحرکی هستندکه روی سطح فوقانی بال قرارگرفته ودرحالت عادی تغییری درشکل بال ایجادنمی کنندوبه دونوع زمینی وپروازی یافت میگردند:

۱-Ground Spoilers

بعد از فرود هواپیما در روی باند چون بهر حال هواپیما سرعت دارد مقدار زیادی نیروی برا تولید میشود که با وارد شدن وزن هواپیما بر چرخ ها مخالفت کرده و ایجاد حالت موسوم به Balooning میکند در این موقع خلبان spoiler های زمینی را بکار میندازد که به طور عمودی روی دو بال آرایش یافته و با ایجاد اغتشاش



شدید جریان منظم هوا روی بال را بهم زده و ضمن تولید پسای زیاد که کمک به کاهش سرعت هواپیما مینماید نیروی برا را به شدت کاهش میدهد و به همین سبب به آنها براگیر میگوئیم.

۲-Flight spoiler

این سطوح در کابین خلبان دسته عملکرد جداگانه نداشته بلکه توسط فرمان شهپر عمل میکنند . قبلا گفتیم که در بال های با Aspect ratio بالا هم چون **آل بوئینگ** از دو شهپر داخلی و خارجی استفاده میشود که در سرعت های زیاد بمنظور جلوگیری از پدیده **aileron reversal** شهپرهای کوچک داخلی عمل میکنند که بمنظور کمک به تاثیر آنها spoiler های پروازی عمل میکنند بدین طریق که این سطوح همراه با شهپر بالا رفته به سمت بالا حرکت میکنندولی در روی بال دیگرکه شهپر پائین آمده spoilers حرکتی نکرده و در جای خود باقی میماند.

Stability

اگر در حین پرواز نیروهای خارجی بخواهند هواپیما را از وضعیت عادی پروازی خود خارج نمایند هواپیما بایستی تمایل و توانائی بازگشت به وضعیت اولیه را داشته باشد و به این تمایل stability میگویند .

چون هواپیما دارای سه محور است پس بایستی حول هر سه محور خود stable باشد حال ببینیم در طرح هواپیما این خواص چگونه تحقق میابند:

1—longitudinal stability

منظور از این خاصیت این است که اگر در حین پرواز بر اثر عوامل خارجی دماغ هواپیما به سمت بالا یا پائین رانده شود خود به خود میل به بازگشت به حالت اولیه (از طریق یک سری نوسانات) بنماید . این خاصیت طبق اصل اول مکانیک نیوتن (inertia) و توسط سکان ثابت افقی دم (Horizontal stabilizer) صورت میپذیرد و طبیعی است اگر طول بدنه زیاد باشد چون فاصله دم از مرکز ثقل (CG) زیاد میشود سطح سکان ثابت افقی دم کوچکتر خواهد شد .

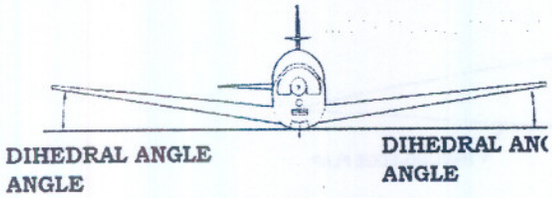
2—Directional stability

منظور از این نوع stability این است که اگر در حین پرواز دماغ هواپیما در اثر عوامل خارجی به چپ و راست منحرف گردد خود بخود میل به بازگشت به حالت اولیه (از طریق یک سری نوسانات میرا) داشته باشد . این خاصیت نیز طبق اصل inertia و توسط سکان عمودی دم (fin) صورت میپذیرد و بدیهی است که هم چون

حالت قبل اگر طول بدنه زیاد باشد سطح fin کمتر خواهد شد . درخاتمه اضافه میکنیم که wing sweep back این خاصیت را بهبود می بخشد .

Lateral Stability—3

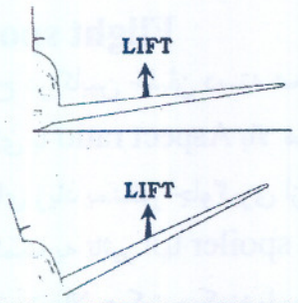
اصولا خود بال ها با توجه به سطح زیادشان و مقاومتی که درمقابل هوا حین حرکات جانبی (lateral) بروز میدهند مقداری این مسئله را تحقق می بخشند ولی برای کمک به این خاصیت بال ها را به اصطلاح هفتی dihedral میسازند و بطوری که دیاگرام برداری روبرو نشان میدهد در این حالت اگر بالی پائین رود lift موثر آن از بالی که بالا رفته است بیشتر شده و این عدم تساوی هواپیما را (طی یک سری نوسانات) به حالت افقی اولیه باز میگرداند .



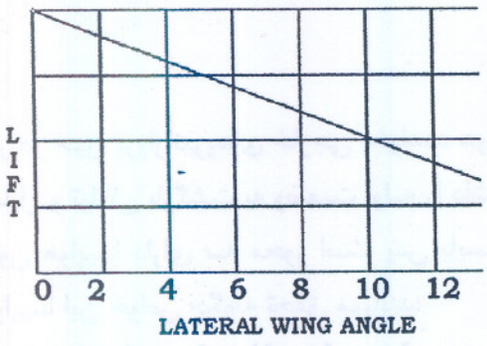
Dihedral of aircraft wings.

Hint :قابل توجه است که **wing dihedral** ویژه هواپیماهای بال پائین low wing است و هواپیماهای بال بالا معمولا نیازی بدان ندارند زیرا در اینگونه هواپیماها چون بال بالاست پس CP که نقش نقطه آویز را دارد و از CG بالاتر بوده و این حالت پاندولی lateral stability هواپیما را تامین مینماید .

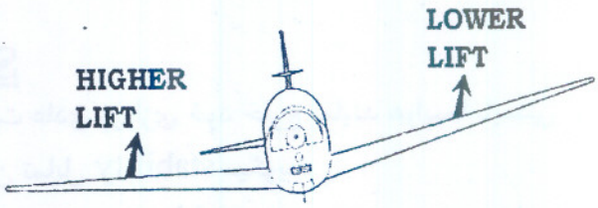
بعضی از هواپیماهای عظیم و بال بالا (high wing) هم چون C-5 لاکهید (galaxy) بال هایشان روبه پائین هشتی (anhedral) است که نقشی در پایداری نداشته و بعد از T.O. تحت تاثیر نیروی عظیم lift و با توجه به خاصیت elasticity بالها رو به بالا حرکت کرده و شکل افقی بخود میگیرند .



EFFECT OF LATERAL WING ANGLE ON L



Effect of lateral wing angle on lift.



Effect of dihedral on aircraft in flight.

Hint : واضح است که **stability** با **maneuverability** منافات دارد و از اینرو در جنگنده ها آنها را از این نظر **neutral** و یا حتی قدری **unstable** میسازند.

SUPERSONIC FLIGHT

سرعت صوت درهوا درعلم آئرودینامیک از چنان اهمیتی برخورداراست که هم چون مرزی بارز آن را به دو دنیای **subsonic** (مادون صوت)و **supersonic** (مافوق صوت)تقسیم نموده است از اینرو بهتر است درابتدای کلام بحثی درمورد سرعت صوت درهوا داشته باشیم .

صوت در هوا به صورت موجی منتشر و سرعت آن بستگی به درجه حرارت مطلق هوا داشته واز فرمول زیر محاسبه میشود:

$A = 49.022\sqrt{T}$

T=absolute temperature of air (F)

A= speed of sound(ft/sec)

درفیزیک خوانده ایم که سرعت صوت در هوا **340(m/s)** است ولی نباید از نظر دور داشت که این سرعت صوت در هوای استاندارد سطح دریا یعنی دما 15 C یا 59 F است و طبق محاسبه :

$T=460+59=519$

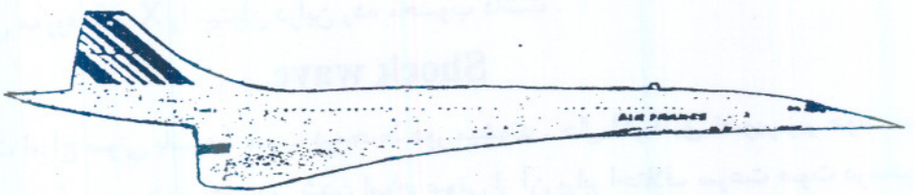
$a=49.022\sqrt{(519)} =1116$ ft/sec = 760 mph = 660 knot

از نظر اطلاع متذکر میشویم که یک مایل زمینی **(statute mile)**برابر **5280** ftو یک مایل دریایی **(nautical mile)** برابر **6080ft** بوده و طبق تعریف یک مایل دریایی درساعت را یک گره (knot)گویند که فلسفه تاریخی در رابطه با دریانوردی دارد و نشان دهندهای سرعت هواپیما **(ASI)**برحسب **mph**و **knot** مدرج هستند. البته سرعت نمای Airliners معمولابر حسب knot مدرجند.

چون با افزایش ارتفاع درجه حرارت هوا کاهش یافته تا به حدی که درحدود **40000 ft** که طبق جدول استاندارد درجه حرارت به-56.5C کاهش می یابد سرعت صوت نیز در این شرایط از **760 mph** به **660 mph**کاهش مییابد به احترام ارنست ماخ (**Ernest mach**)فیزیکدان اطریشی که در علم صوت (اکوستیک) مطالعات زیادی انجام داده سرعتی معادل یک برابر صوت را یک ماخ و نسبت بین سرعت حقیقی هواپیما و سرعت صوت در محیط پروازی را(**Mach Number**) نامیده و با M نشان میدهند و نشان دهنده ای به نام**Machmeter** در کابین خلبان هواپیماهای سریع ا لسیر نصب میشود که در هر لحظه از پرواز نسبت بین سرعت حقیقی هواپیما(TAS) و سرعت صوت در محیط پروازی را نشان میدهد . برای اینکه به اهمیت این مسئله بهتر واقف شویم مثالی میزنیم . فرض کنیم دو هواپیما با سرعت مساوی **700 mph** یکی در شرایط استاندارد سطح دریا و دیگری در **40000** پا پرواز میکنند . **M** آنها عبارت خواهد بود از :

$M_1 = \frac{700}{760} = 0.9$ S.L

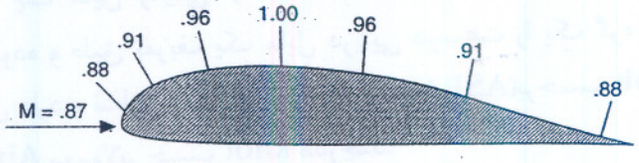
$M_2 = \frac{700}{660} = 1.1$ 40000 ft



The Concorde, designed for flight speeds of over Mach 2.

بنابراین ملاحظه میشود که با اینکه سرعت (**airspeed**) هر دو هواپیما یکی است ولی یکی از آنها هنوز به سرعت صوت نرسیده ولی دیگری **alrerady** از سرعت صوت گذشته است و این همانا به خاطر اختلاف سرعت صوت در دو محیط پروازی مختلف میباشد و از همین جا به اهمیت **machmeter** پی میبریم .

Local speeds – همانطور که میدانیم سرعت هوا در نقاط مختلف هواپیما یکسان نیست. در روی بال بیشتر از زیر بال است و باز در همه نقاط روی بال سرعت یکسان نیست و در یک نقطه که مترادف با گلوگاه وانتوری است سرعت هوا بیشترین است. به سرعت هوا در هر نقطه از هواپیما سرعت محلی آن نقطه گویند . بنابراین می بینیم که در بعضی از نقاط هواپیما سرعت محلی بیش از سرعت خود هواپیماست وقبل از اینکه خود هواپیما به سرعت صوت برسد نقطه یا نقاط دیگری از هواپیما (معمولا زودتر از همه جا روی بال) به سرعت صوت خواهند رسید و به طوری که بعدا خواهیم دید رسیدن به سرعت صوت با تشکیل دیوار صوتی (**shock wave**)توام است از این رو به سرعت خود هوا پیما در این لحظه **critical mach no.** گفته و با M_{crit} نشان میدهند و دلیل بحرانی نامیدن این سرعت همانا تشکیل دیوار صوتی و مشکلات همراه با آن است پس یک هواپیمای **subsonic** نظیر **airliners** که توان عبور از سرعت صوت را ندارد به عوض **M=1** بایستی از $M_{crit.}$ حذر نماید و به همین خاطر هواپیماهای مسافربری مدرن هم چون **آل بوئینگ** با اینکه supersonic نیستند چون **high subsonic** هستند دارای **machmeter** میباشند تا مواظب M_{crit} خود باشند .



Critical Mach number.

طبقه بندی سرعت در پرواز

۱- **Subsonic flight** به پروازی گفته میشود که در آن کلیه **local speeds** زیر صوت باشند.

۲- **Transonic flight** –دریک چنین پروازی شماری از سرعتهای محلی **subsonic** و شماری دیگر supersonicهستند یعنی به طریقی پرواز میکند که در اطراف آن سرعت هوا بعضی نقاط بیش از صوت وبعضی نقاط دیگر کمتر از صوت است در عمل محدوده چنین سرعتی **1.2>M>0.8** است .

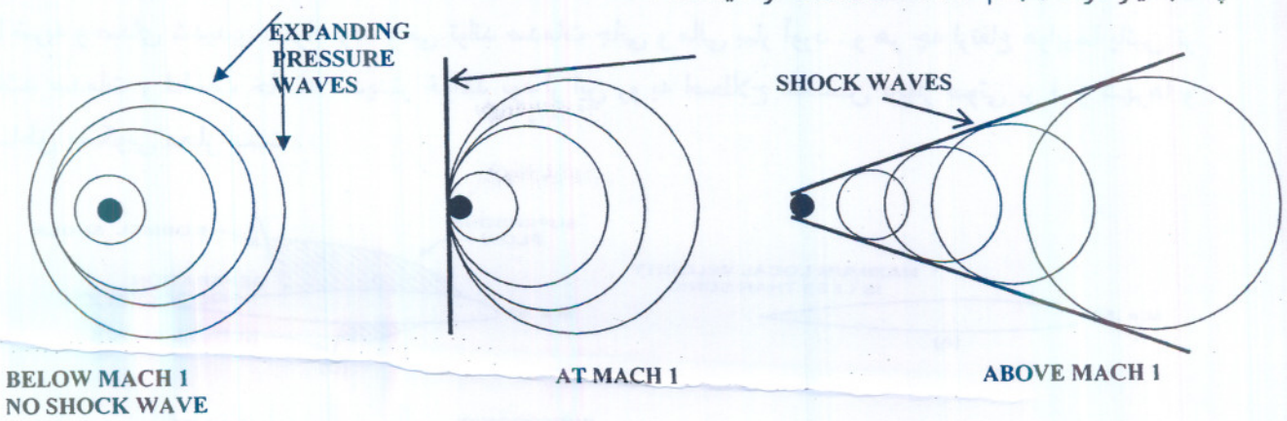
۳-**Supersonic flight** -در یک چنین پروازی کلیه سرعتهای محلی بیش از سرعت صوت هستند

۴-**Hyper sonic** -دریک چنین پروازی **M>5** بوده و قابل توجه است که در یک چنین سرعتهائی پرواز علاوه بر بعد آئرودینامیکی ابعاد ترمودینامیکی نیز به خود میگیرد زیرا به علت سرعت بسیار زیاد اصطکاک بین هوا و پوسته حرارت شدیدی ایجاد مینماید که از نظر کاربرد فلزات و نیز سلامت سرنشینان حائز کمال اهمیت است . هواپیمای تجربی معروف X-15 را میتوان دراین رده محسوب داشت .

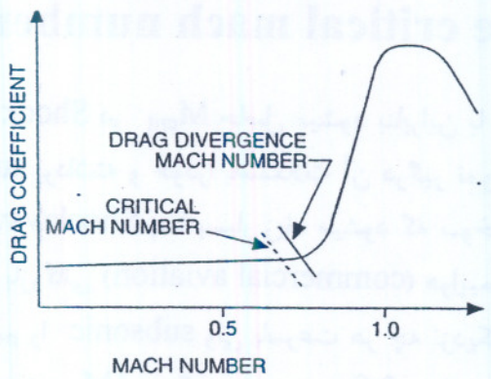
دیوار صوتی **Shock wave**

از یک منبع صوتی ثابت امواج صوتی باسرعت صوت درمحیط دور میشوند . حال اگر طبق تصویر زیر خود منبع صوتی نیز حرکت نماید در این صورت سرعت دور شدن امواج صوتی از آن برابر اختلاف سرعت صوت درمحیط وسرعت خود منبع صوتی خواهد بود . حال اگر سرعت خود منبع صوتی با سرعت صوت یکی شود امواج صوتی

تولیدی دیگر قادر به دور شدن از آن نبوده درنتیجه بر روی هم انباشته گردیده و تشکیل دیواره پر قدرت (هر چند بسیار نازک) بنام shock wave را میدهند .



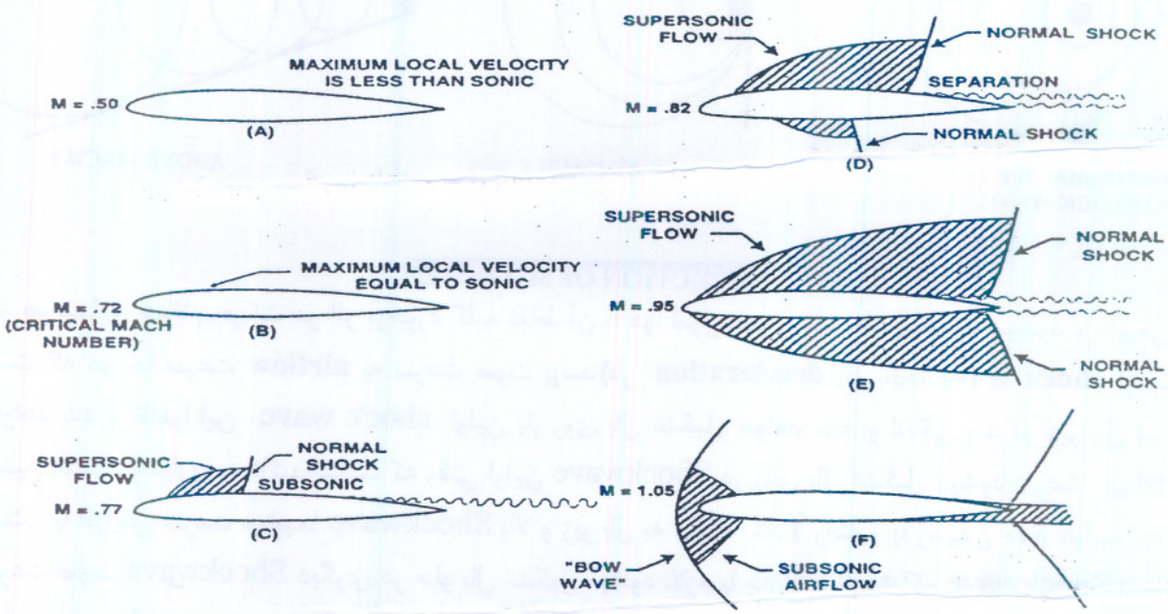
در هواپیما به هنگام حرکت در اثر برخورد کلیه نقاط آن با هوا امواج صوتی بیشماری منتشر میشود و طبیعی است که هر جا سرعت **airflow** به سرعت صوت برسد(در **deceleration**)در آنجا **shock wave** تولید خواهد شد و ظاهرا این shock wave اولین بار روی بال تشکیل خواهد شد .و اندکی بعد در زیر بال نیز چنین میشود و نیازی به تاکید نیست که وقتی اولین Shockwave در روی بال تشکیل میشود سرعت M_{crit} است . با افزایش سرعت هواپیما Shockwave بالا و زیر بال به سمت T.E رفته و با رسیدن خود هواپیما به سرعت صوت Shockwave دیگری در جلو بال تشکیل میشود .لازم با یاد آوری است که Shockwave ابتدا عمودی بوده (normal) و drag بسیار زیادی ایجاد میکند ولی با افزایش سرعت به تدریج مایل (oblique)شده از شدت drag آن کاسته میشود .



همانطوری که اشاره شد **Shockwave** دیواره پرقدرتی بوده و ضمن اینکه stress زیادی بر بدنه وارد می آورد از نظر آئرودینامیکی drag بسیار زیادی تولید نموده ثانیا چون air flow پس از عبور از آن **turbulent** میشود مسائلی از قبیل لطمه زدن به stabilityو **loss of control** را پیش می آورد . افزایش شدید drag به هنگام تشکیل اولین **Shockwave** تا بیش از 80٪ میباشد . و به همین خاطر است که اصولا **supersonic flight** پسای زیادی و بالطبع مصرف سوخت زیادی دارد به عنوان مثال هواپیماهای جنگی به هنگام رد شدن از سرعت صوت afterburner خود را روشن میکنند تا بتوانند به اصطلاح دیوار صوتی را بشکنند و همانطور که میدانید **afterburner** هم چون موتور جتی است کمکی (Ramjet) که در انتهای موتور هواپیماهای سوپر سونیک تعبیه گشته و تا بیش از 50٪ thrust را افزایش میدهد.

همان گونه که متذکر شدیم air flow بعد از عبور از چنگ **Shockwave** متلاطم گشته و در سر راه خود در برخورد با دم ایجاد ارتعاش و لرزش (buffet) در هواپیما میکند از این رو نزدیک شدن و گذشتن از سرعت

از نظر اجتماعی وقتی **Shockwave** تولید میشود به تدریج و البته سریعا گسترش یافته و برخورد آن به زمین با ضربه و صدای شدیدی همراه بوده و می تواند صدمات جانی و مالی ببار آورد . و هر چه ارتفاع هواپیما پائین تر باشد صدمات و لطمات حاصله شدیدتر خواهد بود از این رو به اصطلاح شکستن دیوار صوتی بر فراز شهرها و مناطق مسکونی مجاز نیست .



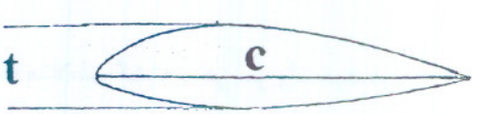
How to improve critical mach number :

همانطوری که دیدیم اولین Shockwave در M_{crit} حاصل میشود بنابراین با رسیدن به M_{crit} در حقیقت اولین گام را به حوزه supersonic برداشته و خودرا بامشکلات آن درگیر نموده ایم . وهمانطوری که خاطر نشان گردید با توجه به تشکیل Shockwave پسا بسیار زیاد میشود که سوخت زیادی را میطلبد به همین خاطر است که در دنیای هواپیمایی بازرگانی (commercial aviation) هواپیماهای سریع السیر مسافربری و باری هم چون 747 و777 و امثالهم را subsonic ولی باسرعت هر چه نزدیکتر به سرعت صوت میسازند و طبیعی است که در این میان محدودیت M_{crit} است که چیزی حدود 0.8 به طور میانگین میتواند باشد از این رو برای افزایش و بهبود آن طرق زیر مورد استفاده است :

۱- بالهای نازک Thin Wings

همانطوری که میدانید انحنای بالای بال سبب acceleration هوا در روی بال شده و هر چه مقدار این انحناء بیشتر باشد acceleration بیشتر و airflow زودتر به سرعت صوت رسیده ودر حقیقت زودتر به M_{crit} خواهیم رسید . پس اگر انحنای بال را کمتر کرده و بال را نازکتر (thinner) بسازیم M_{crit} را به تاخیر انداخته

$$Fineness\ ratio = \frac{wing\ chord}{wing\ thickness}$$

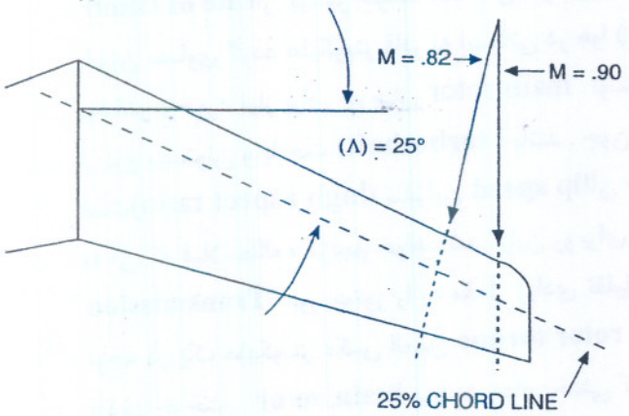


و بهبود بخشیده ایم . البته در این راستا نبایستی افراط کرد نازکی بیش از حد بال اولا ضعف ساختمانی را پدید آورده و ثانیا ظرفیت مخازن fuel را کاهش داده و Range را کاهش میدهد . در اینجا با واژه fineness Ratio آشنا میشویم که نسبت بین وتر بال و ضخامت آن است پس هر چه این ضریب بیشتر باشد بال ظریف تر است .

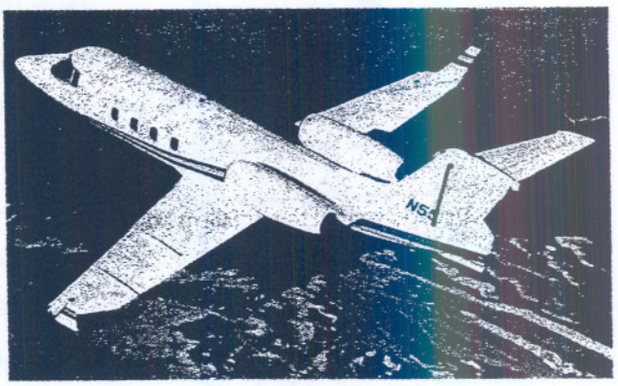
۲- Wing sweep – back

همانطور که میدانید جریان موثر هوا روی بال chordwise است و هرگونه انحراف از این مسئله نتایج حاصله را کاهش میدهد . اگر هواپیما دارای بالهای straight باشد چون وتر بال به موازات air flow است تمام سرعت هوا در انحنای بالای بال دچار acceleration شده پس چنین بالی زودتر از هر شکل دیگری به M_{crit} خواهد رسید حال اگر طبق تصویر بال را sweep – back بسازیم M_{crit} بهبود خواهد یافت و درعمل در airliners حدکثر زاویه sweep حدود ۳۵ درجه است . زیرا افراط در این زاویه مشکلا تی را پدید می آورد .حرکت طولانی spanwise موجب tip stall میشود. در این گونه بال ها برای جلوگیری از حرکت spanwise جریان هوا wing fence نصب میشود .همچنین اگر هواپیما در اثر برخورد یک gust دچار yaw شود اختلاف شدید بین lift دو بال هواپیما را به roll خواهد انداخت.

Hint: Wing sweep back improves directional stability



Aircraft sweep angle.

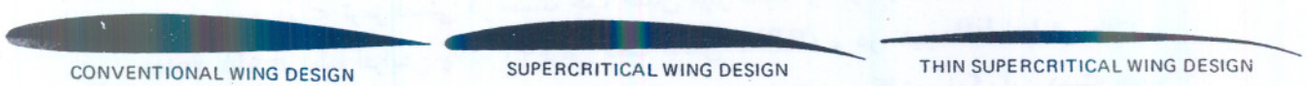


Wing fences. *(Gates Learjet Corporation)*

۳- Lower Aspect Ratio

قبلا درمورد مزایای افزایش A.R. هم چون کاهش induced drag صحبت کرده ایم حال اگر دقت کنیم در می یابیم که کاهش A.R. در بهبود M_{crit} موثر است .

۴-Supercritical wings: با پیشرفت علم آئرودینامیک airfoil هائی ابداع شدند که با توجه به شکل سطح مقطع شان Mcrit بهبود یافته است.



Supercritical wings.

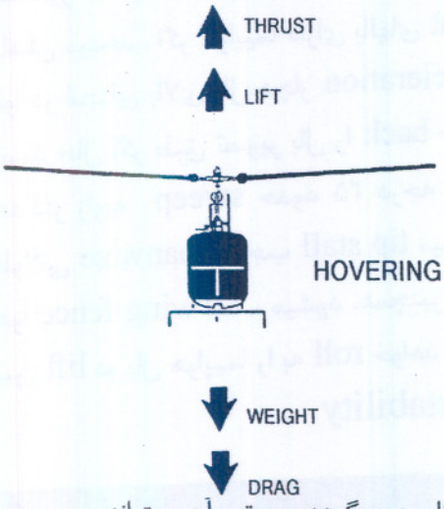
Supersonic Ducts

رفتار جریان هوای مافوق صوت در ducts عکس جریان subsonic است یعنی در چنین جریانی برای افزایش سرعت از divergent duct وبرای کاهش سرعت از **convergent duct** استفاده میشود.

هلیکوپتر

هلیکوپتر در رده هواپیماهای VTOL به معنی **vertical take off & landing** قرار دارد زیرا که قادر به نشست وبرخاست عمودی بدون نیاز به **runway** است.به طوری که میدانیم نیروی lift در هواپیما به وسیله lifting surfaces عمدتا بال تامین میگردد و برای این منظور بال بایستی سرعت مشخصی نسبت به هوا داشته باشد و چون بدنه و بال به هم چسبیده اند در نتیجه کل هواپیما باید روی باند حرکت نموده و ازهمین جا نیاز به باند توجیه میگردد .

Forces acting on a helicopter while hovering.



برای این که نیازبه باند منتفی گردد بایستی بال نسبت به هوا امکان حرکت داشته باشد بدون اینکه بدنـــه نیز حرکت نمایدواین ممکن نیست مگراینکه بال بچرخد.بنابراین در هلیکوپتر پروانه بزرگ بالای سر آن (main rotor) نقش بال را ایفا می نماید .پس هر blade آن دقیقایک airfoilاست که درحین دوران بادرنظرگرفتن ترکیب زاویه حمله و **RPM** نیروی lift را فراهـــم می آورد.حال اگر این ترکیب به گونه ای باشد که نیروی lift بیش از وزن هلیکوپتر گردد، هلیکوپتر از زمین بلند خواهد شد و هر چه این اختلاف بیشتر باشد **rate of climb**آن بیشتر خواهد شد حال اگر نیروی lift حاصله با وزن مساوی گردد هلیکوپتر قادر به ایستائی در هوا (hover) خواهد بود.قدرت مورد نیاز برای چرخش main rotor توسط موتور هلیکوپتر تامین میگردد و موتور آن میتواند از نوع پیستونی و یا جت (**turboshaft**) باشد . چون به دلائل آئرودینامیکی قطر **main rotor** بسیار زیاد است(high aspect ratio) بنابراین **tip speed**آن خیلی زودبه سرعت صوت رسیده ودچارمشکلات مبتلا به آن که قبلا مطالعه کردیم خواهد شد. ازاین رو برای اجتناب ازاین مشکل باتعبیه سیستم کاهنـــــده دور **Transmission** دور موتور را به مقدار زیادی تقلیل داده و به پروانه بزرگ منتقل می نماید . نکته قابل توجه در یک هلیکوپتر عکس العمل **main rotor torque** است که باعث چرخش بدنه هلیکوپتر در جهت عکس چرخش **main rotor** میشود وبرای خنثی کردن این مسئله **Tail rotor** در دم نصب شده است که در واقع هم چون یک ملخ چرخیده و در جهت مناسب **thrust** تولید نموده و با توازنی که بدین ترتیب فراهم می آورد باعث ثابت ماندن بدنه میشود .

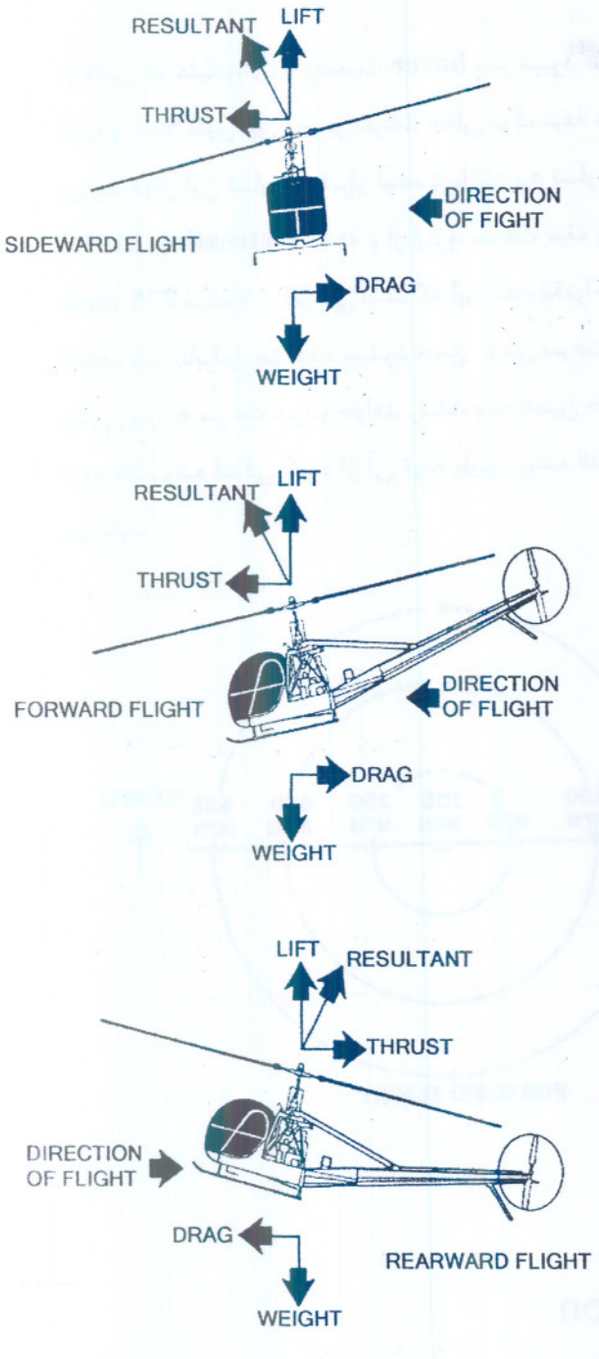
HELICOPTER CONTROLS

فرامین هلیکوپتر به ترتیب عبارتنداز :

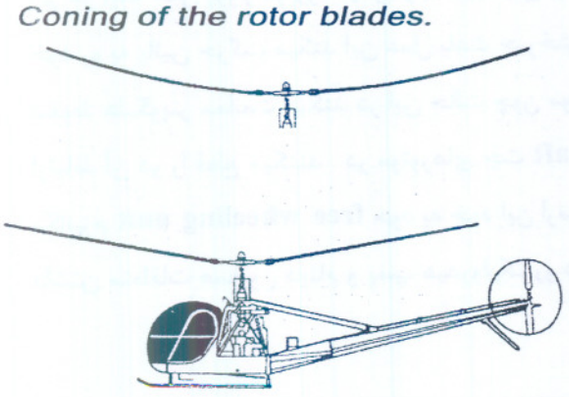
۱- Collective pitch control

این فرمان هم چون دسته ترمز دستی در سمت چپ خلبان قرار داشته و اگر آنرا بالا بکشد زاویه همه پره های **main rotor** تواما افزایش یافته (با فرض ثابت ماندن **RPM**) و در نتیجهliftافزایش یافته و هلیکوپتر بالا خواهد رفت . قابل توجه است که **throttle** هم چون موتوز سیکلت برنوک این دسته نصب بوده و خلبان به کمک آن میتواند همراه با تغییر گام،قدرت موتور را نیز تنظیم نماید ضمن این که این عمل به طور اتوماتیک نیز صورت میپذیرد .

Conditions for horizontal flight in a helicopter.



Coning of the rotor blades.



۲- Cyclic pitch control

این دسته در جلوی خلبان قرار دارد و اگر آنرا به جلو حرکت دهیم هلیکوپترو به جلو واگربه عقب حرکت دهیم هلیکوپتر رو به عقب و اگر به طرفین حرکت دهیم هلیکوپتر به سمت طرفین(crabbing) حرکت خواهد نمود .

البته طبق تصاویر برداری روبرومایل نمودن **rotor disk** به هرسمتی مؤلفه ای درآن سمت تولید میکندکه باعث حرکت در همان سمت میشود و این عمل از طریق مکانیزم **swash plate**صورت میپذیرد . بنابراین ملاحظه میشودکه هلیکوپترباتوجه به توانائی پرواز به سمت عقب و طرفین در بین هواپیماها بی همتاست .

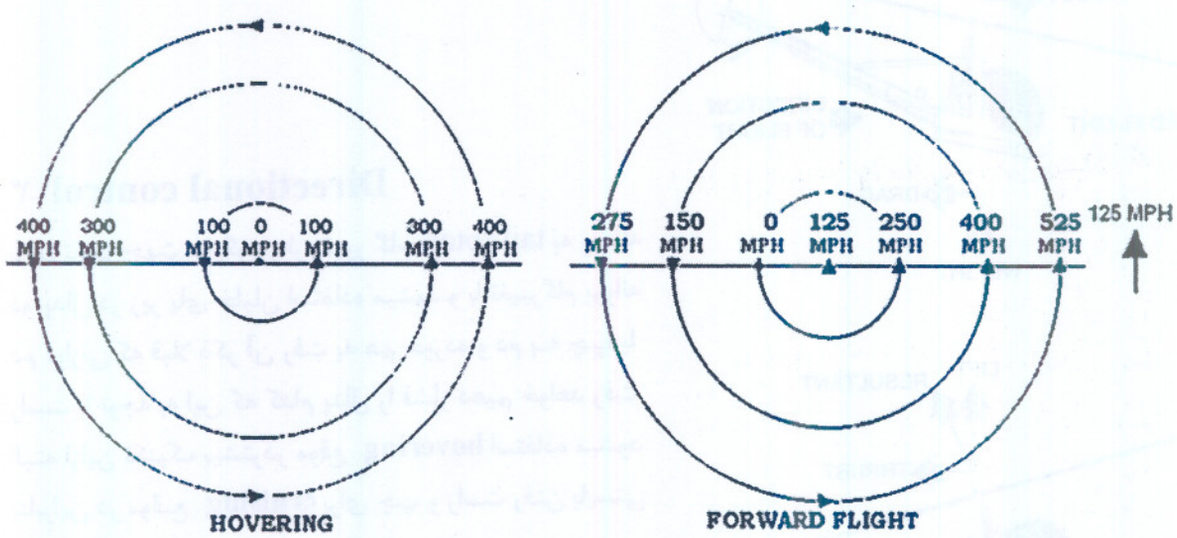
۳- Directional control

برای تغییر جهت هلیکوپتر از تغییر گام tail rotor به وسیله دو پدال در زیر پای خلبان استفاده میشود و با تغییرگام پروانه دم توازنی که قبلا ذکر آن رفت به هم خورده و دم به چپ یا راست با توجه به این که کدام پدال را فشار دهیم خواهد رفت البته ازاین تکنیک بیشتردر موقع **hovering** استفاده میشود بنابراین در موقع **cruising** برای چپ و راست رفتن بایستی دسته cyclic را به همان جهت کج کنیم.

Coning – به هنگام چرخش **main rotor** نیروی lift حاصله تیغه ها را به سمت بالابرده و هنگامی که برایند بردارlift و نیروی گریز از مرکز در راستای تیغه قرارگیرد این حرکت متوقف میشود. حرکت تیغه ها را به سمت بالاوپائین flapping گویند و لولا هائی در قسمت انتهائی تیغه ها به نامflapping hinges این حرکات را امکان پذیرمیسازند پس ملاحظه میشود به هنگام چرخش main rotor در واقع یک مخروط تشکیل میشود و به این وضعیت coning میگویند .

Dissymmetry of lift

هنگامی که هلیکوپتر در وضعیت **hover** بسر میبرد طبق تصویر زیر سرعت خطی نقاط مشابه در روی **blades** یکسان است و مثلا طبق این تصویر سرعت خطی نوک تیغه ها **400mph** است ولی وقتی هلیکوپتر با سرعت **125mph** جلو میرود، دیگر این تساوی برقرار نیست بلکه به تناوب یک تیغه پیش رو **(advancing blade)** و دیگری پس رو **(retreating blade)** گشته و از اینرو، سرعت تیغه پیش رو طبق تصویر در لحظه معینی **525 mph** و تیغه پس رو **275 mph** میشود . طبیعی است که این عدم یکنواختی از نظر سرعت نسبت به هوا عدم تقارن در تولید lift را موجب خواهد شد بنابراین مشاهده میشود جمع شدن سرعت وضعی تیغه با سرعت انتقالی آن خیلی زود **tip speed** تیغه پیش رو را به سرعت صوت خواهد رساند و به همین خاطر است که سرعت هلیکوپتر محدود و کم است. البته زاویه حمله تیغه بالا رونده اندکی کم و از آن تیغه پایین رونده اندکی زیاد گشته و این نکته تا حدی عدم تقارن lift را جبران مینماید.



Autorotation

اگر هر آینه حین پرواز موتور هلیکوپتر به هر دلیلی از کار بیفتد یا مجبور به خاموش کردن آن شویم هلیکوپتر در اثر وزن خود رو به پائین حرکت میکند این عمل باعث چرخش **main rotor** میشود و به آن **Autorotation** گویند که از سقوط هلیکوپتر ممانعت میکند در این حالت چون موتور به علت خاموش بودن مزاحم گردش پروانه است به وسیله کلاچ ارتباط آن دو را قطع میکنند . در موتورهای جت **turboshaft** هلیکوپترهای امروزی به محض خاموش شدن موتور مکانیزم **free wheeling unit** خود به خود این ارتباط را قطع می نماید . حال چون فرامین هلیکوپتر به علت قرار داشتن متعلقات همچون دینام و پمپ هیدرولیک رو دستگاه **transmission** فعال هستند خلبان با تنظیم دسته های

collective و **cyclic** اولا میزان **descent** را مشخص کرده ثانیا هلیکوپتر را به سمت منطقه مسطحی هدایت نموده و نهایتا به آرامی **landing** میکند . دیدیم که پروانه اصلی و پروانه دم لازم و ملزوم یکدیگرند. یعنی هر وقت پروانه اصلی میچرخد، پروانه دم نیز باید بچرخد و میچرخد. ولی در این حالت دیگر نیازی به چرخش پروانه دم نیست. میتوانید بگویید چرا ؟

بنابر این خلبان باید با دادن پایی مخالف، اثر مزاحم آنرا خنثی کرده و به سلامت فرود آید و چنین نیز مینماید. البته خلبانان در **simulator** و نیز پرواز واقعی، **autorotation** را به کرات تمرین مینمایند. تا در صورت رویداد آن از مهارت و تسلط مناسب برخوردار باشند.

انواع هلیکـــــــــوپتر

هلیکوپتر به اشکال مختلف زیر یافت میشود :

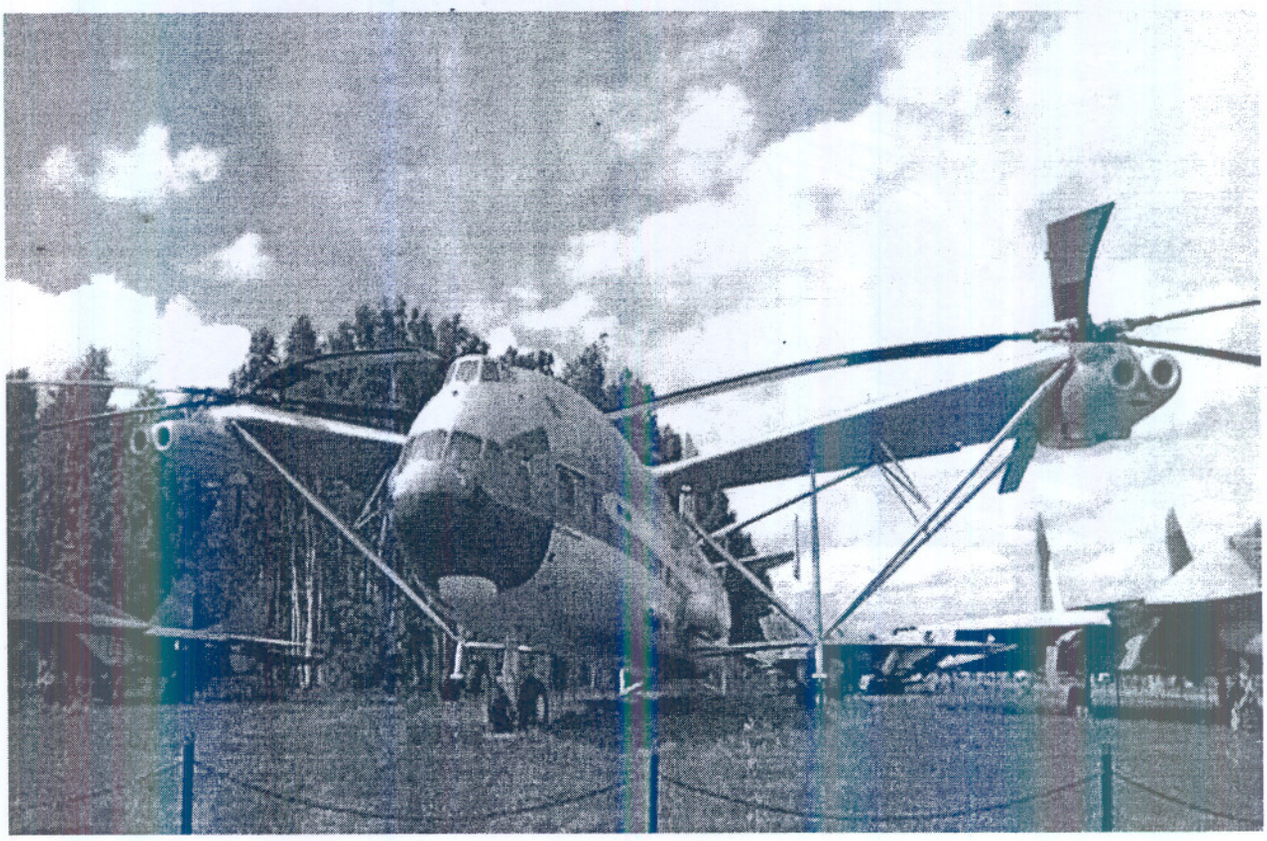
1. **single rotor** - نوع مرسوم و رایج بوده و دارای پروانه دم است.

AH-1 Cobra-207

2. **side by side intermeshing** – در این نوع هلیکوپتر نظیر H-43 دو پروانه در بالا وجود دارند . که در جهت عکس هم می چرخند و نیازی به پروانه دم نیست .

هلیکوپتر H-43

3. **side by side non-intermeshing** - در یک چنین هلیکوپتری پروانه ها با فاصله نسبت به هم به صورت side by side قرار گرفته و در هم تداخل نمیکند نظیر این هلیکوپتر Mil -12 روسی است که بزرگترین هلیکوپتر جهان بود.



4. **single rotor contra rotating**- در این نوع هلیکوپتر یک پروانه اصلی به صورت دوبله بالای سر هلیکوپتر وجود دارد که این دو عکس هم چرخیده و نیاز به پروانه دم را خنثی مینماید . هلیکوپترهای ka-25-27-32 روسی از این رده هستند.

Kamov Ka-50

5. **Tandem rotor** - در این نوع هلیکوپتر پروانه ها به صورت پشت سر هم (tandem) نظیر شینوک قرار گرفته و عکس هم چرخیده و نیازی به tail rotor نیست.

6. **Tilt-rotor** : دو شرکت معروف بوئینگ **(vertol)** و بل آمریکا با مشارکت هم هواپیمایی ساختند که هلیکوپتر نیست، ولی عمود پرواز است. دو موتور این هواپیما که در بال قرار گرفته اند قابل چرخش (tilt) بوده و در حالت عمودی طبق تصویر به هواپیما امکان برخاست عمودی را داده و در هوا در حالت **transition** به حالت افقی در آمده و هواپیما در واقع **turboprop** میشود. حسن بزرگ این هواپیما این است که محدودیت سرعت هلیکوپتر را ندارد.

WEIGHT & BALANCE

منظور ازاین مبحث مهم محاسبه و تعیین مرکز ثقل (CG)هواپیماست . مرکز ثقل و موقعیت آن تاثیر عمیقی بر پرواز هواپیما داردو آشکار است که دریک هواپیما CG بدلیل تنوع عملیات و بارگیری نمیتواند نقطه ثابتی باشد از این رو سازندگان هواپیما با محاسبات دقیق همراه با آزمایشات پروازی یک محدوده (**Range**)عملیاتی برای **CG** تعیئن مینمایند . پس درهر ماموریتی متخصصین مربوطه پس از بارگیری هواپیما اقدام به محاسبه مرکز ثقل نموده و درصورتی که در**Range** مربوطه قرار گیرد اجازه پرواز صادر میشود در غیر اینصورت در بارگیری تجدید نظر میشود تا CG در**Range** قرار گیرد.بارگیری غلط به دو صورت ممکن است صورت پذیرد یکی اینکه **CG** در **Range** باشد ولی از حداکثر وزن مجاز تجاوز شده باشد که به این حالت**Overloading**گویند ،دیگر اینکه وزن هواپیما به حداکثر مجاز نرسیده ولی به علت توزیع نامناسب بار CG به شدت به جلو یا عقب متمایل گردد که به این حالت improper-loading گویند.

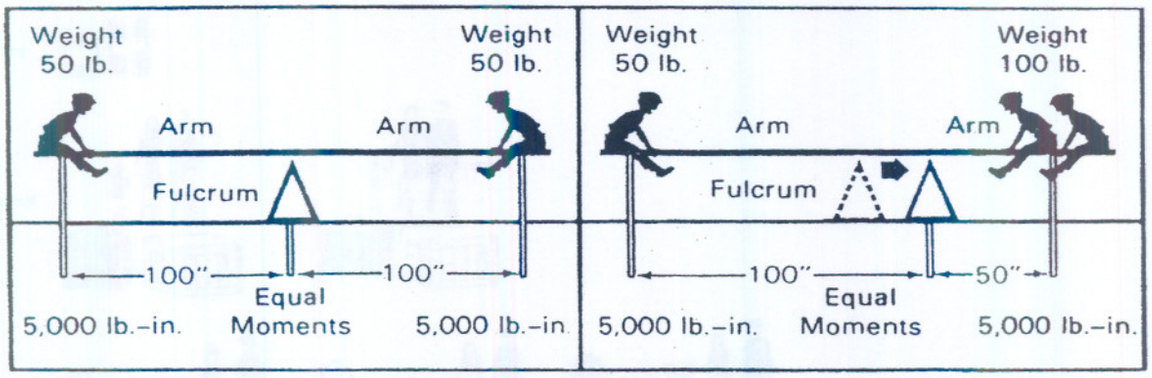
Overloading – یک چنین موردی پیآمدهای نامطلوب زیر رابدنبال خواهد داشت :

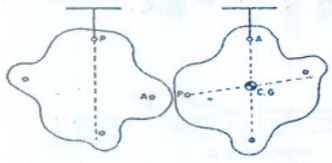
۱. کاهش قابلیت مانور هواپیما	**Reduced Maneuverability**
۲. دوش بیشتر برای برخاست	**Longer Take-off Run**
۳. زاویه کمتر اوج گیری	**Lower angle of climb**
۴. میزان کمتر اوج گیری	**Lower rate of climb**
۵. سقف کمتر پرواز	**Lower ceiling**
۶. مصرف سوخت بیشتر	**Increased fuel consumption**
۷. فرسایش بیشتر لاستیکها	**Increased wear on tires**
۸. افزایش سرعت واماندگی	**Increase in stall speed**
۹. سرعت فرود بیشتر	**Increased landing speed**
۱۰. زاویه سرش بیشتر	**Increased angle of glide**

Improper-loading - این نوع بارگیری نامناسب میتواند به دو صورت **too much weight forward** و **too much weight rearward** صورت پذیرفته وکم وبیش مشابه حالت قبل پی آمدهای نامطلوبی به دنبال خواهد داشت از این رو باید به شدت از آنها اجتناب گردد .

مرکز ثقل Center of gravity

مرکز ثقل نقطه اثر بردار برآیند (**Resultant**) کلیه نیروهای وزنی هواپیمـــاست بنابر این تغییر در توزیع بار در هواپیـــما مرکز ثقل آنرا تحت تاثیر قرار میدهد . در رابطه با تعیین مرکز ثقل باید این نکـــته مهم را در نظر داشت که تنها وزن یک قطعه یا بار مد نظر نیست بلکه مهم تر از آن جایگاه بار و به عبارت بهتر گشتاوری (moment) است که ایجاد مینماید و به هنگام بحث و محاسبه در مورد تعیین مرکز ثقل این مسئله را بهتر متوجه خواهیم شد . تصویر بعد بخوبی نشان میدهدکه چگونه تغییر در جایگاه نقطه اتکاء(fulcrum) ودر نتیجه آن arm باعث میشود که وزن مورد نیاز برای ایجاد تعادل بنحو محسوسی تغییر نماید.

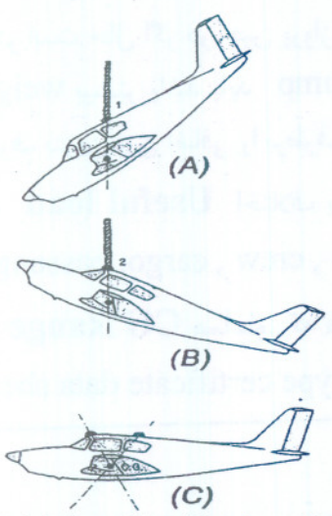




Locating the CG in an irregular body.

قبل از اینکه اقدام به بحث در مورد نحوه محاسبه و تعیین موقعیت مرکز ثقل بنمائیم بهتر است چند اصطلاح مهم را یاد آوری نمائیم .

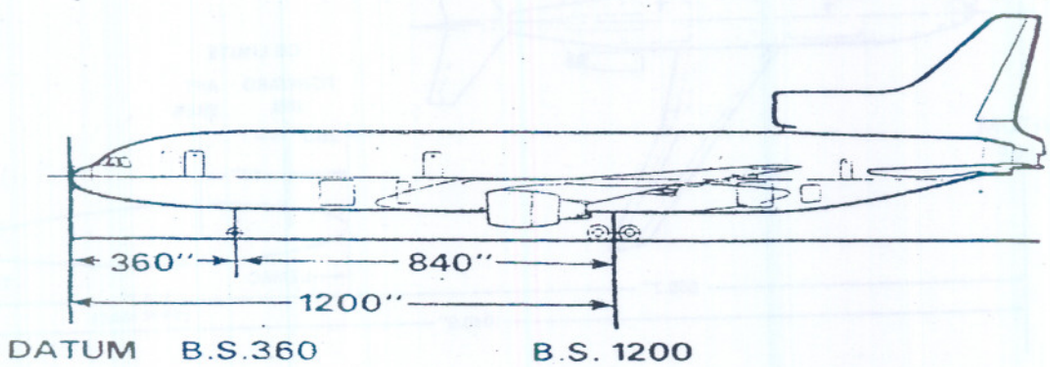
۱- **Empty weight** عبارت از وزن خالی هواپیماست و به طور استاندارد شامل کلیه اقلامی است که در هواپیما باید وجود داشته باشد در این محاسبه وزن سوخت و روغن موتور جزء EW نیست ولی وزن روغن هیدرولیک موجود در مخزن و سیستم جزء EW است . ضمنا باید توجه داشت که بعد از خالی کردن سوخت وزن سوخت باقیمانده در لوله ها (Residual fuel)(unusable fuel) جزء وزن خالی محسوب میشود .



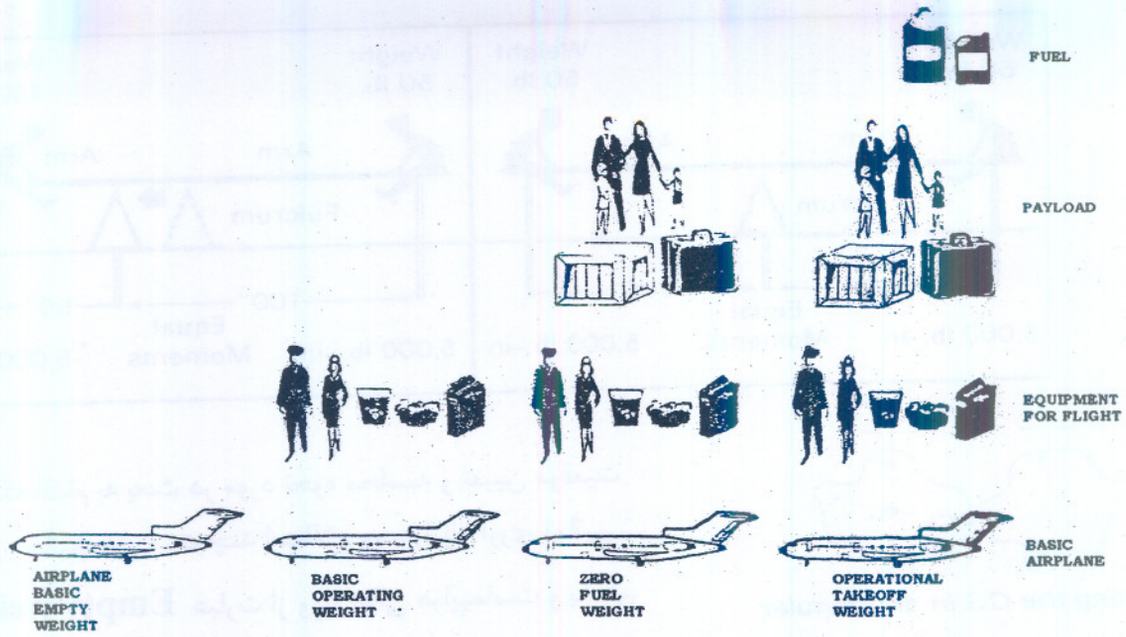
The trial method for locating the CG of an airplane.

۲- **Take off weight** حداکثر مجاز وزنی است که هواپیما در حین T.O میتواند داشته باشد و مقدار آنرا در type certificate data sheet میتوان یافت . البته این مقدار مطلق نبوده و تابع شرایط زمان و مکان است یعنی در airliners با توجه به Pressure altitude فرودگاه و دمای محیط و طول باند و.....قبل از هر پرواز با محاسبه تعیین میشود.

۳- **Ramp weight** حداکثر وزنی را که یک هواپیما روی Ramp میتواند داشته باشد گویند که شامل بنزین اضافی مورد نیاز برای روشن کردن موتورها و گرم کردن آنها و خزش (taxi) به سمت باند میباشد بایدتوجه داشت که هواپیماهای بزرگ (airliners) سوخت زیادی برای این منظور مصرف مینمایند.



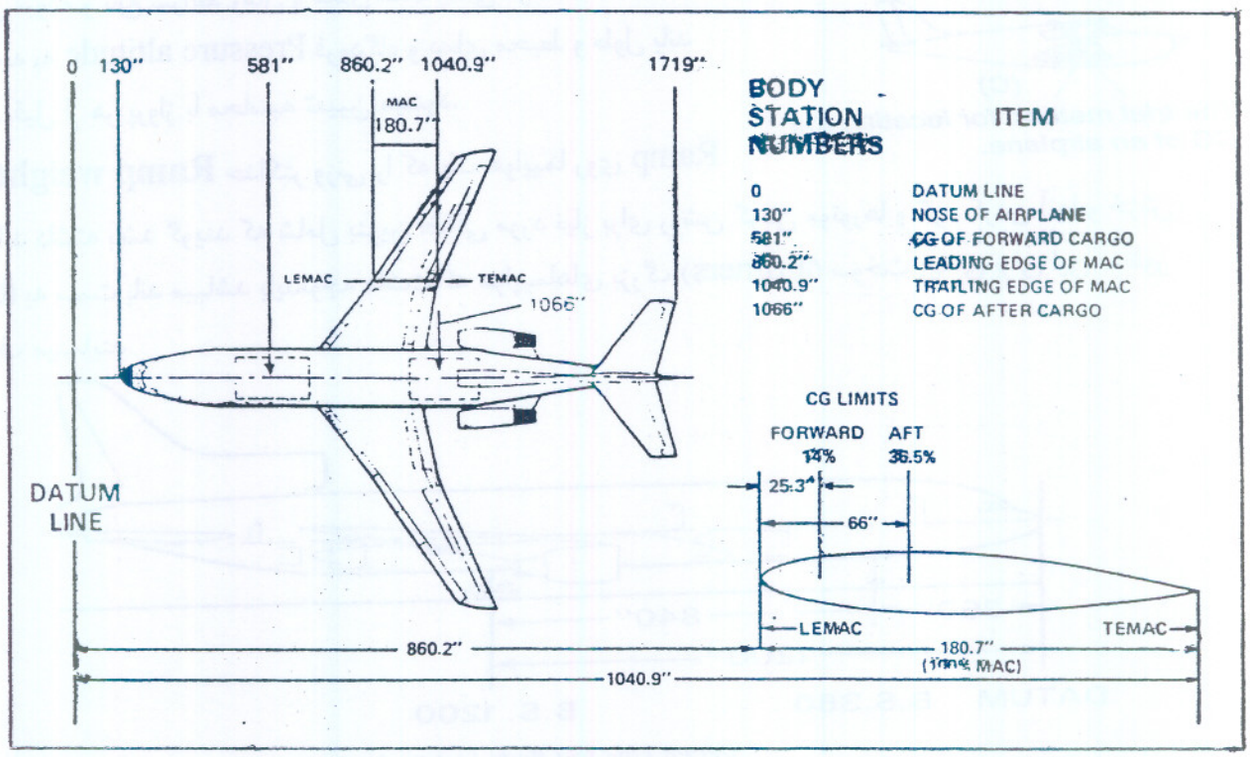
Datum Line and Body Station Numbers



۴- **Landing weight** حداکثر وزنی است که تحت آن هواپیما میتواند فرود آید و از T.O weight کمتر است حال اگر در حین پرواز به علت واقعه ای هواپیما ناچار به فرود اجباری گردد و وزنش از Landing weight بیشتر باشد باید fuel dump کند و اگر به چنین سیستمی مجهز نیست باید آنقدر بچرخد تا با مصرف بنزین وزن اضافی را برطرف نماید.

۵- **Useful load** اختلاف بین وزن خالی (EW) و حداکثر وزن مجاز برخاست را گویند که شامل وزن fuel ,oil , crew , cargo, passenger است .

۶- **CG Range** همانطور که قبلا نیز اشاره شد محدوده مجاز حرکت CG است و اندازه دقیق آنرا میتوان در type certificate data sheet یافت .



Location of CG Limits

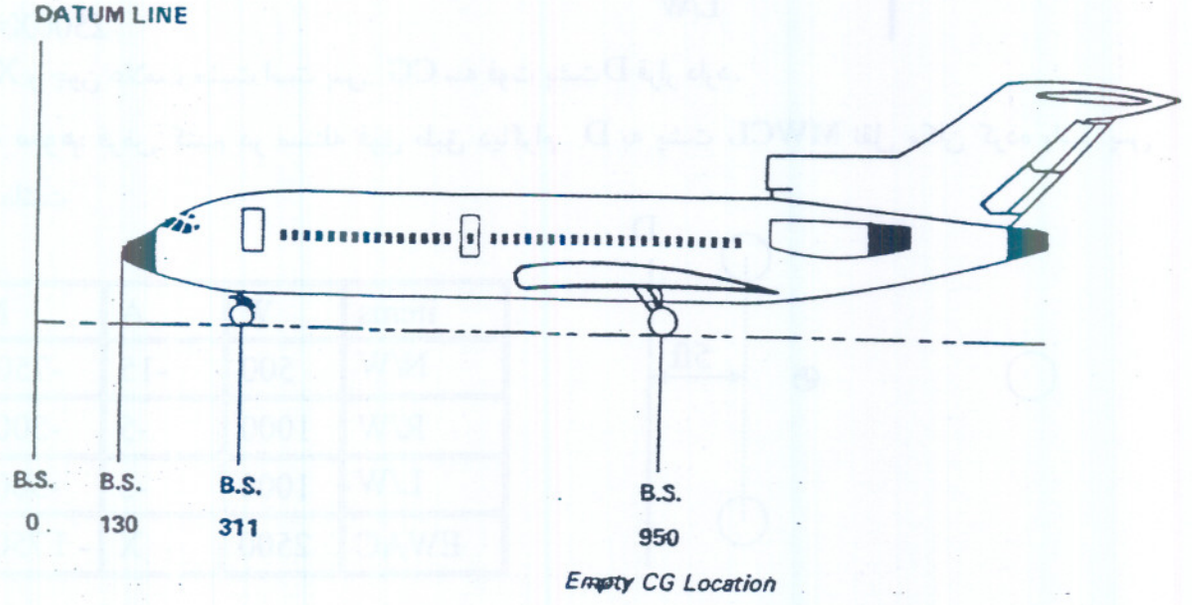
۷- **Datum** صفحه فرضی عمودی یا خطی است که کلیه اندازه گیری های افقی در رابطه بامحاسبه مرکز ثقل نسبت به این خط انجام میشود و هواپیما باید در وضعیت پرواز افقی باشد. طبق تصویر arm کلیه اقلام از datum بر حسب اینچ اندازه گرفته شده و **Body Station Number** نامیده میشوند.

۸- **اوزان** – در محاسبات مرکز ثقل (W & B) وزن یک انسان 170 Ib وزن یک گالن روغن موتور 7.5 Ib وزن یک گالن بنزین 6 Ib (سوخت جت 6.7 Ib) در نظر گرفته میشود .

محاسبه مرکز ثقل

همانطور که قبلا اشاره شد در رابطه با تاثیر اوزان بر مرکز ثقل هواپیما گشتاورشان مهم است و محاسبه ریاضی تعیین موقعیت CG بر اساس قضیه وارینیون(varignon) در علم مکانیک صورت میپذیرد بدین مضمون که مجموع گشتاورهای چند نیرو نسبت به یک محور برابر است با گشتاور بر آیند این نیروها نسبت بدان محور یعنی اگر $\vec{R} = \vec{w_1} + \vec{w_2} + \vec{w_3} + \ldots$ پس $\mathbf{M} = M_1 + M_2 + M_3 + \ldots$.

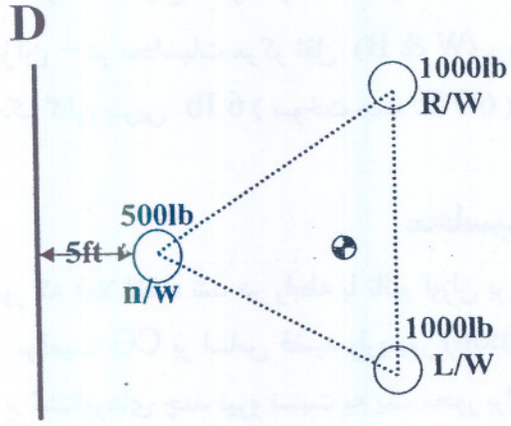
حال ابتدا اقدام به محاسبه تعیین مرکز ثقل وزن خالی هواپیما (**EWCG**) مینمائیم وبرای این منظور باید مطمئن باشیم هواپیما در وضعیت استاندارد **EW** است وبرای این محاسبه معمولا هواپیما را روی جک برده و ترازوهای مخصوص (**scales**) زیر چرخها قرار میدهیم و همانطوری که قبلا متذکر شدیم هواپیما باید **level** باشد واین عمل به کمک تراز (level) که بر روی **leveling points** تعیین شده بوسیله سازنده قرار داده میشود . انجام میشود . در این صورت مقادیر خوانده شده (**Readings**) بوسیله scales راثبت کرده و برای بدست آوردن **net weight** وزن وسایل بکار رفته برای **leveling** هم چون stand را به عنوان **Tare weight** از عدد scale مربوطه کم میکنیم . واضح است که چون سه نیروی وزن وارده بر سه scale زیر چرخ های هواپیما موازی (عمود بر افق) هستند پس جمع جبری آنها EW را بدست خواهد دا د ولی هدف ما فقط این نیست بلکه به طریقی که ذیلا مشاهده میکنید هدف محاسبه EWCG است که با چند مثال قضیه روشن میشود .



Empty CG Location

مسئله اول :فرض کنید طبق تصویر زیر **datum line** جلوی چرخ دماغ (N/W) قرار داشته و مقادیر نوشته شده برای سه چرخ در توزین بدست آمده باشد جدول نحوه محاسبه را نشان میدهد .

Hint : طبق قرارداد گشاورهای cw را مثبت و ccw را منفی فرض مینمائیم

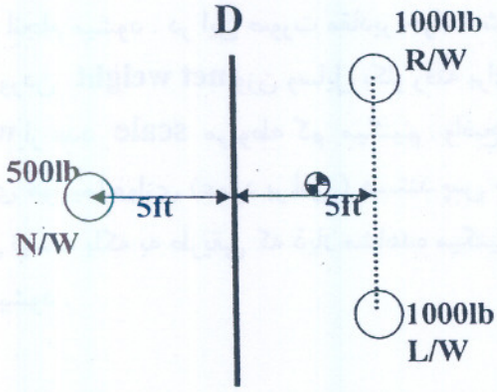


items	W	A	M
N/W	500	5	2500
R/W	1000	15	15000
L/W	1000	15	15000
EWAC	2500	X	32500

$$X=\frac{32500}{2500}=13\,ft \qquad 2500X=32500$$

بنابراین چون علامت arm مرکز ثقل مثبت است پس CG پشت datum قرار دارد .

مسئله دوم : مثال فوق را در حالتی حل میکنیم که طبق دیاگرام خط D بین چرخ دماغ و چرخهای اصلی قرار داشته باشد .

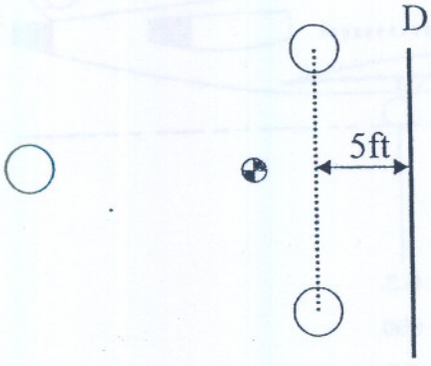


items	W	A	M
N/W	500	-5	-2500
R/W	1000	5	5000
L/W	1000	5	5000
EWAC	2500	X	7500

2500X=7500

X= 3 ft و چون علامت مثبت است پس **CG** سه فوت پشتD قرار دارد.

مسئله سوم: فرض کنیم در مسئله فوق طبق دیاگرام D به پشت **MWCL** نقل مکان کرده باشد پس خواهیم داشت



items	W	A	M
N/W	500	-15	-7500
R/W	1000	-5	-5000
L/W	1000	-5	-5000
EWAC	2500	X	- 17500

X= -7 ft وچون علامت A منفی است پس CG در فاصله 7ft جلوی D قرار دارد .

Modification

در هواپیماها ممکن است به دلائل مختلف اصلاحاتی صورت پذیرد که **EWCG**و**EW** را متغیر سازد مثلا در هواپیمائی تصمیم گرفته میشود رادیو (**VHF**) به وزن **15 Ib** درنقطه65 +کارگذاشته شود به همین منظور ژنراتور موجود به وزن 11 پوند از نقطه 21.5- برداشته شده و ژنراتور بزرگتری به وزن **14 Ib** درنقطه 21-کار گذاشته میشود EWCG جدید را چنین حساب میکنیم.

items	W	A	M
EWAC	1220	25	30500
RADIO	15	65	975
GEN rem'd	-11	-21.5	236.5
GEN ins'd	14	-21	-29.4
A/C	1238	X	31417.5

$X = (31417.5)/(1238) = 25.38$

بارگیری هواپیما:

اطلاعات زیر در مورد یک هواپیمای سبک موجود است پس از بارگیری مرکز ثقل را تعیین کنید

EW = 1500 lb
EWCG = + 11
CG limit = 10 – 20
Seats 2 at + 16 , 2 at + 50
Max cargo 100Ib at + 75
Fuel 40 gal at + 18
Oil 2 gal at - 30

Items	W	A	M
EWAC	1500	11	16500
Pilot & co	2×170	16	5440
Pass	2×170	50	17000
Cargo	100	75	7500
Fuel	40×6	18	4320
oil	2×7.5	-30	-450
A/C	2535	X	50310

$$X = \frac{50310}{2535} = 19.85$$

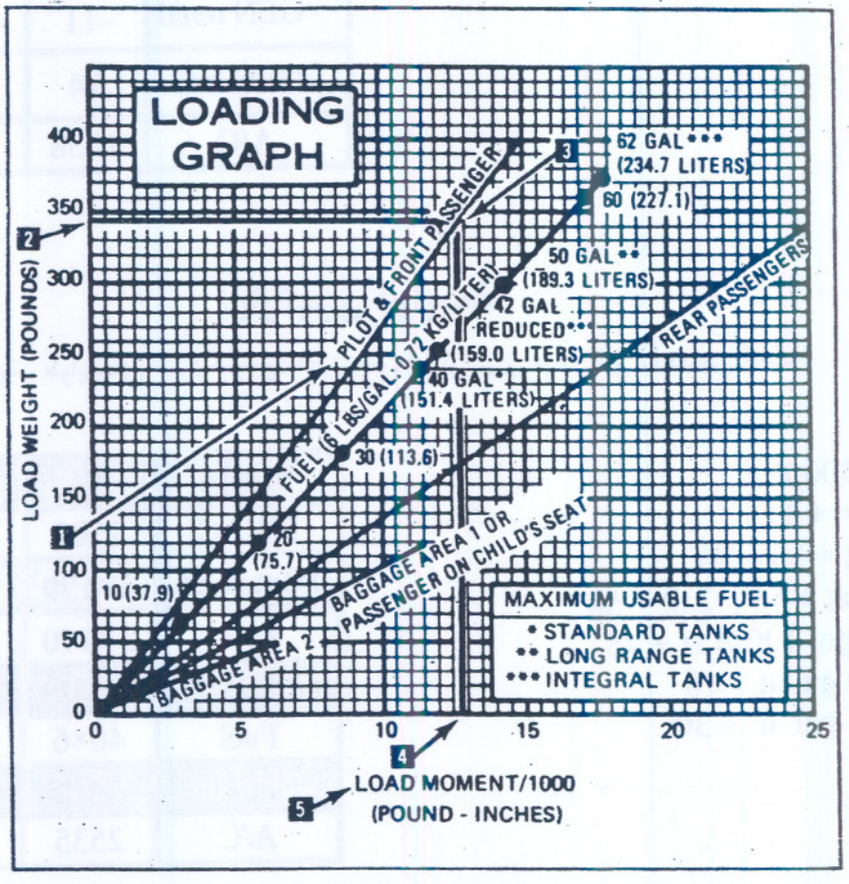
همانطور که ملاحظه میشود CG در Range قرار دارد درغیر این صورت به طرق مقتضی یعنی load removal یاload shifting باید اقدام به correction نمود .

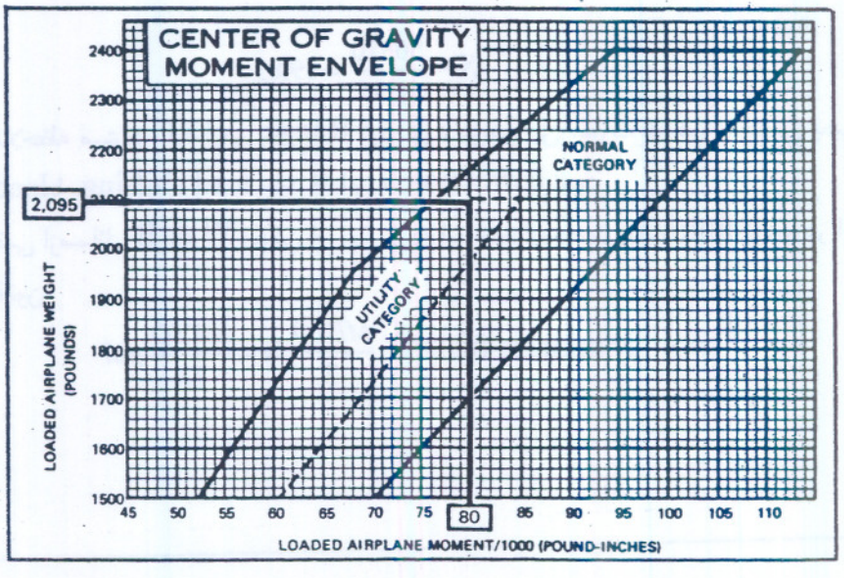
Hint: در بعضی ازمسائل W & B ممکن است نیاز به استفاده ازسوخت minimumباشد در این صورت طبق قانون

$$\text{Minimum fuel} = \frac{METO}{2} lb = \frac{METO}{12} gal$$

Hint: در هواپیماها به منظور تسریع در کار محاسبه چارت هائی به نام **loading graph , CG envelope** وجود دارد که با استفاده از آنها میتوان سریعا **moment** مربوط به هر باری را پیدا نمود و موقعیت کلی **CG** را ارزیابی کرد . به طوری که در چارت های این صفحه مشاهده میکنید محورهای افقی بیانگر **moment** بوده و ارقام واقعی آن بر 1000 تقسیم شده اند مثلا 24 به معنای 24000 میباشد و به عدد 1000 اصطلاحاً **Reduction factor** گویند .

با داشتن وزن اقلام مثل fuel میتوانیم **moment** آنرا از **loading graph** با استفاده از **fuel line** بدست آورده و درنهایت با جمع کردن کلیه گشتاورها و بدست آوردن **total index unit** و نیز وزن کل هواپیما با استفاده از **CG envelope** وضعیت مرکز ثقل را روشن نمائیم .





لازم به ذکر است که در هواپیماهای بزرگ حمل و نقل و به عبارت بهتر **Airliners** همچون **آل بوئینگ** به علت تعداد کثیر صندلی هاو انبارها و باک های سوخت متعدد نمیتوان از روش قبل استفاده نمود از این رو سازندگان جداولی را برای تسهیل و سرعت محاسبات **W&B** که نمونه آنرا در این صفحه ملاحظه مینمائید،تهیه‌کرده‌اند. این هواپیما دارای سه باک است و یک جدول برای آنها اختصاص دارد و نیز دارای دو انبار جلو و عقب است که جدولی دیگر به آنها اختصاص داشته و جدول دیگر مخصوص مسافرین است که با اندکی دقت میتوان به نحوه استفاده از این جداول پی برد و بالاخره جدولی دیگر که مخصوص محاسبه زاویه تنظیم سکان افقی ثابت است که در صفحه بعد در مورد آن شرح داده ام.

FUEL LOADING TABLE

Tank 1 & 3 Arm	Tank 1 & 3 MOM/1000	Weight	Tank #2 (3 cell) Arm	Tank #2 (3 cell) MOM/1000
894.7	8947	10,000	816.8	8168
895.4	9402	10,500	816.6	8574
896.1	9857	11,000	816.5	8982
896.8	10313	11,500	816.3	9387
897.5	10770	12,000	816.1	9793
898.9	11685	13,000	815.8	10605
900.3	12604	14,000	815.5	11417
901.7	13525	15,000	815.3	12230
904.5	15377	17,000	815.1	13857
907.8	17248	19,000	815.0	15485
910.1	18202	20,000	814.9	16298

CARGO LOADING TABLE

Weight in Pounds	Moment/1000 Fwd Hold Arm 581	Moment/1000 Aft Hold Arm 1066
6,000		6,396
5,000	2,905	5,330
4,000	2,324	4,264
3,000	1,743	3,198
2,000	1,162	2,132
1,000	581	1,066
900	523	959
800	465	853
700	407	746
600	349	640
500	290	533
400	232	426
300	174	320
200	116	213
100	58	107

Fuel dump rates with all boost pumps on, all dump valves open and both nozzle valves open are:	Tank #1	850 lbs/min
	Tank #2	1100 lbs/min
	Tank #3	850 lbs/min

PASSENGER LOADING TABLE

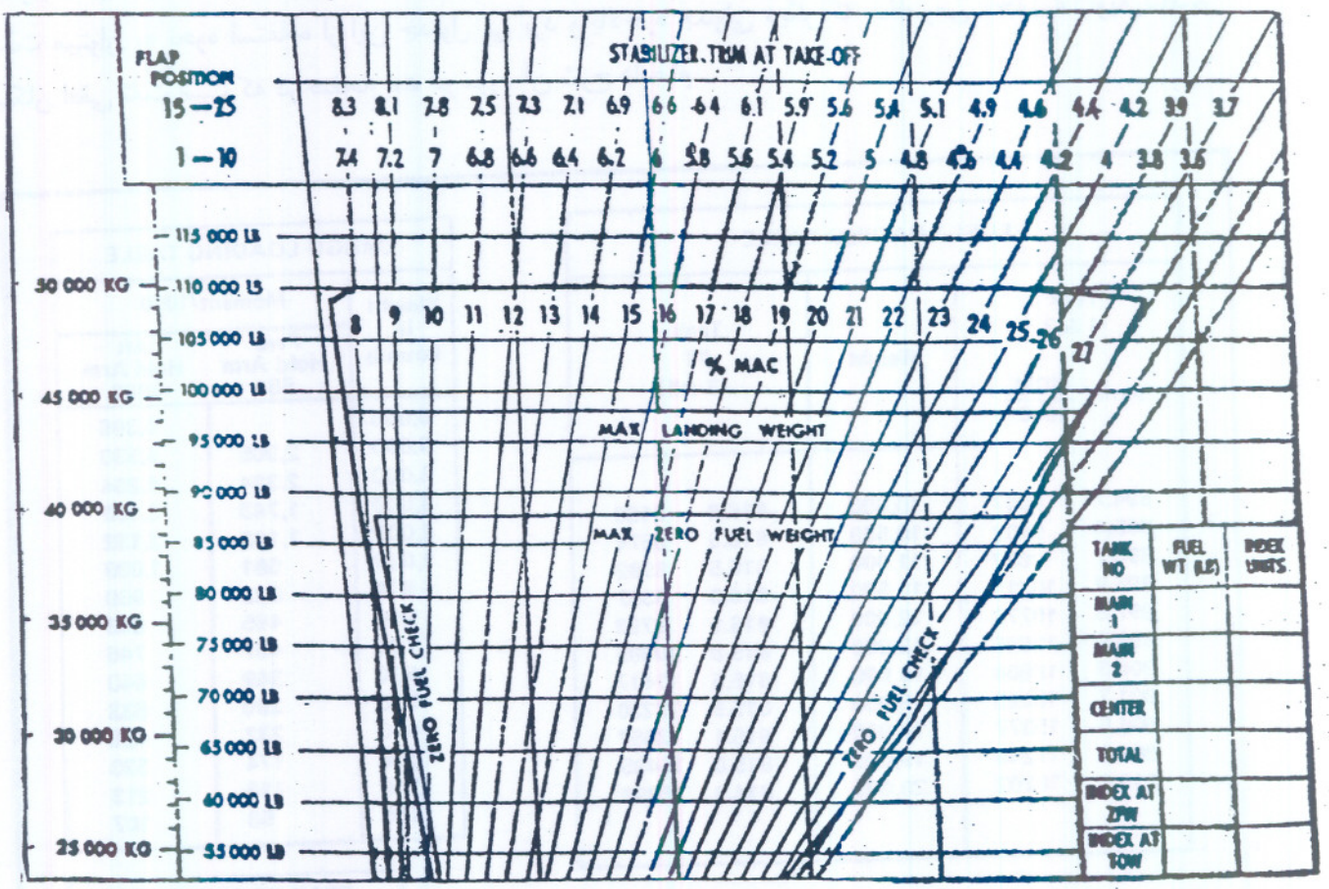
Number of Passengers	Weight in Pounds	Fwd Comp MOM/1000	Aft Comp MOM/1000
1	170	82	153
2	340	164	306
5	850	410	765
10	1700	820	1530
15	2550	1230	2295
20	3400	1640	3060
25	4250	2050	3825
40	6800	3280	6120
50	8500	4100	7650

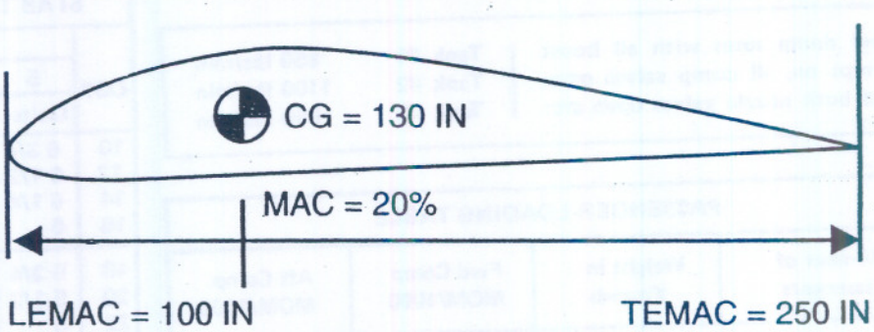
STAB TRIM SETTING

CG%	Flaps 5 Units	Flaps 15/20 Airplane	Flaps 25 Nose Up
10	6 3/4	7 1/2	8 1/4
12	6 1/2	7 1/4	8
14	6 1/4	7	7 3/4
16	6	6 3/4	7 1/2
18	5 3/4	6 1/2	7
20	5 1/2	6	6 1/2
22	5	5 3/4	6 1/4
24	4 3/4	5 1/4	5 3/4
26	4 1/2	4 3/4	5 1/4
28	4	4 1/2	4 3/4
30	3 3/4	4	4 1/4
32	3 1/2	3 3/4	4
34	3 1/4	3 1/4	3 1/2
36	2 3/4	3	3
38	2 1/2	2 1/2	2 1/2
40	2 1/2	2 1/2	2 1/2
42	2 1/2	2 1/2	2 1/2

Weight & Balance Data

Hint : در هواپیماهای بزرگ موقعیت **CG** را نسبت به **Mean Aerodynamic Chord** و بر حسب درصد آن(**MAC%**) مشخص مینمایند و در نهایت با استفاده از چارتی نظیر مثال ذیل که مربوط به **بوئینگ 737** است مقدار **Stabilizer trim** را برای **Take – off** معین مینمایند . همانطور که مستحضرید در چنین هواپیماهائی **Horizontal stabilizer** ثابت نبوده و قابل تنظیم است .قبل از هر .T.O مهندس پروازبا توجه به وزن هواپیما،جایگاه مرکز ثقل و مقدار**flap** زده شده،مقدار دقیق تنظیم سکان افقی ثابت را مشخص کرده و خلبان به کمک **gage** مربوطه این زاویه را اعمال نموده و هواپیما به نحو احسن از زمین برخواهد خاست.





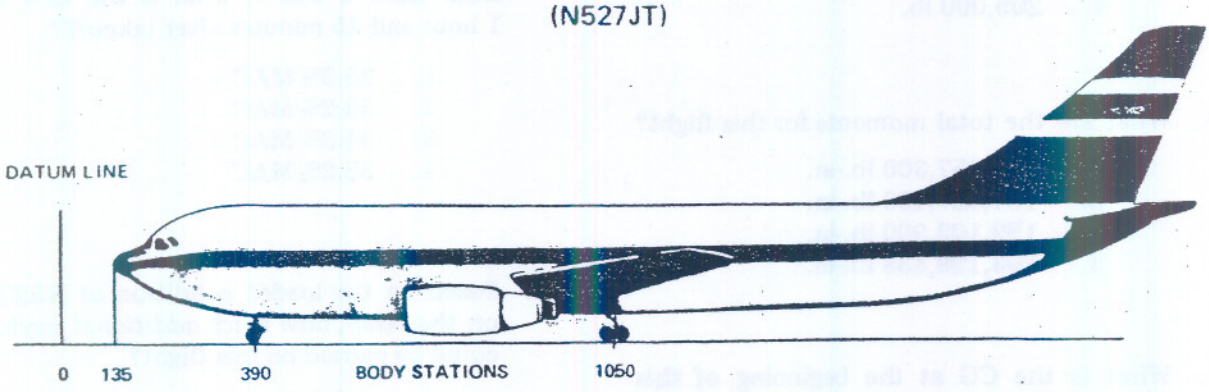
CG expressed as a percentage of MAC.

در اینجا خاطر نشان میسازم که فرایندمحاسبات **W&B** یک **Airliner** به مراتب مفصل تر از یک هواپیمای سبک است و نکات بمراتب بیشتری را باید لحاظ نمود. به عنوان مثال باز و بسته کردن چرخ ها و نیز فلاپ ها تغییر عظیمی را سبب میشود،که باید **Allowance** آنرا منظور نمود و..... از اینرو آشنایی با نحوه محاسبات **W&B** یک چنین هواپیمائی آموزش مفصل تری را می طلبد که خارج از برنامه این درس است. البته در انتـــها یک مسئله فراگیر مربوط به یک هواپیمای مسافربری را ارائه کرده ام که علاقمندان میتوانند با مطالعه و بررسی آن آگاهی خود را در این مورد افزایش دهند.

WEIGHT AND BALANCE MINI-EXAM

AIRPLANE SPECIFICATIONS

(N527JT)



MAXIMUM TAKEOFF GROSS WEIGHT(TO GW)	205,000 lbs.
MAXIMUM LANDING GROSS WEIGHT(LGW)	168,000 lbs.
MAXIMUM ZERO FUEL WEIGHT(ZFW)	135,000 lbs.
BASIC OPERATING WEIGHT(BOW)	94,230 lbs.
BASIC EMPTY WEIGHT	90,460 lbs.
NOSE GEAR WEIGHT AT BASIC EMPTY WEIGHT	4,300 lbs.
LEFT MAIN GEAR WEIGHT AT BASIC EMPTY WEIGHT	43,000 lbs.
RIGHT MAIN GEAR AT BASIC EMPTY WEIGHT	43,160 lbs.
BOW CG	36.0% MAC
LEMAC	Body Station 945
TEMAC	Body Station 1155
MOMENT CHANGE AFTER GEAR AND FLAP RETRACTION (FORWARD)	264,000 lbs.-in.
CG RANGE	14% MAC to 35.5% MAC

Airplane Specifications N527JT

For the multiple-choice questions in this section, use the airplane specifications in figure 11-13 for N527JT. The following weights are to be placed on board the transport category airplane:

ITEM	WEIGHT	BODY STATION	MOMENT
Passengers (forward)	7,420 lb.	550	
Passengers (aft)	14,670 lb.	1210	17,750,700
Cargo (forward)	4,200 lb.	590	
Cargo (aft)	11,180 lb.	1320	14,757,600
Fuel (tanks 2 & 3)	32,600 lb.	960	
Fuel (tanks 1 & 4)	34,200 lb.	1070	36,594,000

1. What is the location of the basic empty weight CG?
   1. 32.7% MAC
   2. 35.1% MAC
   3. 37.3% MAC
   4. 73.6% MAC

2. What is the length of MAC?
   1. 45.1 in.
   2. 210 in.
   3. 945 in.
   4. 1,155 in.

3. What is the length of the CG range in inches?
   1. 29.4 in.
   2. 45.3 in.
   3. 74.6 in.
   4. 210.0 in.

4. What is the zero fuel weight for this flight?
   1. 121,540 lb.
   2. 127,930 lb.
   3. 131,700 lb.
   4. 135,000 lb.

5. What is the gross weight for this flight?

   1. 156,100 lb.
   2. 198,500 lb.
   3. 200,640 lb.
   4. 205,000 lb.

6. What are the total moments for this flight?

   1. 106,957,300 lb.-in.
   2. 184,327,400 lb.-in.
   3. 199,102,300 lb.-in.
   4. 203,128,438 lb.-in.

7. What is the CG at the beginning of this flight?

   1. 34.2% MAC (legal)
   2. 35.5% MAC (legal)
   3. 36.4% MAC (illegal)
   4. 37.3% MAC (illegal)

8. How many inches must the CG move forward to be at the aft limit?

   1. 0 in.
   2. 2.73 in.
   3. 3.78 in.
   4. 27.3 in.

9. How much cargo must be moved from the aft cargo hold to the forward cargo hold to place the CG at the aft limit?

   1. 489.5 lb.
   2. 742.3 lb.
   3. 1,027.8 lb.
   4. 2,497.4 lb.

10. Assuming that the CG is at the aft CG location at takeoff, what will be the new CG location after the gear and flaps are retracted? (Assume no weight change.)

    1. 32.4% MAC
    2. 34.9% MAC
    3. 36.1% MAC
    4. 36.7% MAC

11. After 45 minutes of flight the new gross weight is 192,500 pounds and the new CG is at 35.3% MAC. If fuel is burned at the rate of 7,500 pounds per hour and is used from tanks 1 and 4, what is the new CG 1 hour and 45 minutes after takeoff?

    1. 25.3% MAC
    2. 33.2% MAC
    3. 34.3% MAC
    4. 35.2% MAC

12. Based on the loaded condition of N527JT on the ramp, how much *additional* payload could be carried on this flight?

    1. 3,300 lb.
    2. 3,770 lb.
    3. 6,500 lb.
    4. 7,070 lb.

ANSWERS TO ATR MINI-EXAM

Question 1 — Choice 2

ITEM	WEIGHT	BODY STATION	MOMENT
Nose Gear	4,300 lb.	390	1,677,000 lb.-in.
Left Main Gear	43,000 lb.	1050	
Right Main Gear	43,160 lb.	1050	
(Main Gear Combined)	86,160 lb.		90,468,000 lb.-in.
Totals	90,460 lb.		92,145,000 lb.-in.

$$\frac{92{,}145{,}000 \text{ lb.-in.}}{90{,}460 \text{ lb.}} = 1018.63 \text{ in.}$$

CG	1018.63
LEMAC	-945.00
	73.63 in. aft of LEMAC

MAC = 210 in.
73.63 in. = 35.1% of 210 in.
Basic empty weight CG is 35.1% MAC.

Question 2 — Choice 2

TEMAC	BS 1155
LEMAC	BS 945
MAC	210 in.

Question 3 — Choice 2

CG range 14% MAC to 35.5% MAC
CG range 29.4 in. aft LEMAC to 74.55 in. aft LEMAC

74.55
− 29.40
45.15 in.

Question 4 — Choice 3

BOW	94,230 lb.
Passengers (forward)	7,420 lb.
Passengers (aft)	14,670 lb.
Cargo (forward)	4,200 lb.
Cargo (aft)	11,180 lb.
Zero fuel weight	131,700 lb.

Question 5 — Choice 2

Zero fuel weight	131,700 lb.
Fuel (Tanks 2 & 3)	32,600 lb.
Fuel (Tanks 1 & 4)	34,200 lb.
Gross weight	198,500 lb.

Question 6 — Choice 4

BOW CG	36.0% MAC
BOW CG	75.6 in. aft LEMAC
LEMAC	BS 945.0
BOW CG	BS 1020.6
BOW	94,230 lb.
BOW Moments	96,171,138 lb.-in.
Passengers (forward)	4,081,000 lb.-in.
Passengers (aft)	17,750,700 lb.-in.
Cargo (forward)	2,478,000 lb.-in.
Cargo (aft)	14,757,600 lb.-in.
Fuel (Tanks 2 & 3)	31,296,000 lb.-in.
Fuel (Tanks 1 & 4)	36,594,000 lb.-in.
Total Moments	203,128,438 lb.-in.

Question 7 — Choice 4

$$\frac{203{,}128{,}438 \text{ lb.-in.}}{198{,}500 \text{ lb. (gross weight)}} = 1023.30 \text{ in.}$$

CG	BS 1023.30 in.
LEMAC	BS 945.00 in.
CG aft of LEMAC	78.30 in.

MAC 210 in.
78.3 in. is 37.3% MAC
Aft CG limit is 35.5% MAC

Takeoff gross weight CG is 1.8% too far aft.

Question 8 — Choice 3

Takeoff gross weight CG is 1.8% too far aft.
1.8% of 210 in. (MAC) is 3.78 in.

Question 9 — Choice 3

$$\frac{\text{Gross weight x CG change}}{\text{Arm between cargo stations}} = \text{Weight to shift}$$

Cargo (aft hold)	BS 1320 in.
Cargo (forward hold)	BS 590 in.
Distance between cargo holds	730 in.

$$\frac{198{,}500 \text{ lb. x } 3.78 \text{ in.}}{730 \text{ in.}} = \frac{750{,}330 \text{ lb.-in.}}{730 \text{ in.}} =$$

1027.8 lb.

Question 10 — Choice 2

$$\frac{\text{Moment change}}{\text{Gross Weight}} = \frac{264{,}000 \text{ lb.-in.}}{198{,}500 \text{ lb.}} = 1.33 \text{ in.}$$

CG moves forward 1.33 in.
1.33 in. is .63% MAC

MAC	210 in.
Takeoff CG location	35.50% MAC
CG change	.63%
CG location after retraction	34.87% MAC

Question 11 — Choice 3

7,500 lb. removed from BS 1070 (location of Tanks 1 & 4)

Gross weight after 45 minutes . . . . .192,500 lb.
Fuel burn for 1 hour . . . . . .7,500 lb.
Gross weight after 1 hour 45 minutes . . . . . 185,000 lb.

CG location after 45 minutes . . . . . 35.3% MAC (74.1 in.)
CG location after 45 minutes . . . . . BS 1019.1
Fuel (Tanks 1 & 4) . . . . . BS 1070.0
CG location after 45 minutes . . . . . BS 1019.1
Distance from fuel tank to CG . . . . . .50.9 in.

$$\frac{\text{Weight removed x distance from fuel tanks to CG}}{\text{New gross weight}} = \text{CG change in.}$$

$$\frac{7{,}500 \times 50.9}{185{,}000} = \frac{381{,}750 \text{ lb.-in.}}{185{,}000 \text{ lb.}} = 2.06 \text{ in.}$$

MAC 210 in. 2.06 in. = 1.0% MAC

Old CG location . . . . . 35.3% MAC
Change in CG . . . . . 1.0% MAC
New CG location . . . . . 34.3% MAC

Question 12 — Choice 1

Maximum zero fuel weight . . . . . 135,000 lb.
Zero fuel weight (this flight) . . . . . .131,700 lb.
Additional (Allowable) . . . . .3,300 lb.