

جزوه درسی:

مکانیک پرواز ۱ Mechanics of Flight

تعداد واحد: ۳

نوع واحد: نظری

پیشنیاز: آئرو دینامیک ۱

محتوای درسی:

Syllabus

۱- آشنایی با اتمسفر زمین و ویژگیهای مرتبط با مکانیک پرواز آن مثل:

Temperature	درجه حرارت
Pressure	فشار
density	چگالی
Viscosity	لزجت
Humidity	رطوبت
Altitude	ارتفاع
Sound speed	سرعت صوت
Mach Number	عدد ماخ

۲- معادلات حرکت و عملکرد نیروهای خارجی (معادلات حرکت در صفحه قائم و صفحه افقی)

External forces	نیروهای خارجی
Thrust	نیروهای پیشران (رانش)
Aerodynamic forces	نیروهای آیرودینامیکی
Lift	نیروی برآ
Drag	نیروی پسا (مقاوم)
Weight	نیروی وزن
Inertial F.	نیروی اینرسی

۳- بررسی نیروهای آیرودینامیکی

- نیروهای پسا: ضریب پسا و مؤلفه های تشکیل دهنده آن، اثرات جدایی در ضریب پسا. منحنی قطبی پسا
(Polar Drag)

۴- مقدمه ای در مورد موتورها و نیروهای پیشران (مروری بر انواع سیستم های جلوبرندگی)

Engine	موتور
--------	-------

۵- مفاهیم و مباحث کارآیی هواپیماهای جت
Performance of Jet Airplanes

۶- مفاهیم و مباحث کارآیی هواپیماهای ملخی
Performance of Propeller Airplanes

۷- اوجگیری و کاهش ارتفاع هواپیماها
Climb and Descent of Airplanes

۸- نشست و برخاست هواپیماها
Takeoff and Landing of Airplanes

۹- مانورهای هواپیما (پرواز بدون شتاب و شتابدار)

Climb & descent	اوجگیری (صعود و نزول)
Turn	گردش و دور زدن
Pull up	بالاکش
Roll (Bank)	دوران
Spin	حرکت مارپیچ
Glide	سرش
Stall	واماندگی

منابع و مراجع:

- ۱- مکانیک پرواز ، تالیف مهندس محمد هاشم صدرایی، انتشارات دانشگاه امام حسین (ع)
- 2- Aircraft Performance and Design, John D. Anderson, McGraw-Mill, 1998
- 3- Fundamentals of Airplane Flight Mechanics, David G. Hull, Springer, 2007

ارزشیابی و توزیع نمره:

- تکالیف و تمرینها (۴ نمره)
- آزمون میان ترم (۶ نمره)
- آزمون پایان ترم (۱۰ نمره)

فصل ۱:

اتمسفِر زمین

مطالعه اتمسفِر از دیدگاه مکانیک پرواز.

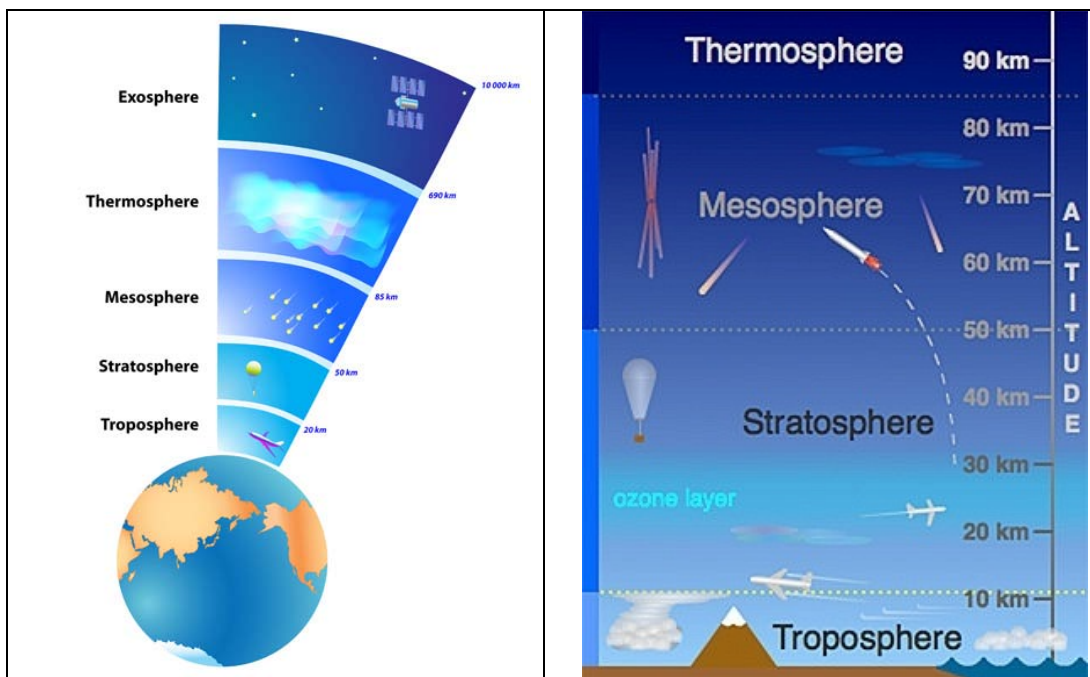
تعریف اتمسفِر از دیدگاه مکانیک پرواز: اتمسفِر (هوا) عبارت است از توده گازی شکل اطراف زمین، که بخش نزدیک به زمین آن (زیر ۴۰ کیلومتری) می تواند نیروی بالابر (Lift) لازم جهت جبران وزن و صعود هواگردها را فراهم نماید. اهمیت دیگر اتمسفِر تامین اکسیژن لازم جهت احتراق در موتورهای هواسوز می باشد. مواد تشکیل دهنده هوا عموماً گازی هستند و شامل موارد زیرند:

ماده	درصد حجمی	درصد وزنی
نیتروژن (N ₂)	۷۸	۷۵
اکسیژن (O ₂)	۲۰٫۹	۲۳
آرگون (Ar)	۰٫۹۳	۱٫۲۸
دی اکسید کربن (CO ₂)	۰٫۰۳	۰٫۰۴۶
گازهای دیگر	۰٫۱۴	۰٫۶۸

هوا یک گاز کامل در نظر گرفته می شود، که تحت اثر جاذبه زمین و حرکت‌های مولکولی گاز رفتار می کند. چگالی و فشار هوا با افزایش ارتفاع از سطح زمین کاهش می یابد. ثابت می شود، که رابطه تغییرات فشار اتمسفِر با ارتفاع به صورت زیر است:

$$\frac{dp}{dh} = -\rho g$$

لایه های اتمسفِر:



استاندارد بین المللی جو : International Standard Atmosphere (ISA)

به جهت یکسان سازی و تفاهم بهتر و قابل مقایسه بودن نتایج بررسی ها و اندازه گیری ها، شرایط قراردادی برای وضعیت اتمسفر و آب و هوا تعریف و مورد توافق جهانی قرار گرفته، که به آن اتمسفر استاندارد بین المللی گفته می شود.

شرایط اتمسفر استاندارد در سطح دریا به صورت زیر است:

پارامتر	مقدار	در واحد SI
دما (T_0)	$15^{\circ}C$	$288.15 K$
فشار (P_0)	$1 Atm.$	$101325 Pa$
چگالی (ρ_0)	$1.225 kg / m^3$	$1.225 kg / m^3$
لزجت (μ_0)	$1.78510^{-5} k / m.sec$	$1.78510^{-5} k / m.sec$
سرعت صوت (a_0)	$1225 km / h$	$340.29 m / sec$
شتاب جاذبه (g_0)	$9.81 m / sec^2$	$9.81 m / sec^2$

همچنین تغییرات پارامترهای جوی، برای ارتفاعات بالاتر از سطح دریا و لایه های مختلف اتمسفر، بر اساس مدل‌های ریاضی پذیرفته شده قابل تعیین است، که در ذیل روابط آنها بیان می گردد. برای کاربردهای واقعی هوانوردی، که قاعدتا با شرایط استاندارد قراردادی ممکن است متفاوت باشد، محاسبه پارامترها با کمک روابط اصلاح شده نیز در ادامه تحت عنوان شرایط غیر استاندارد ذکر خواهد شد.

محاسبات پارامترهای جوی:

الف) در شرایط استاندارد:

دما (T_{isa})	
$T_{isa} = T_0 - L.h$	در لایه اول (Troposphere)
$L = 0.0065 \text{ } ^\circ\text{C} / \text{m}$ h : Altitude from Sea Level	
$T_{isa} = -56 \text{ } ^\circ\text{C} = 216.65 \text{ K}$	در لایه دوم (Stratosphere)
فشار (P_{isa})	
$\frac{P_{isa}}{P_0} = \left(\frac{T_{isa}}{T_0}\right)^{\left[\frac{g}{R.L}\right]} = \left(\frac{T_{isa}}{T_0}\right)^{5.256}$	در لایه اول (Troposphere)
$R = 287.26 \text{ } ^\circ\text{C} / \text{m}$	
$\frac{P_{isa}}{P_0} = 0.2234.e^{\left[\frac{11000-h}{6342}\right]}$	در لایه دوم (Stratosphere)
چگالی (ρ_{isa})	
$\frac{\rho_{isa}}{\rho_0} = \left(\frac{T_{isa}}{T_0}\right)^{\left[\frac{g}{R.L}-1\right]} = \left(\frac{T_{isa}}{T_0}\right)^{4.256}$	در لایه اول (Troposphere)
$\rho = \frac{P}{RT} = \frac{P}{6.669 \times 10^4}$	در لایه دوم (Stratosphere)
لزجت (μ)	
$\frac{\mu}{\mu_0} = \left(\frac{T}{T_0}\right)^{0.75}$	
$v = \frac{\mu}{\rho}$	

(ب) در شرایط غیراستاندارد:

دما (T)	
$T = T_{isa} + \Delta T$	$P = \rho RT$

فشار (P)	
$\frac{P}{P_0} = \left(\frac{T_{isa}}{T_0}\right)^{5.256}$	در لایه اول (Troposphere)
$\frac{P}{P_0} = 0.2234.e^{\left[\frac{11000-h}{RT} \cdot g\right]}$	در لایه دوم (Stratosphere)

چگالی (ρ)	
$\rho = \frac{P}{RT} = \frac{P}{6.669 \times 10^4}$	

لزجت (μ)	
$\frac{\mu}{\mu_0} = \left(\frac{T}{T_0}\right)^{0.75}$	
$v = \frac{\mu}{\rho}$	

فصل ۲:

معادلات حرکت هواگردها و نیروهای خارجی

مقدمه:

مطالب مورد بحث در این درس می تواند در مورد بسیاری از وسایل پرنده به خصوص وسایل پرنده ای که در جو زمین پرواز می کنند مورد استفاده قرار گیرد. لذا برای بیان حالات کلی از اصطلاحات هواگرد و در مواد خاص از اصطلاح هواپیما استفاده خواهد شد. هواگرد اطلاق به کلیه وسایل پرنده هوایی مانند، هواپیماها، بالگردها، پهپادها، موشکهای بالدار و حتی غیر بالدار و گلوله ها دارد. برای همین معادلهای لاتین زیر برای واژگان گفته شده بیان می شود:

Aircraft	هواگرد
Airplane	هواپیما
Helicopter	بالگرد
Unmanned Aerial Vehicle(UAV)	پهپاد
Bullet	گلوله

دستگاه های مختصات:

با توجه به اینکه متغیرهای پروازی مختلف و نیز نیروهای مختلف وارد بر هواپیما در دستگاه های مختصات مختلف قرار می گیرند، و لزوم انتقال بردارها بین دستگاه های مختلف، لازم است دستگاه های مختصات زیر تعریف شوند:

۱- دستگاه مختصات زمینی:

۲- دستگاه مختصات قائم همراه هواگرد

۳- دستگاه مختصات مسیر

۴- دستگاه مختصات بدنی

سینماتیک حرکت هواگرد و زوایای پرواز:

رابطه زوایای پروازی هواگرد مطابق شکل ۱ به صورت زیر قابل بیان است:

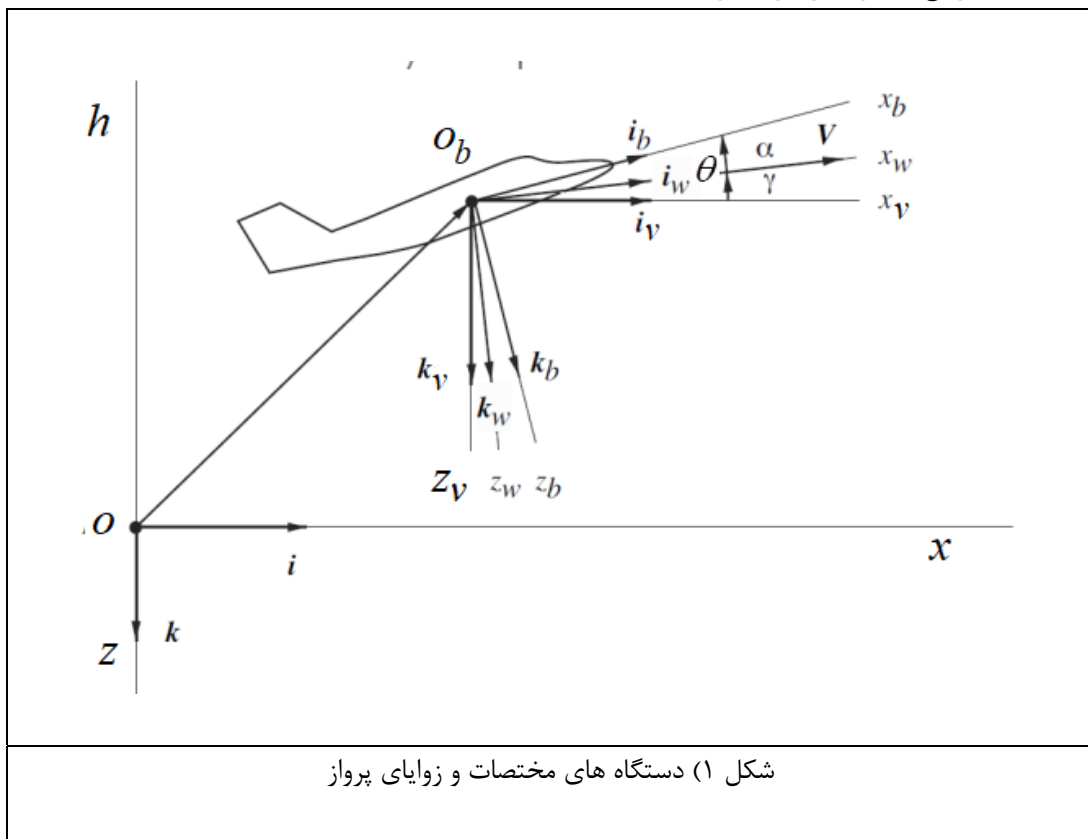
$$\theta = \gamma + \alpha \quad (۲-۱)$$

که تعاریف زوایا در جدول زیر بیان شده است.

زاویه حمله (α)	Angle of Attack	زاویه محور طولی هواگرد با بردار سرعت
زاویه مسیر (γ)	Path Angle	زاویه بردار سرعت هواگرد با افق
زاویه فراز (θ)	Pitch Angle	زاویه محور طولی هواگرد با افق

الف) معادلات حرکت دو بعدی هواگرد (در صفحه قائم):

حرکت دو بعدی هواگرد شامل حرکت در یک صفحه قائم به نام صفحه پرواز است، که در یک جهت ثابت سمتی نسبت به شمال انجام می شود. وضعیت محورهای دستگاه های مختصات مختلف در شکل ۱ نسبت به هم و نسبت به دستگاه مرجع متصل به زمین نشان داده شده اند.



سینتیک حرکت بر اساس قانون دوم نیوتن به صورت زیر قابل بیان است:

$$\sum \bar{F} = \frac{d}{dt}(m\bar{V}) = m\ddot{\bar{V}} + \dot{m}\bar{V} \quad (2-2)$$

با توجه به اینکه $\dot{m}\bar{V}$ جزو نیروی موتور لحاظ خواهد شد:

$$\sum \bar{F} = m\ddot{\bar{V}} = m\bar{a} \quad (2-3)$$

اما نیروها شامل $\bar{W} = m\bar{g}$ نیروی وزن پرنده، \bar{T} نیروی پیشران موتور و نیروهای آیرودینامیکی (برآر \bar{L} و پسا \bar{D}) هستند. در نتیجه جمع برداری آنها را به صورت زیر می توان نوشت:

$$\sum \bar{F} = \bar{W} + \bar{T} + \bar{L} + \bar{D} \quad (2-4)$$

که مولفه های آنها در دستگاه مسیر به صورت زیر مشخص می شوند:

$\sum \bar{F} = -W \sin(\gamma) i_w + W \cos(\gamma) k_w + T \cos(\alpha) i_w - T \sin(\alpha) k_w - L k_w - D i_w$	(۲-۵)
---	-------

و بردار سرعت و شتاب جسم پرنده در دستگاه مسیر به صورت زیر خواهند بود:

$\bar{V} = V i_w$	(۲-۶)
$\bar{a} = \dot{V} i_w - V \dot{\gamma} k_w$	(۲-۷)

که شتاب به عنوان مشتق کامل بردار سرعت، ناشی از تغییرات اندازه و تغییرات جهت بردار سرعت می باشد. اثبات رابطه (۲-۷) در کتب دینامیک کلاسیک یافت می شود.

با قرار دادن نیروها و شتابها در رابطه (۲-۳) معادلات حرکت هواگرد در دستگاه مسیر مشخص شده و با احتساب معادله تغییرات وزن به خاطر مصرف سوخت، دستگاه معادلات کامل حرکت دو بعدی (در صفحه قائم) هواگرد به صورت زیر حاصل می شوند:

$\dot{V} = \frac{1}{m}(T \cos(\alpha) - W \sin(\gamma) - D)$ $\dot{\gamma} = \frac{1}{mV}(T \sin(\alpha) - W \cos(\gamma) + L)$ $\dot{W} = -CT$ $\dot{x} = V \cos(\gamma)$ $\dot{h} = V \sin(\gamma)$	(۲-۸)
---	-------

در معادلات (۲-۸) متغیرهای حالت یا متغیرهای پروازی $W(t), \gamma(t), V(t), h(t), x(t)$ هستند و $\alpha(t), T(t)$ متغیرهای کنترلی (یا ورودی های سیستم) محسوب می شوند. در حقیقت با اعمال نیروی پیشران مطلوب و تنظیم زاویه حمله می توان مسیر حرکت هواگرد را کنترل نمود. این فرآیند همان هدایت (Guidance) هواگردها محسوب می شود. دستگاه معادلات (۲-۸) غیر خطی بوده و به صورت عددی قابل حل می باشد، در صورتی که ورودیهای آن شامل بردار نیروی تراست و زاویه حمله و نیز مصرف ویژه سوخت به صورت توابعی از زمان معلوم باشند. همچنین باید شرایط اولیه شامل مکان اولیه جسم و سرعت اولیه و زاویه مسیر اولیه و وزن اولیه پرنده مشخص باشند. در این صورت نیروهای آیرودینامیکی بر اساس روابط مربوطه زیر تعیین شده و در معادلات (۲-۸) جایگذاری می شوند.

$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L$ $D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D$	(۲-۹)
---	-------

که C_D و C_L به ترتیب ضرایب برآر و پسار هواگرد هستند، که در حالت خطی از روابط زیر پیروی می کنند:

$C_L = C_{L0} + \frac{\partial C_L}{\partial \alpha} \alpha$ $C_D = C_{D0} + K C_L^2$	(۲-۹)
---	-------

که:

$K = \frac{1}{\pi e AR}, \quad AR = \frac{b^2}{S} = \frac{b}{c}$	(۲-۱۰)
--	--------

که e به نام عدد اوسوالد، نمایانگر اثر شکل لبه انتهایی بال می باشد، که برای بال بیضی شکل برابر ۱ می باشد. برای بالهای دیگر بسته به زاویه عقبگرد بال از روابط زیر حساب می شود:

$e = 4.61(1 - 0.045AR^{0.68})(\cos(\Lambda_{LE})^{0.15}) - 3.1, \quad \Lambda_{LE} \geq 30^0$ $e = 1.78(1 - 0.045AR^{0.68}) - 0.641, \quad \Lambda_{LE} < 30^0$	(۲-۱۱)
---	--------

حالات خاص پروازی و پروازهای تعادلی

۱- صعود یکنواخت پرنده (Steady Climb)

در این حالت شتاب های حرکت صفر هستند و حرکت دائمی روی یک مسیر با شیب ثابت انجام می شود. معادلات حرکت در این حالت تعادلی به شکل زیر در می آیند:

$\dot{V} = \dot{\gamma} = 0$ $T \cos(\alpha) - W \sin(\gamma) = D$ $-T \sin(\alpha) + W \cos(\gamma) = L$ $\dot{W} = -CT$ $\dot{x} = V \cos(\gamma)$ $\dot{h} = V \sin(\gamma)$	(۲-۱۲)
---	--------

۲- صعود یکنواخت با زاویه حمله کوچک ($\alpha \cong 0$)

در یک تقریب ساده در خیلی از برآوردهای سرانگشتی از روابط زیر برای صعود هواپیما استفاده می شود:

$\dot{V} = \dot{\gamma} = \alpha = 0$ $T - W \sin(\gamma) = D$ $W \cos(\gamma) = L$ $\dot{W} = -CT$ $\dot{x} = V \cos(\gamma)$ $\dot{h} = V \sin(\gamma)$	(۲-۱۳)
---	--------

۳- پرواز سیر با زاویه حمله بزرگ (پرواز با حداقل سرعت سیر) (Near Stall Flight)

در این حالت دائمی زاویه مسیر حرکت صفر است و سرعت پرواز کم است. لذا باید نیروی برآ با افزایش زاویه حمله و در نتیجه آن افزایش ضریب برآ جبران گردد. معادلات حرکت در این حالت تعادلی به شکل زیر در می آیند:

$\begin{aligned}\dot{V} &= \dot{\gamma} = \gamma = 0 \\ T \cos(\alpha) &= D \\ -T \sin(\alpha) + W &= L \\ \dot{W} &= -CT \\ \dot{x} &= V \\ \dot{h} &= 0\end{aligned}$	(۲-۱۴)
---	--------

۴- پرواز سیر با زاویه حمله کوچک (پرواز سیر نامی) (Cruise Flight)
در این حالت دائمی زاویه مسیر حرکت صفر است و زاویه حمله کوچک و سرعت سیر زیاد است. نیروی برآ عمدتاً با سرعت تامین گردد:

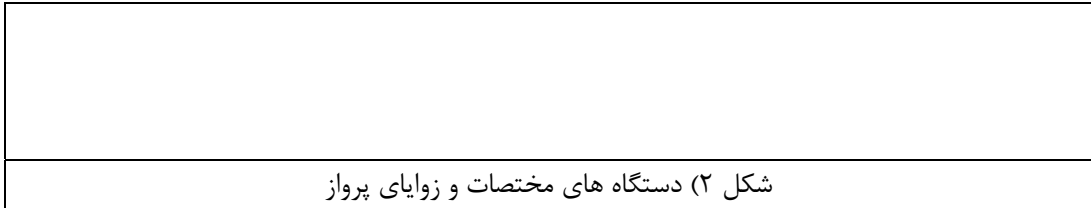
$\begin{aligned}\dot{V} &= \dot{\gamma} = \gamma = \alpha = 0 \\ T &= D \\ W &= L \\ \dot{W} &= -CT \\ \dot{x} &= V \\ \dot{h} &= 0\end{aligned}$	(۲-۱۵)
---	--------

۵- پرواز عمودی و یا تعلیق (Vertical Flight or Hovering)
در این حالت زاویه مسیر ۹۰ درجه است، نیروی برآ تولید نمیشود و وزن با نیروی موتور جبران می گردد. معادلات حرکت در این حالت تعادلی به شکل زیر در می آیند:

$\begin{aligned}\gamma &= 90^0 \\ T &= W + D \\ L &= 0 \\ \dot{W} &= -CT \\ \dot{x} &= 0 \\ \dot{h} &= V\end{aligned}$	(۲-۱۶)
--	--------

ب) معادلات حرکت سه بعدی هواگرد (معادلات هدایت هواگرد در مانور):

حرکت سه بعدی هواگرد شامل حرکت در یک صفحه قائم و در صفحه جانبی و توام با ایجاد زاویه غلت می باشد. وضعیت محورهای دستگاه های مختصات مختلف در شکل ۲ نسبت به هم نشان داده شده اند.



سینتیک حرکت بر اساس قانون دوم نیوتن به صورت زیر قابل بیان است:

$\sum \bar{F} = \frac{d}{dt}(m\bar{V}) = m\bar{\dot{V}} + \dot{m}\bar{V}$	(۲-۱۷)
---	--------

با توجه به اینکه $\dot{m}\bar{V}$ جزو نیروی موتور لحاظ خواهد شد:

$\sum \bar{F} = m\bar{\dot{V}} = m\bar{a}$	(۲-۱۸)
--	--------

اما نیروها شامل $\bar{W} = m\bar{g}$ نیروی وزن پرنده، \bar{T} نیروی پیشران موتور و نیروهای آیرودینامیکی (برآر \bar{L} و پسار \bar{D}) هستند. در نتیجه جمع برداری آنها را به صورت زیر می توان نوشت:

$\sum \bar{F} = \bar{W} + \bar{T} + \bar{L} + \bar{D}$	(۲-۱۹)
--	--------

که مولفه های آنها مطابق شکل ۳ در دستگاه مسیر به صورت زیر مشخص می شوند:

$\begin{aligned} \bar{T} &= T \cos(\alpha) i_w - T \sin(\alpha) \cos(\mu) k_w + T \sin(\alpha) \sin(\mu) j_w \\ \bar{W} &= -W \sin(\gamma) i_w + W \cos(\gamma) k_w \\ \bar{D} &= -D i_w \\ \bar{L} &= -L \cos(\mu) k_w + L \sin(\mu) j_w \end{aligned}$	(۲-۲۰)
--	--------

سینماتیک حرکت:

بردار سرعت و دوران جسم پرنده در دستگاه مسیر به صورت زیر خواهند بود:

$\bar{V} = V i_w$	(۲-۲۱)
-------------------	--------

$\bar{\omega} = 0 i_w + \dot{\gamma} j_w + \dot{\psi} \cos(\gamma) k_w$	(۲-۲۲)
---	--------

که دوران پرنده شامل چرخش حول محور قائم $\dot{\psi}$ و چرخش حول محور جانبی $\dot{\gamma}$ می باشد. شتاب به عنوان مشتق کامل بردار سرعت، ناشی از تغییرات اندازه و تغییرات جهت بردار سرعت می باشد. با توجه به اینکه مشتق بردار در حالت کلی از رابطه زیر حساب می شود:

$\frac{d\bar{A}}{dt} = \frac{\partial \bar{A}}{\partial t} + \bar{\omega} \times \bar{A}$	(۲-۲۳)
---	--------

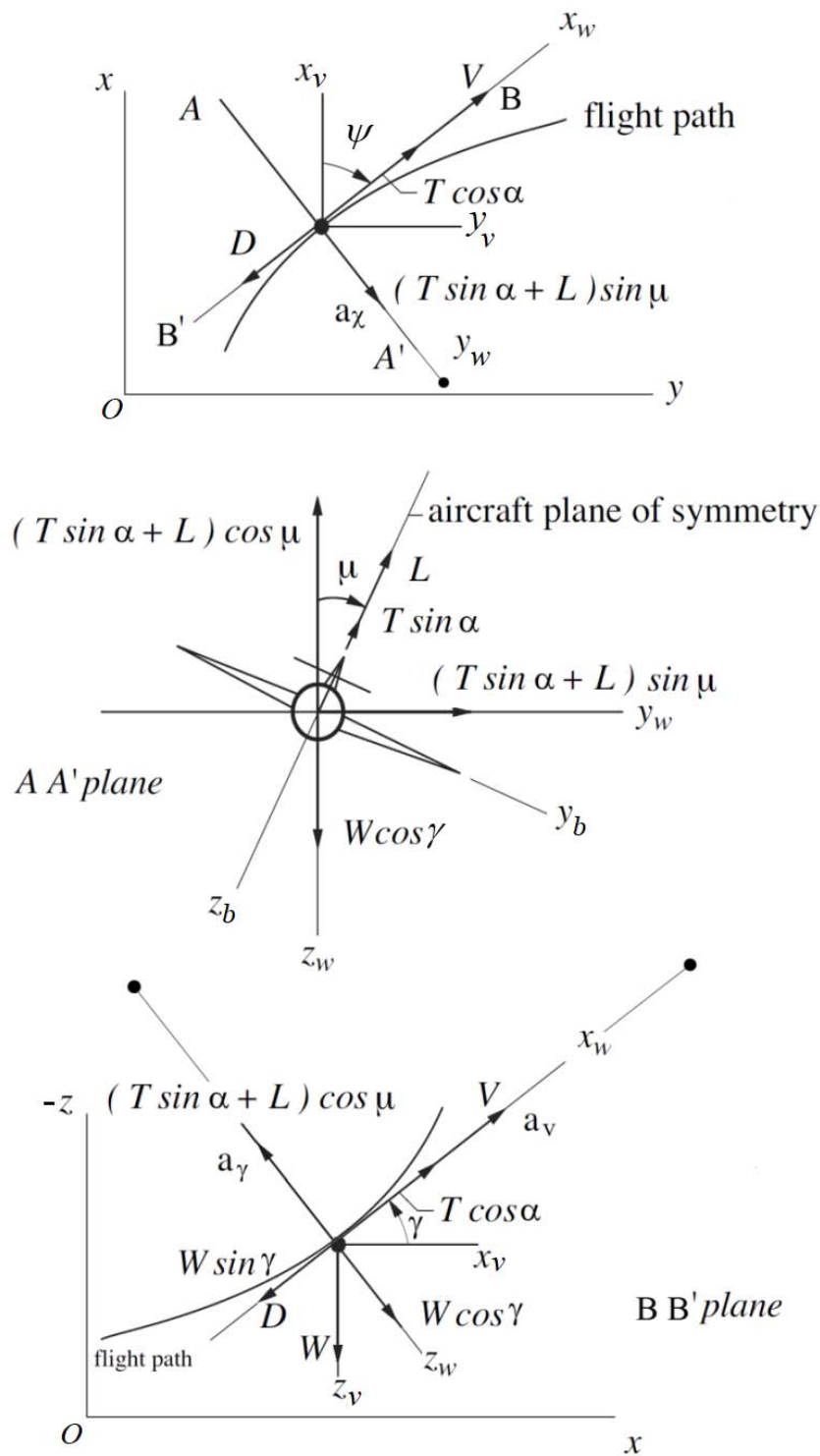
بردار شتاب هواگرد را به صورت زیر می توان از رابطه ضرب بیرونی بدست آورد:

$\bar{a} = \frac{d\bar{V}}{dt} = \dot{V}i_w + \bar{\omega} \times \bar{V} = \dot{V}i_w + \begin{vmatrix} i_w & j_w & k_w \\ 0 & \dot{\gamma} & \dot{\psi} \cos(\gamma) \\ V & 0 & 0 \end{vmatrix}$	(۲-۲۴)
$\begin{aligned} \bar{a} &= \dot{V}i_w + V \cos(\gamma) j_w - V \dot{\psi} k_w \\ &= a_v i_w + a_\psi j_w + a_\gamma k_w \end{aligned}$	(۲-۲۵)

با قرار دادن نیروها وشتابها در رابطه (۲-۳) معادلات حرکت هواگرد در دستگاه مسیر مشخص شده و با احتساب معادله تغییرات وزن به خاطر مصرف سوخت، دستگاه معادلات کامل حرکت سه بعدی (مانور) هواگرد به صورت زیر حاصل می شوند:

$\begin{aligned} m\dot{V} &= T \cos(\alpha) - W \sin(\gamma) - D \\ -mV\dot{\gamma} &= -(T \sin(\alpha) + L) \cos(\mu) + W \cos(\gamma) \\ mV \cos(\gamma) \dot{\psi} &= (T \sin(\alpha) + L) \sin(\mu) \\ \dot{W} &= -CT \\ \dot{x} &= V \cos(\gamma) \cos(\psi) \\ \dot{y} &= V \cos(\gamma) \sin(\psi) \\ \dot{h} &= V \sin(\gamma) \end{aligned}$	(26-۲)
---	--------

در معادلات (۲-۸) متغیرهای حالت پروازی $W(t), \psi(t), \gamma(t), V(t), y(t), h(t), x(t)$ هستند و $\mu(t), \alpha(t), T(t)$ متغیرهای کنترلی (یا ورودی های سیستم) محسوب می شوند. در ماور با اعمال نیروی پیشران زاویه حمله و زاویه غلت (Bank Angle) هواگرد می توان مسیر حرکت را کنترل نمود.

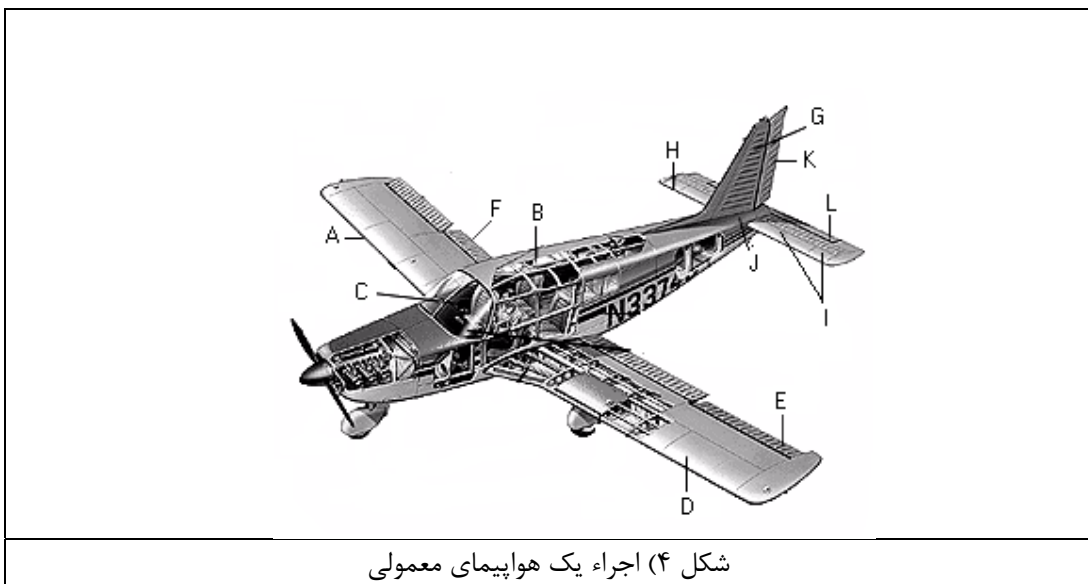


شکل ۳) توزیع نیروهای خارجی در پرواز مانوری (۳ بعدی) هواگرد

فصل ۳:

نیروهای آیرودینامیکی

در ایجاد نیروهای آیرودینامیکی عمدتاً اجزاء بیرونی و سطوح خارجی هواگردها نقش دارند. برای همین طراحی و ساخت آنها طوری انجام می دهد، که تا جای ممکن نیروی مقاومت کمتری در برابر جریان هوا ایجاد کنند. اجزاء مختلف هواپیما، که در تولید نیروهای آیرودینامیکی سهم دارند در شکل ۴ نشان داده شده اند:

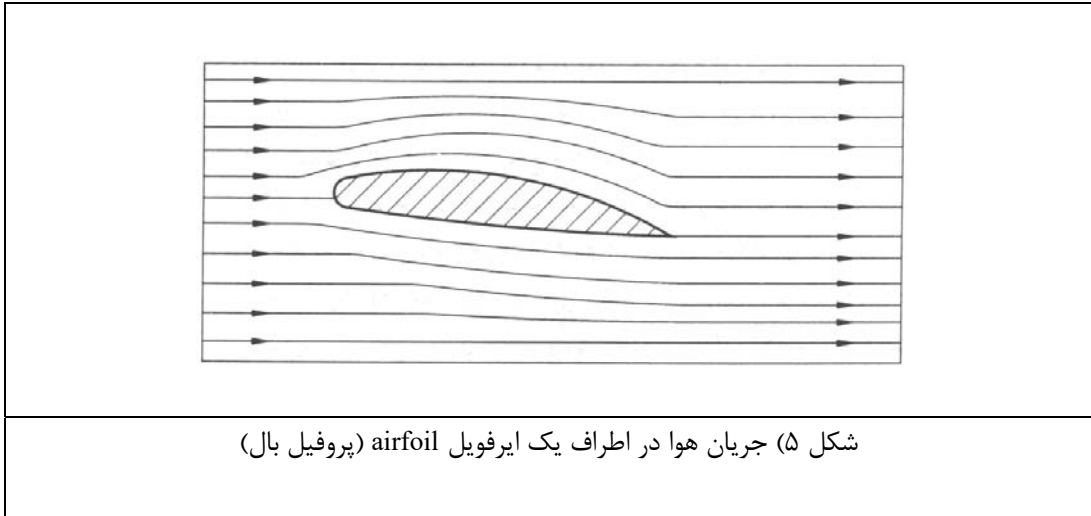


شکل ۴) اجزاء یک هواپیمای معمولی

B	Fuselage	بدنه
C	Cabin(cockpit)	کابین
D	Wings	بالها
A	Leading Edge	لبه حمله
E	Ailerons	شپیرها
F	Flaps	برآزها
J	Empennage	دم
G	Vertical Tail	دم عمودی
H	Horizontal Tail	دم افقی
L	Elevator	سکان افقی (بالابر)
K	Rudder	سکان عمودی
M	Engines	موتورها
N	Landing Gears	ارابه فرود

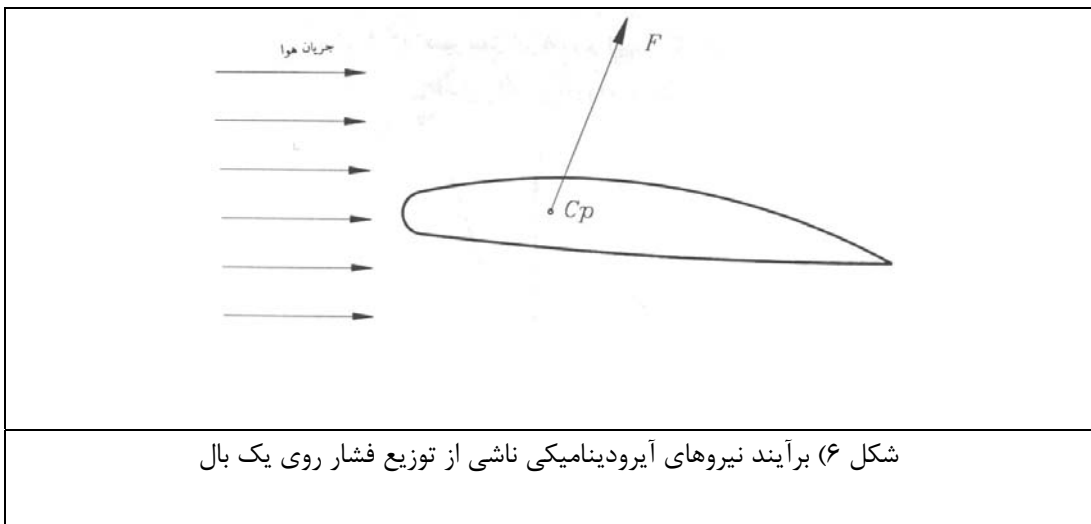
۱-۳) مفاهیم اولیه در آیرودینامیک بال و بدنه و اجزاء هواپیما:

نیروهای آیرودینامیکی در اثر اندرکنش سیال و حیم هواگرد ایجاد می شوند، و همه چیز به نحوه توزیع فشار در اطراف بدنه جسم پرنده بستگی دارد.



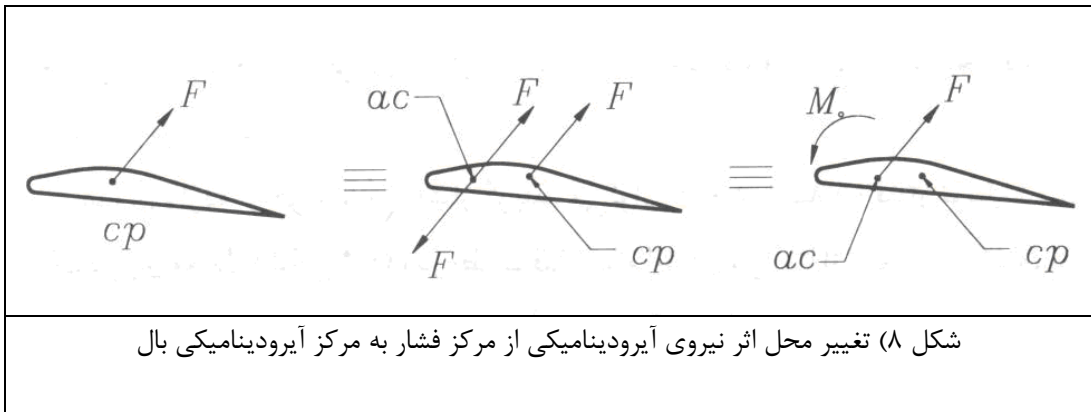
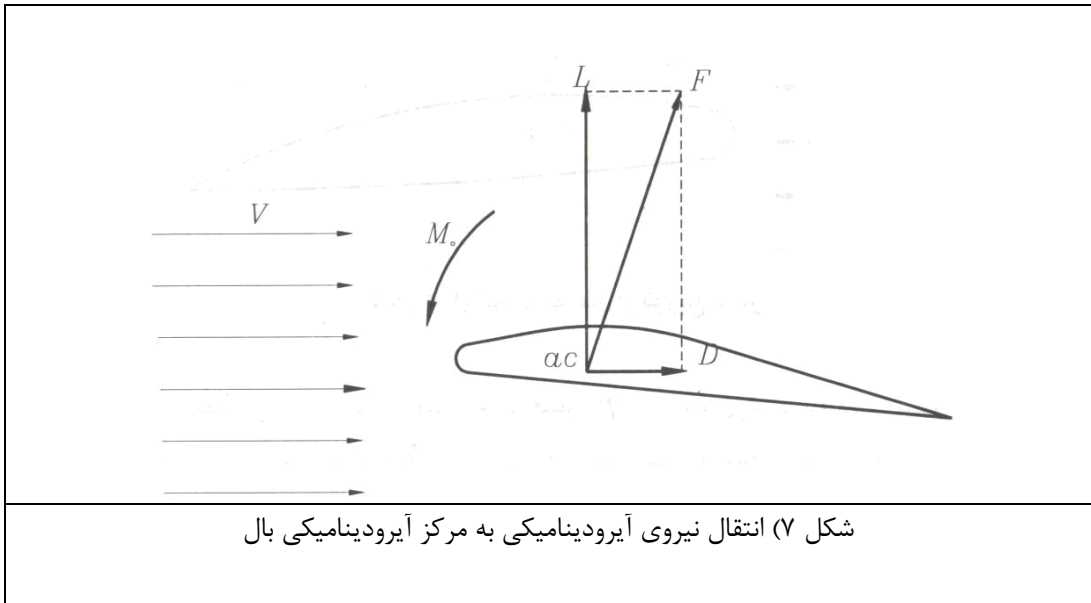
مرکز فشار (pressure center)

مرکز فشار در یک بال نقطه اثر برآیند نیروهای آیرودینامیکی می باشد.



مرکز آیرودینامیکی (Aerodynamic center)

معمولا برای کاربردهای عملی به جای مرکز فشار از مرکز آیرودینامیکی استفاده می شود، که طبق تعریف نقطه ای در حدود ۲۵ درصد وتر بال از لبه حمله بال است، که گشتاور ناشی از انتقال نیروی آیرودینامیکی به این نقطه با تغییر زاویه حمله تغییر نخواهد کرد.



نیروهای آیرودینامیکی برآر و پسار (Lift and Drag forces)

به مولفه نیروی آیرودینامیکی در راستای حرکت هواپیما و در خلاف جهت آن نیروی مقاومت آیرودینامیکی و یا پسار گفته می شود. همچنین به مولفه نیروی آیرودینامیکی عمود بر راستای حرکت هواپیما نیروی بالابر و یا برآر گفته می شود. بطور کلی حدود ۹۰ تا ۱۱۰ درصد نیروی برآر هواپیما از بالها تولید می شود. همچنین بال باعث ایجاد ۳۰ درصد نیروی پسار کل هواپیما می شود.

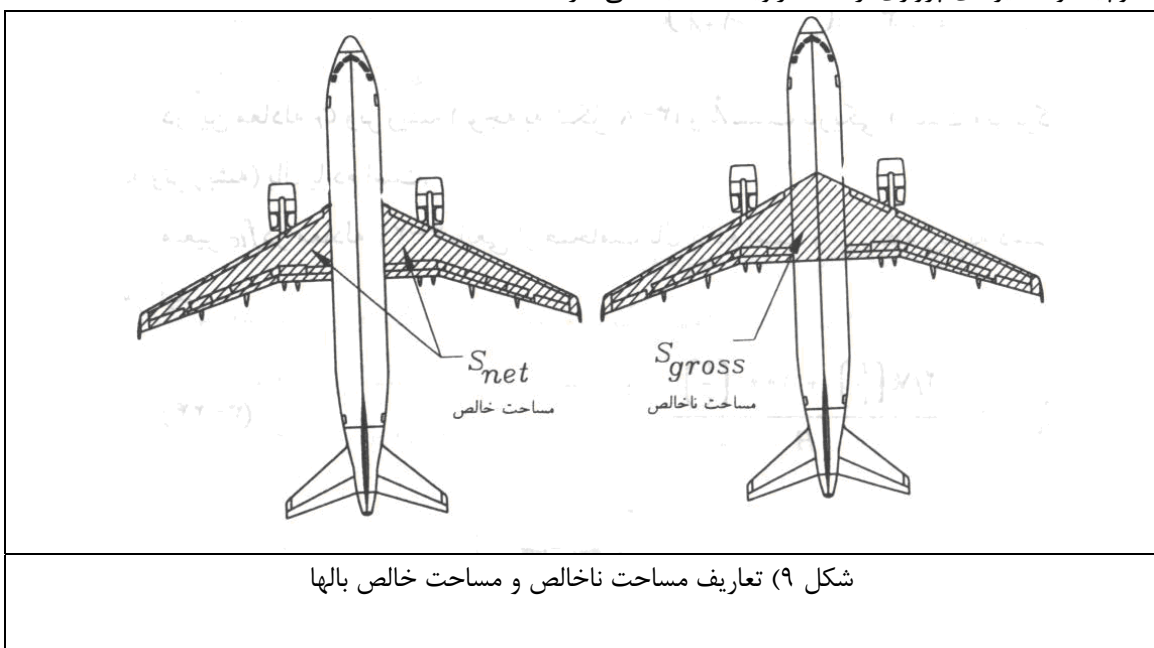
در صورت وجود زاویه لغزش (Sideslip angle) در هواگرد و نیز در پرواز مانوری، نیروی برآر به دو مولفه تفکیک می گردد. یکی در امتداد محور Z_w دستگاه مسیر است و وظیفه جبران وزن را دارد و دیگری در جهت Y_w محور جانبی حرکت است و به آن نیروی جانبی گفته می شود. در این حالت نیروی آیرودینامیکی سه مولفه پیدا می کند. (Drag, Lift and Side force)

تابعیت نیروهای آیرودینامیکی از شرایط جوی و متغیرهای پروازی:

رابطه شناخته شده زیر برای نیروهای برآر و پسار برقرار است:

$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L$ $D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D$	(۳-۱)
---	-------

که ρ چگالی اتمسفر، V سرعت پرواز (سرعت نسبی هواگرد و هوا)، S مساحت مرجع هواپیما (مساحت ناخالص بالها) و C_L و C_D به ترتیب ضرایب نیروی برآر و پسار هستند، که ضرایب بی بعد بوده و به شرایط پرواز، هندسه هواپیما و متغیرهای پروازی از جمله زاویه حمله بستگی دارند.

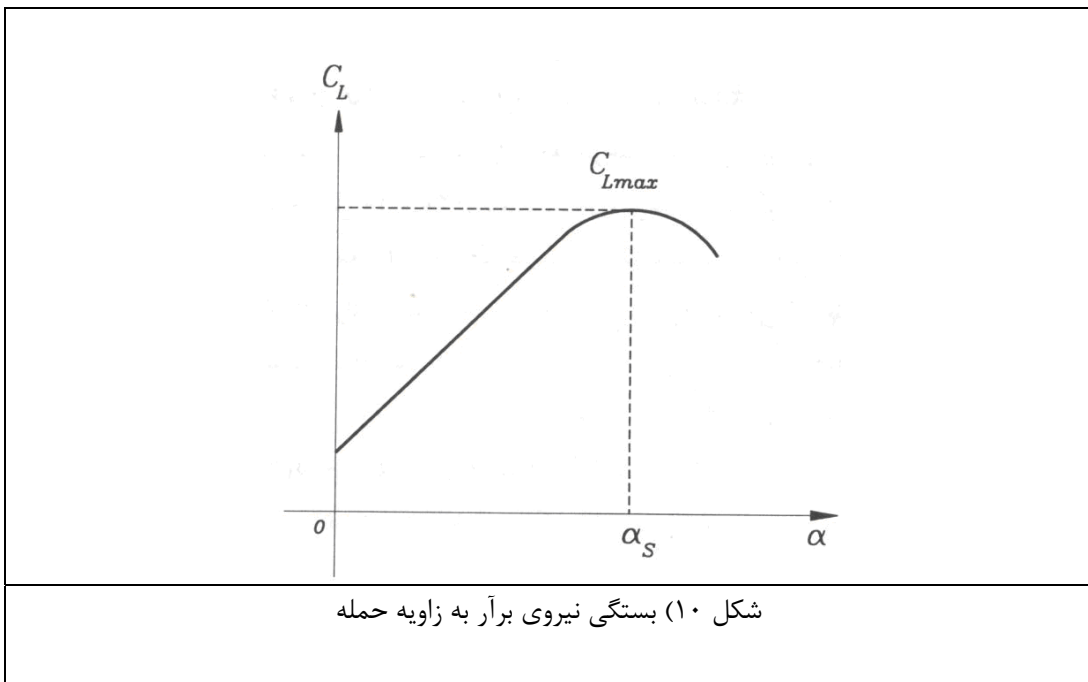


بستگی ضریب برآر به زاویه حمله:

در شرایط پروازی مشخص و برای حرکت طولی هواگرد، ضریب نیروی برآر به صورت خطی زیر به زاویه حمله بستگی دارد:

$C_L = C_{L0} + \frac{\partial C_L}{\partial \alpha} \alpha$	(۳-۲)
--	-------

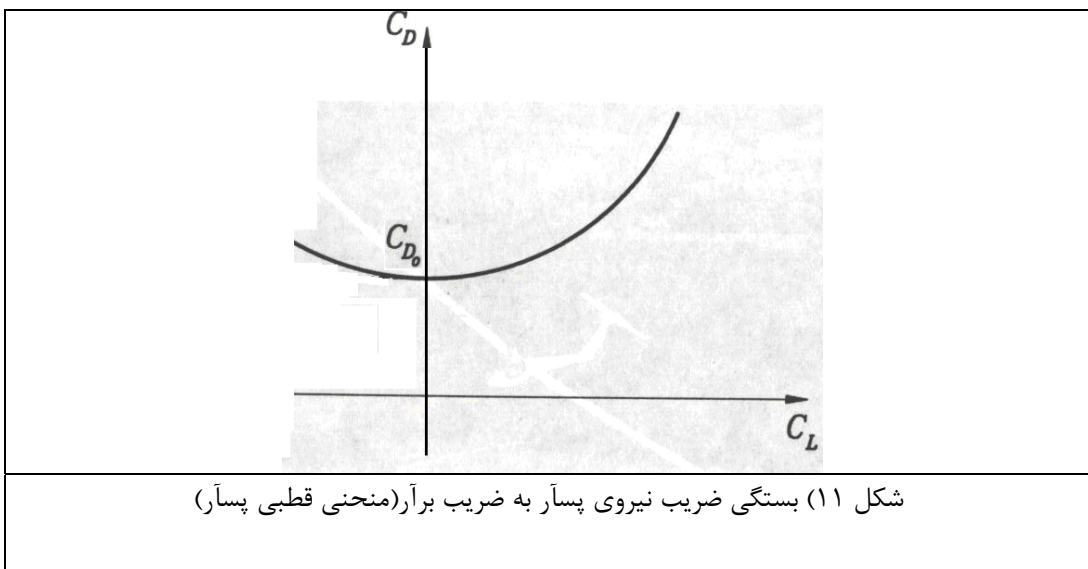
رابطه خطی فوق مطابق شکل ۸ فقط برای زوایای حمله کوچک (کمتر از ۲۰ درجه) برقرار است. با افزایش زاویه حمله رابطه غیر خطی شده و شکل سهمی پیدا کرده و در ادامه به علت رخ دادن پدیده جدایش جریان ناگهان منحنی قطع می شود. در این صورت نیروی برآر بال از دست رفته و پدیده واماندگی هواگرد (Stall) رخ می دهد، که طی آن هواپیما شروع به از دست دادن ارتفاع کرده و در صورتی که به طریقی با کم کردن زاویه حمله و افزایش نیروی پیشران سرعت هواپیما افزایش نیابد، موجب سقوط می گردد.



بستگی ضریب پسار به ضریب برآر (منحنی قطبی پسا)

در حالت ایدال رابطه ضریب پسار و برآر به شکل سهمی می باشد، که به آن منحنی قطبی پسا گفته می شود. به هواپیمایی که این رابطه برای آن صدق کند، هواپیمای ایدال گفته می شود.

$C_D = C_{D0} + KC_L^2$	(۳-۳)
-------------------------	-------



که در آن C_{D0} به نام ضریب پسای برآ صفر گفته می شود و مقدار حداقل ضریب پسا است. ضریب ثابت K نیز که به نام ضریب تصحیح پسای القایی معروف است و رابطه زیر را دارد:

$$K = \frac{1}{\pi e AR}$$

در این رابطه AR (Aspect Ratio) نسبت منطری است، که نسبت دهانه بال b به وتر متوسط آیرودینامیکی ($MAC = \bar{c}$) آن است و:

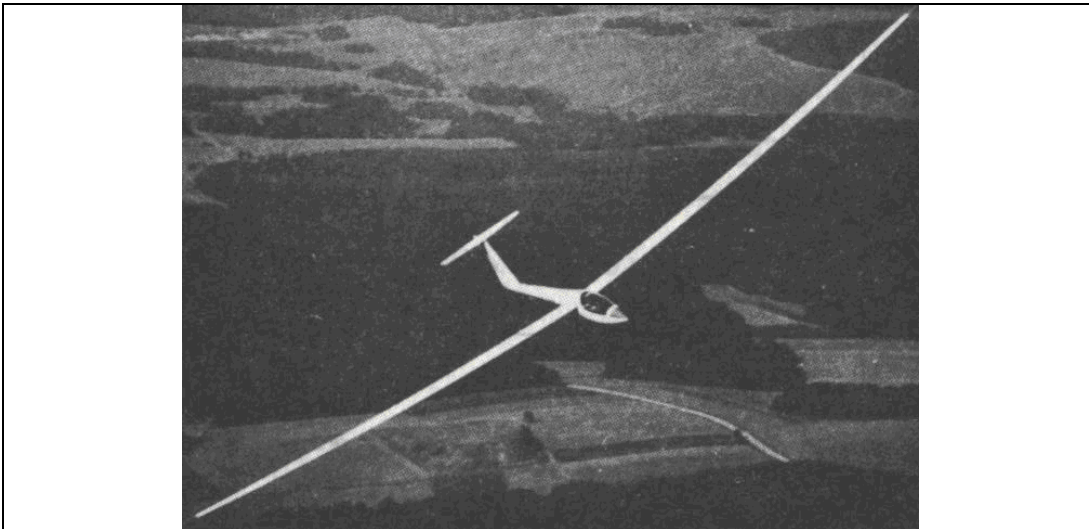
$$AR = \frac{b}{\bar{c}} = \frac{b^2}{S}, \quad \bar{c} = \frac{S}{b}$$

e ضریب اوسوالد (oswald) است، که نشانگر تغییرات ضریب برآ روی دهنه بال است. برای هر هواپیما مقدار ثابتی است و بین 0.6 و 0.9 تغییر می‌کند. برای بالهای بیضی شکل برابر ۱ است. e برای بالهای مستطیلی (بدون زاویه عقبگرد) از رابطه زیر بدست می‌آید:

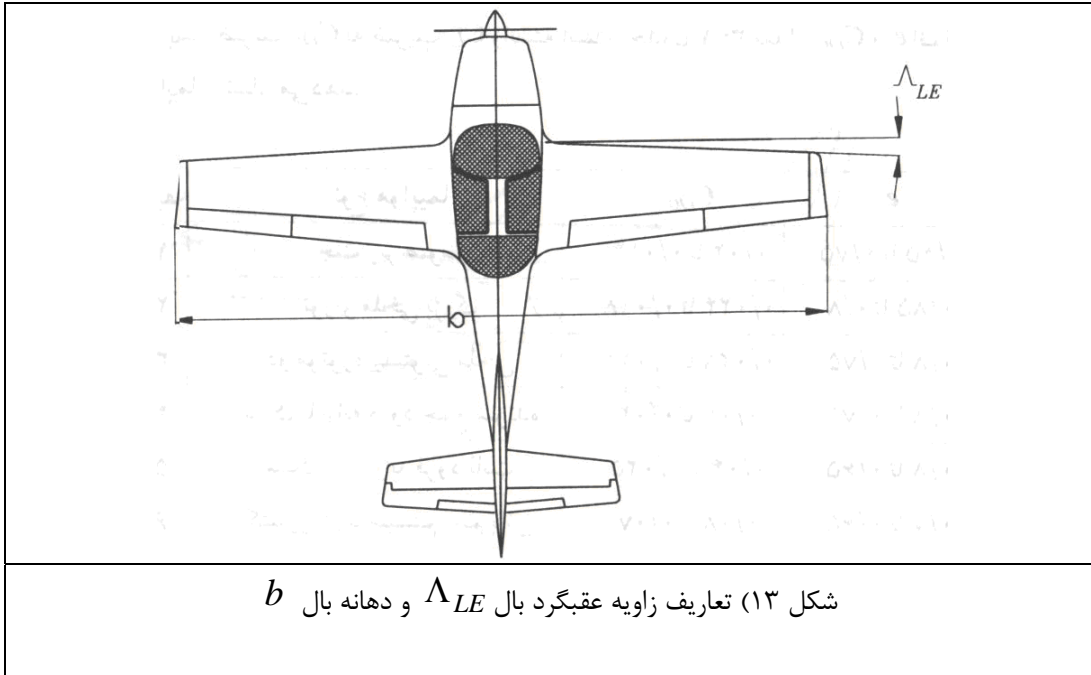
$$e = 1.78(1 - 0.045 AR^{0.68}) - 0.64$$

و برای بالهای با زاویه عقبگرد (Leading edge sweep) بیش از 30 درجه بصورت زیر تعیین می‌شود:

$$e = 4.61(1 - 0.045 AR^{0.68})[\cos(\Lambda_{LE})] - 0.31$$



شکل ۱۲) هواپیمای هواسر آلمانی با ضریب C_{D0} برابر 0.016 و دهانه بال ۲۵ متر



ردیف	نوع هواپیما	C_{Do}	e
۱	جت زیر صوت	۰/۰۱۴ تا ۰/۰۲	۰/۷۵ تا ۰/۸۵
۲	توربو ملخی بزرگ	۰/۰۱۸ تا ۰/۰۲۴	۰/۸ تا ۰/۸۵
۳	دو موتور پیستونی ملخی	۰/۰۲۲ تا ۰/۰۲۸	۰/۷۵ تا ۰/۸
۴	سبک با ارايه فرود جمع شونده	۰/۰۲ تا ۰/۰۳	۰/۷۵ تا ۰/۸
۵	سبک - با ارايه فرود ثابت	۰/۰۲۵ تا ۰/۰۴	۰/۶۵ تا ۰/۸
۶	کشاورزی با سیستم سم پاش	۰/۰۷ تا ۰/۰۸	۰/۶۵ تا ۰/۷
۷	کشاورزی بدون سیستم سم پاش	۰/۰۶ تا ۰/۰۶۵	۰/۶۵ تا ۰/۷۵
۸	هواسر	۰/۰۱ تا ۰/۰۱۵	۰/۸ تا ۰/۹
۹	جت مافوق صوت	۰/۰۲ تا ۰/۰۴	۰/۶ تا ۰/۸

مقدار ضرائب C_{Do} و e انواع هواپیما

انواع نیروی پسا:

پسا دارای دو مولفه اصلی است، که ماهیتهای متفاوتی دارند:

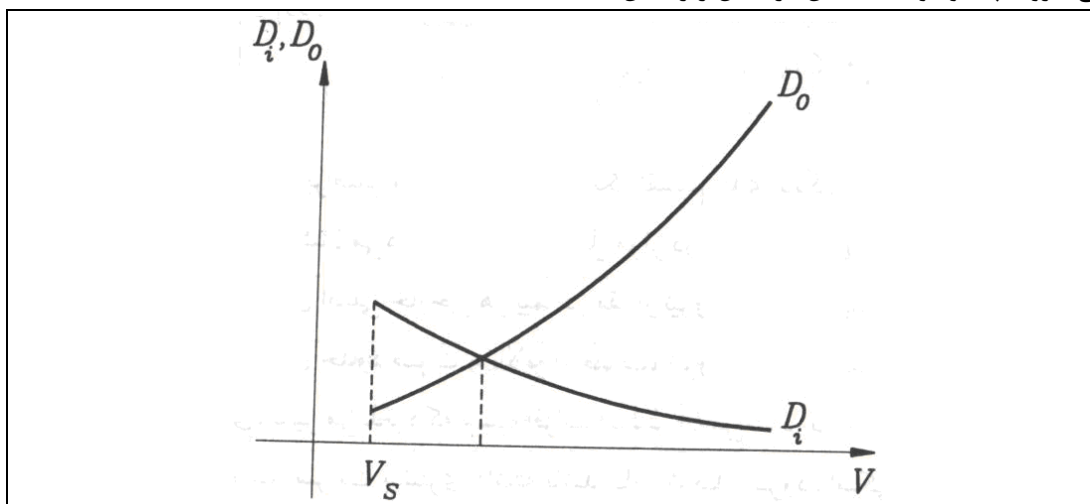
$$C_D = C_{Do} + C_{Di}$$

الف) نیروی پسای برآ صفر، که به شکل و هندسه هواپیما و اجزای آن مثل بال، بدنه، دم و ... و نیز به اصطکاک هوا و سطح هواپیما بستگی دارد.

ب) نیروی پسای وابسته به برآ (پسای القایی)، که با تغییرات نیروی برآ و ضریب آن تغییر می‌کند. با توجه به اینکه نیروی برآ خود تابعی از زاویه حمله است، پسای القایی نیز وابسته به زاویه حمله خواهد بود.

$$D = D_0 + D_i = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D0} + \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{Di} \quad (3-4)$$

منحنی نیروی پسا و مولفه های آن در شکل زیر نشان داده شده اند:



شکل ۱۴) تغییرات نیروهای D_0 و D_i بر حسب سرعت پرواز

که با استفاده از رابطه منحنی قطبی پسا خواهیم داشت:

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S (C_{D0} + K C_L^2) \quad (3-5)$$

اما در پرواز سیر رابطه زیر بین ضریب برآ و سرعت پرواز برقرار می‌گردد:

$$W = L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \quad (3-6)$$

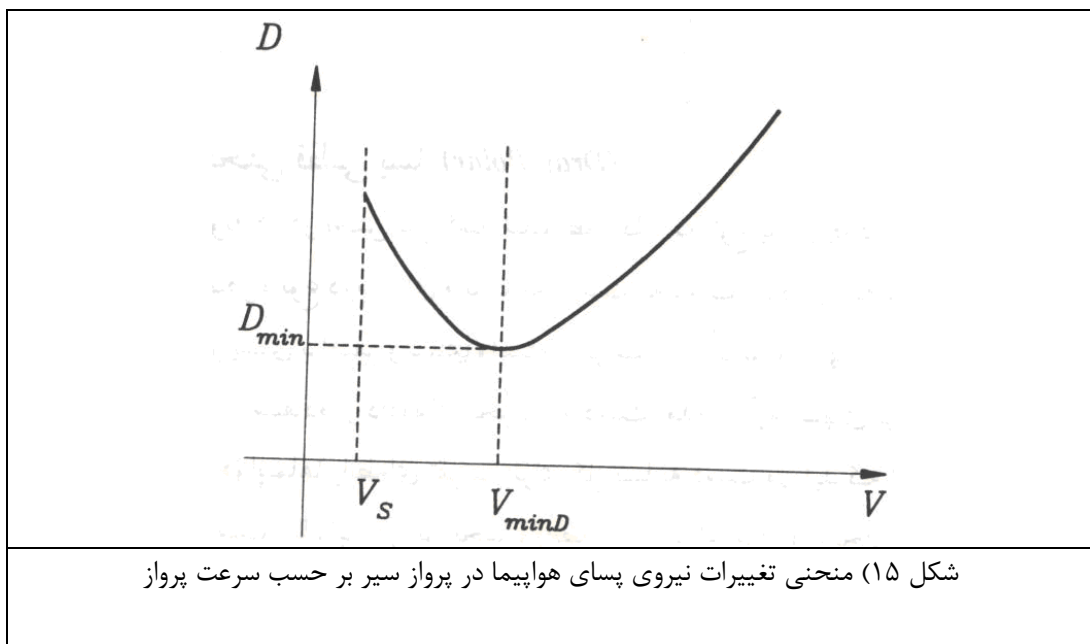
$$C_L = \frac{2W}{\rho V^2 S}$$

در نتیجه پس از جاگذاری در رابطه پسا خواهیم داشت:

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S \left(C_{D0} + \frac{4KW^2}{(\rho V^2 S)^2} \right) \quad (3-7)$$

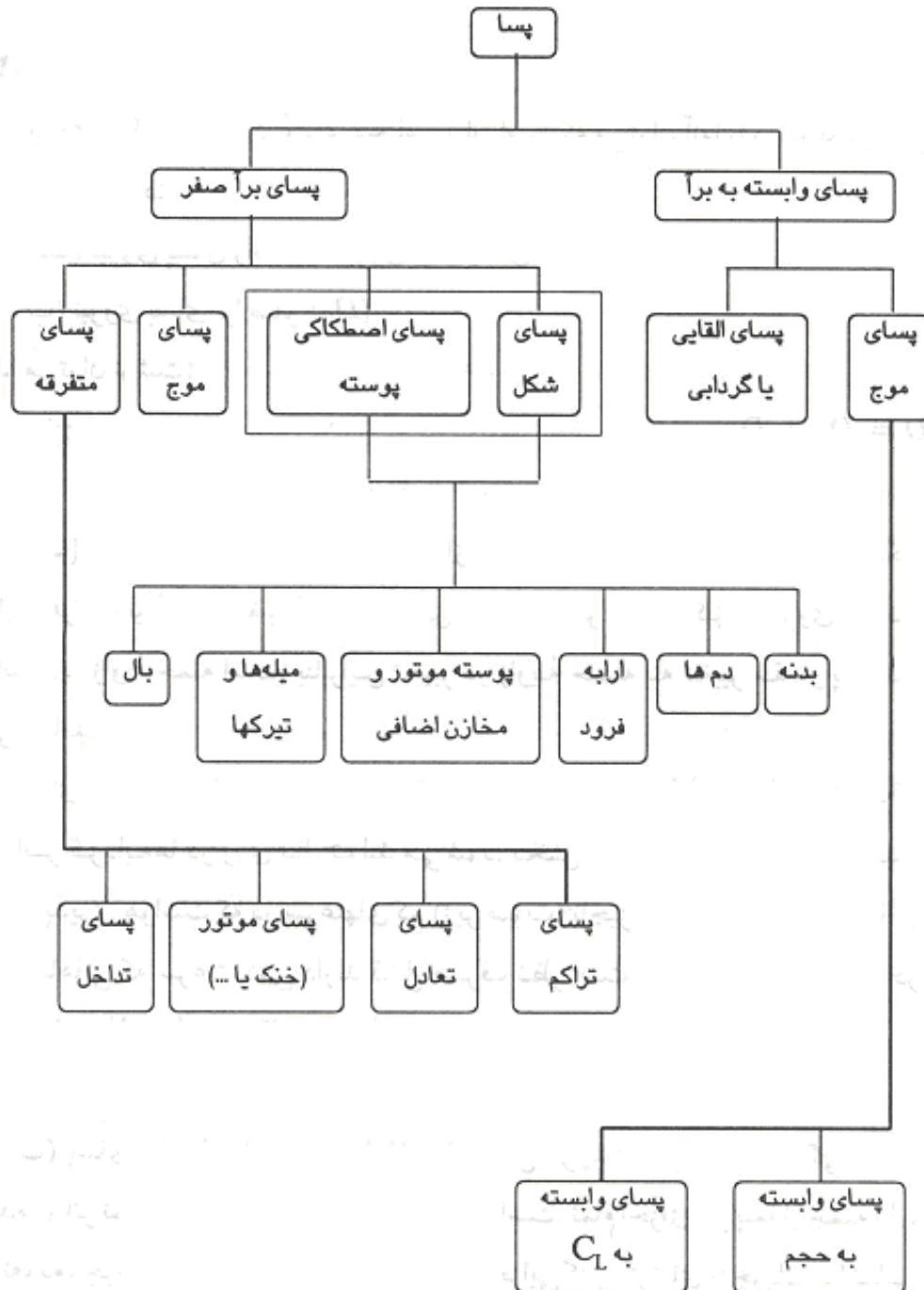
$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D0} + \frac{2KW^2}{\rho V^2 S}$$

که منحنی پسای کل هواپیما در پرواز سیر با جمع دو مولفه آن در شکل زیر ترسیم شده است:



منابع تولید نیروی پسا در هواپیما:

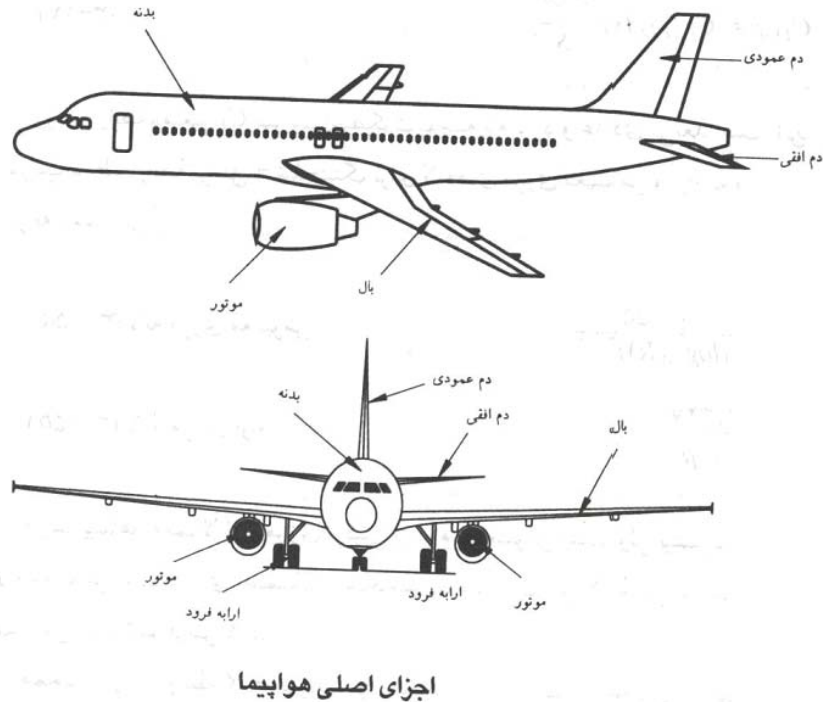
عوامل و منابع تولید نیروی پسای آیرودینامیکی در هواپیما در نمودار دختی زیر نشان داده شده اند:



۳-۲) محاسبه ضریب پسای برآفر هواپیما (C_{D0})

ضریب پسای برآفر کل هواپیما، به صورت مجموع ضرایب نیروی پسای اجزاء مختلف از جمله بدنه، بال، دم عمودی، دم افقی، ارباه فرود و موتور ها و بقیه اجزاء هستند. مطابق رابطه زیر با جمع می شوند:

$$C_{D0} = C_{Dof} + C_{Dow} + C_{Dovt} + C_{Doht} + C_{Dolg} + C_{Doe} + \dots$$



روابط ساده و تجربی برای محاسبه تقریبی ضرایب پسای اجزاء مختلف هواپیما و ضریب پسای کلی در ادامه ذکر می گردد.

۱- ضریب پسای بدنه هواپیما

$$C_{D0f} = C_f f_{LD} F_M \frac{S_{wetf}}{S} \quad (1)$$

که C_f ضریب اصطکاک پوسته است و بی بعد می باشد، که برای لایه مرزی آرام و مغشوش به صورت زیر بدست می آید:

$$C_f = \frac{1.327}{\sqrt{R}} \quad \text{برای لایه مرزی آرام:}$$

$$C_f = \frac{0.455}{(\log_{10} \frac{R}{\nu})^{2.58}} \quad \text{برای لایه مرزی مغشوش:}$$

در اینجا R عدد رینولدز بوده و به صورت زیر است:

$$R = \frac{\rho VL}{\mu} = \frac{VL}{\nu} \quad (۲)$$

$$\nu = \frac{\mu}{\rho}$$

همچنین عدد رینولدز بحرانی برابر 3.8×10^6 ابتدای آغاز شرایط جو مغشوش را نشان می دهد. در رابطه ۲ عدد رینولدز L طول جریانی است، که متلاطم است. برای بدنه L طول بدنه می باشد.

f_{LD} متغیر ضریب تصحیح نسبت طول به قطر بدنه و تابعی از نسبت طول به قطر بدنه و بی بعد است:

$$f_{LD} = 1 + \frac{\frac{60}{(L/D)^3} + 0.0025 \left(\frac{L}{D}\right)}{B} \quad (۳)$$

که L طول هواپیما، D حداکثر قطر بدنه و B متغیری، که مقدار آن در سرعتهای زیر صوت و بالای صوت به قرار زیر بدست می آید:

$$B = \sqrt{1 - M^2} \quad \text{for } 0 < M \leq 0.9 \quad (۴)$$

$$B = 0.44 \quad \text{for } 0.9 < M < 1.1$$

$$B = 1 \quad \text{for } 1.1 \leq M$$

در روابط ۴، M عدد ماخ سرعت هواپیما است و برابر نسبت سرعت هواپیما به سرعت صوت در ارتفاع پرواز است. متغیر f_M تابع عدد ماخ بوده و برابر است با:

$$f_M = 1 - 0.08M^{1.45} \quad (۵)$$

S مساحت مرجع و برابر مساحت ناخالص بالها و S_{wetf} سطح جانبی یا خیس شده بدنه است. مساحت خیس شده بدنه را به صورت تقریبی با تفکیک بدنه به اشکال هندسی استاندارد می توان حساب کرد. مثلا یک هواپیمای جت مسافری را با یک استوانه در بخش اصلی بدنه، یک مخروط در قسمت عقب بدنه و یک نیمکره در سر هواپیما می توان تقریب زد.

۲- ضریب پسای بالها، دم افقی و دم عمودی:

ضریب پسای بالها، دم افقی و دم عمودی به ترتیب از روابط زیر حساب می شوند:

$$C_{D0w} = C_{fw} f_{tcw} f_M \left[\frac{S_{wetw}}{S} \right] \left[\frac{C_{d \min w}}{0.004} \right]^{0.4} \quad (۶)$$

$$C_{D0t} = C_{ft} f_{tct} f_M \left[\frac{S_{wett}}{S} \right] \left[\frac{C_{d \min t}}{0.004} \right]^{0.4} \quad (۷)$$

$$C_{D0vt} = C_{fvt} f_{tcvt} f_M \left[\frac{S_{wetvt}}{S} \right] \left[\frac{C_{d \min vt}}{0.004} \right]^{0.4} \quad (۸)$$

که C_f و f_M از روابط قبلی تعیین می شوند، و در روابط مربوطه به جای L وتر متوسط آیرودینامیکی \bar{C} قرار داده می شوند، یعنی:

$$R = \frac{\rho V \bar{C}}{\mu} = \frac{V \bar{C}}{\nu} \quad (۹)$$

$$\bar{C} = MAC = \frac{S}{b}$$

که b طول دهانه بالها (wing span) می باشد.

f_{lc} تابعی از ضخامت بال یا دمها می باشد و به صورت زیر بدست می آید:

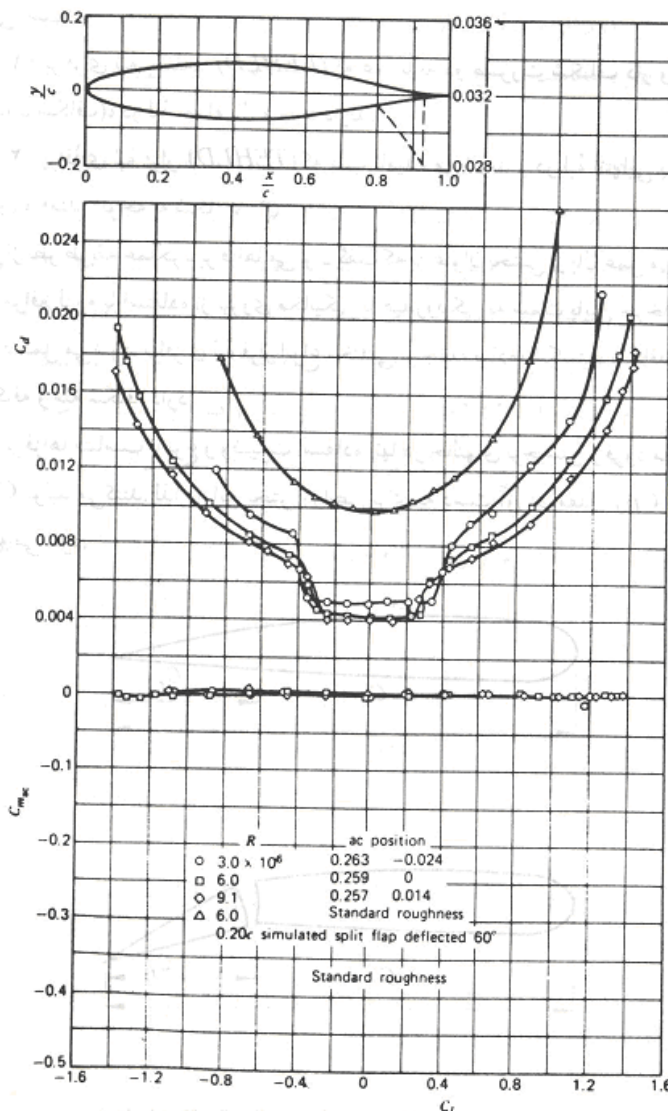
$$f_{lc} = 1 + \frac{2.7 \left(\frac{t}{C} \right) + 100 \left(\frac{t}{C} \right)^4}{B} \quad (10)$$

که t حد اکثر ضخامت بال یا دمها در محل وتر متوسط و \bar{C} وتر متوسط بال یا دمها می باشد. معمولا:

$$0.12 < \frac{t}{C} < 0.18 \quad \text{برای بال}$$

$$0.09 < \frac{t}{C} < 0.12 \quad \text{برای دمها}$$

در رابطه ۶، $C_{d \min w}$ مربوط به پروفیل ایرفویل بال می باشد و از منحنیهای مربوطه بدست می آید. مثلا برای پروفیل ایرفویل ساده برابر 0.004 است. و S_{wetw} سطح جانبی یا خیس شده بالها است. در حالت ساده برای هواپیما دو برابر مساحت ناخالص بالها است، که بخش داخل بدنه از آن کم شده باشد. در روابط ۷ و ۸ نیز عینا تعاریف فوق برقرار است.



تغییر C_L در مقابل C_d ایرفویل 652-015

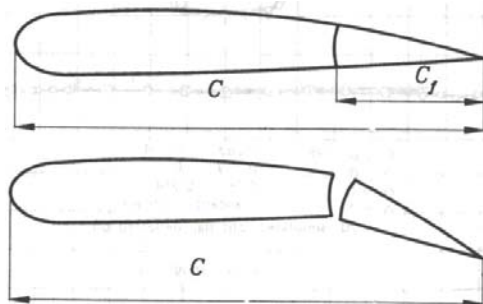
۳- ضریب برآی برافزاها HLD

برافزاها وسایل تولید کننده لیفت زیاد هستند (High Lift Devices). برافزای لبه حمله *Slat* و برافزای لبه فرار *Flap* بال وجود دارد.

ضریب پسای لبه حمله:

$$C_{D0sl} = \left(\frac{C_{sl}}{C} \right) C_{D0w} \quad (11)$$

که C_{D0w} ضریب پسای برآصفر بال بدون برافزا است و $\left(\frac{C_{sl}}{C} \right)$ نسبت وتر متوسط اسلت به وتر متوسط بال است. و معمولا در حدود 0.2 است.








ضریب پسای لبه فرار:

$$C_{D0flap} = \left(\frac{C_f}{C} \right) A (\delta_f)^B \quad (12)$$

که $\left(\frac{C_f}{C} \right)$ نسبت وتر متوسط فلپ به وتر متوسط بال است. و معمولا در حدود 0.2 است.

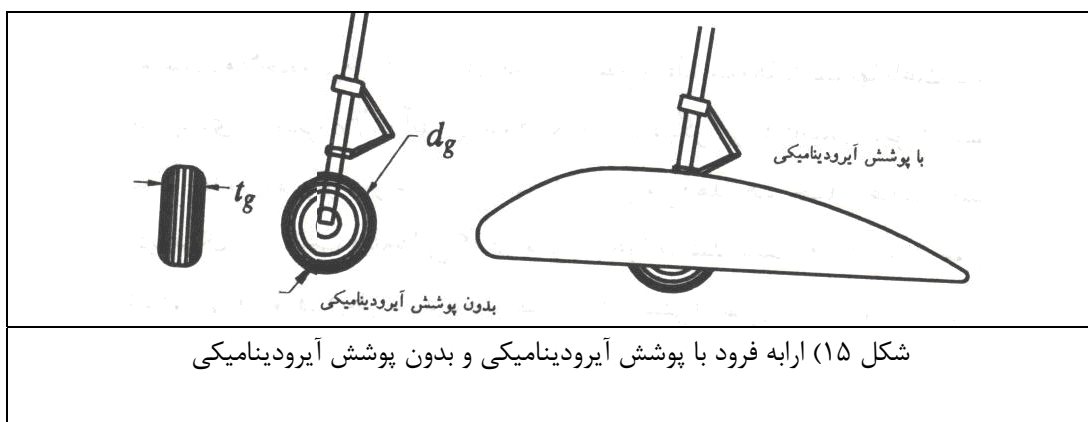
پارامتر δ_f زاویه چرخش برافزا بر حسب رادیان است. ضرایب A و B از جدول زیر برای انواع معمول فلپ انتخاب می شوند:

شکل	B	A	نوع فلپ	
	1.5	0.0016	ساده	۱
	1.5	0.0014	شکسته	۲
	2	0.0018	تک شکافه	۳
	1	0.0011	دو شکافه	۴

	1.5	0.0015	فولر یا کشوئی	۵
---	-----	--------	---------------	---

۴- ضریب پسای ارابه فرود

$$C_{D0lg} = \sum_{i=1}^n \left[C_{D0lgi} \frac{S_{lgi}}{S} \right] \quad (13)$$

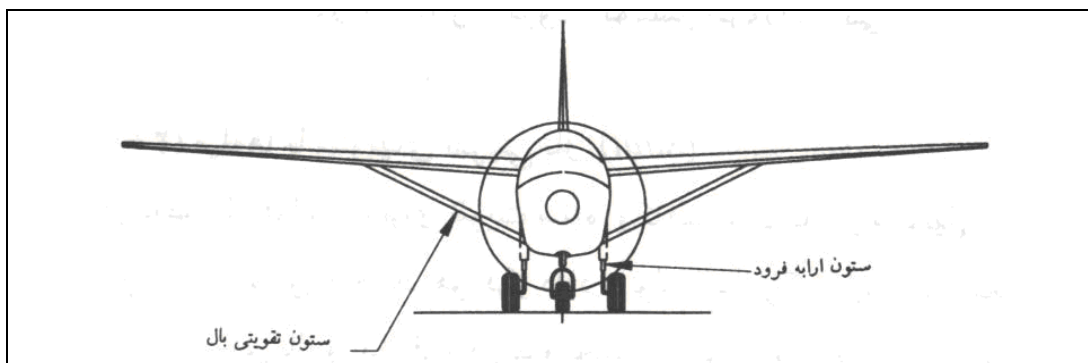


که C_{Dlgi} ضریب پسای هر چرخ می باشد و برای حالت بدون پوشش آیرودینامیکی 0.3 و با پوشش آیرودینامیکی 0.15 در نظر گرفته می شود. S_{lgi} مساحت نمای جلوی هر چرخ است، که برابر حاصلضرب قطر چرخ در عرض آن است:

$$S_{lg} = d_g t_g$$

۵- ضریب پسای میله ها و ستونهای تقویتی بال Struts

$$C_{D0s} = \sum_{i=1}^n \left[C_{D0si} \frac{S_{si}}{S} \right] \quad (14)$$



شکل ۱۶) میله ها و ستونهای تقویتی بالها

که C_{Dsi} ضریب پسای هر میله می باشد و برای حالت غیر ایرفویلی برابر 1 و برای میله های به شکل ایرفویلی 0.1 در نظر گرفته می شود. n تعداد ستونها ، S_{si} مساحت روبروی هر میله است، که برابر حاصلضرب ارتفاع در عرض ماکزیمم آن است:

$$S_s = L_{st} t_{st}$$

۶- ضریب پسای موتورهای بیرونی

همانند بدنه حساب می شود، با این ملاحظه، که نسبت طول به قطر بدنه موتور $\frac{L}{D}$ حداقل ۲ در نظر گرفته می شود. یعنی اگر کمتر از ۲ بدست آمد، به جای آن در روابط ۲ گذاشته می شود.

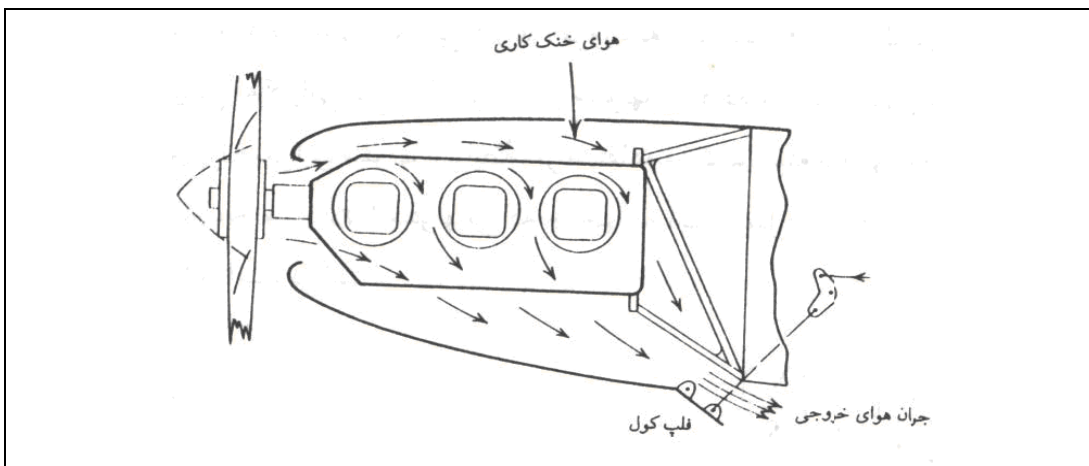


شکل ۱۵) موتورهای جت نصب شده روی بالها

۷- ضریب پسای ناشی از سیستم خنک کاری موتورها توسط هوای اطراف و ورودی

$$C_{D0en} = 4.51 \times 10^{-8} \frac{K_e P T^2}{\sigma V S} \quad (15)$$

که P قدرت موتور بر حسب اسب بخار، T دمای محیط بر حسب کلوین، σ چگالی نسبی هوا، V سرعت هواپیما بر حسب متر بر ثانیه، S مساحت مرجع یا مساحت ناخالص بال و K_e ضریبی بسته به نوع نصب موتور که بین ۱ تا ۳ است:



شکل ۱۵) جریان هوای خنک کاری یک موتور پیستونی ملخی

۸- اعمال ضریب تصحیح برای احتساب دیگر اجزاء و عوامل بررسی نشده

برای احتساب عواملی مانند تداخل، آنتنها، سیستمها، شکل آیرودینامیکی هواپیما، عدم صافی سطح، نشت و تراکم پذیری هوا، یک ضریب تصحیح K_C بسته به نوع هواپیما به کار می برند و مطابق زیر ضریب پسای کل هواپیما با ضرب این ضریب در مجموع ضرایب پسای محاسبه شده برای کلیه اجزاء گفته شده بدست می آید:

$$C_{D0} = K_C (C_{D0f} + C_{D0w} + C_{D0t} + C_{D0vt} + C_{D0e} + C_{D0lg} + C_{D0s} + \dots) \quad (16)$$

ضریب تصحیح K_C برای انواع مختلف هواپیما ها با توجه به شکل کلی و فرم آیرودینامیکی هواپیما و جنس و صافی سطوح و نحوه اتصال اجزاء هواپیما به هم، بر اساس تحقیقات تجربی در جدول زیر در نظر گرفته می شود:

ردیف	نوع هواپیما	K_C
۱	جت مسافری	1.1
۲	جت باری	1.2
۳	جنگنده ها	1.1
۴	عمومی هوانوردی	1.2 تا 1.4
۵	یک موتوره پیستونی	1.3
۶	کشاورزی	1.5

اما عوامل تشدید کننده نیروی پسا را می توان به موارد زیر تفکیک نمود:

عوامل عبارتند از:

۱- تداخل: این پدیده بطور عمد، هنگامی رخ می دهد که وسیله ای خارجی مانند موشک، بمب یا مخزن سوخت اضافی در زیر بال و یا زیر بدنه هواپیما متصل باشد. تداخل جریانهای هوای روی وسیله مزبور با جریان هوای اطراف بال یا بدنه پسای قابل توجهی تولید می کند.

۲- آنتن: آنتنهای هواپیماها که اغلب در بیرون از هواپیما قرار دارد و با جریان هوا در تماس است، سهمی در تولید پسا دارند.

۳- تعادل: هنگامی که خلبان بخورد هواپیما را در حالت خاص پروازی مانند پرواز مستقیم یا سیر و یا اوجگیری ثابت نگه دارد، هواپیما را با استفاده از سطوح کنترل در حال تعادل قرار می دهد. این پدیده نیز در ایجاد پسا مؤثر است.

۴- سیستمها: سیستمهای اندازه گیری هواپیما ابزارهایی دارد که با هوای اطراف تماس مستقیم دارند (مانند لوله پیتو که در اندازه گیری ارتفاع و سرعت نقش دارد). ابزارهای خارجی این سیستمها به عنون جسم خارجی، تولید کننده پسا هستند.

۵- شکل آیرودینامیکی هواپیما و صافی سطوح: هر چه شکل هواپیما آیرودینامیکی تر و سطوح خارجی صافتر باشند ضریب C_{D0} کل کمتر خواهد بود.

۶- نشت: سطوح کنترل، برافزاهو بالکها جزئی از بال یا دمها هستند. به دلیل فاصله ای که بین این اجزای بال و دمها وجود دارد در هنگام پرواز هوا از این فواصل و شکافها عبور می کند. عبور هوا از این محلها را که سبب تولید نوعی پسا می شود، نشتی می نامند.

۷- تراکم پذیری: گازها و از جمله هوا، که نوعی گاز است اصولاً تراکم پذیر هستند. از آنجا که محیط اطراف هواپیمای در حال پرواز بسته نیست لذا هوا قاعداً باید متراکم نشود، ولی این خاصیت فقط در سرعتهای کم صادق است و به رغم باز بودن محیط اطراف هواپیمای در حال پرواز در سرعتهای زیاد، هوا متراکم (فشرده) می شود. اینگونه تراکم پذیری، که تابع سرعت هواپیما (بر حسب عدد ماخ) است، سبب نوعی پسا (CD) می شود.

به عنوان نمونه برای هواپیمای جت کوچک Gates Learjet 25 مقادیر C_{D0} اجزاء مختلف و در صد سهم آنها در C_{D0} کل در جدول زیر درج گردیده است.

ردیف	نام جزء هواپیما	C_{D0}	درصد از کل
۱	بال	۰/۰۰۵۳	۲۳/۴۵
۲	بدنه	۰/۰۰۶۳	۲۷/۸۸
۳	مخازن سوخت نوک بال	۰/۰۰۲۱	۹/۲۹
۴	پوسته موتور	۰/۰۰۱۲	۵/۳۱
۵	پایه اتصالی موتور به بدنه	۰/۰۰۰۳	۱/۳۳
۶	دم افقی	۰/۰۰۱۶	۷/۰۸
۷	دم عمودی	۰/۰۰۱۱	۴/۸۶
۸	دیگر اجزای و متفرقه	۰/۰۰۴۶	۲۰/۳۶
۹	کل هواپیما	۰/۰۲۲۶	۱۰۰

مقدار C_{D0} اجزای اصلی هواپیمای Gates learjet 25

۳-۳ ضریب پسا در فازهای نشست و برخاست هواپیما:

در فرآیند برخاستن و فرود هواپیما اجزایی مانند فلپها و ارابه فرود اضافه می شوند، که پسای آنها نیز به پسای هواپیما در حالت پرواز سیر اضافه می گردد. ذیلا روابط مربوط به این فازها ذکر می گردد:

C_{D0TO} در فاز برخاستن:

$$C_{D0TO} = C_{D0clean} + C_{D0flapTo} + C_{D0lgTo} \quad (17)$$

که منظور از $C_{D0clean}$ ضریب پسای پرواز سیر است، که اجزاء فوق الذکر عمل نمی کنند.

در این مورد برای محاسبه ضریب پسای کل به صورت زیر عمل می کنیم:

$$C_{D0TO} = C_{D0TO} + K(C_{LTO})^2 \quad (18)$$

که C_{LTO} ضریب برآی برخاستن است، که از رابطه زیر بدست می آید:

$$C_{LTO} = \frac{2L}{\rho S (V_{TO})^2} \quad (19)$$

در رابطه ۱۹، L نیروی برآ در برخاستن است، که در فازهای مختلف برخاستن جداگانه حساب می شود. در فصل هشتم که به نشست و برخاست هواپیما اختصاص دارد، به آن پرداخته می شود.

C_{D0} در فاز فرود:

$$C_{D0land} = C_{D0clean} + C_{D0flapland} + C_{D0lg} \quad (20)$$

در این مورد برای محاسبه ضریب پسای کل به صورت زیر عمل می کنیم:

$$C_{Dland} = C_{D0land} + K(C_{Lland})^2 \quad (21)$$

که C_{Lland} ضریب برآی فرود است، که از رابطه زیر بدست می آید:

$$C_{Lland} = \frac{2L}{\rho S (V_{land})^2} \quad (22)$$

در رابطه ۲۲، L نیروی برآ در فرود است، که در فازهای مختلف فرود جداگانه حساب می شود.

۹- تغییر ضریب پسا در سرعت‌های مافوق صوت یا پسای موج

اثرات موج ضربه ای، که در سرعت‌های مافوق صوت در روی هواپیما ایجاد می گردد، به طریق زیر در پسای کلی محاسبه شده اعمال می گردد:

$$C_D = C_{D0} + C_{Di} + C_{Dw} \quad (23)$$

که C_{Di} ضریب پسای القایی است، که قبلاً گفته شده و C_{Dw} ضریب پسای موج ضربه ای خوانده می شود و در سرعت‌های بالای صوت دو مولفه دارد. یکی C_{DwL} وابسته به نیروی برآ و C_{DwV} ناشی از حجم هواپیما. روابط مربوط به هر کدام در زیر ذکر می گردد:

$$C_{DwL} = \frac{(M^2 - 1)C_L^2 SK_{wL}}{2\pi L^2} \quad (24)$$

که در رابطه ۲۴، M عدد ماخ، S مساحت ناحاص بالها، C_L ضریب برآی هواپیما، L طول بدنه هواپیما هستند. همچنین K_{wL} ضریبی هندسی است، که از رابطه زیر تعیین می گردد:

$$K_{wL} = 2\left(\frac{S}{bL}\right)^2 \quad (25)$$

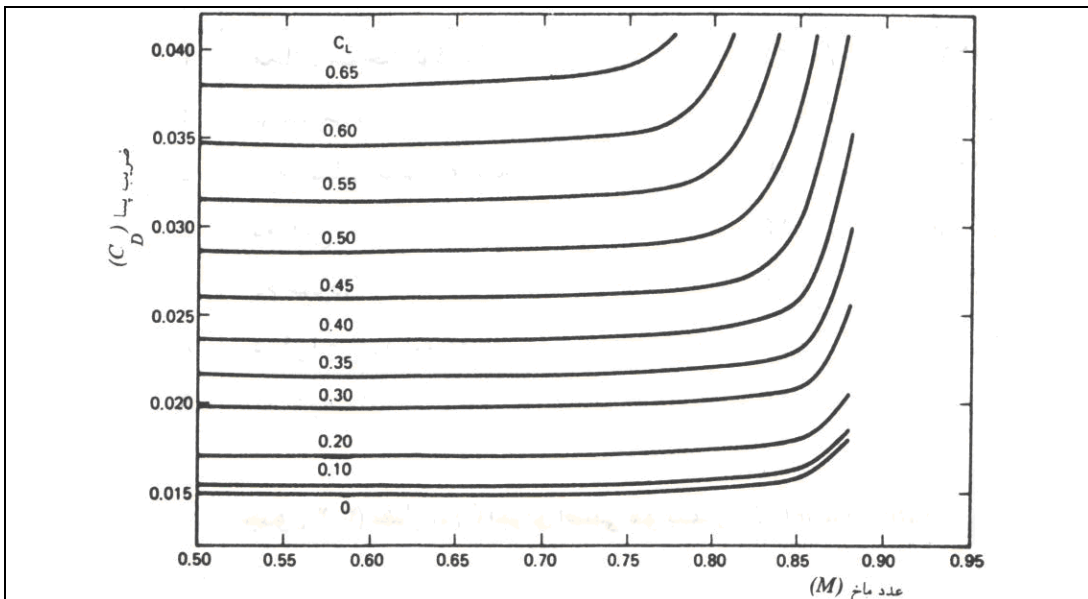
و b طول دهانه بالها می باشد.

$$C_{DwV} = \frac{128V^2 K_{wV}}{\pi SL^4} \quad (26)$$

در رابطه ۲۶، V حجم هواپیما است، که با تفکیک هواپیما به حجم‌های ساده تعیین می گردد، S مساحت ناحاص بالها و K_{wV} ضریب حجمی است، که از رابطه زیر حساب می شود:

$$K_{wV} = 1.17 \left(\frac{1 + 0.75\beta \frac{b}{L}}{1 + 2\beta \frac{b}{L}} \right) \quad (27)$$

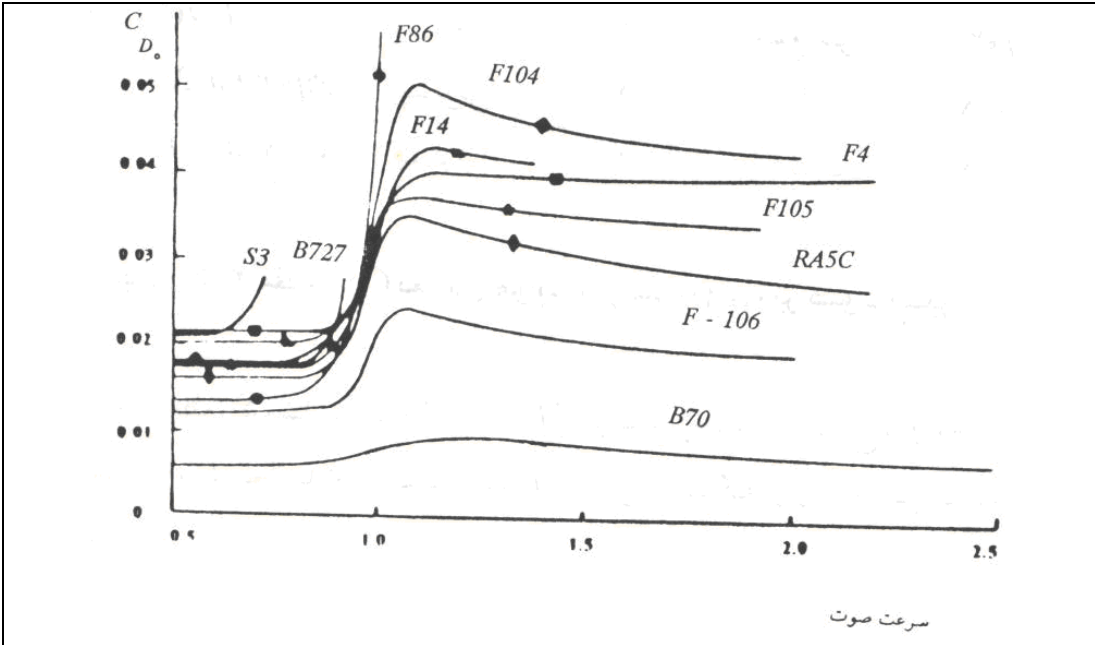
$$\beta = \sqrt{M^2 - 1}$$



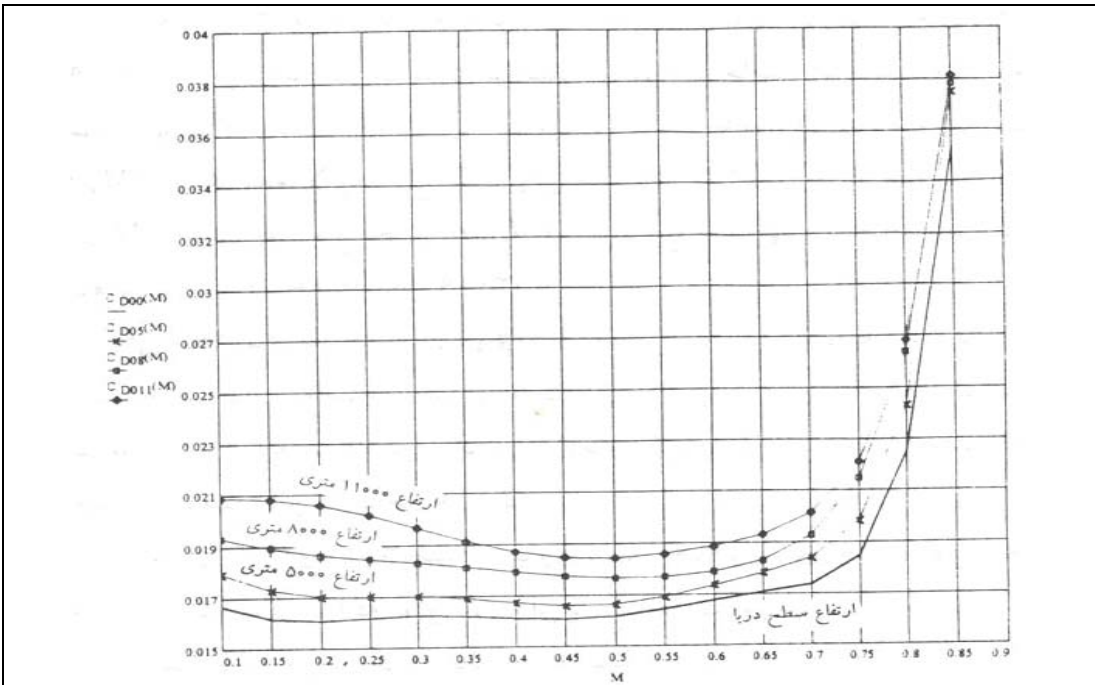
شکل ۱۵) تغییرات ضریب پسا در سرعت‌ها و ضرایب برآی مختلف



در دیاگرام زیر اثر سرعت‌های بالا در ضریب پسای غیر وابسته به برآ در مورد تعدادی از هواپیماها نشان داده شده است:



شکل ۱۶) تغییرات تعدادی هواپیما بر حسب ماخ پرواز



شکل ۱۷) تغییرات یک نمونه هواپیما بر حسب سرعت و ارتفاع

