

Fig. 19.1 Sizing matrix.

Optimización del Diseño

Sizing and Trade Studies

Tema 18

Sergio Esteban Roncero

Departamento de Ingeniería Aeroespacial
Y Mecánica de Fluidos

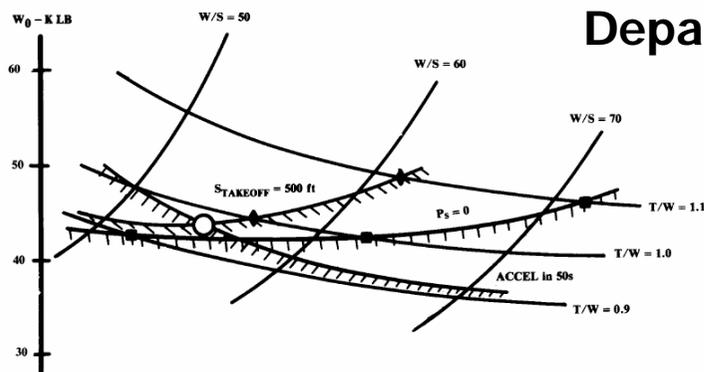
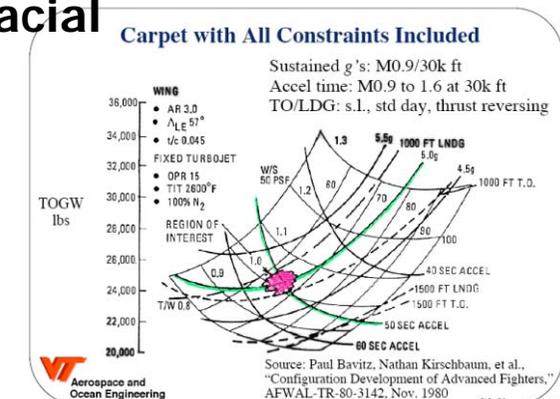
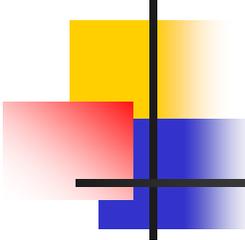


Fig. 19.6 Completed carpet plot.





Outline

- Introducción.
- Matrices de Dimensionado.
- Gráficas de Alfombra.
- Otros Métodos.
- Bibliografía.

Introducción

- Varios métodos para optimizar el dimensionado óptimo para el diseño del avión.
- No hay un método único, sino múltiples métodos para optimizar en función de los métodos y del número de requisitos de diseño que se quieran cumplir.
- **Matrices de dimensionado** y las **gráficas alfombra (carpet plots)** son dos de los métodos que trataremos para optimizar el diseño intentando cumplir el máximo número de requisitos de diseño.
- Existen también los llamado **Trade Studies**, donde se estudian en más detalle otras características del diseño del avión.

Matrices de Dimensionado - 1

- El dimensionado del avión (tanto el inicial con información estadística o ecuaciones empíricas simplificadas, como el dimensionado depurado), se basan en **cumplir** una serie de **especificaciones** delimitadas por **segmentos**:
 - Despegue y Subida
 - Crucero
 - Espera
 - Descenso y Aterrizaje
- La configuración geométrica inicial del avión se obtuvo teniendo en cuenta hipótesis de sustentación, empuje, resistencia para satisfacer los requisitos de los segmentos de vuelo, resultando en un diseño del avión "as drawn"
 - Si modificamos algunos de los **parámetros geométricos** de diseño para optimizar las características del avión, puede que el nuevo diseño **no cumpla todos los requisitos** en cada uno de los segmentos, o que en algunos de ellos **se comporte de forma excepcional**.
- Una vez definido los requisitos de los segmentos, ahora toca compararlos con los requisitos de diseños establecidos por el RFP, y de esta manera, comparar
 - **Requisitos vs. Actuaciones.**

Matrices de Dimensionado - 2

- En el método de dimensionado de matrices, se eligen parámetros significativos que son variados ($\pm 20\%$), produciendo diseños de aviones totalmente distintos, por lo que tienen características totalmente diferentes que hay que analizar de forma rápida y completa para determinar si los nuevos diseños son o no válidos.
 - Normalmente se analizan la relación entre empuje-peso (*thrust-to-weight ratio*) (T/W), y la carga alar (W/S), todo y que cuando la planta motora está fijada de antemano, o la variación de las plantas motoras existentes es limitada, se pueden elegir **otros parámetros físicos** como el **alargamiento de las alas**.
 - El alargamiento lleva implícitamente incorporadas la variación del área y la envergadura del ala.
- Cada **combinación** de los **parámetros** identificados (normalmente se trabaja con dos de ellos para poder analizar las gráficas de forma más sencilla) **generarán un nuevo avión con diferentes características aerodinámicas, propulsión y pesos**:
 - Para cada uno de los diseños se procede a seguir los mismos pasos utilizados para dimensionar:
 - El peso de despegue (W_0) necesario para poder cumplir los requisitos de actuaciones en los diferentes segmentos de vuelo tal como se hizo para el diseño inicial.
 - **Analizar las actuaciones** de cada uno de los nuevos diseños.
 - Si las variaciones de los parámetros están suficientemente distanciadas se conseguirá que al menos uno de los diseños sea capaz de cubrir todos los requisitos de diseño
 - **Puede** que ese diseño sea capaz de **cumplir** todos los **requisitos**, pero sea **muy pesado**

Matrices de Dimensionado - 3

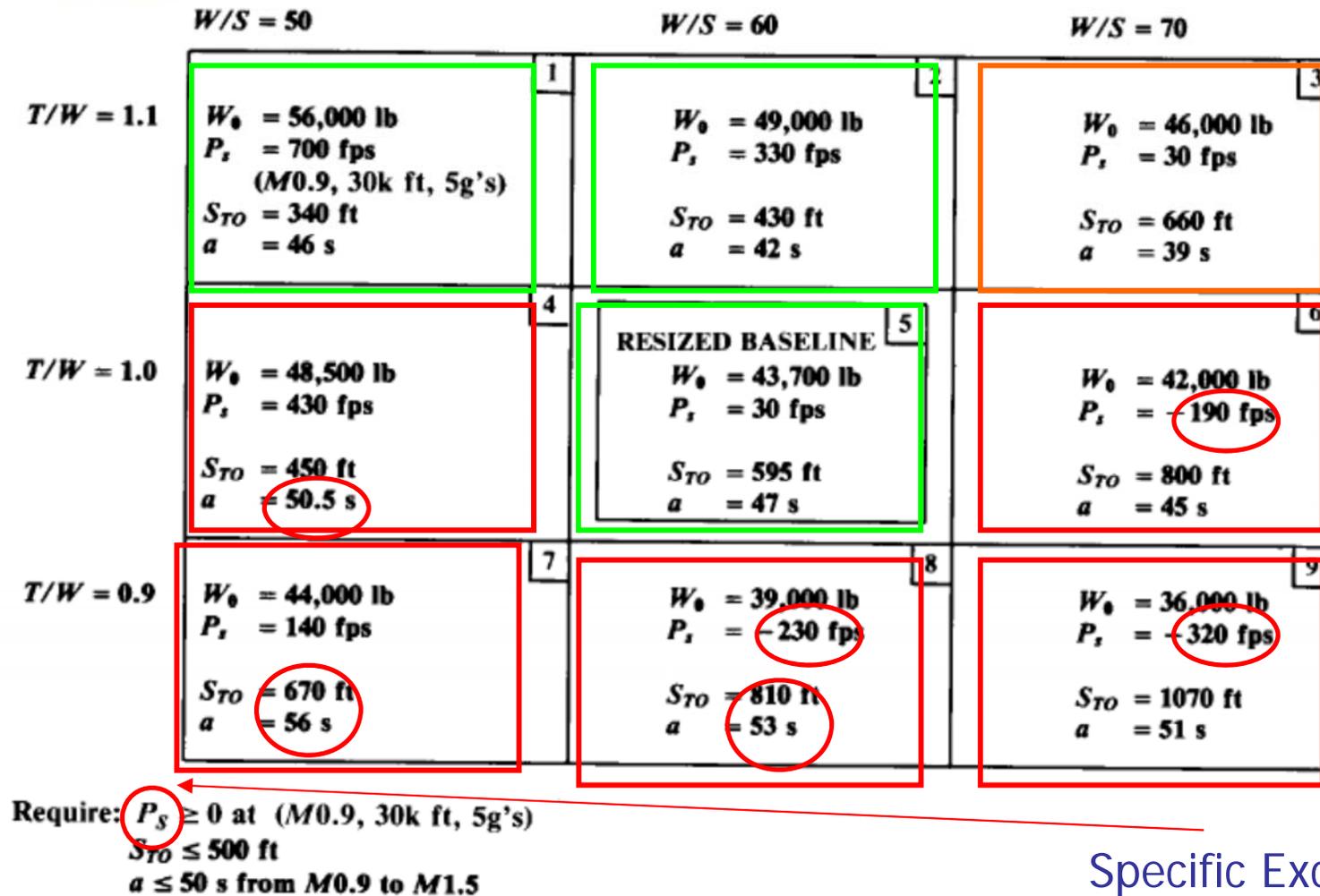


Fig. 19.1 Sizing matrix.

$$P_{s_{used}} = \frac{dh_c}{dt} = \frac{dh}{dt} + \frac{V}{g} \frac{dV}{dt} \longrightarrow P = V(T - D) \longrightarrow P_s = V \left[\frac{T}{W} - \frac{qC_{D0}}{W/S} - n^2 \frac{K}{q} \frac{W}{S} \right]$$

Gráficas de Dimensionado - 1

- Para poder comparar los resultados obtenidos en las matrices de dimensionado, se requiere que seamos capaces de representar gráficamente los parámetros que hemos considerado para comprar en un mismo gráfico y poder así determinar la variación de dichos parámetros con respecto de, en este caso (T/W) y (W/S).
- Puede que haya **requisitos que se cumplan exactamente**, otros que **se excedan** y unos terceros que **solo sirven de forma orientativa para dar un orden de magnitud** (pe: comparación de peso despegue)

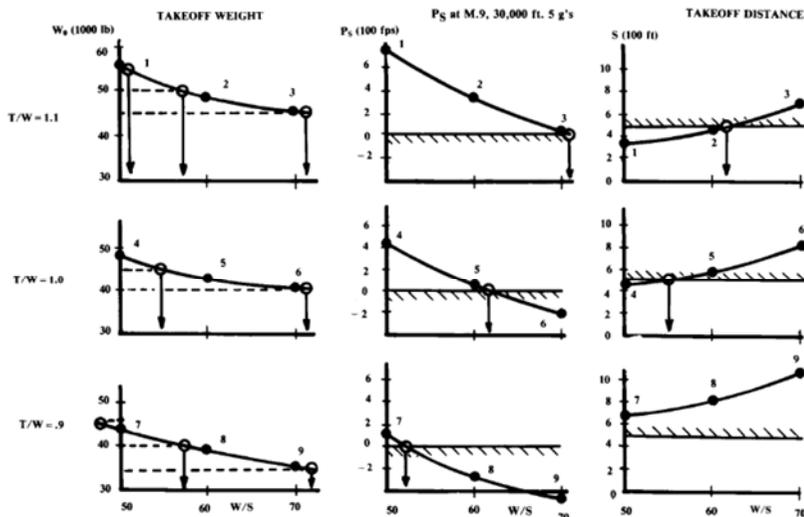


Fig. 19.2 Sizing matrix cross plots.

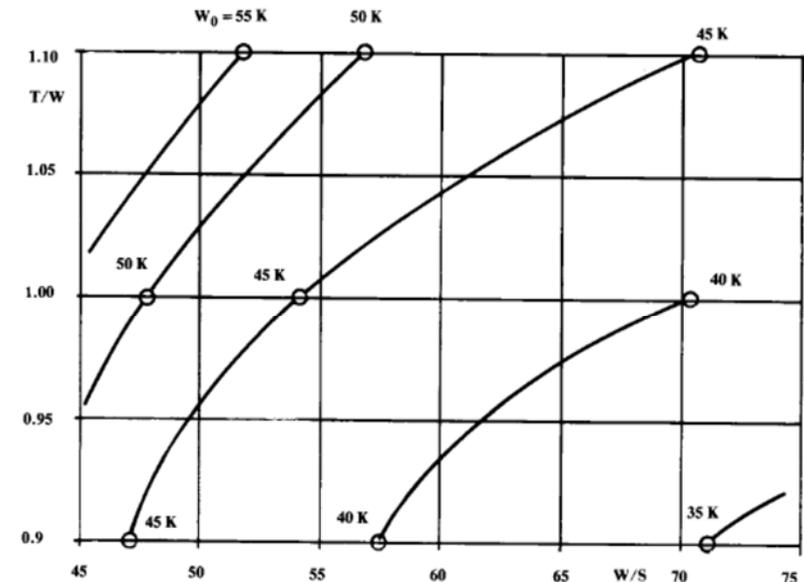


Fig. 19.3 Sizing matrix plot (continued).

Gráficas de Dimensionado - 2

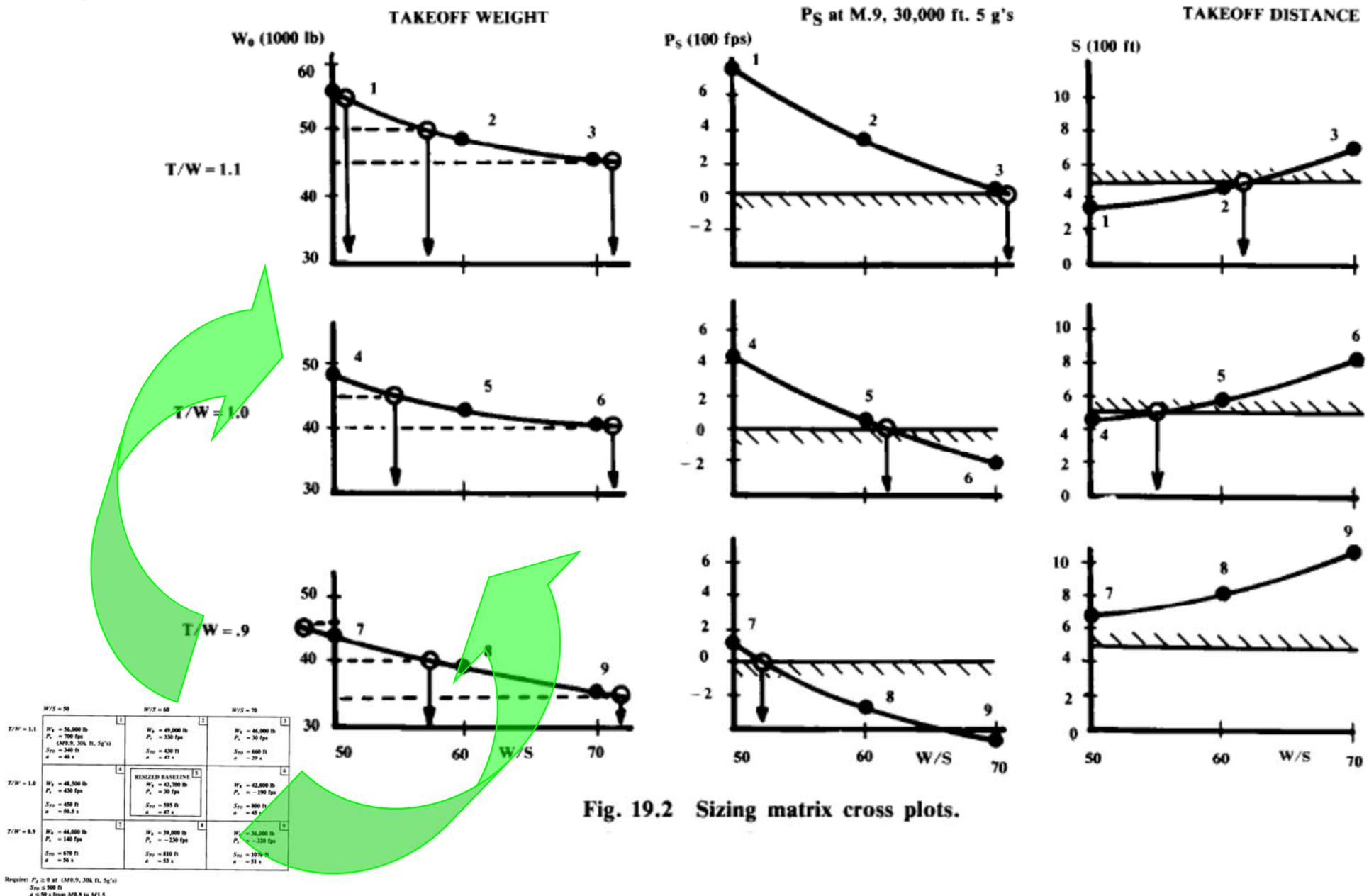


Fig. 19.2 Sizing matrix cross plots.

Gráficas de Dimensionado - 3

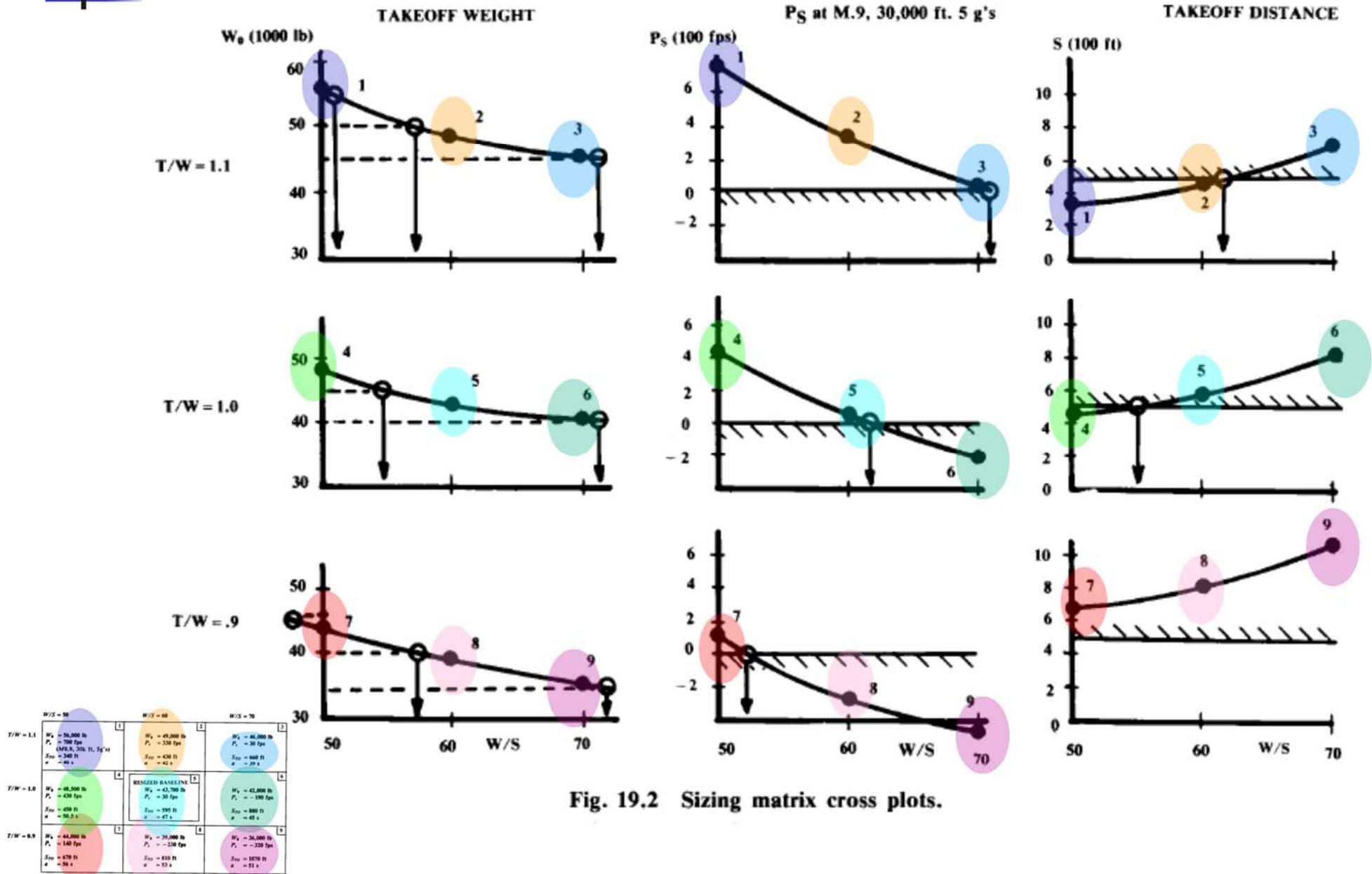


Fig. 19.2 Sizing matrix cross plots.

	$W/S = 50$	$W/S = 60$	$W/S = 70$
$T/W = 1.1$	1 $W_0 = 56,000 \text{ lb}$ $P_s = 700 \text{ fps}$ (M0.9, 30k ft, 5g's) $S_{TO} = 340 \text{ ft}$ $a = 46 \text{ s}$	2 $W_0 = 49,000 \text{ lb}$ $P_s = 330 \text{ fps}$ $S_{TO} = 430 \text{ ft}$ $a = 42 \text{ s}$	3 $W_0 = 46,000 \text{ lb}$ $P_s = 30 \text{ fps}$ $S_{TO} = 660 \text{ ft}$ $a = 39 \text{ s}$
$T/W = 1.0$	4 $W_0 = 48,500 \text{ lb}$ $P_s = 430 \text{ fps}$ $S_{TO} = 450 \text{ ft}$ $a = 50.5 \text{ s}$	5 RESIZED BASELINE $W_0 = 43,700 \text{ lb}$ $P_s = 30 \text{ fps}$ $S_{TO} = 595 \text{ ft}$ $a = 47 \text{ s}$	6 $W_0 = 42,000 \text{ lb}$ $P_s = -190 \text{ fps}$ $S_{TO} = 800 \text{ ft}$ $a = 45 \text{ s}$
$T/W = 0.9$	7 $W_0 = 44,000 \text{ lb}$ $P_s = 140 \text{ fps}$ $S_{TO} = 670 \text{ ft}$ $a = 56 \text{ s}$	8 $W_0 = 39,000 \text{ lb}$ $P_s = -230 \text{ fps}$ $S_{TO} = 810 \text{ ft}$ $a = 53 \text{ s}$	9 $W_0 = 36,000 \text{ lb}$ $P_s = -320 \text{ fps}$ $S_{TO} = 1070 \text{ ft}$ $a = 51 \text{ s}$

Require: $P_s \geq 0$ at (M0.9, 30k ft, 5g's)
 $S_{TO} \leq 500 \text{ ft}$
 $a \leq 50 \text{ s}$ from M0.9 to M1.5

Fig. 19.1 Sizing matrix.

Gráficas de Dimensionado - 4

- Una vez representadas dichas gráficas se pueden recopilar en líneas de contorno agrupadas según las **series** a las que se refieren con el **mismo peso de despegue**:
 - Esto permite discernir rápidamente como influye la variación de los parámetros (W/S y T/W) en el peso del avión.
 - Se marcan los puntos de la gráfica que se corresponden a cumplir exactamente algunos de los requisitos

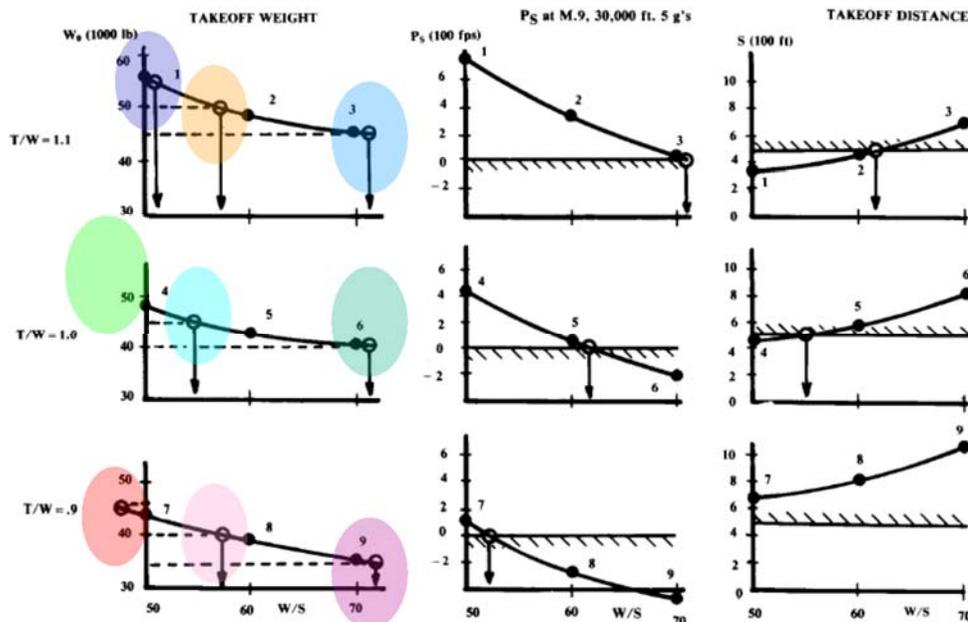


Fig. 19.2 Sizing matrix cross plots.

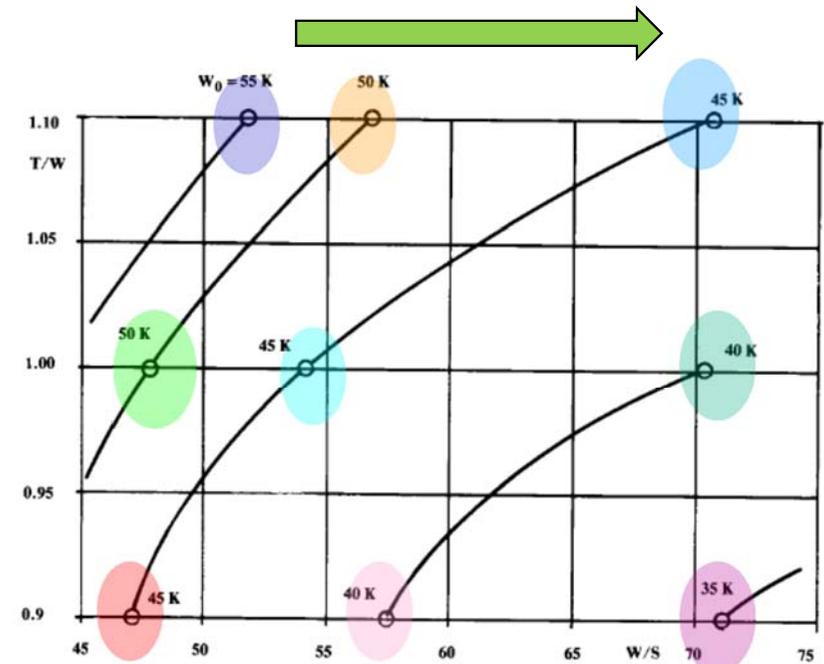


Fig. 19.3 Sizing matrix plot (continued).

Gráficas de Dimensionado - 5

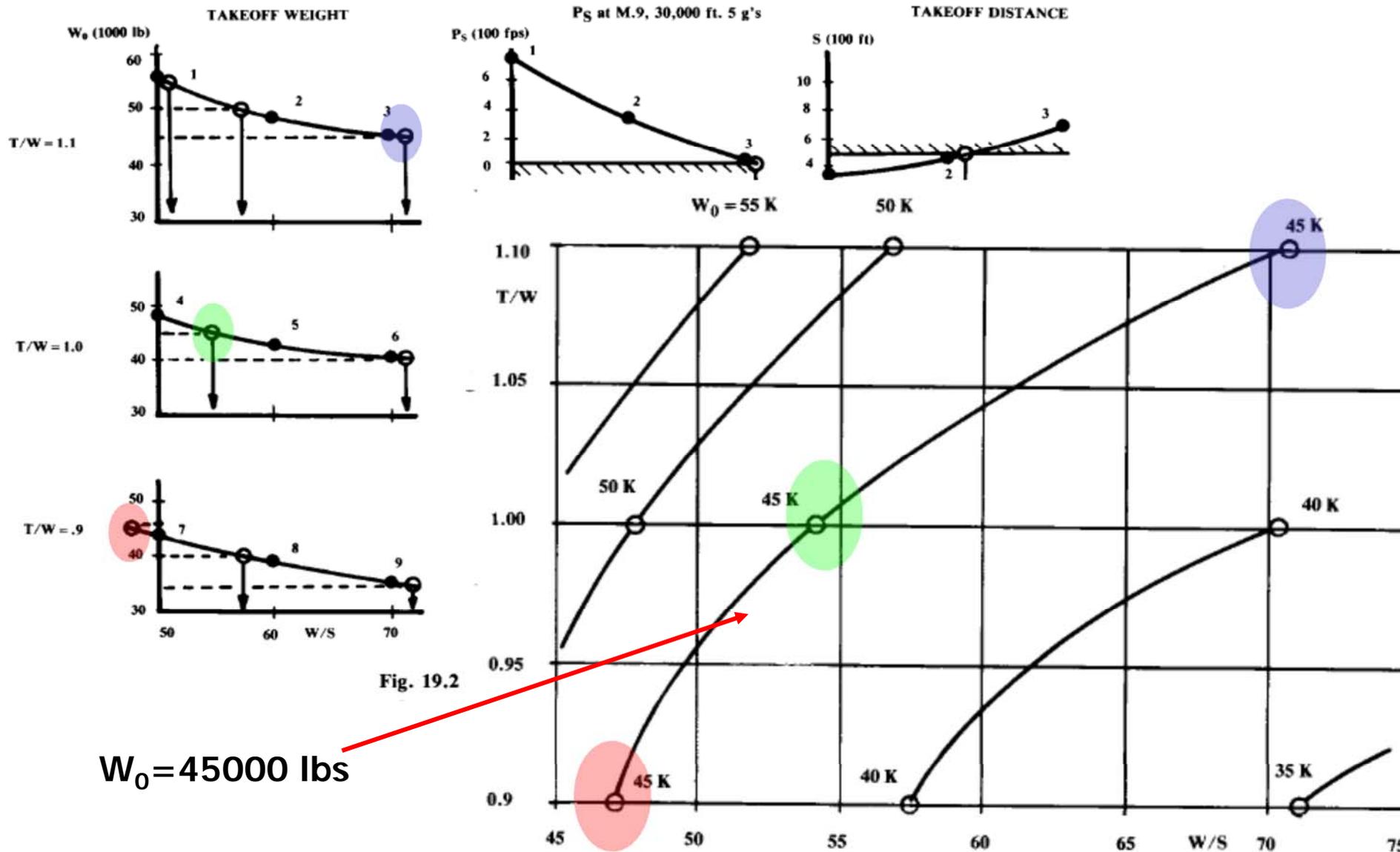


Fig. 19.2

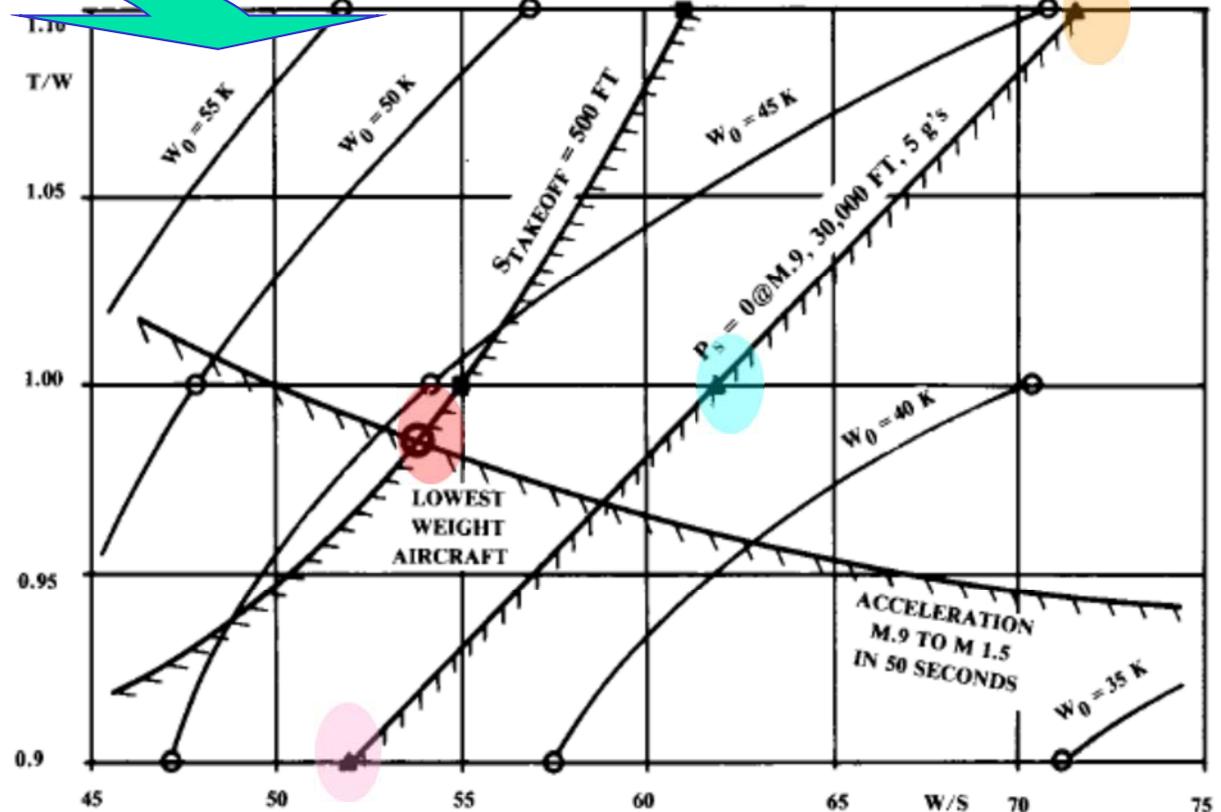
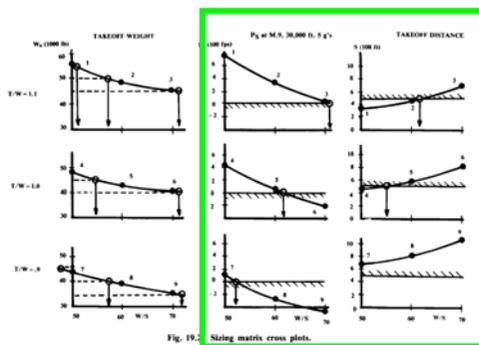
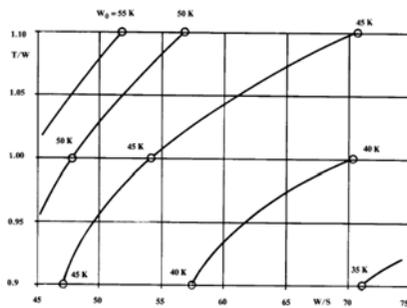
Fig. 19.3 Sizing matrix plot (continued).

$W_0 = 45000 \text{ lbs}$

ssa

Gráficas de Dimensionado - 6

- Para generar la gráfica de dimensionado se **representan** en la **misma gráfica (W/S vs. T/W)** la **variación** de los **pesos** con respecto de la **variables**, así como se incorpora la información generada de la matriz de dimensionado (requisitos de actuaciones que se cumplen exactamente).



Gráficas de Dimensionado - 7

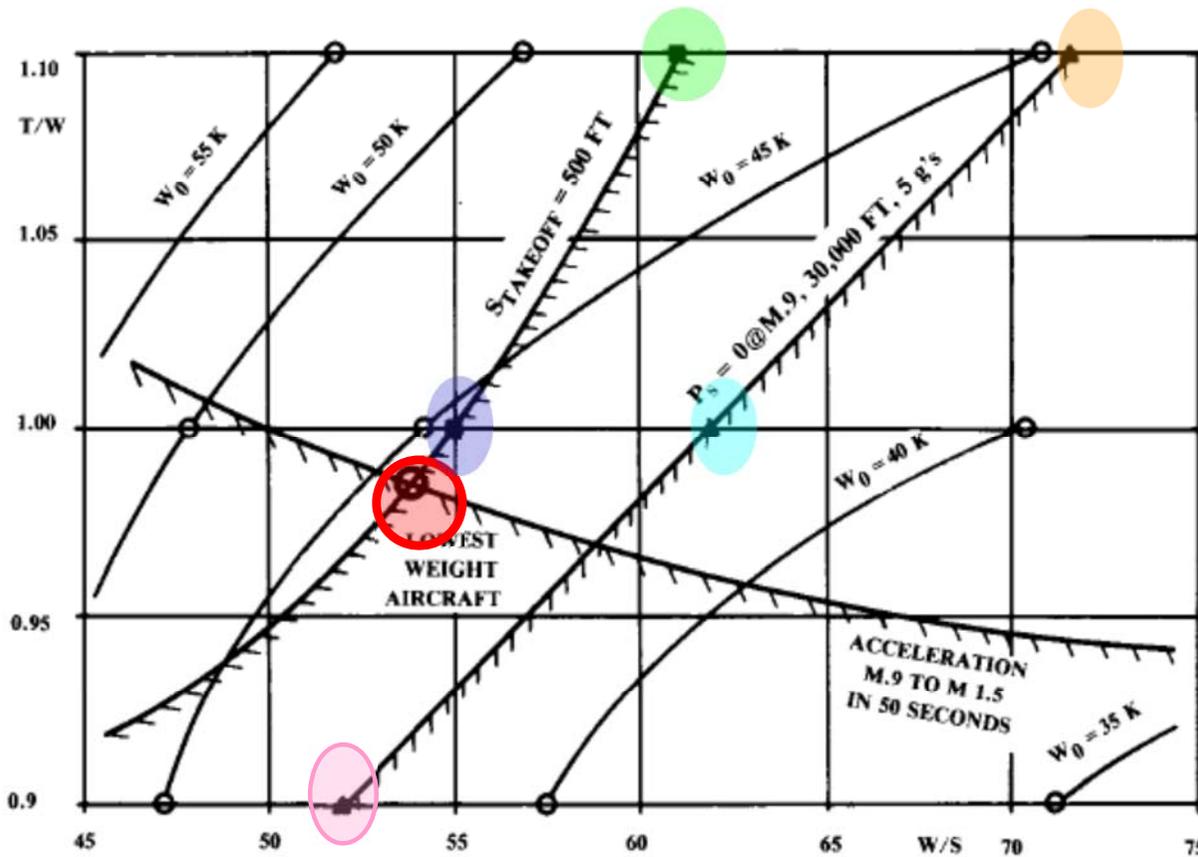
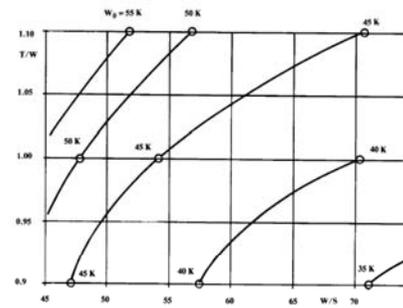


Fig. 19.4 Sizing matrix plot (concluded).

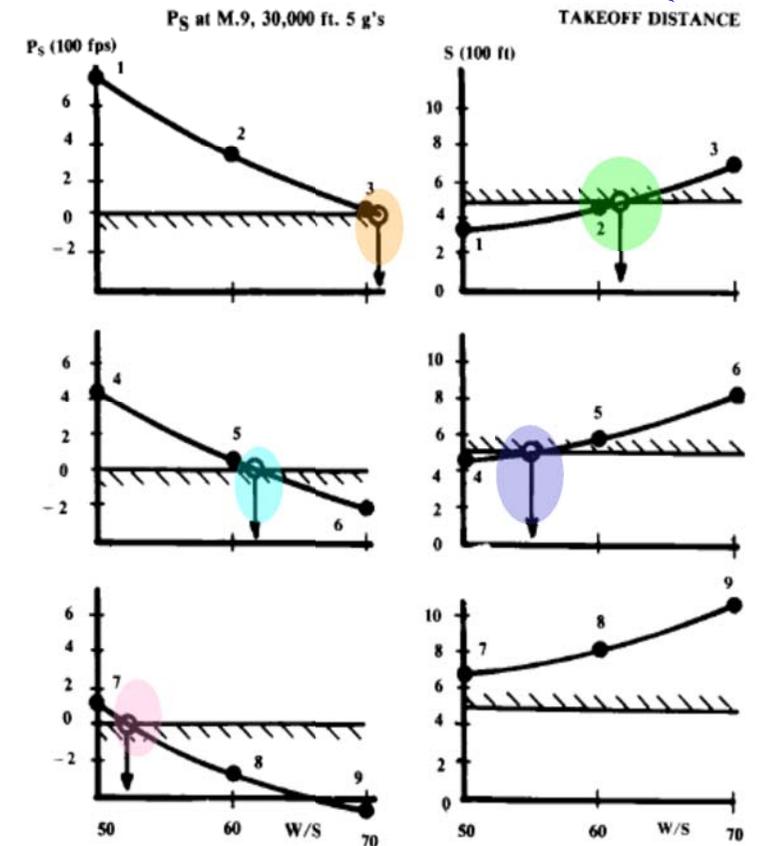


Fig. 19.2 Sizing matrix cross plots.

Gráficas de Dimensionado - 7

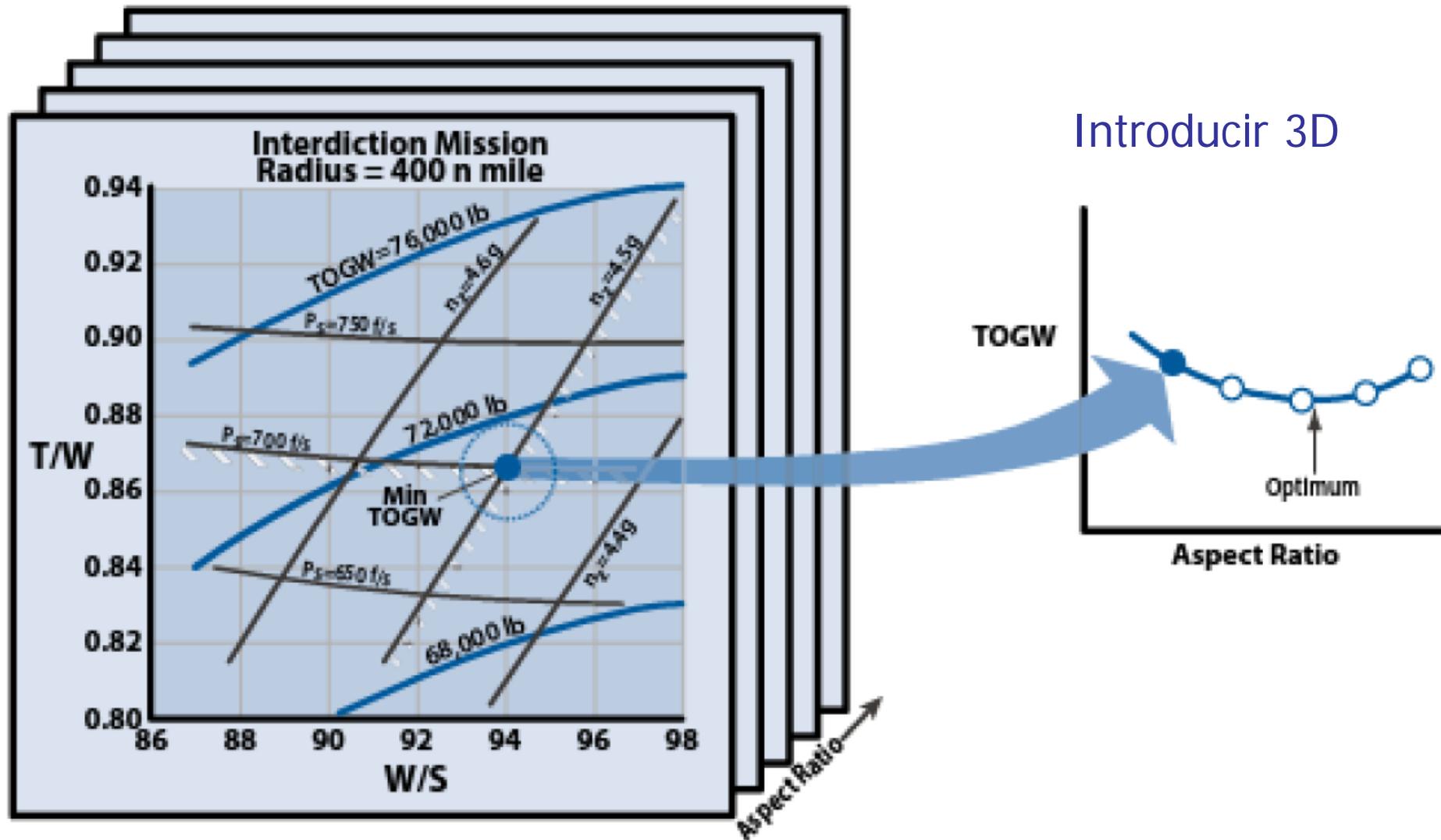
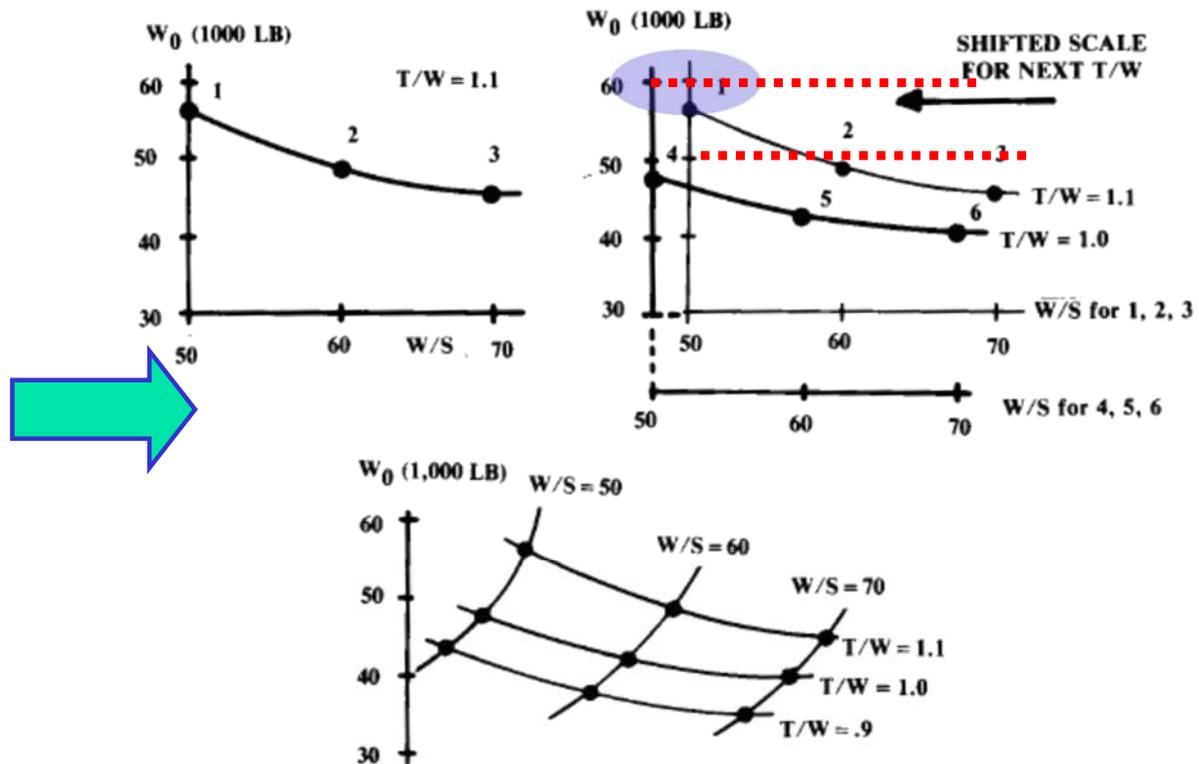
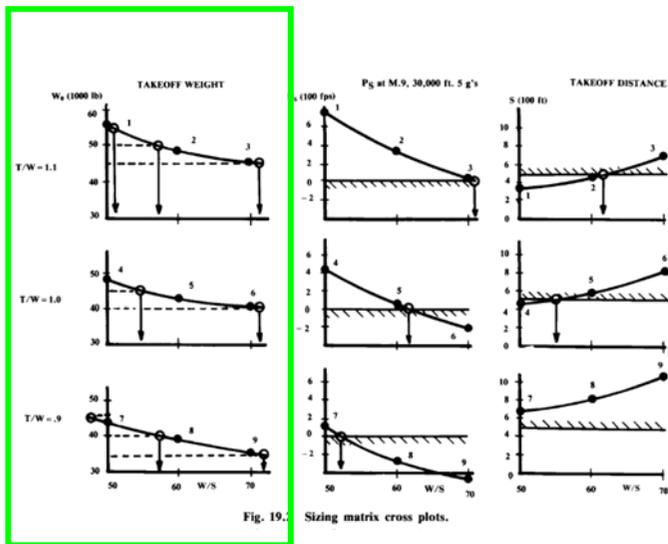


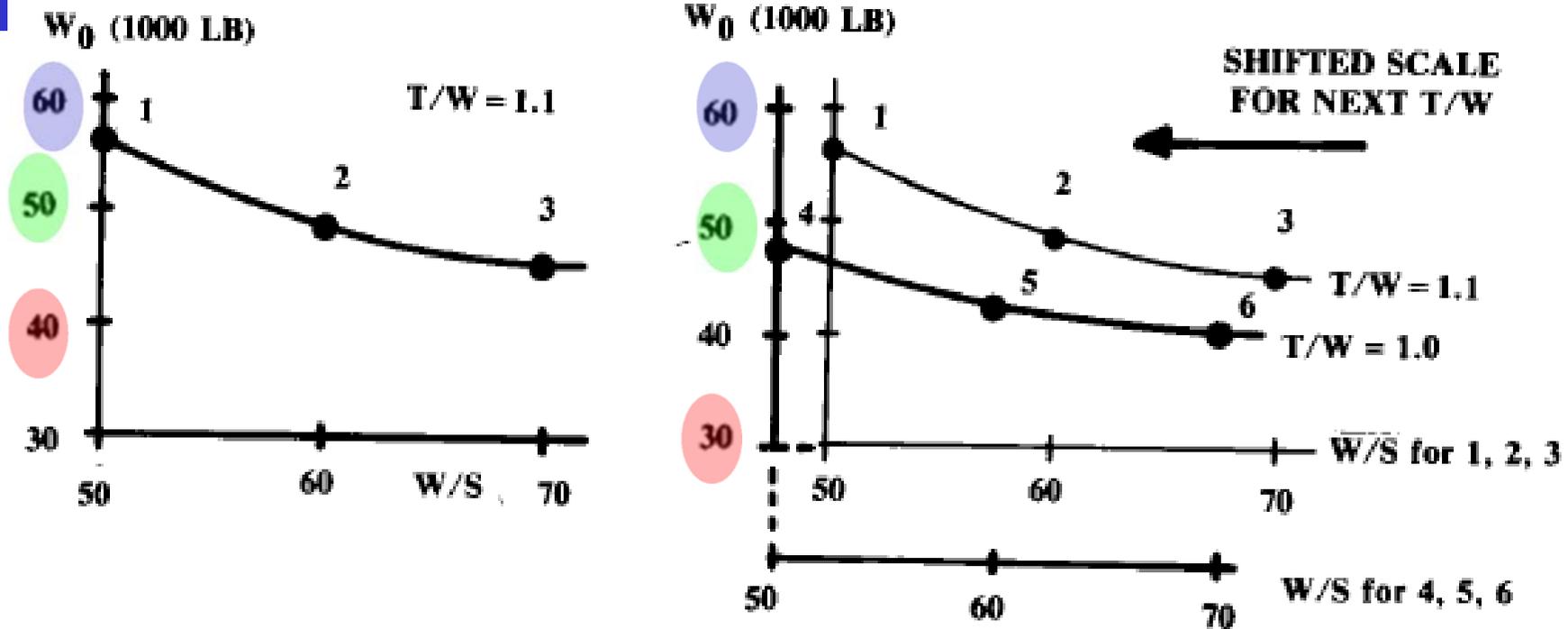
Figure 25.2 Parametric tradeoff showing a three-variable example of wing loading, thrust-to-weight ratio, and aspect ratio.

Diagramas de Alfombra - 1

- Los diagramas de alfombra son otro método para representar gráficamente las variaciones de los modelos y poder compararlos adecuadamente.
 - Se parte de la información generada a partir de los requisitos de diseño generados previamente para diferentes T/W, los cuales se representan gráficamente en la misma escala y gráfica



Diagramas de Alfombra - 2



	W/S = 50	W/S = 60	W/S = 70
T/W = 1.1	1 $W_0 = 56,000 \text{ lb}$ $P_1 = 700 \text{ lbs}$ (M0.5, 30k ft, 5c) $S_{70} = 340 \text{ ft}$ $a = 46.1$	2 $W_0 = 49,000 \text{ lb}$ $P_1 = 330 \text{ lbs}$ $S_{70} = 420 \text{ ft}$ $a = 42.1$	3 $W_0 = 46,000 \text{ lb}$ $P_1 = 30 \text{ lbs}$ $S_{70} = 600 \text{ ft}$ $a = 39.1$
T/W = 1.0	4 $W_0 = 48,000 \text{ lb}$ $P_1 = 420 \text{ lbs}$ $S_{70} = 450 \text{ ft}$ $a = 50.5$	5 RESIZED BASELINE $W_0 = 43,700 \text{ lb}$ $P_1 = 30 \text{ lbs}$ $S_{70} = 595 \text{ ft}$ $a = 47.1$	6 $W_0 = 42,000 \text{ lb}$ $P_1 = -190 \text{ lbs}$ $S_{70} = 800 \text{ ft}$ $a = 45.1$
T/W = 0.9	7 $W_0 = 44,000 \text{ lb}$ $P_1 = 140 \text{ lbs}$ $S_{70} = 470 \text{ ft}$ $a = 56.1$	8 $W_0 = 39,000 \text{ lb}$ $P_1 = -230 \text{ lbs}$ $S_{70} = 810 \text{ ft}$ $a = 53.1$	9 $W_0 = 36,000 \text{ lb}$ $P_1 = -330 \text{ lbs}$ $S_{70} = 1070 \text{ ft}$ $a = 51.1$

Require: $P_1 \geq 9$ at (M0.5, 30k ft, 5c)
 $S_{70} \leq 500 \text{ ft}$
 $a \leq 50$ from M0.5 to M1.5

Fig. 19.1 Stair matrix.

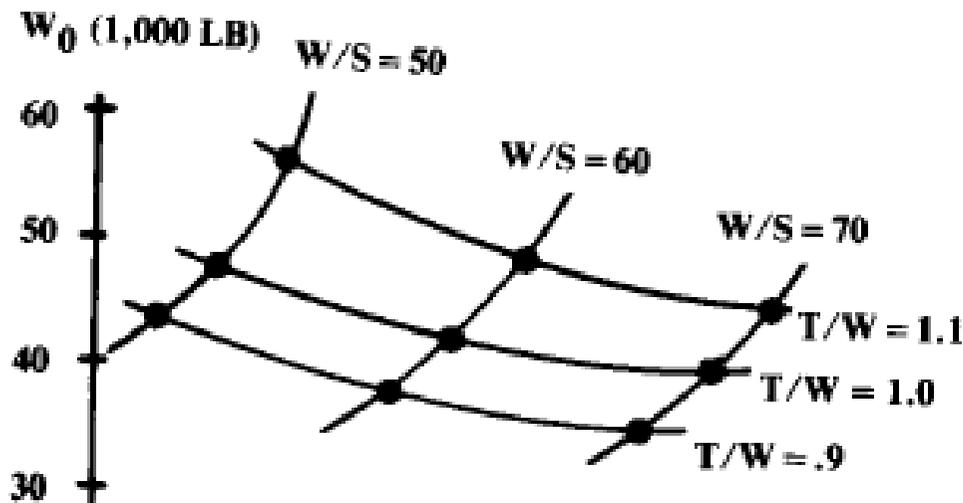


Fig. 19.5 Carpet plot format. (same results!)

Diagramas de Alfombra - 3

- A la gráfica de alfombra que representa toda la información asociada a los requisitos de actuaciones (P_s , distancia de despegue, aceleración) en función de los diferentes casos de aviones se la completa con las constricciones de dichas actuaciones para determinar:
 - Mediante **inspección** se observa que **el punto más bajo de la gráfica que cumple todos los requisitos es el óptimo**, el cual suele ser donde se **cortan 2 curvas de limitaciones**

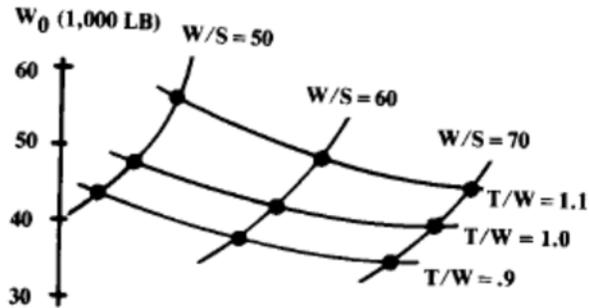


Fig. 19.5 Carpet plot format. (same results!)

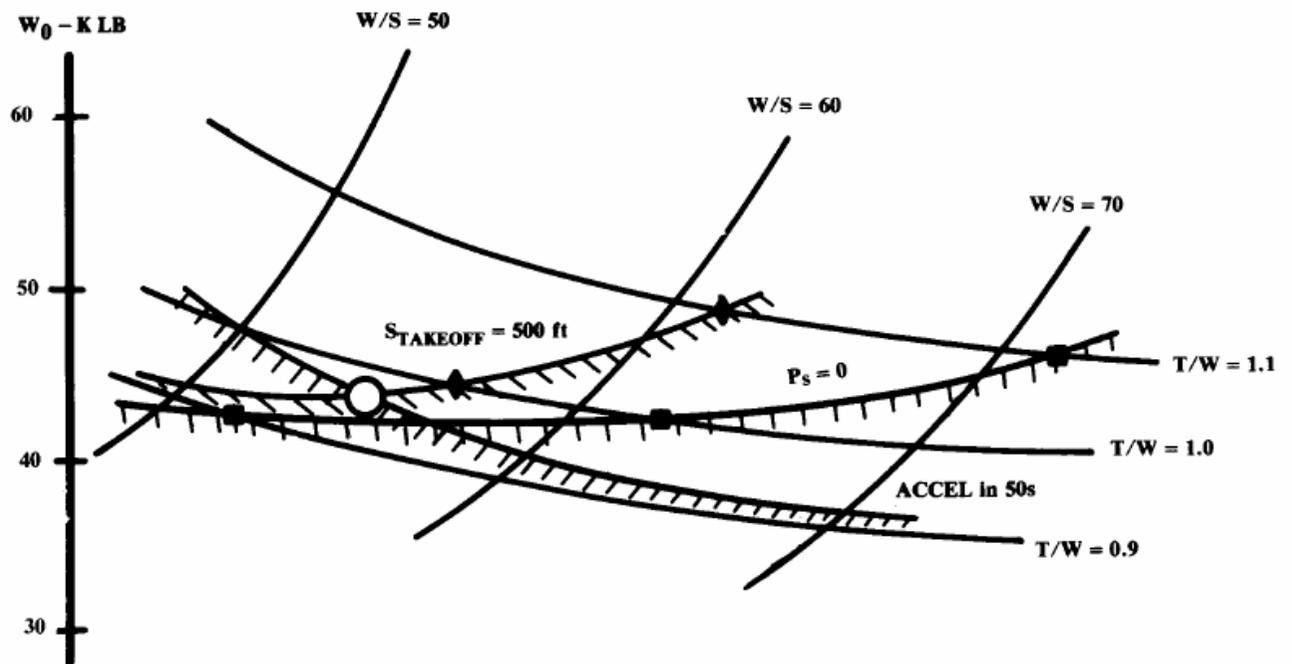
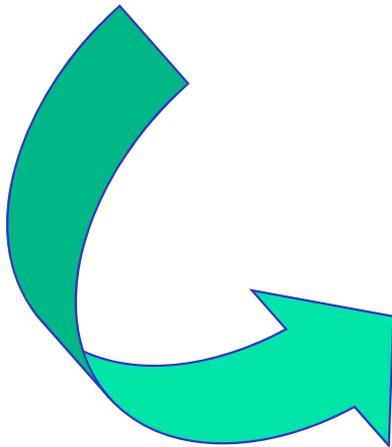


Fig. 19.6 Completed carpet plot.

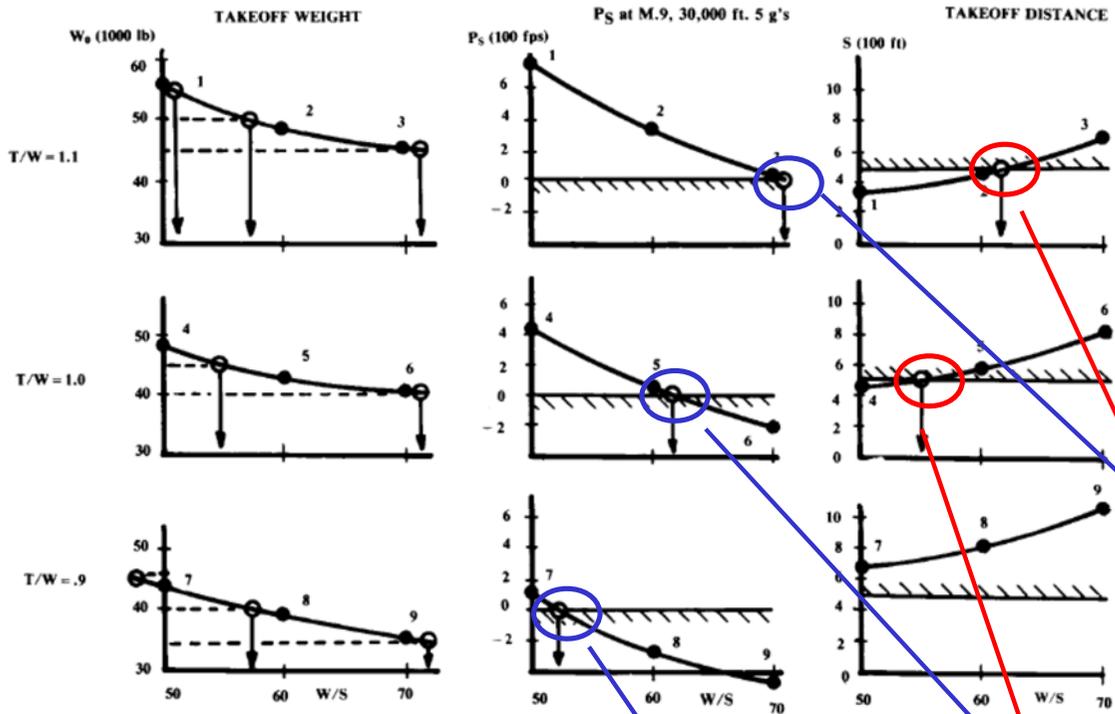


Fig. 19.2 Sizing matrix cross plots.

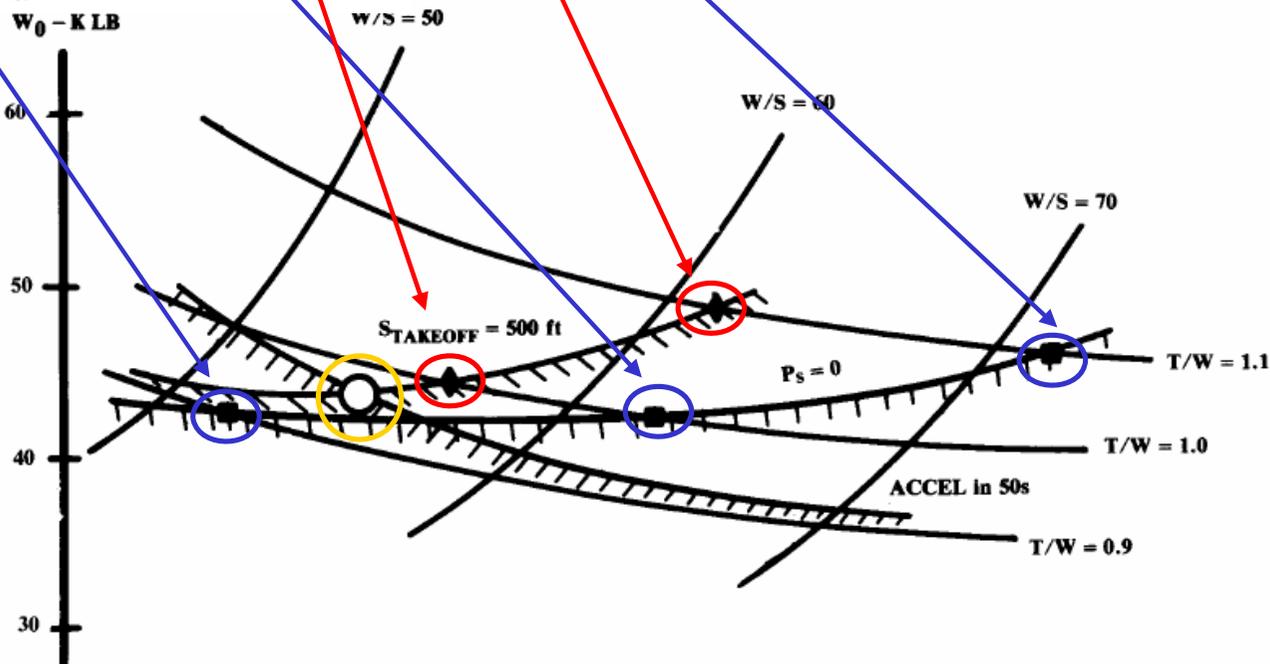


Fig. 19.6 Completed carpet plot.

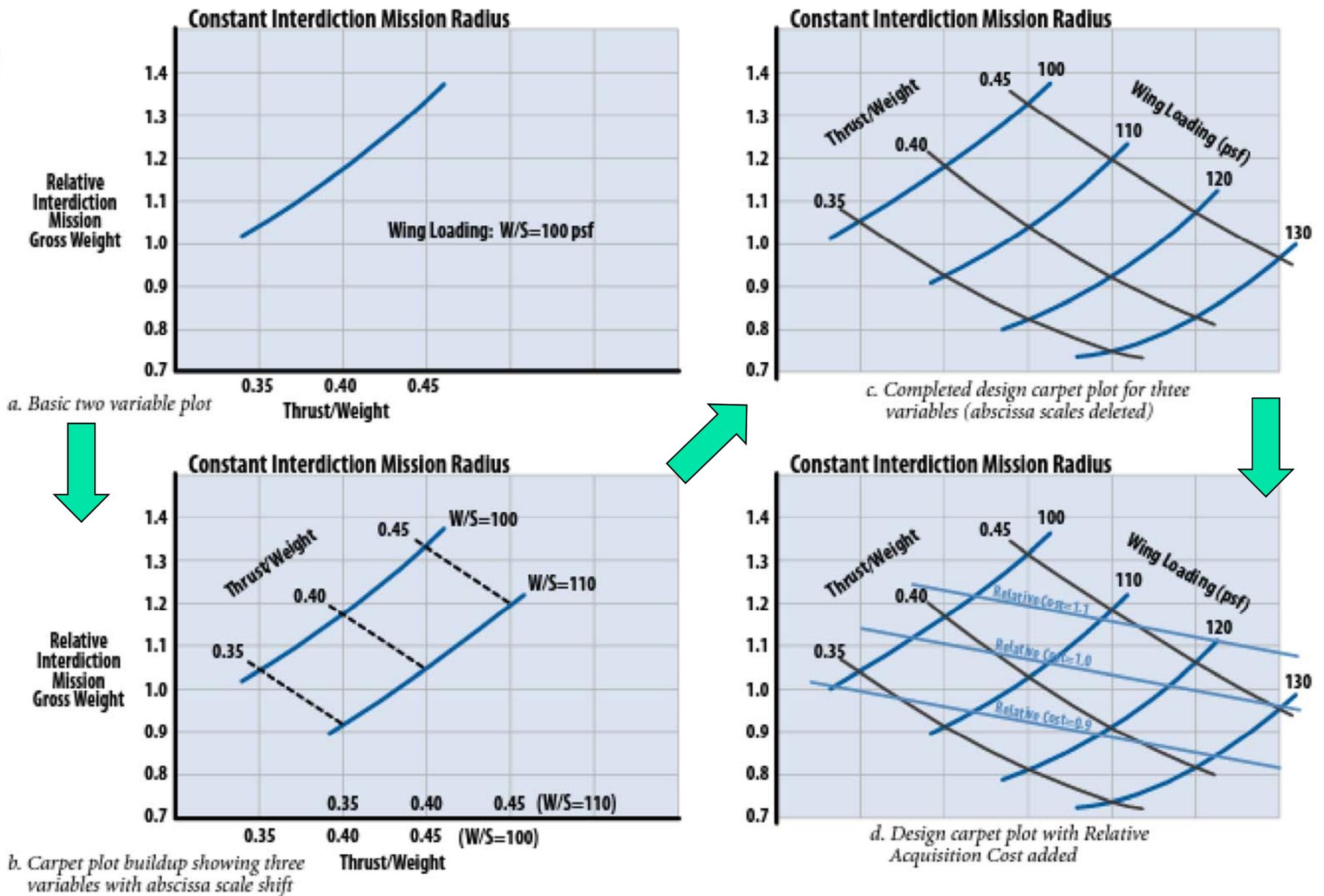
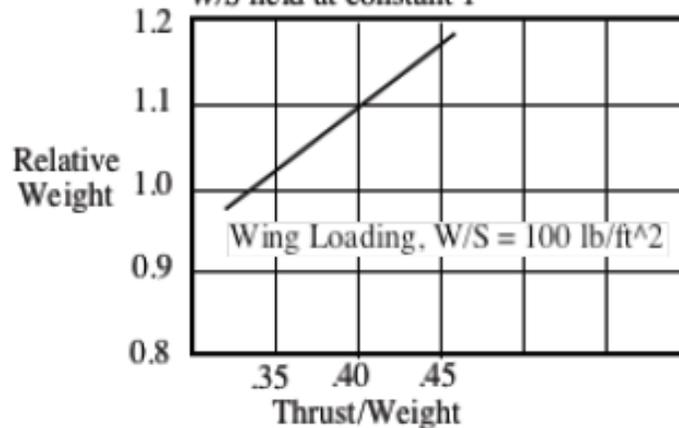


Figure 25.3 Example of design carpet plot buildup for a Navy multimission fighter.

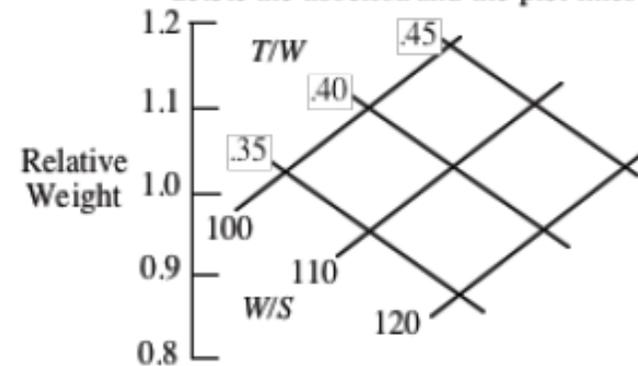
Diagramas de Alfombra - 4

How to Construct a Carpet Plot

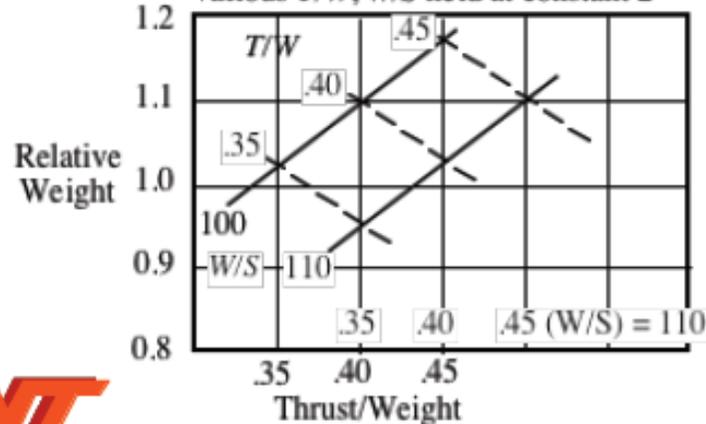
Step 1: plot weights for various T/W , W/S held at constant 1



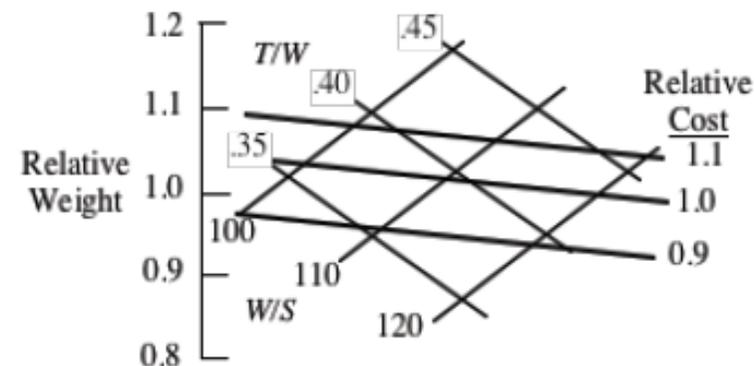
Step 3: complete the baseline carpet, and delete the abscissa and the plot lines



Step 2: shift scale, plot weights for various T/W , W/S held at constant 2



Step 4: add constraints



Aerospace and Ocean Engineering

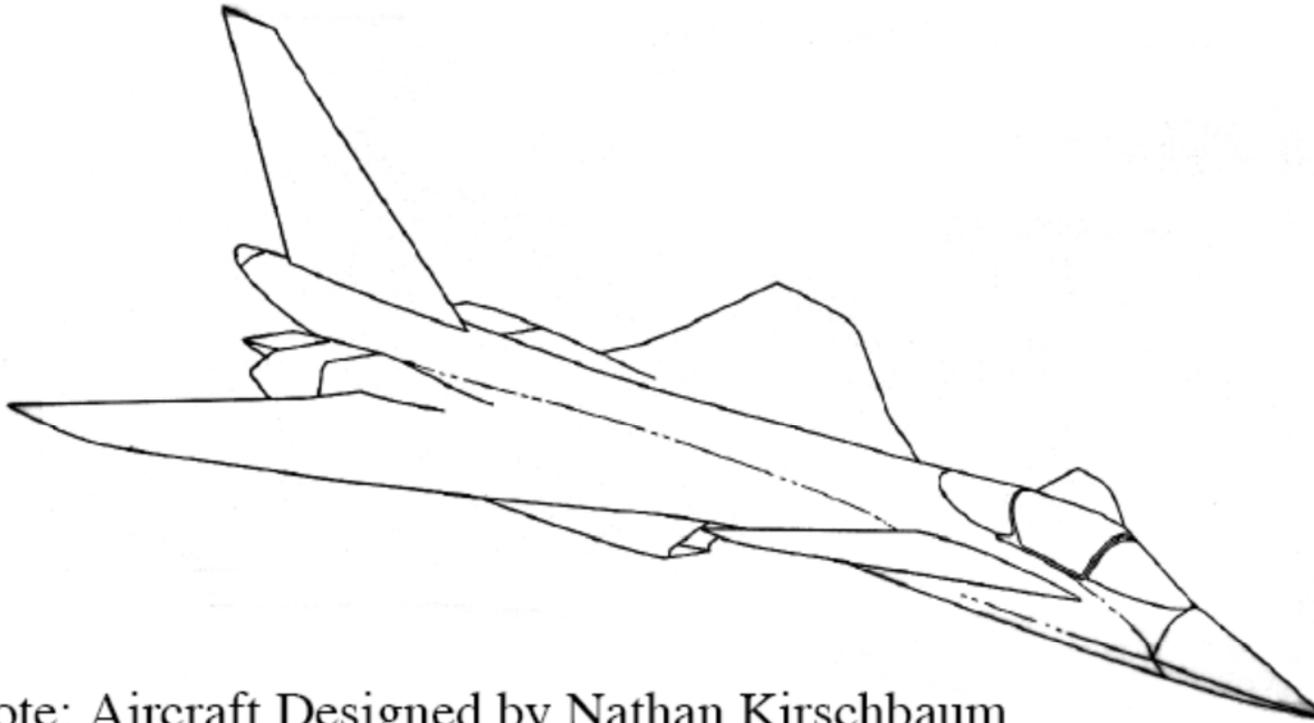
based on Nicolai, *Fundamentals of Aircraft Design*, METS, Inc., 1975

slide 27

9/12/06

Ejemplo Carpet Design - 1

The Example Design: A Supersonic Fighter



Note: Aircraft Designed by Nathan Kirschbaum



Source: W.H. Mason, "A Wing Concept for Supersonic Maneuvering," NASA CR 3763, 1983

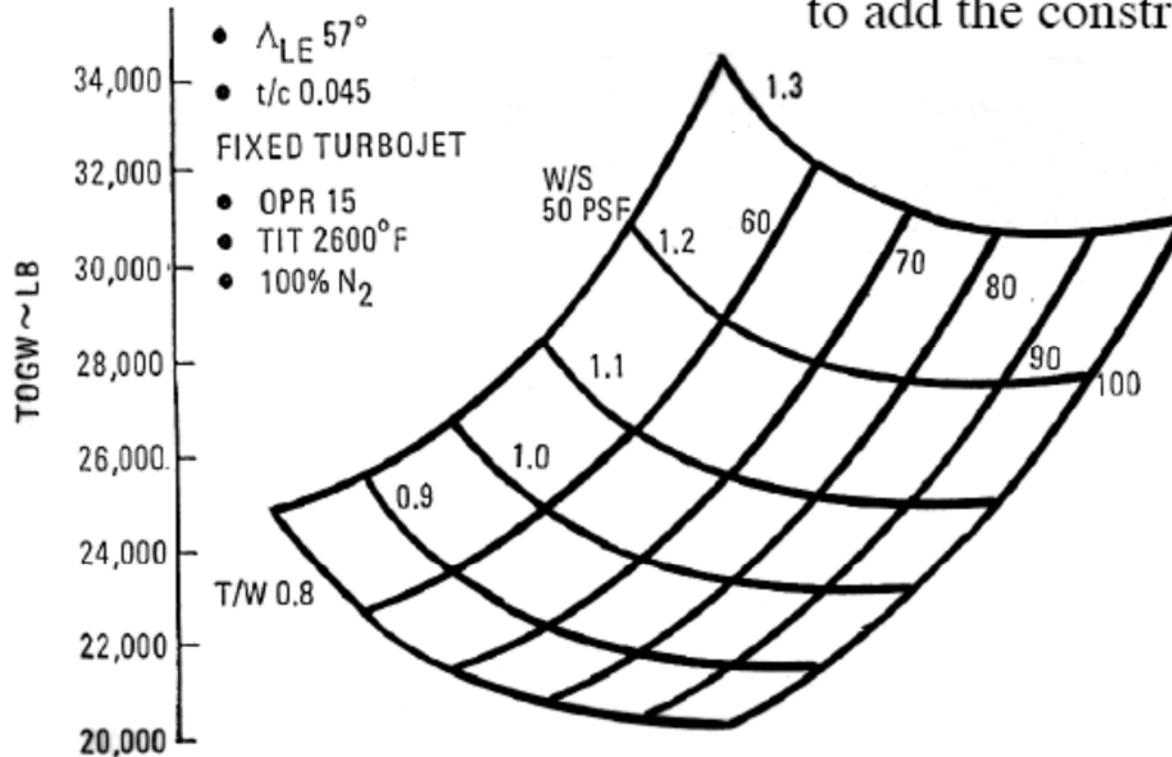
slide 29

9/12/06

Ejemplo Carpet Design - 2

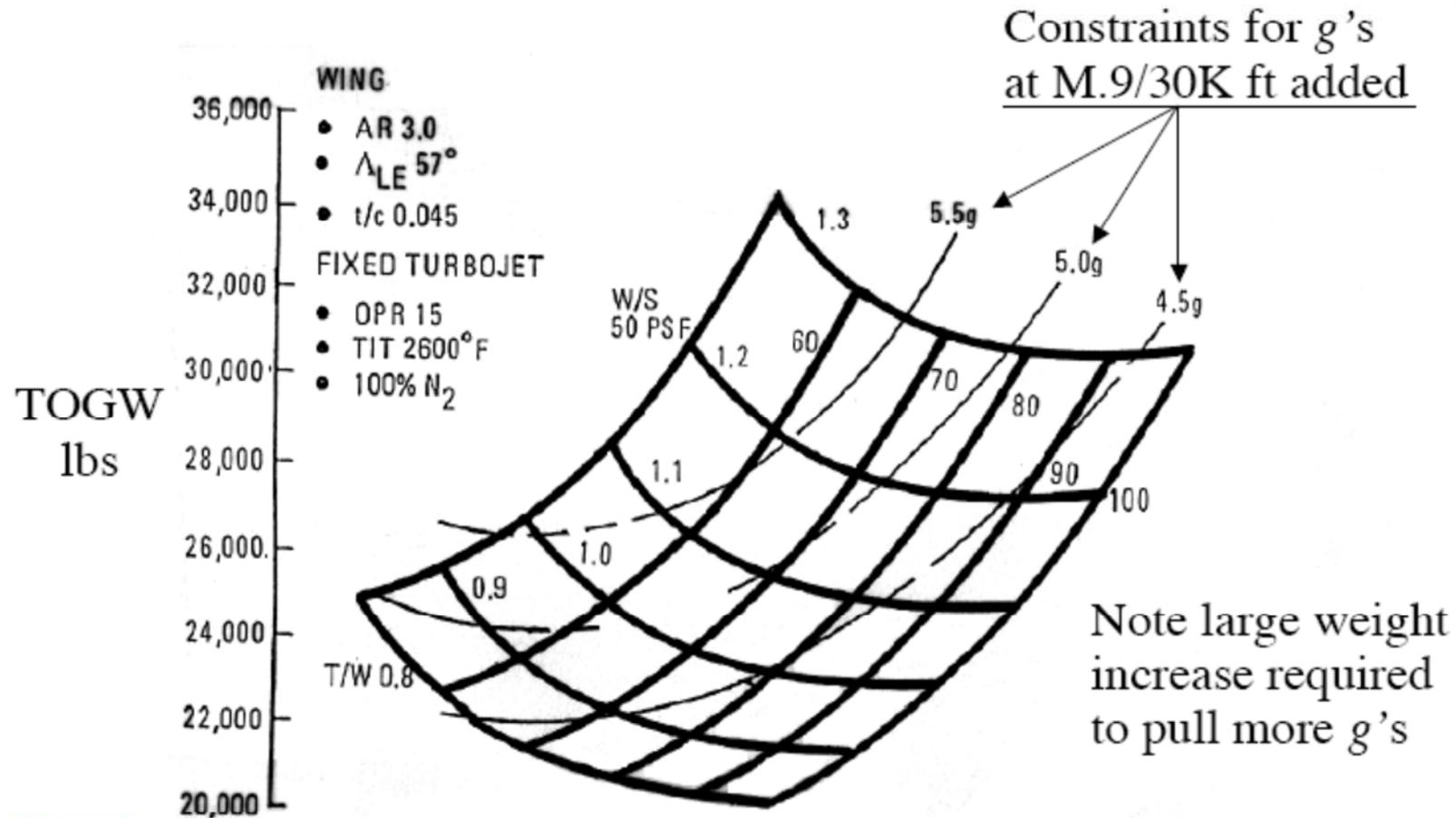
Basic Carpet (each point is a solution for the given mission)

The baseline chart, ready to add the constraints



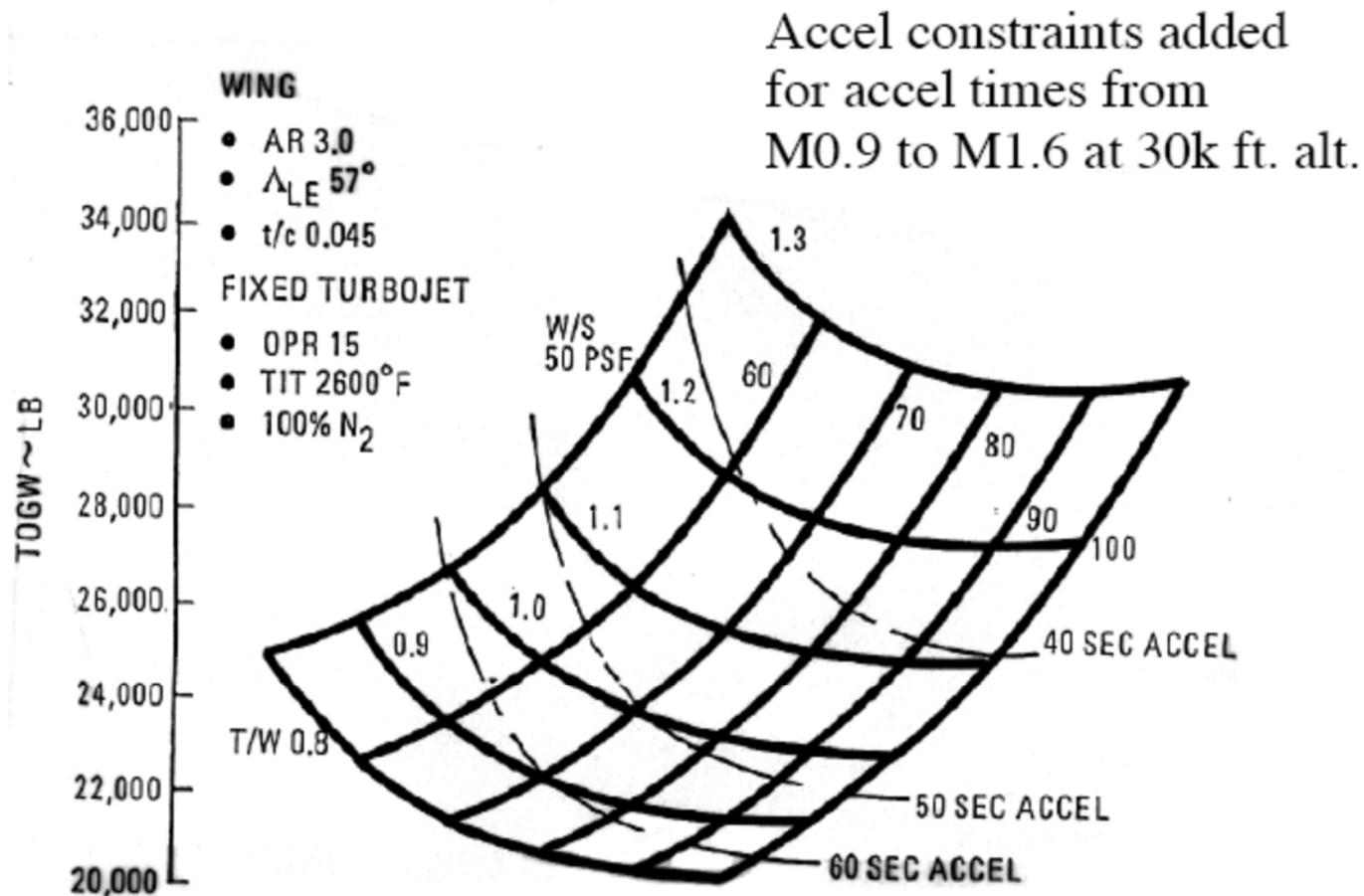
Ejemplo Carpet Design - 3

Carpet with Transonic Maneuver Constraints



Ejemplo Carpet Design - 4

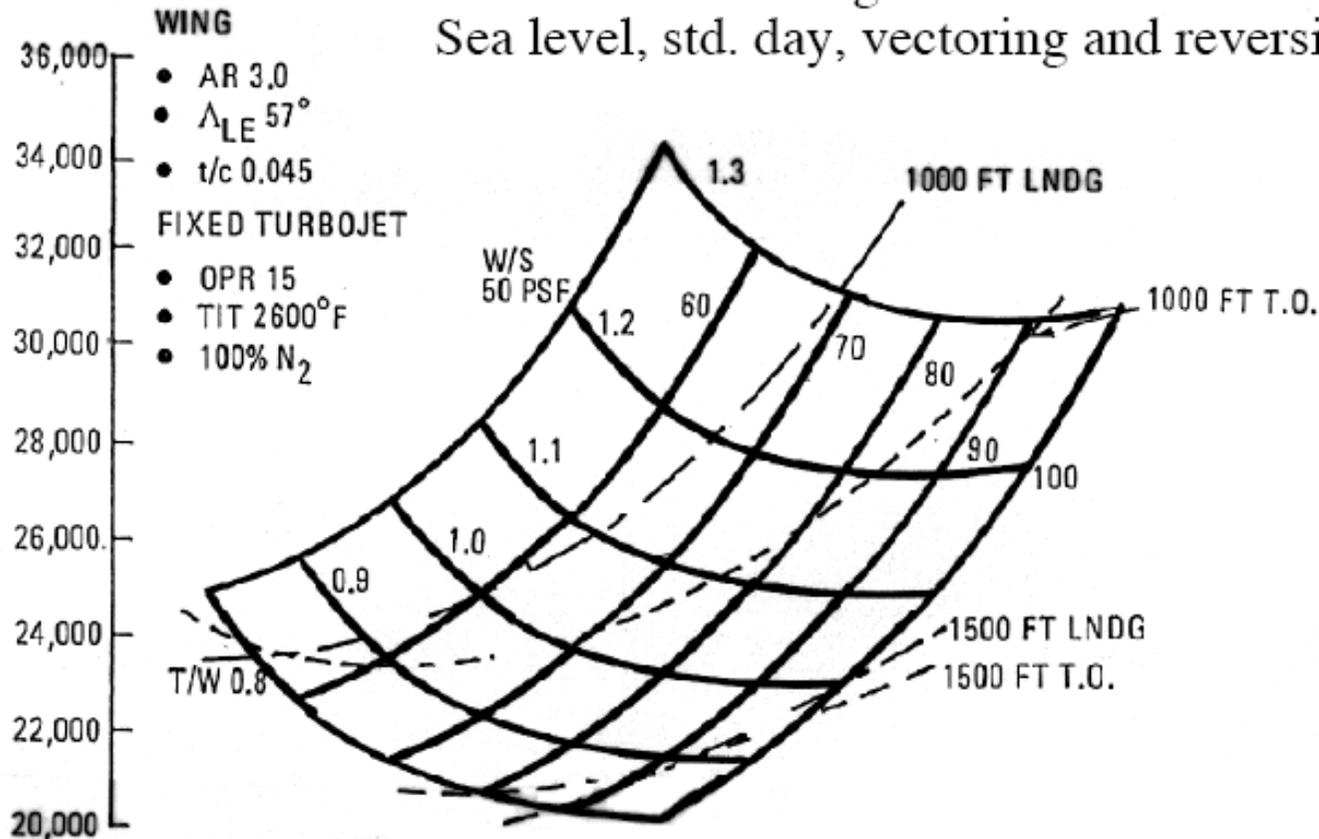
Carpet with Accel Constraints



Ejemplo Carpet Design - 5

Carpet with Field Performance Constraints

Takeoff and landing constraints added
Sea level, std. day, vectoring and reversing



Aerospace and
Ocean Engineering

Source: Paul Bavitz, Nathan Kirschbaum, et al.,
"Configuration Development of Advanced Fighters,"
AFWAL-TR-80-3142, Nov. 1980

slide 33

9/12/06

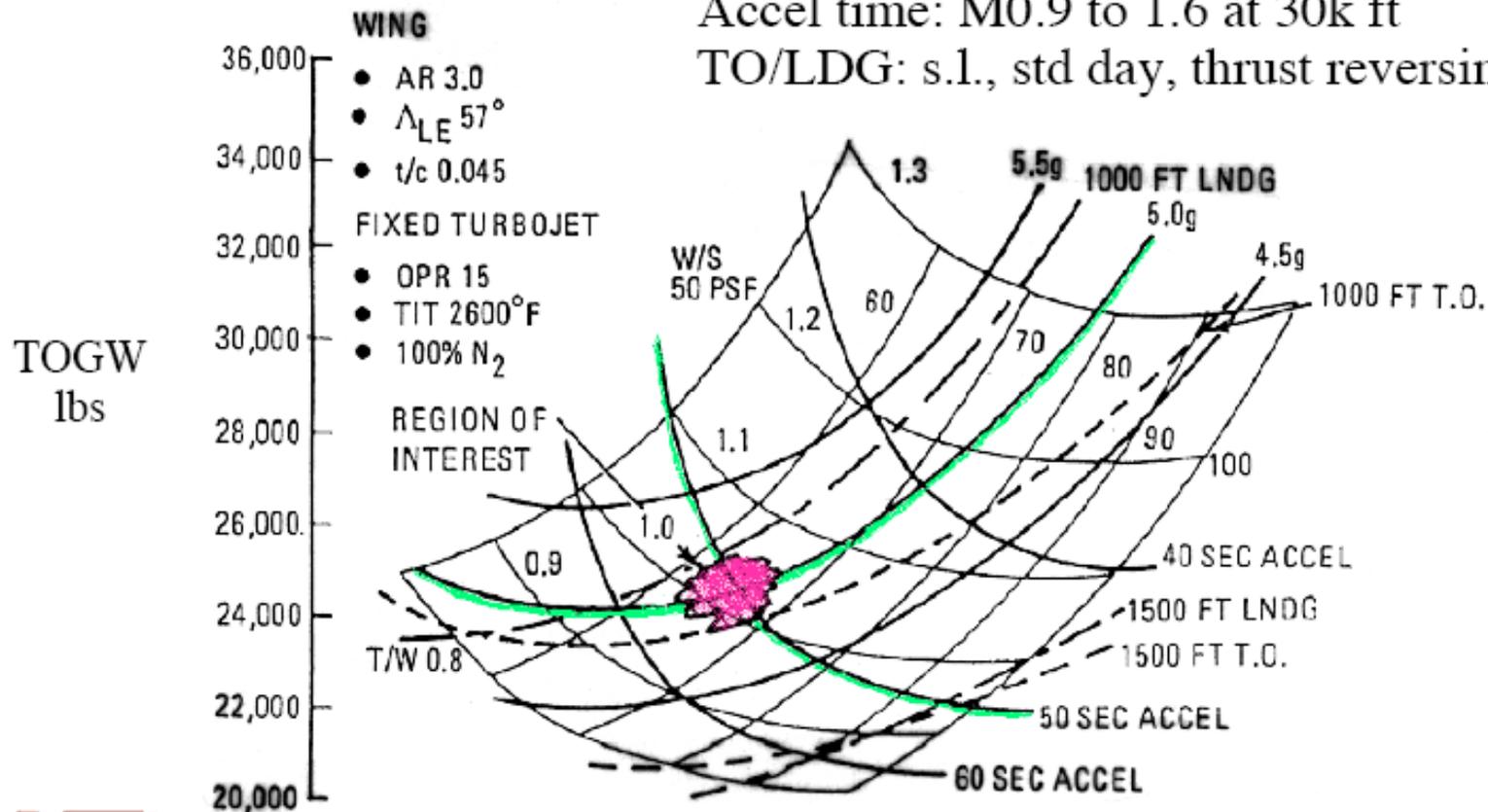
Ejemplo Carpet Design - 5

Carpet with All Constraints Included

Sustained g's: M0.9/30k ft

Accel time: M0.9 to 1.6 at 30k ft

TO/LDG: s.l., std day, thrust reversing



Aerospace and
Ocean Engineering

Source: Paul Bavitz, Nathan Kirschbaum, et al.,
"Configuration Development of Advanced Fighters,"
AFWAL-TR-80-3142, Nov. 1980

slide 34

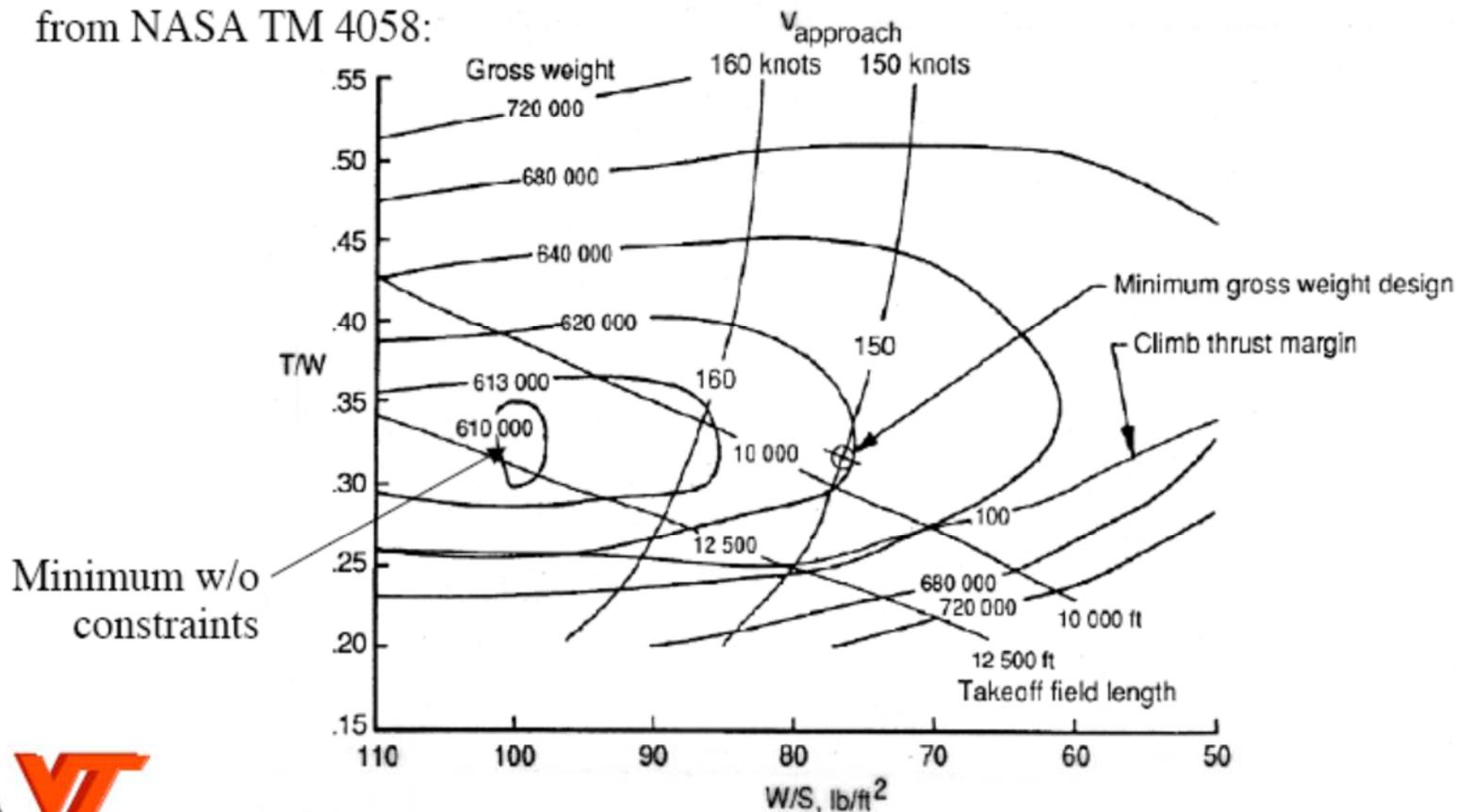
9/12/06

Otros Métodos

Thumbprint Plot for an HSCT

Contours of constant aircraft weight are drawn on the $T/W - W/S$ chart, which also contains the constraints. The “Best Design” can be picked.

from NASA TM 4058:



VT
Aerospaci
Ocean Engineering

note decreasing scale for W/S in this example

slide 24

9/12/06

¿Que método es el Mejor? - 1

- No hay un método que sea mejor que el otro, ni tan solo existen estos dos métodos, pero lo que si hay que tener en cuenta es que todos tienen que ser consistentes y equivalentes.
- Cada grupo de diseño puede tener unas preferencias diferentes en función de lo que interese a la hora de mejorar el diseño:
 - El **método de matriz de dimensionado** puede ser más favorable si lo que se quiere es determinar de forma más directa y sencilla los **valores de T/W y W/S óptimos** para la configuración deseada.
 - El **método de diagrama de alfombra** es el más directo ya que **el diseño óptimo es claramente el punto más bajo de la gráfica** ya que es la dirección en la que se **reduce el peso de diseño**
- Tanto uno como en el otro se hace uso de las **variaciones de tanto T/W como W/S**, lo cual hay que tener en cuenta que conlleva grandes **implicaciones** en las **características aerodinámicas, de propulsión y de estimación de pesos**:
 - Las compañías poseen sofisticados programas que se encargan de analizar de forma completa todas las implicaciones que se producen con las variaciones de estos parámetros, ya que por lo general cada pieza del puzzle que se modifica, tendrá influencia en más piezas, lo que se convertirá en un efecto dominó:
 - **Variación T/W afecta:**
 - Empuje
 - Consumo de combustible.
 - Área mojada
 - Resistencia de la góndola del motor.
 - **Variación W/S afecta:**
 - Área mojada
 - Resistencia inducida

Trade Studies - 1

- Otro método que utilizan las empresas es de “**Trade Studies**” en el cual introducen **pequeñas variaciones** de tanto las matrices de dimensionado, como las alfombras de diseño.
- En estos estudios se **analizan en más detalle**, pero en **menor cantidad conceptos** más **definidos** del **diseño del avión**, igual de importante que los métodos globales para poder obtener un diseño óptimo del avión.
- Se dividen en:
 - **Design trades: reducen el peso y coste del avión** para poder **cumplir** una serie de **requisitos** de **actuaciones** y de **misión**.
 - Geometría del avión, variaciones en la planta propulsora, y variaciones en la configuración
 - **Requirements trades: determinan la sensibilidad que tiene el avión a cambios** que se producen en los **requisitos de diseño** a medida que se varían los parámetros.
 - **Growth sensitivities: estudios que determinan cual es el impacto que tienen en el peso del avión parámetros** como el aumento de la resistencia o del consumo específico del avión

Trade Studies - 2

Table 19.1 Typical trade studies

Design trades	Requirements trades	Growth sensitivities
T/W and W/S	Range/payload/passengers	Dead weight
A , Λ	Loiter time	C_{D_0} and K
t/c , λ , airfoil	Speed	$C_{D_{wave}}$
High-lift devices	Turn-rate, P_s , n_{max}	$C_{L_{max}}$
BPR, OPR, TIT, etc.	Runway length	Installed thrust and SFC
Materials	Time-to-climb	Fuel price
Configuration	Design-to-cost	
tail type		
variable sweep		
number and type of engines		
maintainability features		
observables		
passenger arrangement		
Advanced technologies		

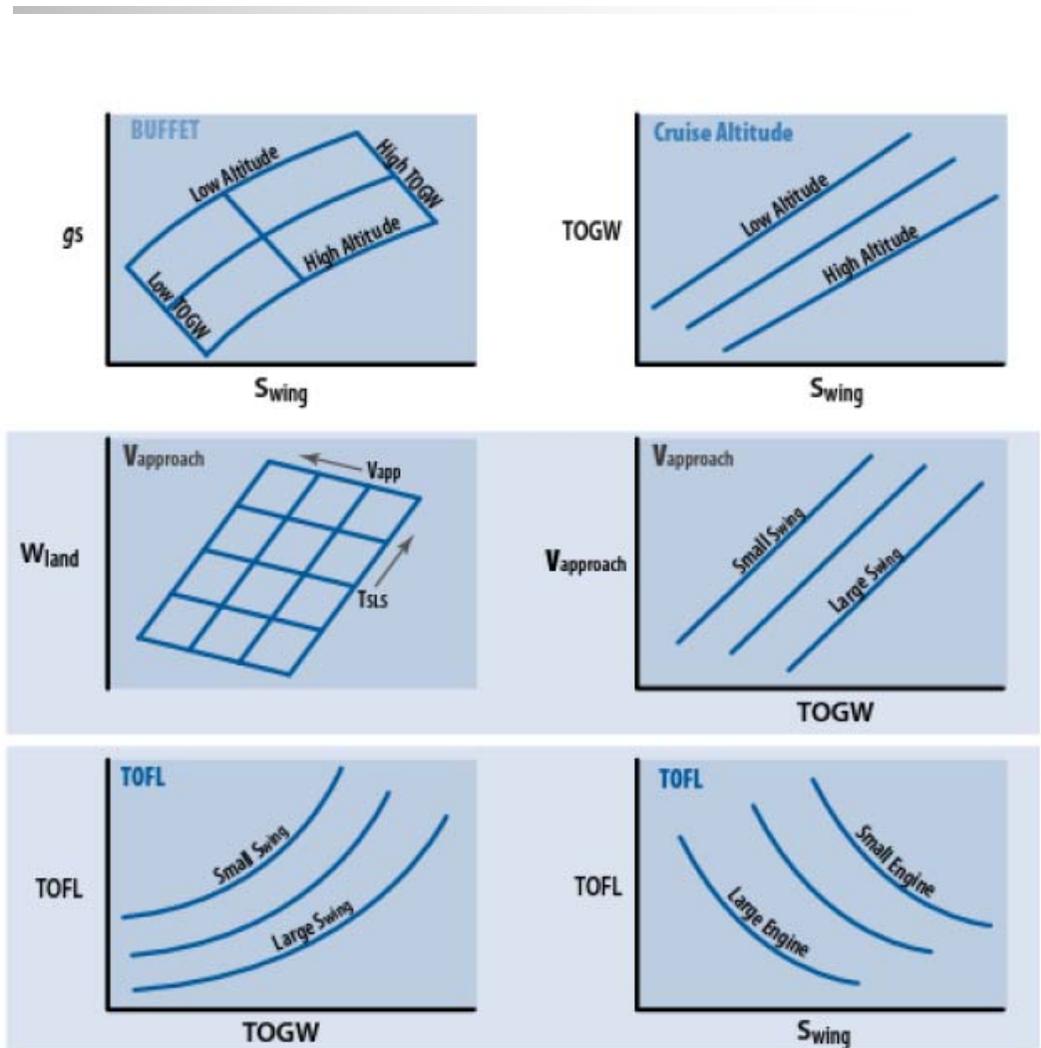
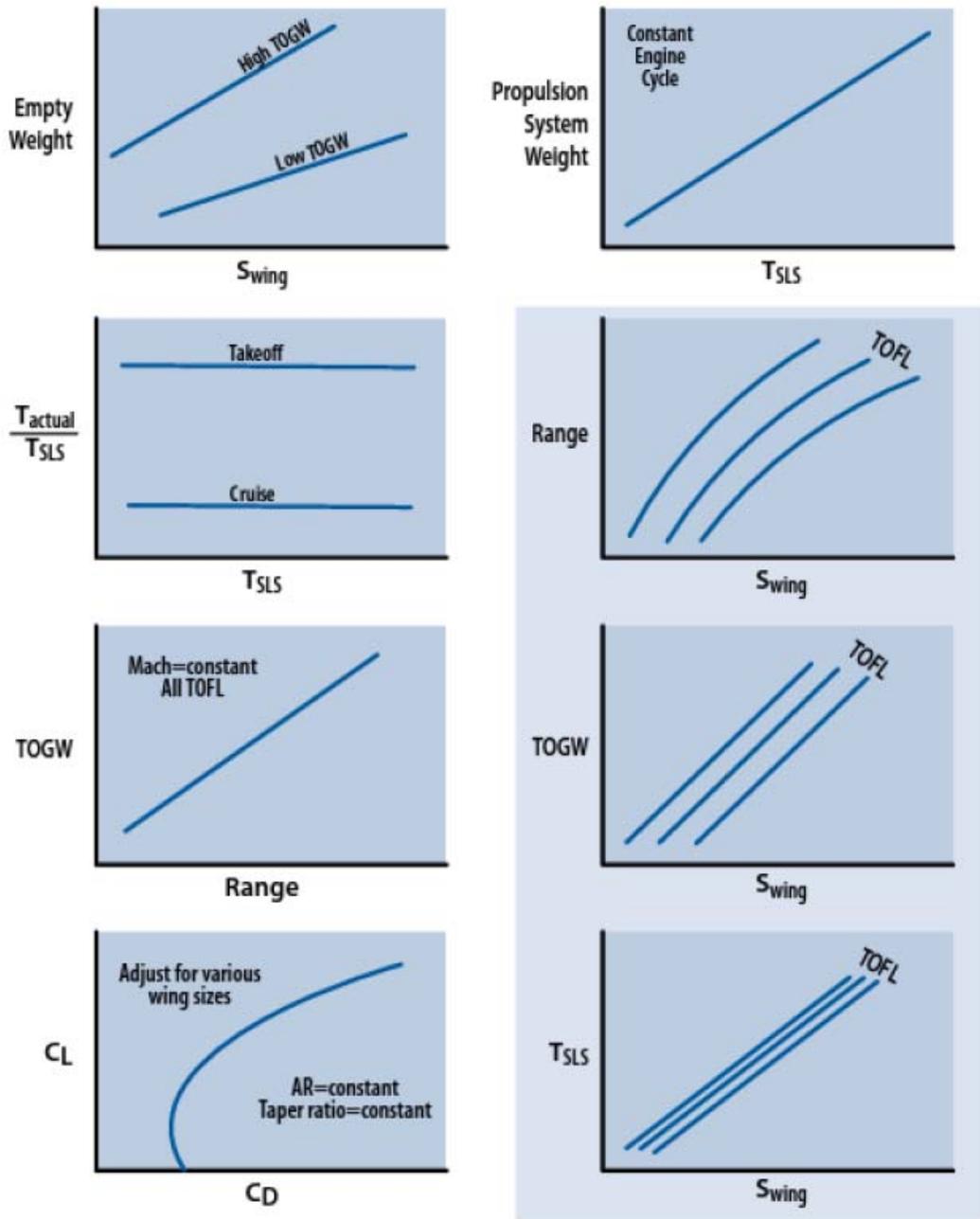
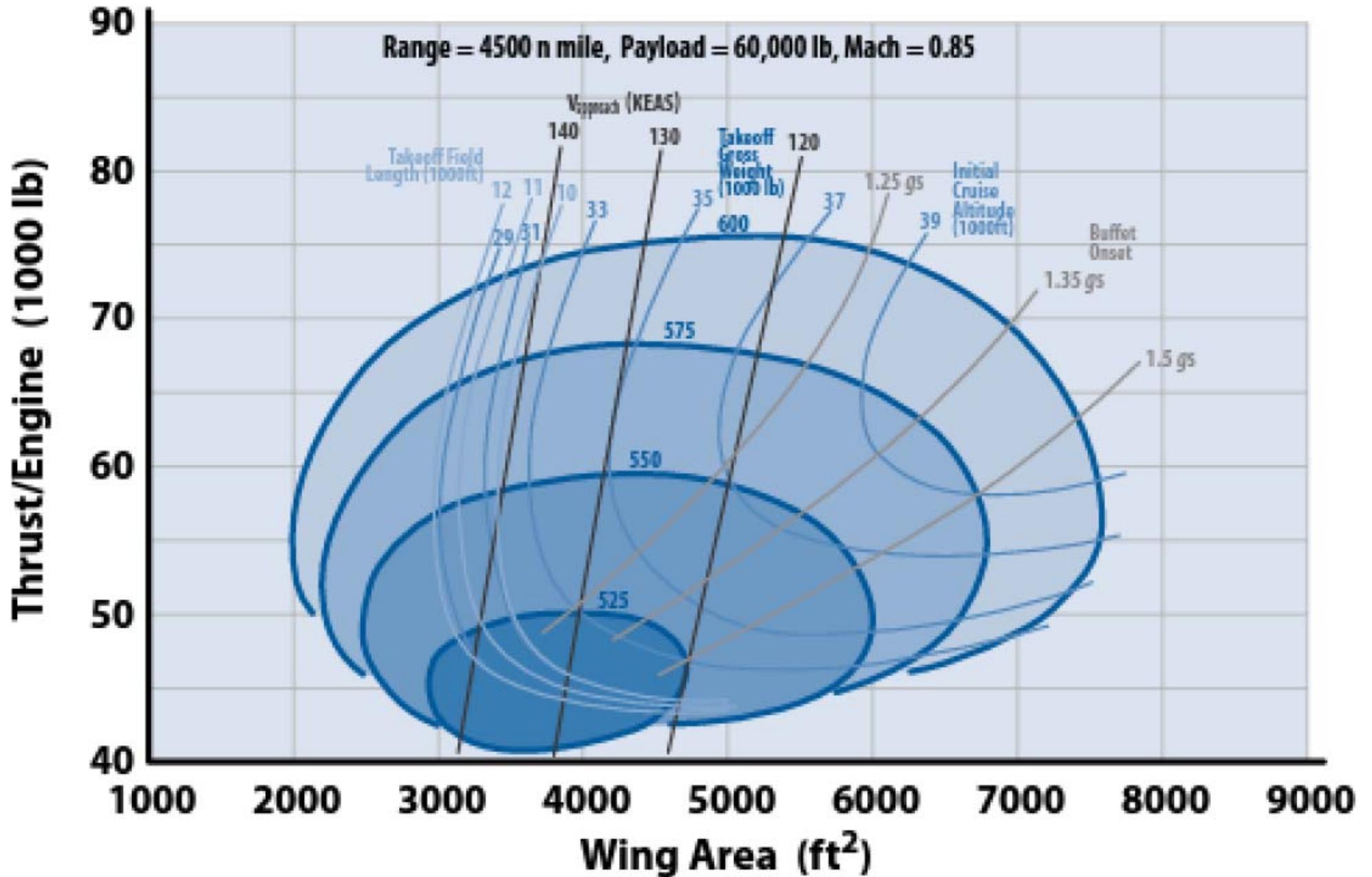
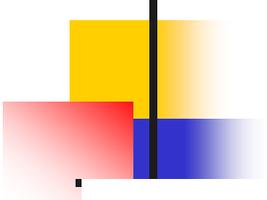


Figure 25.4b Performance results needed to draw constraint lines on "knotholes."

Figure 25.4a Performance trade results used to construct "knotholes."



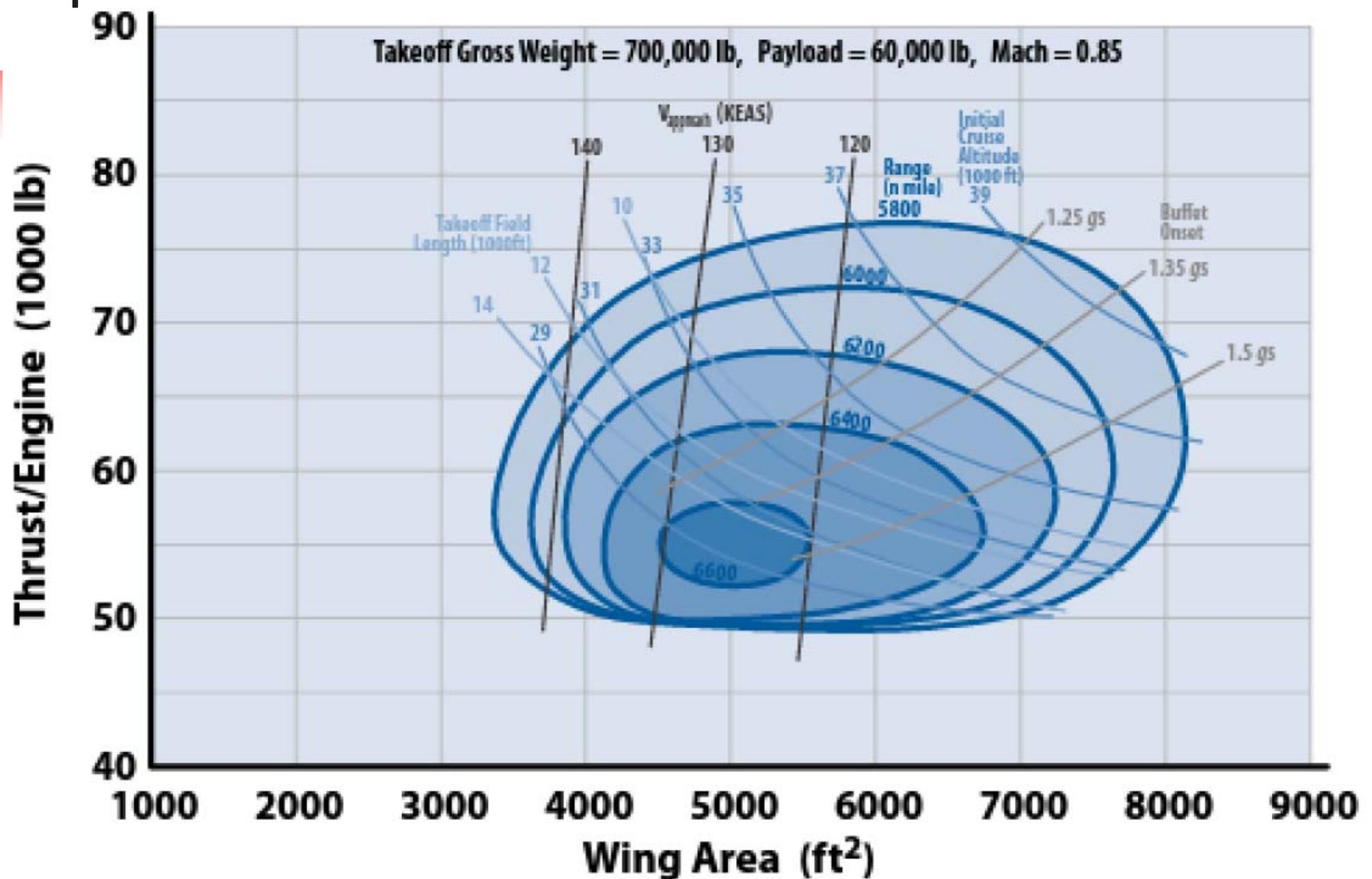


Figure 25.5 Parametric trade study results presented as "knotholes" (commercial transport).

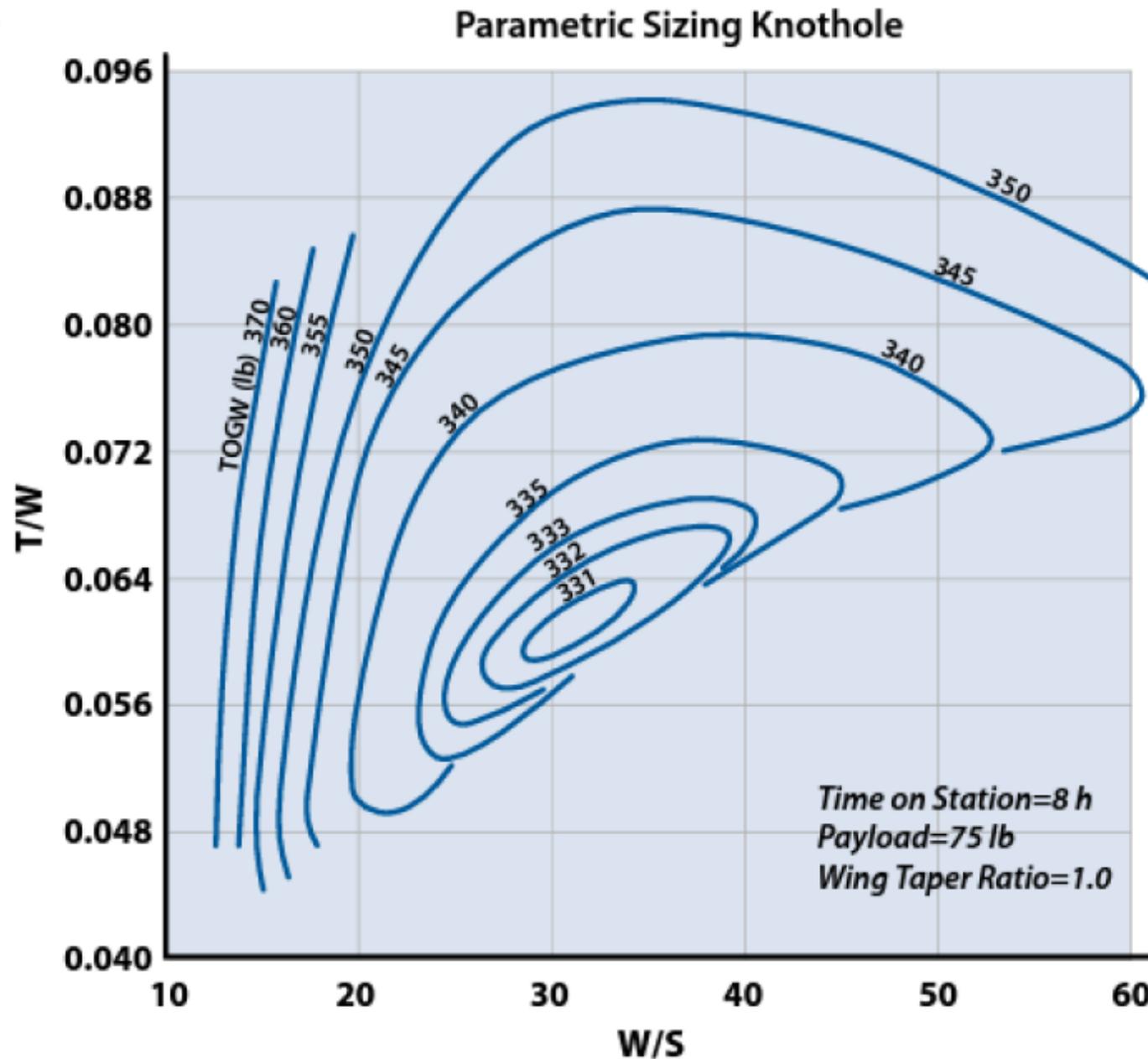
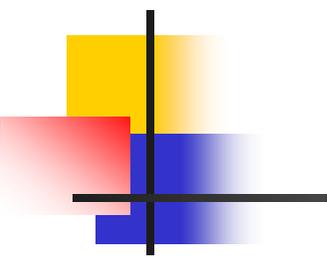


Figure 25.6 Parametric sizing study for Class III UAV.
Cálculo de Aeronaves © Sergio Esteban Roncero, sesteban@us.es

Bibliografía

- Raymer: Aircraft Design.
- Nicolai: Fundamentals of Aircraft Design
- Nicolai, L.M. Carichner, G.E. Fundamentals of Aircraft and Airship Design: Vol 1, 2010
- Class Notes for AOE 4065/4066, Airplane Design, W.H. Mason, Virginia Tech