

5. DIMENSIONAMENTO DELLE GONDOLE MOTORI

Nell'ambito della progettazione aeronautica sempre maggior importanza stanno assumendo i requisiti di efficienza dei propulsori del velivolo, così da ridurre costi, consumi ed anche i rumori di funzionamento dei motori. E sempre più spesso è opportuna una corretta progettazione delle gondole motori che, a dispetto di quanto si è portati di solito a pensare, hanno una notevole influenza sui parametri aerodinamici caratteristici del velivolo. Per tale motivo all'interno di ADAS 2.0 è stata creata un'apposita sezione che permetterà all'utente di calcolare in modo preciso tutte le caratteristiche geometriche ed aerodinamiche delle nacelles, semplicemente partendo dalle caratteristiche di spinta e/o potenza dei propulsori.

5.1 Le leggi statistiche di dimensionamento preliminare

Per la creazione di un algoritmo che permettesse di progettare le gondole in modo appropriato si è deciso di seguire la strada dello studio statistico, rapportando per un elevato numero di velivoli i valori di spinta

o potenza e quelli relativi alle dimensioni degli stessi. In particolare si può scindere il discorso per quanto riguarda i velivoli da trasporto a getto e quelli propulsi ad elica, dato che per i primi si è seguito il procedimento già esposto dal Prof. Charlie Svoboda (v. Bibliografia [31]), mentre per i secondi si è dovuto partire da zero, così come spiegato di seguito.

5.1.1 Dimensionamento delle gondole motori per i velivoli propulsi a getto

Nel 2000 il Prof. Svoboda, docente di discipline aeronautiche presso l'Università del Kansas, ha pubblicato un report nel quale ha spiegato come, partendo dallo studio di un certo numero di velivoli turbofan, egli sia stato in grado di ottenere delle curve caratteristiche descrittive dell'andamento di taluni parametri delle gondole motori al variare delle spinte.

Partendo da un database, la cui creazione data il 1996, nel quale sono state inserite le diverse caratteristiche relative a quasi tutti i turbofan presenti al mondo, purchè con un **rapporto di bypass "BPR"** maggiore di **2**, sono stati confrontati e graficati i valori della spinta al decollo " T_{TO} " di ogni singolo motore con i valori di lunghezza della gondola " L_N " e diametro massimo della stessa " D_N ". Sono quindi stati esaminati i grafici per verificare la possibilità di ricavare una curva che descrivesse l'andamento dei valori riportati su di essi, e da qui è stato possibile ricavare le seguenti equazioni:

$$L_N[in] = 40 + 0.59\sqrt{T_{TO}[lb]} \quad (5.1)$$

$$D_N[in] = 5 + 0.39\sqrt{T_{TO}[lb]} \quad (5.2)$$

Le curve sono le seguenti:

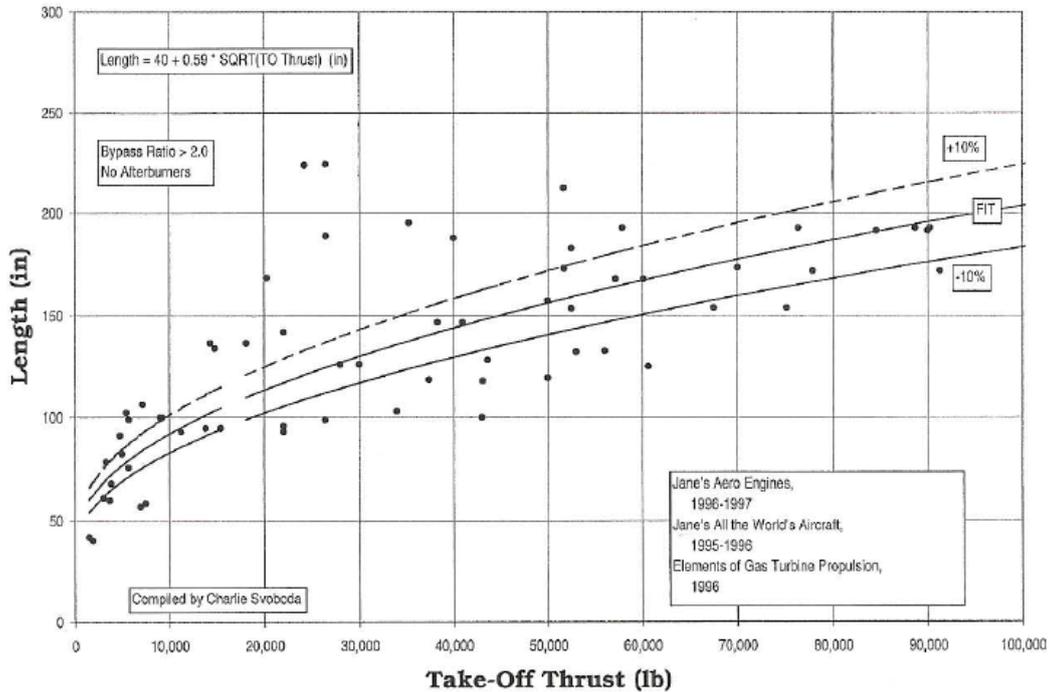


Figura 5.1 – Andamento della lunghezza della nacelle al variare della spinta massima

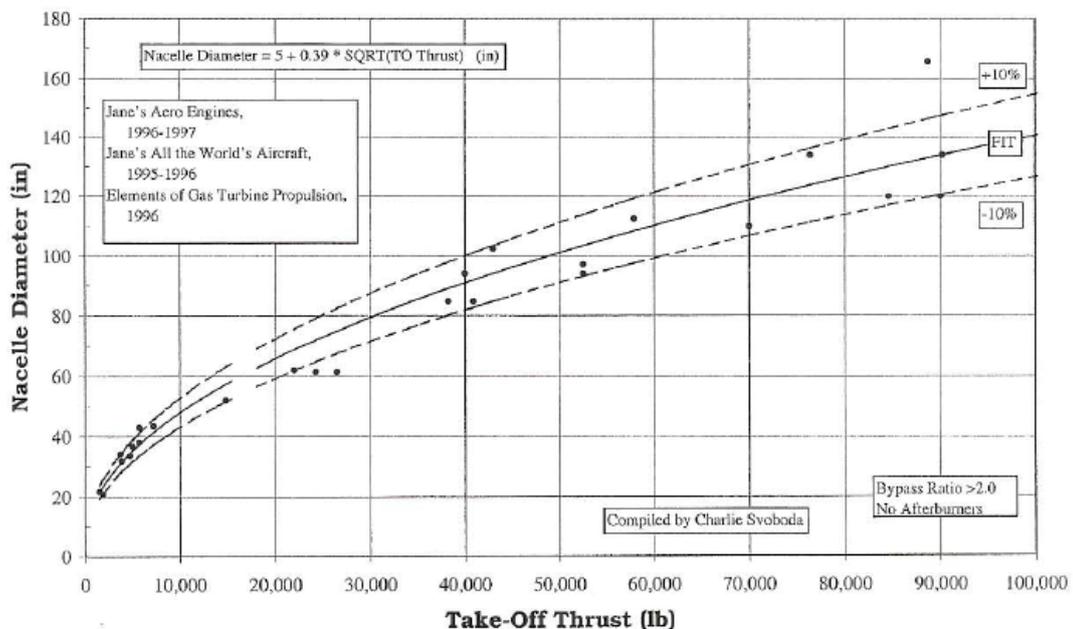


Figura 5.2 – Andamento del diametro massimo della nacelle al variare della spinta massima

Sui due grafici precedenti è opportuno fare delle precisazioni: anzitutto l'andamento è ovviamente un andamento di massima e le variazioni

rispetto allo stesso di taluni valori, in particolare per ciò che concerne la figura 5.1, sono da attribuirsi anche alla notevole differenza d'età tra alcuni propulsori e da qui quindi alle notevoli differenze di efficienza tra i motori più anziani e quelli il cui progetto è più recente.

Circa la figura 5.1, è facile notare come la lunghezza aumenti in modo significativo per spinte inferiori alle 10.000 libbre, mentre al di sopra di tale valore l'andamento è più dolce e lineare; inoltre va sottolineato come la lunghezza, pur determinata dai parametri costruttivi del motore, quali numero di stadi di compressore e turbina – che ovviamente sono parametri arbitrari scelti in base al know-how ed alle capacità del costruttore, non dovrebbe mai superare i 225 pollici, per non incorrere in problemi strutturali ed aerodinamici.

La figura 5.2 mostra invece un andamento maggiormente parabolico, in accordo con la legge di variazione tra portata d'aria e superficie della sezione della gondola motore.

Tramite le formule (5.1) e (5.2) è stato quindi semplice ottenere l'algoritmo che permettesse di calcolare le dimensioni di ogni singola nacelle di un velivolo propulso a getto, semplicemente partendo dal valore della massima spinta al decollo " $T_{0 \text{ TAKE-OFF}}$ ".

5.1.2 Dimensionamento delle gondole motori per i velivoli propulsi ad elica

Per i velivoli propulsi ad elica non esisteva materiale relativo al dimensionamento delle gondole motori, perciò, ispirandoci a quanto fatto dal Prof. Svoboda, è stato necessario creare un database nel quale fossero riportati, per una quarantina di velivoli, i valori della potenza all'albero " Π_a " e delle dimensioni delle gondole motore, così da poter poi valutare la possibilità di ricavare una curva che descrivesse con

buona approssimazione statistica l'andamento delle singole caratteristiche geometriche al variare della potenza. I valori sono stati ottenuti da Bibliografia [32] e da Bibliografia [27], da cui sono stati presi anche i trittici dei velivoli scelti, nonché sfruttando le risorse della rete Internet. Il problema iniziale è stato infatti quello di conoscere i valori geometrici delle nacelles, non riportati nelle specifiche dei velivoli, né sui siti dei costruttori dei propulsori; si sono perciò sfruttati i trittici, come quello riportato in figura 5.3, dai quali si sono ricavate le misure in scala delle dimensioni delle gondole di ogni singolo velivolo e da qui, conoscendo le dimensioni reali ed in scala dell'apertura alare "b", si sono potute calcolare le dimensioni vere di lunghezza " L_N ", ampiezza " W_N " ed altezza " H_N " di ogni singola nacelle. Il tutto è stato poi riportato nell'elenco mostrato nella prossima pagina:

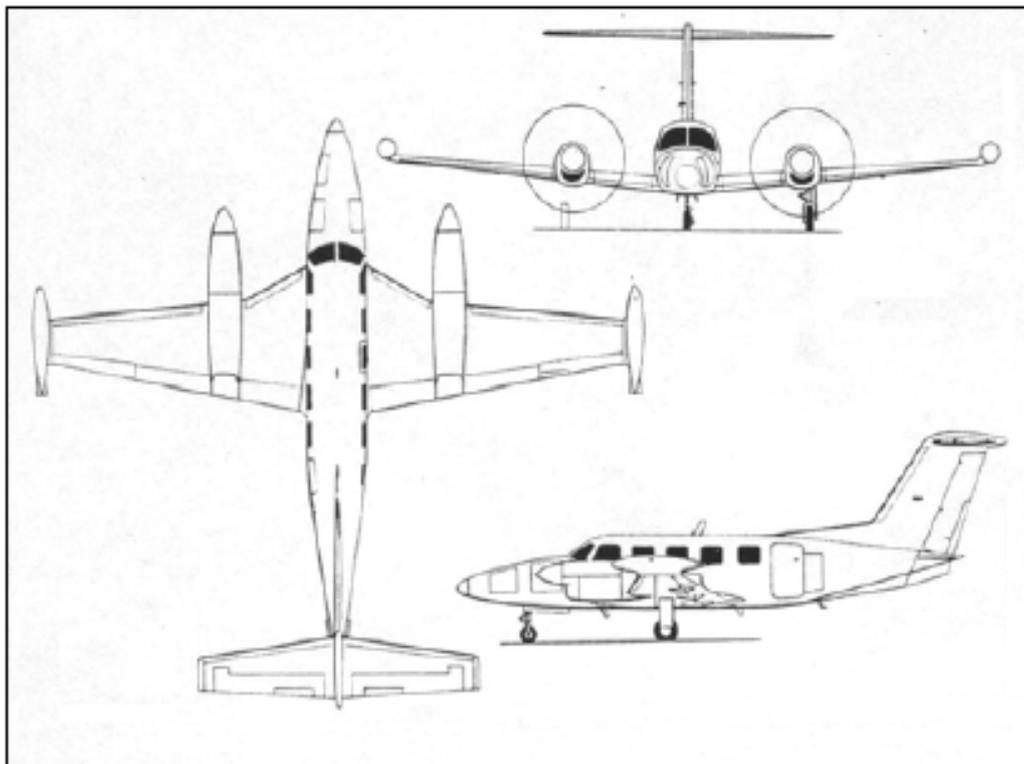


Figura 5.3 – Trittico di un velivolo bimotore ad elica sfruttato per il calcolo delle dimensioni delle gondole motori inserite nel database di figura 5.4

Airplane	Engine	Engine Power [shp]	Length Nacelle [in]	Width Nacelle [in]	Height Nacelle [in]	Form Factor H/W
Aeroprakt A28	Rotax 912	80	84.2518	22.8346	15.3543	0.67
Aero Volga	VAZ 416	163	90.551	33.0708	18.8976	0.57
VulcanAir P68	SMA SR305-230 Jet A	170	58.2676	35.433	22.4409	0.63
Piper Seminole	Lycoming LO-360-A1H6	180	110.236	35.433	21.2598	0.6
Piper Seneca	Lycoming IO-360-C1E6	200	100.3935	39.37	25.1968	0.64
Avia Accord 201	Continental IO-360ES	210	103.1494	35.433	23.622	0.67
Beriev BE-103	Teledyne Continental IO-360ES4	210	59.055	36.2204	20.4724	0.57
Cessna T303 Crusader	Continental TSIO520AE	250	131.8895	38.1889	21.2598	0.56
Beechcraft Baron	Continental IO-470-L	300	107.8738	40.5511	22.0472	0.54
Cessna 414A Chancellor	TSIO-520-NBs	310	132.2832	35.0393	23.2283	0.66
Cessna Conquest I	Pratt & Whitney Canada PT6A112	450	148.8186	24.8031	28.7401	1.16
Beechcraft King-Air 90	Pratt & Whitney Canada PT6A-135A	550	164.1729	34.2519	54.7243	1.60
BNG BN2B Islander	Lycoming IO-540-K1B5	560	85.8266	32.6771	36.6141	1.12
Cessna Conquest II	Garrett TPE331	635	135.0391	25.9842	30.3149	1.17
Atlas LiftMaster	Pratt & Whitney Canada PT6A-114A	680	133.858	26.7716	48.0314	1.79
Dornier 228	Garrett AiResearch TPE-331-5	715	70.0786	37.4015	26.7716	0.72
Beechcraft King-Air 200	Pratt & Whitney Canada PT6A-42	850	146.8501	21.6535	38.1889	1.76
Beechcraft King-Air 350	Pratt & Whitney Canada PT6A60A	1050	156.6926	27.9527	39.37	1.41
Beechcraft 1900D	Pratt & Whitney Canada PT6A-67D	1100	125.984	26.3779	43.307	1.64
Plaggio P180Avanti	Pratt & Whitney Canada PT6A-66	1150	127.9525	39.7637	27.9627	0.70
Beriev BE-132	Klimov VK1500	1479	252.7554	38.5826	32.2834	0.84
Piper Cheyenne 400	Pratt & Whitney Canada PT6A-28	1645	150.7871	31.1023	36.2204	1.16
ATR 42	Pratt & Whitney PW127E	1765	173.6217	37.4015	60.2361	1.61
Bombardier Dash 8 Q100	Pratt & Whitney Canada PW123	1775	246.4562	38.5826	66.3542	1.69
Embraer EMB-120	Pratt & Whitney Canada PW1 18/118A/118B	1800	194.4878	27.559	61.4172	2.23
Dornier 328	Pratt & Whitney Canada PW1 19C	1815	151.1808	34.2519	48.0314	1.40
ATR 72	Pratt & Whitney PWC127F	2160	149.606	33.0708	91.3384	2.76
Ilyushin IL-114	Klimov TV7-117S	2466	234.2515	43.307	69.2912	1.6
Antonov An140	Klimov TW3-117WMA-SBM1	2500	174.4091	43.307	66.3542	1.51
Saab 2000	Rolls Royce AE2100A	2500	199.2122	39.7637	69.6849	1.75
Fokker 50	Pratt & Whitney Canada PW125B	2500	289.7632	45.2755	63.3857	1.4
XAC MA60	Pratt & Whitney PW127	2800	249.9995	41.7322	66.929	1.60
NAMC YS-11	Rolls Royce Dart10	3060	253.345	39.375	60.879	1.55
Lockheed L188-Electra	Rolls Royce 501-D13	3460	235.078	44.448	75.9841	1.71
Convair 580	Rolls Royce 501-D13D	3800	246.578	41.838	79.296	1.90
Lockheed C130J Hercules	Rolls Royce T56-15	4600	220.8657	44.0944	88.1888	2
Alenia C27J Spartan	Rolls Royce AE 2100D2	4640	199.6059	34.6456	77.9626	2.25

Figura 5.4 – Database delle potenze e dei parametri geometrici delle gondole dei velivoli ad elica

In prima approssimazione si è pensato di graficare insieme tutti i valori, il che ha fornito le seguenti curve:

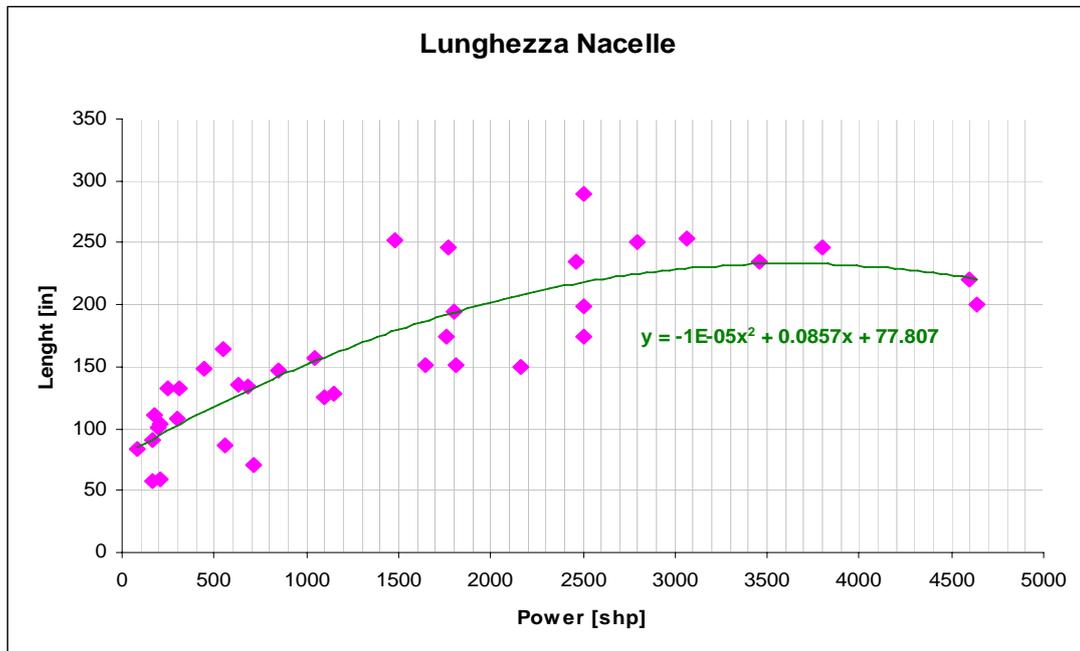


Figura 5.5 – Andamento della lunghezza della nacelle in funzione della potenza per i velivoli ad elica

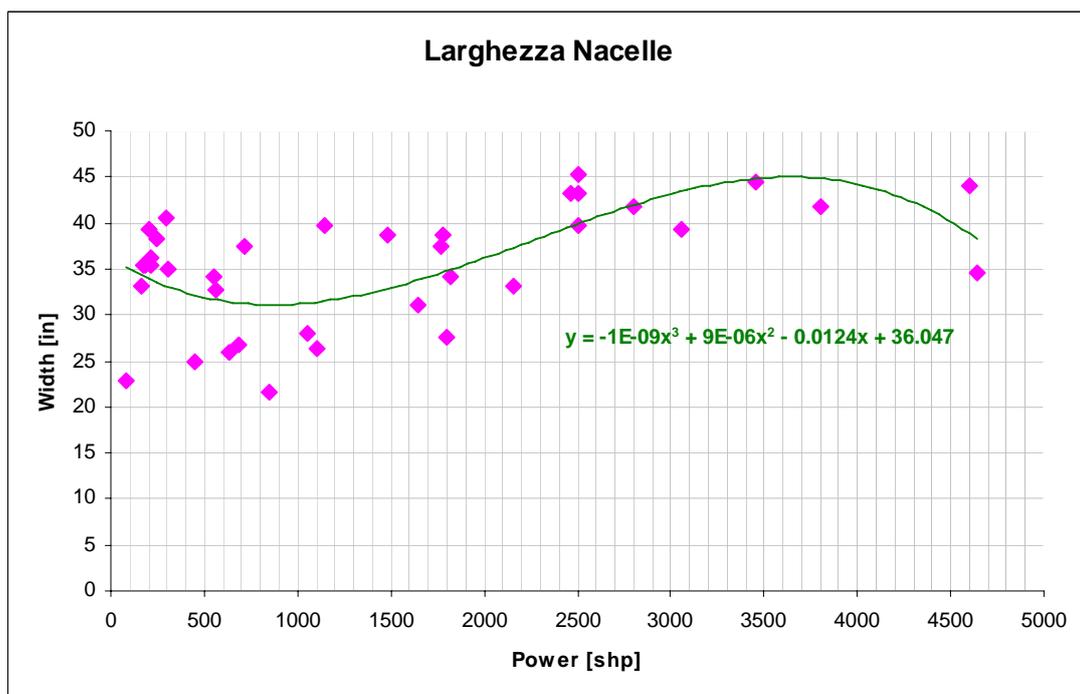


Figura 5.6 – Andamento dell'ampiezza della nacelle in funzione della potenza per i velivoli ad elica

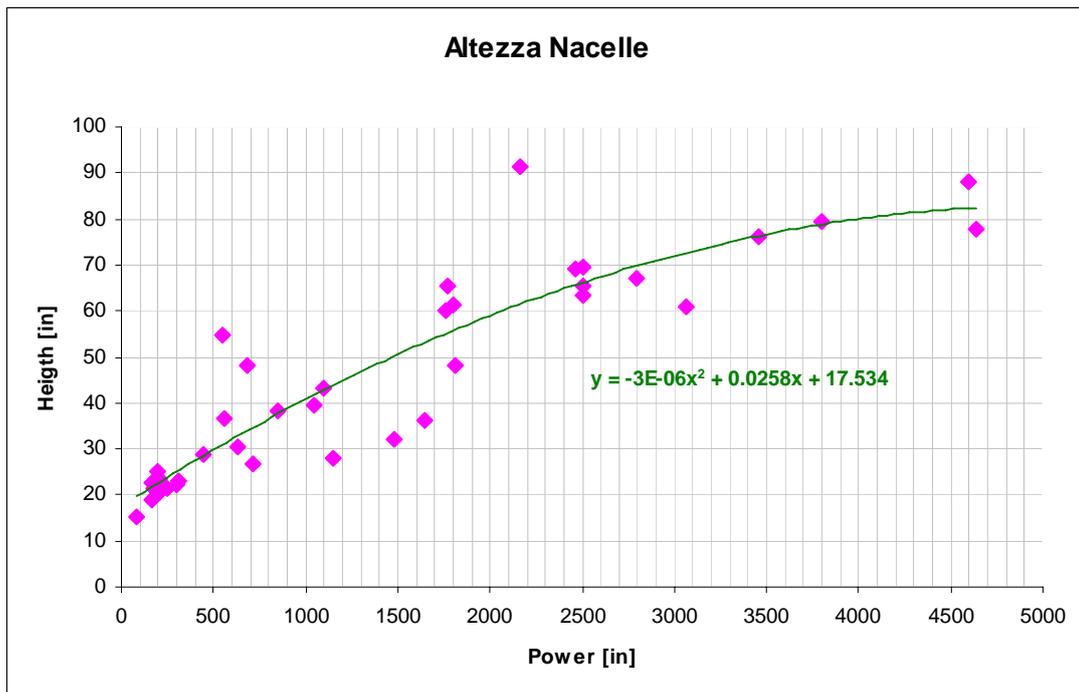


Figura 5.7 – Andamento dell'altezza della nacelle in funzione della potenza per i velivoli ad elica

Dallo studio di tali grafici e dei valori ottenuti è stato possibile verificare un diverso trend nelle dimensioni delle nacelles tra i velivoli ad elica con motore a pistoni ed i velivoli con propulsore turboelica, il che è facilmente riscontrabile dall'andamento delle curve azzurra e verde nei grafici precedenti, curve rappresentative rispettivamente della media a due punti e della tendenza polinomiale al secondo e terzo ordine.

Si è perciò pensato di effettuare una scissione tra i due diversi tipi di propulsore ottenendo quindi curve diverse per i due sottoinsiemi. Di seguito sono riportati grafici dell'andamento della lunghezza, dell'ampiezza e dell'altezza massime delle gondole al variare della potenza all'albero del motore, prima per i velivoli con motore a pistoni e poi per i turboelica, ed a seguire vengono indicate le equazioni polinomiali ottenute.

 RECIPROCATING PROPELLER ENGINE

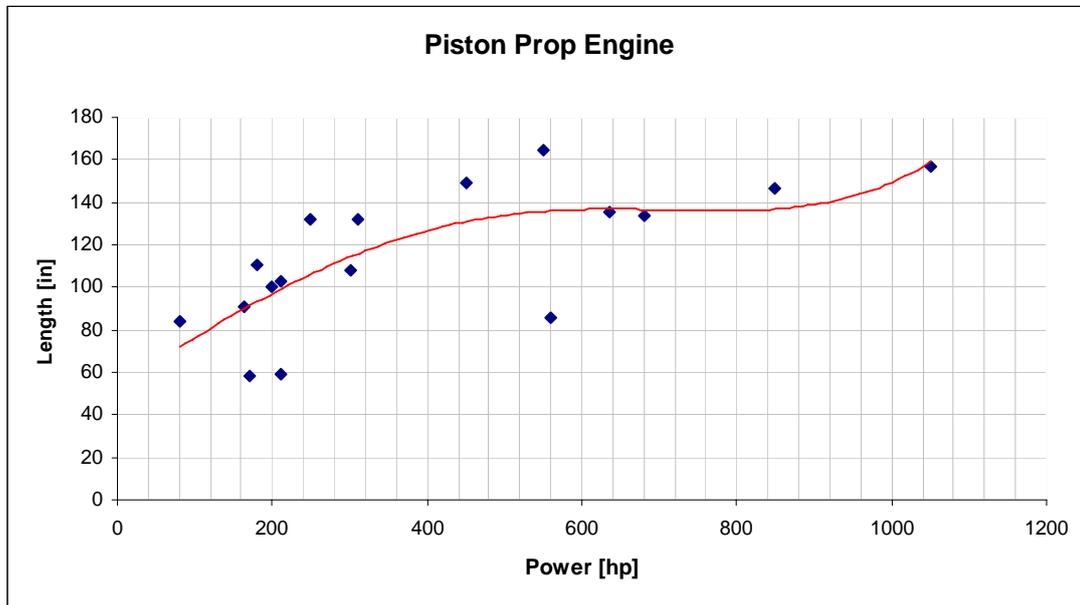


Figura 5.8 – Andamento della lunghezza della nacelle in funzione della potenza per velivoli con motore alternativo ad elica

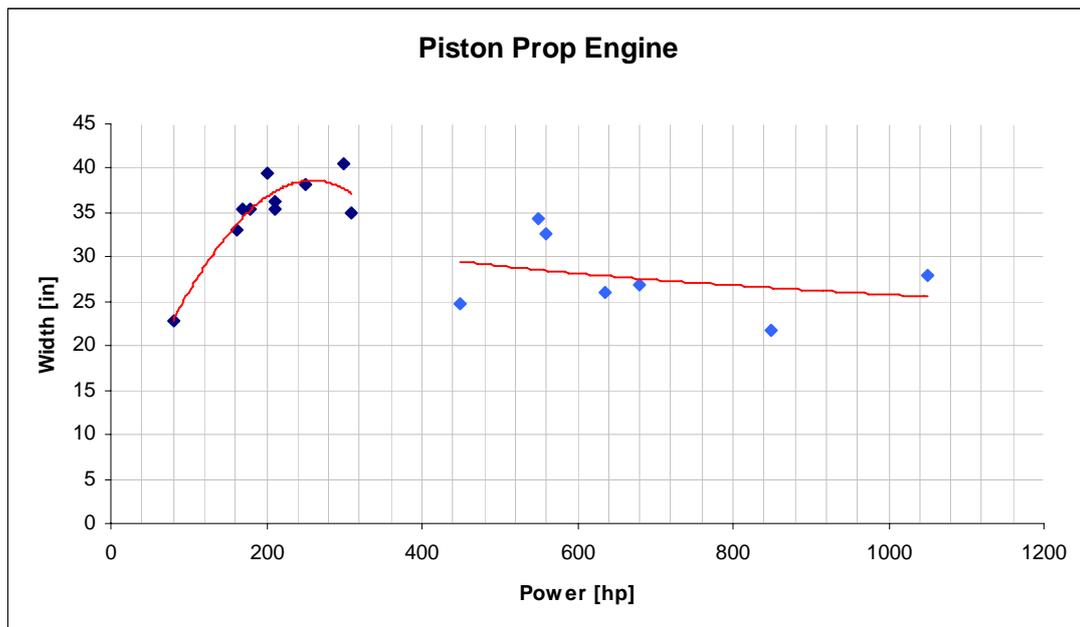


Figura 5.9 – Andamento della larghezza della nacelle in funzione della potenza per velivoli con motore alternativo ad elica

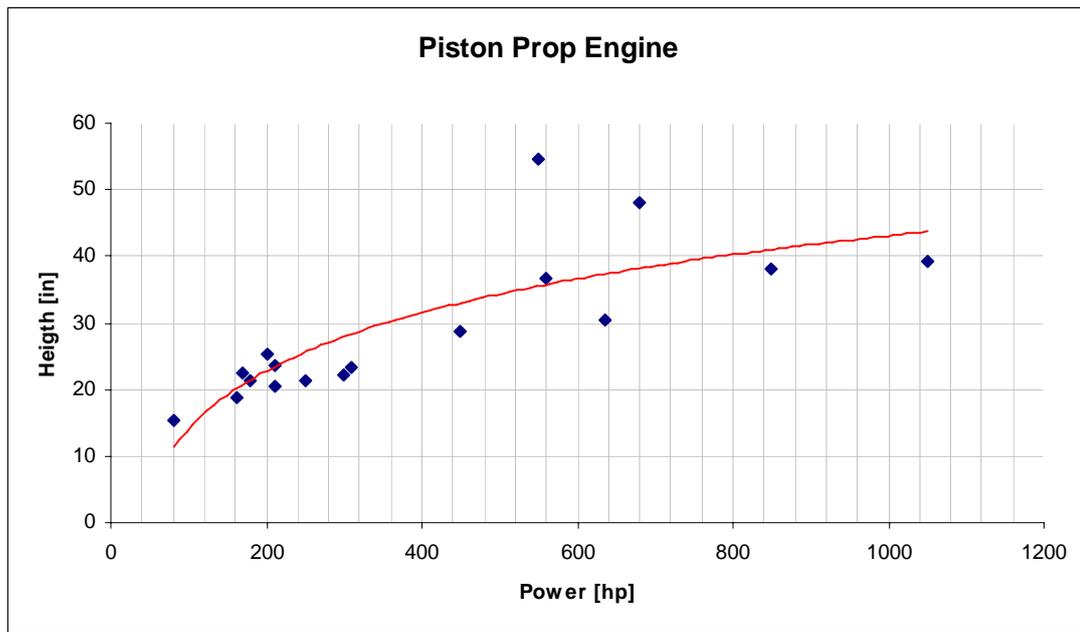


Figura 5.10 – Andamento dell'altezza della nacelle in funzione della potenza per velivoli con motore alternativo ad elica

Per quanto riguarda i velivoli ad elica con motore alternativo, dai grafici si può facilmente notare come per potenze non superiori ai 400 cavalli essi tendano ad avere nacelles di dimensioni più o meno uguali, tant'è che le curve di tendenza (rosse nelle figure) approssimano molto bene i valori di ogni singolo velivolo (punti blu), mentre al di sopra di tale potenza c'è una maggiore variazione, comunque accettabile ai fini dell'ottenimento di una curva rappresentativa delle scelte di mercato di ogni costruttore; per cercare comunque di rappresentare matematicamente nel modo più rigoroso possibile, si è deciso, per quanto riguarda la figura 5.9, relativa alla larghezza massima della gondola, di considerare due andamenti, a seconda che la potenza fosse maggiore o minore di 410 cavalli. Una volta valutate le curve che meglio rappresentassero l'andamento se ne sono ottenute le equazioni caratteristiche riportate di seguito:

$$L_N = 4 \cdot 10^{-10} \cdot \Pi_a^4 - 6 \cdot 10^{-7} \cdot \Pi_a^3 + 8 \cdot 10^{-5} \cdot \Pi_a^2 + 0.2193 \cdot \Pi_a + 54.097 \quad (5.3)$$

$$\Pi_a \leq 410hp \Rightarrow W_N = -3 \cdot 10^{-7} \cdot \Pi_a^3 - 0.003 \Pi_a^2 + 0.2196 \cdot \Pi_a + 7.396 \quad (5.4a)$$

$$\Pi_a > 410hp \Rightarrow W_N = -4.6563 \cdot \ln(\Pi_a) + 57.943 \quad (5.4b)$$

$$H_N = 12.595 \cdot \ln(\Pi_a) - 43.392 \quad (5.5)$$

TURBOPROPELLER ENGINE

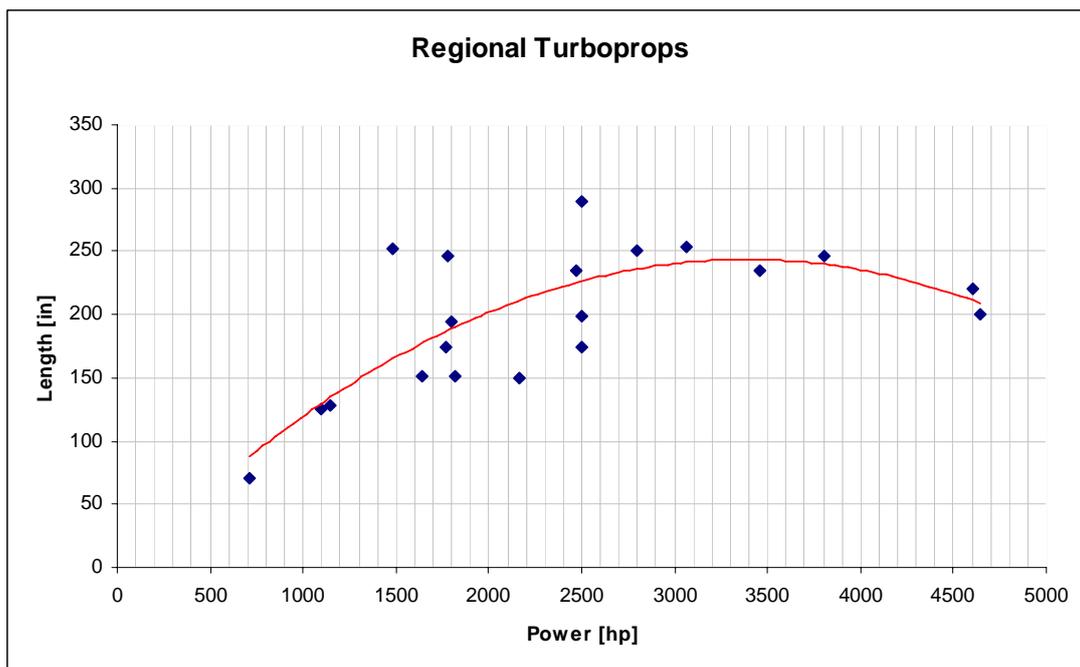


Figura 5.11 – Andamento della lunghezza della nacelle in funzione della potenza per velivoli con motore turboelica

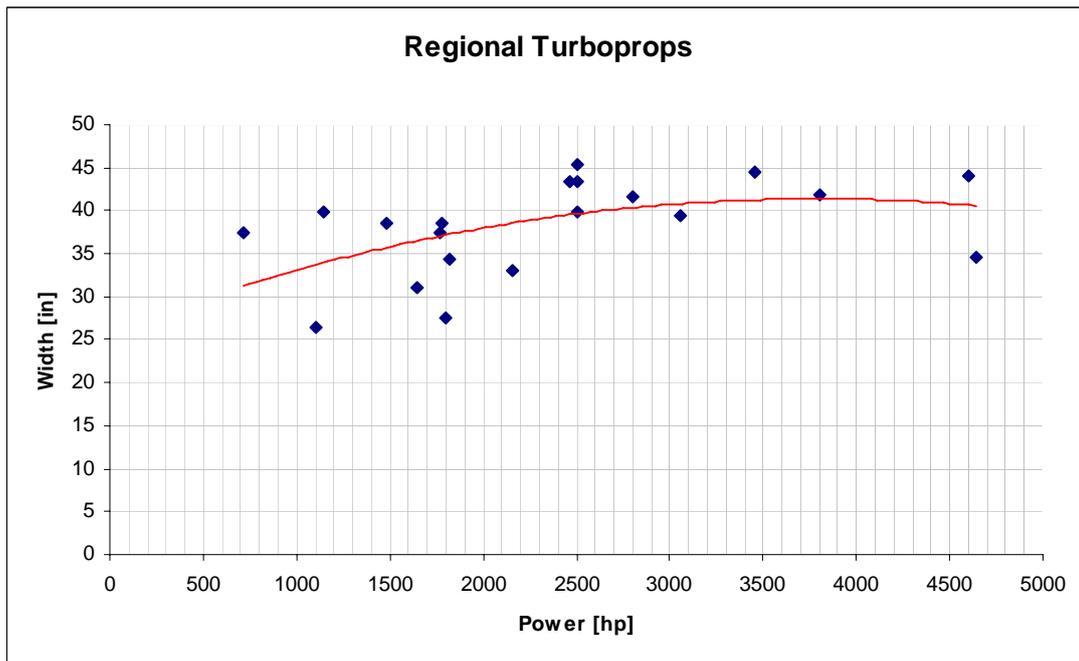


Figura 5.12 – Andamento della larghezza della nacelle in funzione della potenza per velivoli con motore turboelica

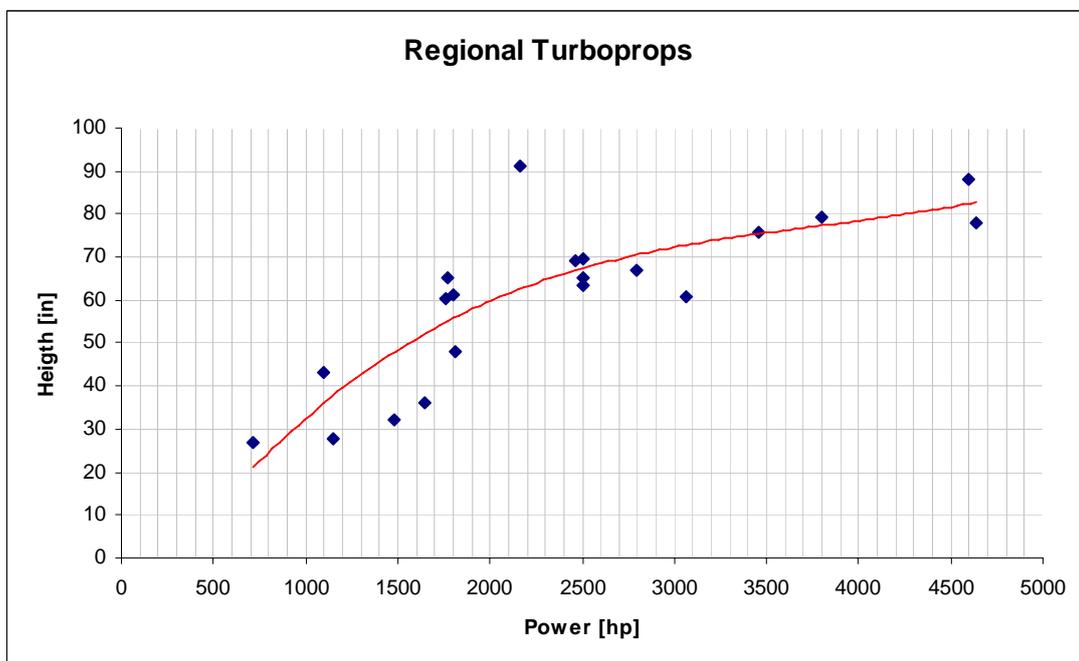


Figura 5.13 – Andamento dell'altezza della nacelle in funzione della potenza per velivoli con motore turboelica

In questo caso l'andamento delle linee di tendenza (linea rossa) è stato scelto di modo che, laddove vi fossero discordanze il valore calcolato cadesse comunque all'interno del range di valori relativi ai velivoli già presenti sul mercato; dalle curve si sono ottenute le tre seguenti equazioni caratteristiche:

$$L_N = -2 \cdot 10^{-5} \cdot \Pi_a^2 + 0.1449 \cdot \Pi_a + 13.04 \quad (5.6)$$

$$W_N = -1 \cdot 10^{-6} \cdot \Pi_a^2 + 0.0077 \cdot \Pi_a + 26.638 \quad (5.7)$$

$$H_N = -1 \cdot 10^{-11} \cdot \Pi_a^3 - 5 \cdot 10^{-6} \cdot \Pi_a^2 + 0.0433 \cdot \Pi_a - 8.7201 \quad (5.8)$$

Partendo da queste equazioni è stato possibile creare all'interno di ADAS 2.0 il modulo relativo al dimensionamento delle gondole motori.

5.2 Il dimensionamento delle nacelles in ADAS 2.0

Una volta ottenute le equazioni necessarie al calcolo è stato possibile creare in ADAS il form relativo al dimensionamento delle gondole, definito appunto “**NACELLE SIZING**”, ed al quale si accede cliccando sull'omonimo tasto nella schermata principale del programma, visibile in figura 3.2. La schermata principale, mostrata di seguito permette di calcolare in sequenza la geometria delle nacelles, la loro posizione rispetto ad ala e fusoliera, e le caratteristiche aerodinamiche di ognuna.