

	Formule	Unités	Manuel	Symbole	Remarque
<b>Électricité</b>					
Puissance électrique	$P=Uit/t=UI$	P Watt U DDP I Intensité	020- p10	<b>P</b>	
Résistance	$R=\text{Coef. de résistivité} \cdot l/s$	l Long en mètres s Surface en M <sup>2</sup>		<b>R</b>	
Ohm	$U = R \cdot i$	U DDP R Resistance i Intensité	020- p10	<b>U</b>	
Ohm appliqué aux générateurs	$E = (R+r) \cdot I$ $I = E/R+r$ $I = U/R$		020- p11		
Résistances en série	$R=R1+R2+R3$	R Résistance en $\Omega$	020-p9		Résistances en série s'ajoutent
Résistances en parallèle	$R=R1 \cdot R2/R1+R2$	R Résistance en $\Omega$	020-p9		Résistance < a la plus petite résistance du circuit.
Effet Joule	$P=U^2/R$ $P=U \cdot I$ $P=RI^2$	P Puissance (W) R Résistance I Intensité	020- p12		Dégagement de chaleur de tout conducteur traversé par un courant électrique
Groupement de générateur en série	$I=(n \cdot e)/R+rn$	I Intensité n Element géné. e FEM de chaque géné r Résistance interne de chaque géné R Résistance du circuit d'utilisation	020- p13		
Force contre electro	$I=(U-E')/r'$	I Intensité	020-		

motrice	$U = E' + rI$	U DDP du recepateur E' FCEM du recepateur r' Résistance du recepateur	p13		
Intensité de la force electromagnétique	$F = B * I * l$	B Induction du champ magnétique I Intensité dans le conducteur l Longueur du conducteur soumis au champ	020-p20		
Association de condensateurs - Série	$1/C = 1/C1 + 1/C2 + 1/C3$	C Capacité en farad	020-p32		
Association de condensateurs - Parallèle	$C_{eq} = C1 + C2 + C3$	C Capacité en farad	020-p32		<b>L'association des condensateurs est inverse de celle des résistances.</b>
Réactance d'un condo.	$X_C = 1/(C\omega)$	$1/C\omega$ Réactance condo I Intensité U DDP	020-p33		Réactance d'un condo: résistance qu'oppose un condo au passage du courant alternatif
Chute de tension aux bornes d'un condo	$U = 1/\omega * I = I/C\omega$		020-p33		
Puissance courant alternatif	$P = RI^2 = U * I * \cos\phi$	P Watt R Résistance I Intensité	020-p35	<b>Watt</b>	Puissance active
Puissance courant alternatif			020-p35	<b>VAR</b>	Puissance réactive
Puissance courant alternatif			020-p35	<b>VA</b>	Puissance apparente

Tensions triphasée - Étoile	$U = V \cdot \sqrt{3}$	U Tension entre 2 fils V Tension mesurée entre 2 fils de phase	020- p39		
Tensions triphasée - Triangle	$I = J \cdot \sqrt{3}$	I Intensité dans les fils de phase J Intensité dans les enroulements géné. ou récepteurs	020- p40		
Récepteur triphasé - Étoile	$P_t = U \cdot i \cdot \sqrt{3}$		020- p41		
Récepteur triphasé - Triangle	$P_t = U \cdot i \cdot \sqrt{3}$		020- p41		
Calcul de la vitesse de rotation d'un moteur	$n \text{ t/s} = f/p$	n t/s Nbr T/Seconde f Frequence du courant P Nbre de pairfe de pôles par phse stator	020- p49		<a href="#">Voir exemple</a>
Tension d'un transformateur	$U_2 = N_2/N_1 \cdot U_1$	U2 Tension de sortie N1 Tension du primaire N2 Tension du secondaire U1 tension d'entrée.	020- p177		
<b>Radioélectricité</b>					
Loi de Descartes	$\sin i / \sin r = n$	n Indice de réfracction du milie B par rapport au milieu A	020- p10		



Cellule & Systèmes					
Zero Fuel Weight	$m_{f(A)} = n [P_t/2 * I_1 - (P_s/2 * I_2 + P_c/2 * I_3)]$	Pt Poids de l'avion Ps Poids de la structure d'aile Pc Poids carburant contenu dans l'aile n Facteur de charge	020-p43		$P_s/2 * I_2$ Constante pour avion donné
Température d'impact	$T_t = T_s * (1 + 0.2 M^2)$		020-p51		
Puissance hydraulique	$P = p * Q$	P Puissance (W = Pa*m³) p Pression (Pa) Q M³/seconde	020-p151		
Coefficient de freinage roue bloquée	$f = R_x / R_z$ $m * V^2 / 2 = R_x * L$	Rz = Masse avion Rx = S'oppose a la V.  l = Distance d'arret	020-p63		
Glissement - Freinage	$G = \omega_L - \omega_F / \omega_L$	$\omega_L$ : Vitesse angulaire roue libre $\omega_F$ : Vitesse angulaire roue freinée	020-p66		
Vitesse d'hydroplanage	$V_H = 34 \text{ Sqr } P$	Vh = V hydroplanage en Kts P = Pression du pneu en Kg/cm² ou bar	020-p82		
Efficacité échangeur air-air Climatisation a	$e = (t_e - t_s) / (t_e - t_r)$	e efficacité te T° entrée échangeur de l'air	020-p109		

cycle simple		prélevé au compresseur GTR ts T° air a la sortie échangeur tr T° air de refroidissement			
<b>Navigation</b>					
Diff. de Latitude	$l = [Lb - La]$	La Latitude A Lb Latitude B	060- p17		Si La et Lb de meme nom -> Plus grande - plus petite Sinon Lb+La
Diff. de Longitude	$g = [Gb - Ga]$	Ga Long. A Gb Long. B	060- p18		Si Ga et Gb de meme nom -> Plus grande - plus petite Sinon Gb+Ga Si $g > 180^\circ$ $g' = 360^\circ - g$
Chemin N-S	$AB = l$	l Minute d'arc	060- p19		Points de meme Long.
Chemin E-W	$e = g \cos L$	e NM g Ecart long. en minutes	060- p20		Points de même Lat.
Relations CAP	$Cc + d = Cm$ $Cm + Dm = Cv$ $Cv + Ig = Cg$ $Cc + Wc = Cv$ $Cm + Dg = Cg$	Cc Cap Compas d Deviation compas Cm Cap Mag Dm Declinaison mag.	060- p27		Les relations sont valables pour les routes, les gisements et les azimuts. également.

		Cv Cap vrai Ig Inclinaison Grille Cg Cap grille Wc > N vrai, N compas Dg Declinaison grille			
Relation cap / Relèvement	$Z = C + Gt$	Z Gisement (sans dimension, en °)	060- p30	<b>Z</b>	GT droit: $GT > 0$ GT gauche: $GT < 0$
Angle de route	$\tan V = e/l = g \cdot \cos Lm/l$	V Angle de route e NM l Ecart de lati (' angle) g Ecart de long. (' angle) Lm Latitude moyenne	060- p40	<b>V</b>	
Route Loxodromique	$Rv = V$	V Angle de route	060- p41	<b>Rv</b>	Orientation N-E
Route Loxodromique	$Rv = 360^\circ - V$	V Angle de route	060- p41	<b>Rv</b>	Orientation N-W
Route Loxodromique	$Rv = 180^\circ + V$	V Angle de route	060- p41	<b>Rv</b>	Orientation S - W
Route Loxodromique	$Rv = 180^\circ - V$	V Angle de route	060- p41	<b>Rv</b>	Orientation S - E
Distance loxodromique	$m = l / \cos V$	V Angle de route m Distance NM l Ecart de lati (' angle)	060- p41	<b>m</b>	
Distance loxodromique	$m = e / \sin V$	m NM e $g \cdot \cos Lm$	060- p41	<b>m</b>	Pour les distance < 500Nm Voir <i>Angle de route</i> pour <b>e</b>
Distance	$\cos p = \sin L_a \cdot \sin L_b + \cos L_a \cdot \cos L_b \cdot \cos g$	$L_a$ Latitude de	060-	<b>p</b>	$L_a$ et $L_b$ sont affectés d'un

Orthodromique		depart L <sub>b</sub> Latitude d'arrivée p angle centre (' d'angle)	p45		<u>signe: + si N et - si S</u>  Valeur max. de p est 180° ou 10800' ou 10800NM
Orientation de départ et d'arrivée de l'orthodromie	$\sin Rv \cdot \cos L = \pm \cos Lv$	Lv Point de latitude du vertex	060- p45	<b>Rv</b>	+ cos Lv pour une orthodromie vers l'E - cos Lv pour orthodromie vers l'W.
Convergence	$CG = g \cdot \sin Lm$	$g = [Gb - Ga]$ Lm Latitude moyenne	060- p45	<b>CG</b>	g et CG exprimés en degrés
Correction de Givry	$\gamma = 1/2 \cdot g \cdot \sin Lm$  $RV_a = RV_{lox0} - \gamma$ $RV_b = RV_{lox0} + \gamma$  $ZV_a = RV_{lox0} + \gamma$ $ZV_b = RV_{lox0} - \gamma$	$g = [Gb - Ga]$ en° Lm Latitude moyenne  Route  Azimut/relèvement	060- p46	$\gamma$	Valable pour les distances < a 2000NM g en degrés
Calcul de la flèche	$f = g \cdot D / 230$	f NM D Distance NM	060- p50	f	Écartement max. entre 2 courbes
<b>Mercator</b> Pseudo Givry	$\delta = 1/2 \cdot g \cdot \sin Lm$		060- p55		Angle orthodromie / droite carte
<b>Lambert</b> Pseudo Givry	$\delta = 1/2 \cdot g \cdot (\sin Lm - \sin L_0)$	L <sub>0</sub> Parallèle de tangence de la carte	060- p55		Angle orthodromie / droite carte
<b>Mercator</b> Loxo. Droite carte	$\beta = 0^\circ$		060- p56		Angle loxodromie / droite carte
<b>Lambert</b> Loxo. Droite carte	$\beta = 1/2 \cdot g \cdot \sin L_0$		060- p56		Angle loxodromie / droite carte
Flèche	$\alpha = \gamma$		060-		Même formule que la

Ortho / Loxo			p56		fleche.
Flèche Ortho/droite carte	$\alpha = \delta$		060- p56		Même formule que la fleche.
Flèche Loxo/Droite carte	$\alpha = \beta$		060- p56		Même formule que la fleche. Distance Ortho=Loxo si $\alpha$ < 15°
Echelle - Carte	$E = ab / AB$	E Echelle AB Distance sur la terre ab Distance sur la carte	060- p53	<b>E</b>	
Unité - Carte	$u = ab/AB$	u Unite - m/m ab m/m AB NM	060- p53	<b>u</b>	
Pseudo correction de Givry - Mercator	$\delta = 1/2 * g * \sin L_m$	$\delta = \gamma$	060- p55		Sur canevas Mercator.
Pseudo correction de Givry - Lambert	$\delta = 1/2 * g * (\sin L_m - \sin L_0)$		060- p55		Sur canevas Lambert
Angle - Loxo. Droite carte - Mercator	$\beta = 0^\circ$		060- p56		
Angle - Loxo. Droite carte - Lambert	$\beta = 1/2 * g * \sin L_0$		060- p56		
Échelle - Projection Mercator	$E_L = E_0 / \cos L$	$E_L$ Echelle a latitude L $E_0$ Echelle a l'équateur	060- p58	$E_L$	
Angle entre méridiens - Lambert	$\alpha = g * \sin L_0$	$\alpha$ Angle entre méridiens g Écart de longitude	060- p62		Pour tout le secteur de carte ( $g = 360^\circ$ ), on utilise; $\Omega = 360^\circ * \sin L_0$

		(°) L <sub>0</sub> Longitude référence			
Conversion Route vraie - route Grille - Lambert	$R_v = R_g - I_g$	R <sub>v</sub> Route Vraie R <sub>g</sub> Route Grille I <sub>g</sub> Inclinée grille	060- p64	<b>R<sub>v</sub></b>	Pour une grille std. // a Greenwich.
Vent effectif	$V_e = V_s - V_p$	V <sub>e</sub> Vent effectif V <sub>s</sub> Vitesse Sol V <sub>p</sub> Vitesse propre	060- p76	<b>V<sub>e</sub></b>	
Température Totale	$T_t = T_s * (1 + 0.2 * M^2)$	T <sub>t</sub> T° Totale - K T <sub>s</sub> T° Statique - K	060- p92	<b>T<sub>t</sub></b>	
Température Indiquée	$T_i = T_s * (1 + 0.2 * K_r * M^2)$	T <sub>t</sub> T° Totale - K T <sub>s</sub> T° Statique - K T <sub>i</sub> T° indiquée - K K <sub>r</sub> Coeff. T <sub>i</sub>	060- p92		K <sub>r</sub> varie entre 0.6 et 1
Vitesse effective - V <sub>e</sub> - EASf	$V_e = k_p * V_c$	V <sub>e</sub> V après corr. de pression	080- p50	<b>V<sub>e</sub></b>	Utilisé au dessus de 200kt et 15000ft  <b>EAS</b>
Correction de densité - V <sub>p</sub> - TAS	$V_p = V_e / \sqrt{\sigma}$		080- p50	<b>V</b>	$\sqrt{\rho_z / \rho_0}$ . La valeur de $\sigma$ est trouvée dans la table <a href="#">ISA</a> .  <b>TAS</b>
Distance sol	$D_s = V_s * \Delta t$	D <sub>s</sub> Distance sol V <sub>s</sub> V sol t Temps	060- p127		
Distance air	$D_a = V_p * \Delta t$	D <sub>a</sub> Distance air V <sub>p</sub> V propre T temps	060- p127		
Relation distance sol - Distance air	$D_s / V_s = D_a / V_p$		060- p127		

Tracé air	$A_3S_3 = \Delta W = V_w * (t_1+t_2+t_3)$	A3 Position arrivée sans vent S3 Position arrivée correction de vent incluse $\Delta W$ effet de vent subit pendant $t_1+t_2+t_3$	060-p129		
Conversion degres - % (pente)	$\gamma^\circ = \gamma\% * 60$		060-p131		D'autres formules sont disponible ( V manuel)
V verticale - par rapport au sol	$V_z = V_s * \gamma_s$		060-p133		
V verticale - par rapport a l'air	$V_z = V_p * \gamma_a$		060-p133		
relation pente air - pente sol	$V_s * \gamma_s = V_p * \gamma_a$		060-p133		
Determination de la vz	$V_z \text{ (ft/min)} = V \text{ (kt)} * \gamma \text{ (\%)}$		060-p134		Cette formule est utilisée pour la pratique du vol
Vent traversier	$V_n = V_w * \sin \alpha$	$\alpha$ Angle de vent	060-p138		
Valeurs arrondies $\sin \alpha$	$\sin \alpha = \alpha / 60$ $\sin \alpha = \alpha + 25 / 100$	Si $\alpha$ compris entre $0^\circ$ et $30^\circ$ Si $\alpha$ au dela de $30^\circ$	060-p138		
Vent de face	$V_t = V_w * \cos \alpha$		060-p138		
Valeurs arrondies $\cos \alpha$	$\cos \alpha = \sin (90^\circ - \alpha)$		060-p138		
Dérive maximum	$X_{max} = 60 * V_w / TAS$		060-p138		Logiquement, la dérive maximum est obtenue avec un vent a $90^\circ$
Dérive	$X = X_{max} * \sin \alpha$		060-p138		

Calcul du temps de vol utilisant la V sol	$V_s = V_p + ou - V_w \cdot \cos \alpha$		060-p139		
Cercle d'incertitude	$R = \text{Sqr } x^2 + y^2$		060-p146		
Point équitemps	$d = D * V_{sr} / V_{sa} + V_{sr}$	d PET D Distance Vsr V sol retour Vsa V sol aller	060-p155		
Point de non retour - Temps de vol maximum	$T = Q / Ch$	T Autonomie (en temps) Q Quantité de carburant utilisable Ch Conso. Horaire	060-p157		
Point de non retour - Distance franchissable	$D = T * Q * V_s / Ch$	D D'istance franchissable T Temps de vol max Vs V Sol Q Quantite de carburant Ch Conso. Horaire	060-p158		
Point de non retour - Temps	$t = T * V_{sr} / V_{sa} + v_{sr}$	t Point de non retour T temps de vol max (en heure) Vsr V sol retour Vsa V sol aller	060-p159		
Point de non retour - Distance	$d = T * V_{sa} * V_{sr} / V_{sa} + V_{sr}$  $d = t * V_{sr}$ (distance départ jusqu'a PNR)	t Point de non retour T temps de vol max (en heure) Vsr V sol retour Vsa V sol aller	060-p159		
Determination de la distance d'un VOR	<b>"1° - 1s - 1 min"</b>		060-p171		Si un avion avec $V_s = 360 \text{Kt}$ et suivant une $R_m 120^\circ$ passe le radial $215^\circ$ à 23:00 et radial $205^\circ$ à

					23:03. Quelle fut sa distance minimale a la station ? <i>10° de QDR sont parcourus en 3 minutes soit 180 secondes. Donc 1° est parcouru en 18S. Il est donc a une distance de 18 minutes de vol de la station à la Vs de 360Kt.</i>
Calcul du QDM avec un ADF	$QDM=Cm+Gt$		060-p172		
Temps UTC / Tcg	$UTC=TcgG/15$		060-p196		
# du fuseau horaire	$n=Gm/15$		060-p196		
<b>Radionavigation</b>					
Azimet avion - station	$Zva = Zvs \pm 180^\circ \pm 2\gamma$	Zva Azimet de la station vu de l'avion $\gamma = co,vergence$	060-p165		



Densité jusqu'à 11Km	$\sigma = 20 - Z/20 + Z$	Z altitude (Km)	080-p25		
Décroissance de la pression avec Z					Loi de Laplace
Température Kelvin	$TK = t^{\circ}C + 273^{\circ}C$	T (Kelvin)	080-p26	<b>T(K)</b>	
Vitesse du son	$c^2 = dP / d\rho$	c <sup>2</sup> Carré de la vitesse du son dP Pression dρ Masse spécifique	080-p27	<b>c<sup>2</sup></b>	
Compressibilité	$d\rho / dP$	dP Variation de pression dρ Masse spécifique	080-p27		
Énergie cinétique	$E = 1/2 * m * V^2$	E Energie m masse V Vitesse	080-p28	<b>E</b>	
Pression Dynamique	$Pd = 1/2 * \rho z * Vv^2$	Pd Pression totale	080-p29	<b>Pd</b>	Écoulement Incompressible
Vitesse du son	$c = \text{sqr } dP/d\rho$			<b>c</b>	
Vitesse du son (m/s)	$c = 20.1 * \text{sqr } T$	T Temp Kelvin c en m/s	080-p29	<b>c</b>	L'air est considéré comme gaz parfait
Vitesse du son (kt)	$c = 39 * \text{sqr } T$	T Temp Kelvin c en kt	080-p29	<b>c</b>	L'air est considéré comme gaz parfait
Nombre de Mach	$M = Vv/c$	Vv Vitesse propre	080-p30	<b>M</b>	
Angle de Mach	$\sin \alpha = 1 / M = c/Vv$	M Mach	080-p31		
Loi des gaz parfaits	$P/\rho = r * T$ $Pv = r * T$	r 287	080-p35		Loi de Mariotte

Loi des gaz parfaits	$P = K \cdot \rho^\gamma$	$\gamma$	080- p35	<b>P</b>	
Equation de Bernoulli	$dP + \rho \cdot V \cdot dV = 0$ $dP/\rho + V \cdot dV = 0$		080- p37		
Equation de Saint Venant	$T2/(P2/P1)^{\gamma-1/\gamma}$	Temp. Initiale P1 Press. Initiale T2 Temp. Finale P2 Press. Finale $\gamma$ Cp/Cv = 1.4	080- p37		Fluides compressibles
Théo. Hugoniot	$dS/S = -dV/V(1-M^2)$	dS Diff. de surface S Surface dV Diff. de Vitesse V Vitesse M Mach	080- p38		Explique les diff. entre écoulement subsoniques et supersoniques
Échauffement cinétique	$\Delta T = V^2/2000$		080- p40		
Pression dynamique en fonction de M	$1/2 \cdot \rho \cdot V^2 = 0.7 \cdot P_s \cdot M^2$	$P_s$ Pression statique	080- p39		
Pression dynamique en fonction de M	$M^2 = P_d / 0.7 P_s$ $P_d = 1/2 \cdot \rho \cdot V^2$		080- p39	<b>M<sup>2</sup></b> <b>P<sub>d</sub></b>	A faibles vitesses
Reynolds	$\Re = V l / \nu$ $\hat{A} = \rho \cdot V \cdot l / \mu$ $\hat{A} = P \cdot V \cdot l / r \cdot T \cdot \mu$	V Vitesse avion(m/s) l Longueur du corps(m) $\nu$ Coef de viscosité en m/s $\rho$ Masse volumique (kg/m <sup>3</sup> )	080- p42	<b>Re</b>	Nombre sans dimension. Rapport entre pression dynamique et viscosité.

		P Pression statique(Pa) r 287 pour l'air T Temp Kelvin			
Épaisseur maximale	$h = 100*d/l$	h en %	080- p57	<b>h</b>	h = abscisse en % de la corde
Épaisseur relative	$e\% = 100*h/l$	e Épaisseur rel. h Épaisseur max. l Corde de profil	080- p57	<b>e%</b>	Epaisseur max h% = 100*d/l
Courbure relative	$c\% = 100*f/l$	c courbure rel. f Fleche l Corde de profil	080- p57	<b>c%</b>	
Corde Moyenne	$l_m = S/B$	S Surface de ref. B Envergure	080- p60	<b>MAC</b> <b>l<sub>m</sub></b>	Aussi appelée profondeur moyenne
Effilement	$eff. = l_1/l_2$	l1 l emplanture l2 l saumon	080- p60		
Allongement	$\lambda = B/l_m = B^2/S$	B Envergure S Surface de ref.	080- p60	$\lambda$	
Élancement	$E = l_0/B$	l0 Corde emplanture	080- p60	<b>E</b>	Seulement pour ailes delta
Allongement	$\lambda = B/l_m = B^2/S$		080- p60	$\lambda$	Grandeur sans dimension.
Coef. de pression Kp	$\Delta F = \Delta S*(P-P_0) = \Delta S*\Delta P$ $K_p = P_n - P_0 / 1/2*\rho_0*V_0^2$		080- p63	<b>Kp</b>	
Coef. de pression Kp - Mach	$K_p = P_n - P_0 / 1/2*\gamma*P_0*M_0^2$		080- p64	<b>Kp</b>	
Résultante aérodynamique	$R_a = 1/2*\rho*V_v^2*S*Cr$	S Surface Cr Coeff. aérodynamique	080- p68	<b>Ra</b>	Ra est proportionnel a 1/2 $\rho V^2$

Portance	$F_z = 1/2 * \rho * V^2 * S * C_z$ $C_z = 2F_z / \rho * S * V^2$	Fz Portance S Surface Cz Coeff. de portance	080- p69	<b>Fz</b>	
Gradient de portance	$b = \Delta C_z / \Delta \alpha$	$\alpha$ en degrés ou radians.	080- p71	<b>b</b>	
Trainée - Intensité	$F_x = 1/2 * \rho * V^2 * S * C_x$ $C_x = 2F_x / \rho * S * V^2$	Fx Trainée V <sup>2</sup> Vitesse S Surface C <sub>x</sub> Coeff. de trainée	080- p72	<b>Fx</b> <b>Cx</b>	
Trainée totale	$C_x = C_{xp} + C_{xi}$	C <sub>x p</sub> Trainée de profil C <sub>x i</sub> Trainée induite	080- p73		
Trainée induite	$C_{xi} = C_z^2 / \pi * \lambda$		080- p75	<b>Cx i</b>	Formule de Prandtl
Correction de l'allongement - Trainée induite	$\lambda' = K * \lambda$	$K < 1$	080- p75		
Trainée de profil	$F_{xp} = 1/2 * \rho * V^2 * S * C_{xp}$		080- p78		
Trainée induite	$F_{xi} = 1/2 * \rho * V^2 * S * C_z^2 / \pi * \lambda$		080- p78		$C_z = 4F_z^2 / \rho^2 * V^4 * S^2$
Trainée totale	$F_x = 1/2 * \rho * V^2 * S * C_{xp} + 2F_z^2 / \rho * V^2 * S * \pi * \lambda$ $F_x = K * V^2 + K' / V^2$ $F_x = K * M^2 + K' / M^2$	Avec N Mach	080- p78		
Trainée minimale	$F_{x \text{ mini}} = 2 \sqrt{K * K'}$		080- p79		Trainée minimale a l'incidence de finesse max.
Finesse	$f = F_z / F_x = C_z / C_x = \text{Tg } \delta$		080-		

			p83		
Cz de finesse max.	$Cz = Sqr a/b$		080- p84		
Cx de finesse max.	$Cx = 2a$		080- p84		
Finesse maxi.	$f \text{ maxi} = 1/sqr 4ab$		080- p84		
Distance de décollage / Atterrissage	$L = V^2 / 2\gamma$	L Distance nécessaire V V de décoll / atterrissage $\gamma$ Accélération decoll. / décélération a l'atterro	080- p29		
Hélice - Pas Géométrique	$H = 2 \pi r tg \omega$	H Pas géométrique r 0.70 de la pale $\omega$ angle de calage	080- p47		
Hélice - Pas Réel	$H' = 2 \pi r tg \beta$ $H' = Va / N$	H Pas géométrique r 0.70 de la pale $\beta$ angle d'avancement  Va V avion (m/s) N Tours/seconde	080- p47		
Hélice - Pas relatif	$h = \text{Pas géométrique} / \text{diamètre de l'hélice}$		080- p48		
Hélice - Rendement et puissance moteur	$\eta h = Wu / Wm$	Wu Puissance utile Wm Puissance moteur	080- p53		Ordre de grandeur max: de 0.8 à 0.85
Hélice - rendement en fonction de $\gamma$	$\gamma = Va / N*D$	Va V d'avancement (v avion) N Nbr de tours D Diametre de	080- p54		Petit pas = $\gamma$ faible Grand pas = $\gamma$ fort

		l'hélice			
Hélice - Coefficient de traction	$\tau = Tu / \rho N^2 * D^4$	Tu Traction utile	080-p55		
Hélice - Coefficient de puissance	$\chi = Wm / \rho * N^3 * D^5$	Wm puissance moteur	080-p55		
Facteur de charge n Vol rectiligne	$n = Fz / Mg$	n Facteur de charge g Fz Portance Mg Masse	080-p64		
Facteur de charge n - Descente ou montée uniforme	$n = \cos \gamma$	$\gamma$ Pente	080-p64		
Facteur de charge n - Virage	$n = 1 / \cos \varphi$	$\varphi$ Angle de virage	080-p64		
Facteur de charge n - Ressource	$n = 1 + V^2 / Rg$		080-p65		
Rafale verticale ascendante	$n = 1 + K * F * U * V / Mg / S$		080-p66		
Rafale verticale Descendante	$n = 1 - K * F * U * V / Mg / S$		080-p66		
Rafale horizontale avant	$n = 1 + 2 * v / V$	v vitesse de la rafale V V de l'avion	080-p67		
Rafale horizontale arrière	$n = 1 - 2 * v / V$	v vitesse de la rafale V V de l'avion	080-p67		
Variation du facteur de charge en fonction d'une rafale	$n = 1 \pm k * F * U * V / Mg / S$	U rafale	080-p81		
Température limite	$Tt = Ts * (1 + 0.2M^2)$		080-p90		
Mouvement rectiligne uniforme	$R + Tu + P = 0$ (eq vectorielle)	R Rés. aerodynamique	080-p103		

		Tu POussée P Poids			
Equation de sustentation	$P = Fz + Tu \cdot \sin \alpha$ $P = Fz$ $\rho z \text{ et } V \quad P = 1/2 \cdot \rho z \cdot S \cdot V^2 \cdot Cz$ $\sigma \text{ et } V \quad P = 1/2 \cdot \rho o \cdot \sigma \cdot S \cdot V^2 \cdot Cz$ $Ve \quad P = 1/2 \cdot \rho o \cdot S \cdot Ve^2 \cdot Cz$  Première forme: $P = 1/2 \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot Cz$  Deuxième forme (forme en M): $V^2 = M^2 \cdot \gamma \cdot Ps / \rho$ $P = 0.7 \cdot \rho s \cdot S \cdot Cz \cdot M^2$	P Newtons $\rho o \quad \text{Kg/m}^3$ S $\text{M}^2$ Ve m/s	080- p105		
Equation de propulsion	$Fx = Tu \cdot \cos \alpha$ $Tu = Fx$ $\rho z \text{ et } V \quad Tu = 1/2 \cdot \rho z \cdot S \cdot V^2 \cdot Cx$ $\sigma \text{ et } V \quad Tu = 1/2 \cdot \rho o \cdot \sigma \cdot S \cdot V^2 \cdot Cx$ $Ve \quad Tu = 1/2 \cdot \rho o \cdot S \cdot Ve^2 \cdot Cx$  Equation simplifiée: $Tu = P / f$	Tu Newtons $\rho o \quad \text{Kg/m}^3$ S $\text{M}^2$ Ve m/s	080- p105		
Traction ou poussée nécessaire	$V = \sqrt{2P / \rho \cdot S \cdot Cz}$ $f = Cz / Cx = \text{tg} \delta$ $Tn = P / f$		080- p108		

	$T_n \min = P / f_{\max}$ $tg\delta \min = W_n/V_p$				
Puissance nécessaire	$W_n = T_n \times V$  $W_n \min = C_x / \sqrt{C_z^3}$ $W_n \min = C_x^2 / C_z^3$ $W_n \min = C_x / C_z^{3/2}$ $W_n \min = C_z^3 / C_x^2$	$W_n$ Puissance nécessaire (Watt) $T_n$ Newton $V$ m/s	080-p109		
Puissance nécessaire - Variation d'altitude	$W_n = (1/\sqrt{\sigma}) * (\sqrt{2/\rho_0 * s}) * (P^{3/2}) * (C_x / \sqrt{C_z^3})$  Même incidence et même poids; a $Z_p=0$ $W_{n0} = (\sqrt{2/\rho_0 * S}) * (P^{3/2}) * (C_x / \sqrt{C_z^3})$ a $Z_p$ $W_n = W_{n0} / \sqrt{\sigma}$  Même Vitesse;  a $Z_p = 0$ $V_0 = (\sqrt{2P/\rho_0 * S * C_z})$ a $Z_p$ $V = V_0 / \sqrt{\sigma}$		080-p113		
Puissance nécessaire - Variation de poids	$W_n = (P^{3/2}) * (\sqrt{2/\rho * S}) * (C_x / C_z^{3/2})$  Même incidence et même altitude; $P_1 = W_{n1} = K * P_1^{3/2}$ $P_2 = W_{n2} = K * P_2^{3/2}$  $W_{n2}/W_{n1} = (P_2/P_1)^{3/2}$  Même vitesse $P_1 V_1 = (\sqrt{P_1}) * \sqrt{2/\rho * S * C_z}$  $V_2/V_1 = \sqrt{P_2/P_1}$				
Puissance totale	Débit gaz (Kg/s * V éjection (m/s) * V avion		080-		Puissance turboprop

équivalente	(m/s)		p120		
Puissance turboprop	Wu hélice = Wm*η Poussée résiduelle = Wu réacteur = Tur * V	Tur: Poussée résiduelle utilisable	080-p120		
<b>Cx fmax</b>	<b>2a</b>		080-p107		a Cx=a+b*Cz <sup>2</sup>
<b>Cz fmax</b>	<b>Sqr a/b</b>		080-p107		
<b>fmax</b>	<b>sqr 1/4ab</b>		080-p107		
Energie Totale	E Totale = 1/2*m*V+m*g*z = Cste	m Masse avion z Altitude par rapport à ref. V vitesse en Vv	080-p123		
Gain / perte vitesse / altitude	Δz = -1/11.3*V*ΔV  Δz = -1/g*V*ΔV	V Kt z Ft  V m/s z mètres	080-p123		
Equation de sustentation - VMRU	P cosγ = Fz P = Fz		080-p127		
Equation de propulsion - VMRU	Tu = Fx+Psinγ		080-p127		
Performance en montée - Vz	Sinγ = Vz / V  Vz = (Wu-Wn)/P = Diff W / P		080-p127		
Performance en montée - Pente de montée	Tg γ = Vz/Vp # Tu/P-1/f  En % = 100tgγ		080-p128		SI on utilise la Vp, il s'agit de la pente air, si on utilise la Vs il s'agira de la pente sol.

	$P\% = 100(Tu/P-1/f)$				
Calcul du plafond de propulsion	Calcul empirique de la densité de l'air $\sigma = 20-Z/20+Z = Tu/Tu0$  Poussée nécessaire à l'alt plafond $Tuz = Tu*\sigma$	Z Altitude	080-p134		
Facteur de charge	$n=1/\cos \varphi$	$\varphi$ Inclinaison	080-p152		
Facteur de charge en loop.	Position 6 $n=1+V^2/Rg$ Position 12 $n=V^2/Rg-1$ Position 9 et 3 $N=V^2/Rg$		080-p159		
Domaine de vol	$P/0.7*S = Ps*CzM^2$		080-p177		
Rayon de virage	$tg\varphi = V^2/Rg = V\omega /g = \omega^2*R/g$	$\omega$ Cadence, taux de virage , etc..en °/s ou en rad/sec	080-p152		
Parametres de vol - Vol rectiligne	$V= (\text{sqr}(2/\rho_0*S))*(1/\text{sqr}\rho)*(sqrP)*(1/\text{sqr}Cz)$  $Tu=P*Cx/Cz - (GTR)$  $Wm=Tn*V/\eta h=P*Cx*V/\eta h*Cz - (GMP \text{ et } GTP)$		080-p154		
Parametres de vol - Virage - Z=cte & V = cte	<b><math>V= (\text{sqr}(2/\rho_0*S))*(1/\text{sqr}\rho)*(sqr(n*P))*(1/\text{sqr}Cz_{vir})</math></b>  $Tu_{vir}=n*P*Cx_{vir}/Cz_{vir}$  $Wm_{vir}=n*P*Cx_{vir}*V/\eta h*Cz_{vir}$		080-p154		
Parametres de vol - Virage - Z=cte &	<b><math>V_{vir}= (\text{sqr}(2/\rho_0*S))*(1/\text{sqr}\rho)*(sqr(n*P))*(1/\text{sqr}Cz)</math></b>		080-p154		

$\alpha = \text{cte}$	$T_{\text{vir}} = n * P * C_x / C_z$ $W_{\text{mvir}} = n * P * C_x * V_{\text{vir}} / \eta h * C_z$				
Parametres de vol - Virage - Z=cte & Wm=cte	$V_{\text{vir}} = (\text{sqr}(2 / \rho_0 * S)) * (1 / \text{sqr} \rho) * (\text{sqr}(n * P)) * (1 / \text{sqr} C_z \text{vir})$ $T_u = n * P * C_x \text{vir} / C_z \text{vir}$ $W_m = n * P * C_x \text{vir} * V_{\text{vir}} / \eta h * C_z \text{vir}$		080- p154		
Facteur de charge a l'impact - Arrondi	$n = 1 + V^2 / Rg$	R Rayon de virage	080- p160		
Cadence de rotation - Arrondi	$\omega < 0.2g/V$ Si $\omega$ exprimé en °/s et V en kt $\omega < 220/Vkt$	$\omega$ en rad/sec g m/s <sup>2</sup> V m/s ou V kt $\omega$ en °/sec	080- p160		
Rayon d'action maximum - <b>GTR</b>	$C_d = C_h / V_{\text{sol}}$ $D = Q / C_d$ (Cd= consommation distance) $C_d = C_{\text{sp}} * \text{sqr}(\rho_0 * S / 2) * \text{sqr}(P) * \text{sqr}(\sigma) * C_x / \text{sqr}(C_z)$	Cd Cons./Distance Ch Cons. Horaire Csp Cons Spécifique	080- p168		
Rayon d'action maximum - <b>GMP</b>	$D = Q / C_d$ (Cd= consommation distance) Rayon d'action max. à l'incidence $\alpha_2$ de fmax. Tenir aussi compte de l'influence du vent.  <u>Influence de l'incidence</u> Rayon d'action max. avec incidence $\alpha_2$ de fmax  <u>Influence du vent</u> $C_d \text{ min} = C_{\text{sp}} / \eta * W_n / V_p \pm V_e$		080- p164		
Vitesse minimale -	$V_{\text{min}} = \text{sqr}(2P / \rho z * C_{z\text{max}})$		080-		

<b>GTR et GMP</b>			p166		
Microburst de la composante verticale du vent	$\Delta F_z/F_z = 2\Delta u/v + K \Delta w/V$		080-p189		
Condition d'équilibre	$\Sigma Mg=0$		080-p92		
Coefficient de moment Cm	$M_A^t = 1/2 * \rho * V^2 * S * l * Cm$ $Cm = 2M_A^t / \rho * S * l * V^2$		080-p93		
Calcul du centre de Gravité	$L = \Sigma M_0^t / \Sigma P$ $\Sigma M_0^t = I_0 * P_0 + I_1 * P_1 + I_2 * P_2 + \dots + I_n * P_n$ $\Sigma P = P_0 + P_1 + P_2 + \dots + P_n$  Exprimé en % de MAC $Mac\% = 100 * AG / AB = 100 * (L - OA) / AB$	L Distance entre le point de référence et le point d'application G	080-p98		OA : Du nez au bord d'attaque AG: Du bord d'attaque au CG AB: Corde de l'aile (profondeur de l'aile) OL: Du nez au CG
Calcul du centre de poussée - E	$Cm_A = -Cz * d / l$ $-d = l * Cm_A / Cz$ $E = d / l = - Cm_0 / Cz + k$	l Corde de profil d voir <a href="#">ici</a>	080-p99		
Influence du braquage de la gouverne sur Cm	$V^2 Cm_0 = 2 * P / \rho * S * l$		080-p105		
Erreur type centrale inertielle	$E = \text{Sqr} \Sigma (\text{erreurs})^2 = \text{sqr} 1+1+2^2+4^2+5^2$ #7NM		060-p46		
Dérive gyro azimut - Centrale inertielle	$\alpha = \text{Dérive gyro azimut en } ^\circ/\text{heure}$ $\beta = \alpha / 2$ $\tan \beta = E / V_{sol} (Kt)$ $E = V_s * \alpha / 2 * \pi / 180$	Vs en Kt Durée de vol en Heures	060-p47		

	Introduisons le facteur temps; $E = V_s \cdot \alpha / 2 \cdot \pi / 180 \cdot \text{Durée de vol}^2$				
Maniabilité	Maniabilité = $\Delta\beta / \Delta\alpha$	Le temps de réponse de l'avion aux sollicitations des gouvernes. Se traduit par le rapport entre la cause $\Delta\beta$ et l'effet $\Delta\alpha$ :	080-p110		
Calcul de la période de la phugoïde - Stabilité	$T = \pi V_0 / \text{Sqr}2 / g$	$V_0 = V$ en m/s	080-p114		
Stabilité statique transversale	$C_n = 2N / \rho \cdot S \cdot l \cdot V^2$	S surface de référence l corde de référence.	080-p116		
Composante aérodynamique de l'empennage vertical	$F_{ye} = 1/2 \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_{ye}$	$C_{ye}$ : Coefficient aérodynamique comparable à $C_z$ pour l'aile)f	080-p117		
Coefficient de roulis	$C_l = 2L / \rho S V^2$		080-p123		
<b>Masse et Centrage</b>					
Moment	$L = d a N_1 \cdot \text{Distance}_1 + d s N_2 \cdot \text{distance}_2 + \dots / \text{Poids (N)}$	L = Distance du centre de gravité	030-p11		
Centrage - %	$100 \text{ AG/AB} = \text{Centrage en \%}$		030-		

			p11		
Coefficient K - Emport de carburant	$K = \Delta \text{Masse décollage} / \Delta \text{Masse atterrissage}$		030- p19		
Charge Marchande	CO max = MZFW-Masse de base		030- p26		
Pente	Pente % = $100(\text{Poussée/poids} - 1/\text{ finesse})$		030- p27		
Calcul du centre de gravité	$L = LOP_0 + l_1 p_2 + \dots + l_n p_n / P_0 + p_1 + p_2 + \dots + p_n$  $100AG/AB = \text{Calcul de la MAC en \%}$  $\text{centrage} = 100(L-OA)/AB = \% \text{ MAC}$	AG = bord d'attaque, CG AB = corde ou profondeur de l'aile	030- p40		L étant le % de MAC
<b>Anemometrie</b>					
Correction d'installation	$V_c = k_a * V_{ic}$	$V_c$ V corrigée $k_a$ Correction d'installation $V_{ic}$ V apres corr instru	080- p49	<b>Vc</b>	Corrige erreur de captation (pitot)  <b>CIAS</b>
Correction de pression	$V_e = k_p * V_c$	$V_e$ V apres corr. de pression	080- p50	<b>Ve</b>	Utilisé au dessus de 200kt et 15000ft  <b>EAS</b>
Correction de densité - TAS	$V = V_e / \sqrt{\sigma}$		080- p50	<b>V</b>	$\sqrt{\sigma} = \sqrt{\rho_z / \rho_0}$ . La valeur de $\sigma$ est trouvée dans la table <a href="#">ISA</a> .  <b>TAS</b>

<b>Moteur a pistons</b>					
Puissance Théorique	$W_{th} = K * N.Pa/T$	K Cste propre au moteur N Rpm moterur Pa P. admission T Temp admission	020-p59	<b>Wth</b>	
Puissance effective	$W_e = 0.25 W_{th}$		020-p59	<b>We</b>	
Indice de performance	Puissance A' / Puissance A * 100		020-p77		Une fois a mélange riche, une fois a mélange pauvre.
Pas d'hélice	$Pas = 2*\pi*r*tg\alpha$	r 0.70 de la pale $\alpha$ Angle de calage	020-p85	<b>Pas</b>	
Rendement d'hélice	$F_t*V$	V Vitesse de l'avion Ft Force de traction	020-p90		Rendement de l'ordre de <b>0.8</b>
<b>Turbines</b>					
Puissance absorbée par le compresseur	$P = q_a * C_p(T_2 - T_1)$	$q_a$ Débit massique de l'air	020-p11		
Poussée Approximative	$P = Q_a * (v_5 - v)$		020-p16		
Relation générale de la poussée réacteur	$F = Q_a * (V_5 - V) + Q_c * V_5$	$Q_a$ Débit massique d'air $V_5$ V d'éjection des	020-p16	<b>F</b>	Exprimée en Newton si $Q_a$ en Kg/s et V en m/s.

		gaz. V V relative de l'air ambient Qc Débit massique de carburant F Poussée			
Poussé réacteur - Théorème des quantités de mouvements	$F = Q_a(V_5 - V) + Q_c * V_5 + (P_5 - P_0) * S_5$	P <sub>5</sub> Pression en station 5. En Pa P <sub>0</sub> Pression extérieure. En Pa S <sub>5</sub> Surface de sortie. En M <sup>2</sup>	020- p17		Q <sub>a</sub> (V <sub>5</sub> -V) Terme réacteur Q <sub>c</sub> *V <sub>5</sub> Terme fusée (P <sub>5</sub> -P <sub>0</sub> )*S <sub>5</sub> Poussée de culot. Pressions en Pa, surface en M <sup>2</sup> .
Efficacité de la manche	Eff manche = p <sub>t1</sub> /p <sub>t0</sub>		020- p21		
Couple turbine	couple = $\Sigma * M_0^t * f$		020- p41		
Degré de réaction	énergie de pression cédée dans le rotor / énergie cédée dans l'étage		020- p42		
Puissance calorifique	P <sub>c</sub> = q <sub>c</sub> *p <sub>c</sub>	P <sub>c</sub> Puissance calorifique en watts q <sub>c</sub> en kg/s-Débit massique carburant p <sub>c</sub> en joules/Kg Pouvoir calorifique du carburant	020- p91		
Puissance Utile	P <sub>u</sub> = F * V	P <sub>u</sub> watts F Newtons Poussée V m/s V avion	020- p91		
Puissance dynamique	P <sub>d</sub> = 1/2 * Q <sub>a</sub> (V <sub>5</sub> <sup>2</sup> - V <sup>2</sup> )	P <sub>d</sub> Watts Q <sub>a</sub> kg/s V m/s	020- p92		
Rendement thermique	$\eta_t = P_d / P_c$	P <sub>d</sub> Puissance dynamique	020- p92		S'améliore si on augmente;

		Pc Puissance calorifique			Les rendements partiels internes (compression, combustion, détente) Rapport manométrique Le T° max. admissible devant la turbine
Rendement de propulsion	$\eta_p = P_u/P_d = \frac{Q_a(V_5-V)*V}{1/2*Q_a(V_5^2-V^2)} =$ <b><math>\eta_p = 2V/V_5+V</math></b>		020-p92		
Rendement global	$\eta_g = \eta_t * \eta_p$		020-p93		
Taux de dilution	Taux de dilution = $Q_{a2} / Q_{a1}$		020-p96		
Consommation spécifique - Double flux	$C_s = 3600*V / p_c*\eta_g$ $C_s = V/\eta_g * k$	Cs en Kg/newton/heure pc pouvoir calorifique du carburant	020-p97		
Poussée totale - Double flux	$F_t = Q_{a1}*(V_5-V)+Q_{a2}*(V_s-V)$	Vs V d'éjection de la soufflante V5 V d'éjection du réacteur de base			
<b>Altimétrie</b>					
Correction de température - I	$\Delta Z_v/\Delta Z_i = T_s/T_{std}$	Zv Altitude Vraie Zi Altitude indiquée	060-p115		T° Ts et Tstd sont toujours prises au niveau

		Ts T° statique (K) Tstd T° Standard (K)			et choisies au milieu de la tranche à corriger. L'important restera de prendre les T° au même niveau.
Correction de température - II	$Z_v - Z_t = (Z_{QNH} - Z_t) * T_s / T_{std}$	Zv Altitude Vraie Zt Altitude topographique Z <sub>QNH</sub> Altitude QNH Ts T° statique Tstd T° Standard	060-p116		Applicable lorsqu'on connaît l'altitude topographique du terrain. Permet de passer de Z <sub>qnh</sub> à Z <sub>v</sub>
Correction de température - III	$C = 4 * (\Delta Z_i \text{ ou } \Delta Z_v) / 1000 * \Delta ISA$	$\Delta ISA$ Ecart entre T° et T° ISA	060-p117		Calcul simplifié
<b>Instruments</b>					
Badin - Pression	$P_t = P_s + 1/2 * \rho * V_v^2$	Pt Pression totale Ps Pression Statique Vv V en m/s	020-p72		
Loi de Saint Venant - Badin - CAS - Vc	$P_t - P_s = P_s [(1 + 0.2 * V_v^2 / a^2)^{3.5} - 1]$ Pt- $P_s = P_s [(1 + 0.2 * M^2)^{3.5} - 1]$  $V_c^2 = c^2 * 5 [(1 + P_t - P_s / P_s0)^{0.286} - 1]$	c V son Kt	020-p75	CAS	Avion subsoniques
Loi de Saint Venant - Badin - EAS - EV	$E_v^2 = 5.7 * P_s [(\Delta P / P_s + 1)^{0.286} - 1]$  $V_v = E_v / \sqrt{\rho \sigma}$		020-p76	Ev	Supersonique.
Vitesse du son	$M = V_v / a$ (a = Vitesse du son)  $a = \sqrt{\gamma * r * T_s}$		020-p86		
Variomètre	Pente en % = Vz en Ft/min / Vp en Kt		020-p100		

Gyroscope - Précession de déplacement	V angulaire de déplacement= $V_s \cdot \sin R_v \cdot \text{tg} L_a / 60$ en ° d'heure	Vs V Sol Rv Route Vraie(Angle par rapport au méridien local) L Latitude du lieu survolé	020- p126		
Précession de déplacement - Gyro	$P_d = (V_s \cdot \sin R_v \cdot \text{tg} L / 60)^\circ / h$	Rv Route vraie L Latitude	020- p138		
Erreur de cardan - Gyro	$\text{tg} \psi = \text{tg} \psi_i / \cos$		020- p140		
Erreur de virage - Horizon artificiel	$2K_e / \Omega$	$2K_e =$ Vitesse d'érection en °/s ou °/mm $\Omega =$ taux de virage en °/s ou °/mm	020- p174		
Erreur accélération longitudinale - horizon	$K_e \cdot t$	$K_e:$ V d'érection en °/s ou °/mm t: durée de l'accélération	020- p177		
Déviaton compas - Formule d'Archibald Smith	$d = C_m - C_c$  $d = d_0 + d_1 \cdot \sin C_M + d_2 \cdot \sin 2C_M + d_3 \cdot \cos C_M + d_4 \cdot \cos 2C_M$		020- p203		
<b>Météorologie</b>					
Loi des gaz parfaits	$\rho = P / R \cdot T$	$\rho$ : masse volumique du gaz (air assimilé a un gaz parfait) P : pression à laquelle le gaz est soumis T: T° du gaz	050- p34		

		R : Constante propre au gaz			
Rapport de mélange de l'air humide	$r = mv/ma$	mv=Masse de vapeur d'eau en grammes ma=Masse d'air sec en grammes	050 - p80		
Rapport des mélanges et des pressions	$r = 0.622 * e / P - e$	e= Pression partielle de la vapeur d'eau P-e=Pa = Pression partielle de l'air sec.	050 - p80		
Rapport de mélange - Air saturé	$r_w (P,T) = 0.622 * e_w^*(T) / P - e_w^*(T)$	$e_w$ pression saturante	050 - p81	$r_w$	$r_w$ est fonction de la pression et la pression saturante dépend elle même de la T°.
Humidité relative	$U\% = 100 * e / E_w(T)$  $U\% = 100 * r / r_w$	e P partielle de vapeur dans l'air $e_w(T)$ P max. de la vapeur que peut contenir l'air à la T°.  r rapport de mélange $r_w$ Rapport de mélange saturant	050 - p82	U%	
<b>Classe de perf. B</b>					

Consommation distance Distance maximale franchissable	$C_D = C_H/Vs$ ou $C_D = C_H/Vp$ par vent nul	CD Consommation distance CH Consommation horaire	030- p27		Turbine
Consommation distance Moteur à pistons	$CD = K.Wu/Vp$	K Facteur de proportionalité	030- p27		