

# Fahrzeugtechnik

fachhochschule hamburg

*FACHBEREICH FAHRZEUGTECHNIK*

Studiengang Flugzeugbau

Berliner Tor 5

D - 20099 Hamburg

Diplomarbeit

- Flugzeugbau -

## Flugzeugentwurf mit dem Programm RDS

Verfasser: David Walde

Abgabedatum: 17.02.2000

1. Prüfer: Prof. Dr.-Ing. D. Scholz, MSME

2. Prüfer: Prof. Dr.-Ing. H. Zingel



## Flugzeugentwurf mit dem Programm "RDS"

Diplomarbeit nach § 21 der Prüfungsordnung.

### Hintergrund

*RDS* ist ein Programm zum Entwurf von Flugzeugen. Es basiert auf dem Buch von D.P. Raymer "Aircraft Design: A Conceptual Approach" und ist sowohl in Profi- als auch in einer Studentenversion zu beziehen. Weitere Hinweise zum Programm gibt es im Internet unter

<http://www.aircraftdesign.com>.

### Aufgabe

Im ersten Schritt soll mit der Studentenversion von *RDS* ein Flugzeug entworfen werden. Im zweiten Schritt soll das Programm anhand des Entwurfs bewertet werden. Dabei kann es sinnvoll sein, einfache Entwurfsschritte per Hand (nach den Methoden der Vorlesung) durchzuführen, um diese dann mit den entsprechenden *RDS*-Entwurfsschritten vergleichen zu können.

Die Anforderungen an das zu entwerfende Flugzeug:

- Zu befördern sind 295 Passagiere mit Gepäck und zusätzlich 18750 kg Fracht.
- Maximale Betriebsmachzahl  $M_{MO} = 0.86$ .
- Typische Reisemachzahl  $M_{CR} = 0.82$ .
- Reichweite 6650 NM bei Reserven nach FAR 121.645.
- Sicherheitsstartstrecke  $s_{TOFL} \leq 3000$  m (Standardatmosphäre in Meereshöhe).
- Sicherheitslandestrecke  $s_{LFL} \leq 1800$  m (Standardatmosphäre in Meereshöhe).

Das Flugzeug soll als vierstrahliges Passagierflugzeug entworfen werden.

Die Ergebnisse des Entwurfs und die Beurteilung des Programms sollen in einem Bericht dokumentiert werden. Bei der Erstellung des Berichtes sind die entsprechenden DIN-Normen zu beachten.

## Kurzreferat

In dieser Diplomarbeit wird ein Langstreckenflugzeug mit den Methoden des Flugzeugentwurfs dimensioniert. Dies geschieht unter Zuhilfenahme des Programms RDS-Student: „Software for Aircraft Design, Sizing and Performance“ von Daniel P. Raymer.

Bei der Anwendung des Programms zeigte sich die Notwendigkeit, relativ umfangreicher Berechnungen von Eingangsparametern durchzuführen, bevor mit dem Programm RDS begonnen werden konnte. Bei diesen ersten Berechnungen konnte auf das Begleitbuch zur RDS-Software: „Aircraft Design: A Conceptual Approach“ [RAYMER 92], zurückgegriffen werden.

Es wurde jedoch festgestellt, dass die Einarbeitung, bedingt durch die zu Beginn erforderlichen Handrechnungen und der nicht mehr zeitgemäßen Programmoberfläche im DOS-Modus, einen insgesamt so großen Aufwand erfordert, dass die Nutzung des Programms erst bei umfangreichen Parametervariationen zu einer Zeitersparnis führt.

RDS-Student zeichnet sich vor allem durch seine sehr niedrige Betriebssystemvoraussetzung und seine hohe Berechnungsgeschwindigkeit aus. Die Genauigkeit der ermittelten Entwurfsparameter liegen in einem akzeptablen Bereich.

## **Erklärung**

Ich versichere, dass ich diese Diplomarbeit ohne fremde Hilfe selbständig verfasst und nur die angegebenen Quellen und Hilfsmittel benutzt habe. Wörtlich oder dem Sinn nach aus anderen Werken entnommene Stellen sind unter Angabe der Quellen kenntlich gemacht.

17.2.2000

David Walde

**Datum**

**Unterschrift**

# Inhalt

	Seite
Verzeichnis der Bilder .....	7
Verzeichnis der Tabellen .....	8
Liste der Symbole .....	8
Liste der Abkürzungen .....	11
Verzeichnis der Begriffe und Definitionen .....	11
<b>1 Einleitung</b> .....	<b>12</b>
1.1 Der Flugzeugentwurf .....	12
1.1.2 Conceptual Design .....	14
1.1.3 Preliminary Design .....	16
1.1.4 Detail Design .....	16
1.2 Ziel der Arbeit .....	17
1.3 Vorgehen .....	17
<b>2 Beschreibung des Programms RDS-Student</b> .....	<b>18</b>
2.1 Systemvoraussetzungen für RDS-Student .....	18
2.2 Programmstruktur von RDS-Student Version 4.1 .....	18
2.2.1 Die Unterprogramme von RDS-Student .....	19
2.2.2 Die Eingabematrix .....	20
2.2.3 Das Design Layout Modul .....	22
<b>3 Flugzeugentwurf mit dem Programm RDS-Student</b> .....	<b>23</b>
3.1 Initial Layout .....	23
3.2 Fahrwerksauslegung .....	26
3.3 Ergebnisse der Berechnung von RDS-Student .....	27
3.3.1 Sizing & Mission .....	27
3.3.2 Aircraft Data File .....	29
3.3.3 Aerodynamic .....	30
3.3.4 Propulsion .....	32
3.3.5 Cost .....	34
3.3.6 Design Layout Module .....	36
<b>4 Flugzeugentwurf mittels Entwurfsdiagramm</b> .....	
4.1 Landstrecke .....	39
4.2 Startstrecke .....	40
4.3 Steigrate im 2. Segment .....	41
4.4 Steigrate beim Durchstartmanöver .....	42
4.5 Schub-Gewichtsverhältnis im Reiseflug .....	44
4.6 Flächenbelastung im Reiseflug .....	45
4.7 Das Entwurfsdiagramm .....	46

4.8	Maximale Startmasse $m_{MTO}$ .....	47
4.9	Startschub $T_{TO}$ und Flügelfläche $S_W$ .....	49
<b>5</b>	<b>Beurteilung der Handhabung von RDS-Student</b> .....	<b>50</b>
5.1	Vergleich Handrechnung mit Programmberechnung .....	51
5.2	Beurteilung des Programmaufbaus .....	51
<b>6</b>	<b>Zusammenfassung und Ausblick</b> .....	<b>53</b>
6.1	Weitere RDS-Programme .....	53
6.2	RDS-EZ am Beispiel des Entwurfes .....	54
<b>7</b>	<b>Literaturverzeichnis</b> .....	<b>56</b>
<b>Anhang A</b> General Electric CFM56 - 5C Technology.....		<b>58</b>

## Verzeichnis der Bilder

<b>Bild 1.1</b>	Conceptual Design Prozess nach [RAYMER 92] (mit Einbindung von RDS). .....	15
<b>Bild 2.1</b>	RDS Startbildschirm .....	18
<b>Bild 2.2</b>	RDS-Verzeichnis Bildschirm .....	19
<b>Bild 2.3</b>	RDS Programmlogik.....	19
<b>Bild 2.4</b>	RDS Hauptbildschirm .....	20
<b>Bild 2.5</b>	Eingabematrix für das Aerodynamic Analyse Modul, Spalte „AERO DATA“ .....	21
<b>Bild 2.6</b>	Eingabematrix für das Aerodynamic Analyse Module, Spalte „WING“ .....	21
<b>Bild 2.7</b>	Das Design Layout Modul .....	22
<b>Bild 2.8</b>	Design Layout Modul <i>Shape Creator</i> .....	22
<b>Bild 3.1</b>	Entwurfsmethode nach [RAYMER 92].....	25
<b>Bild 3.2</b>	Slope of the Lift curve, $CL-a$ .....	30
<b>Bild 3.3</b>	Leading Edge Suction .....	30
<b>Bild 3.4</b>	Induced Drag Faktor $K$ .....	30
<b>Bild 3.5</b>	Parasite Drag Coefficient .....	32
<b>Bild 3.6</b>	Max Lift Coefficient.....	32
<b>Bild 3.7</b>	Inlet Pressure Recovery .....	33
<b>Bild 3.8</b>	Inlet Drag factor .....	33
<b>Bild 3.9</b>	Vorderansicht des Entwurfes.....	36
<b>Bild 3.10</b>	Draufsicht des Entwurfes .....	37
<b>Bild 3.11</b>	Seitenansicht des Entwurfes .....	37
<b>Bild 3.12</b>	Räumliche Ansicht des Entwurfes .....	38
<b>Bild 4.1</b>	Sicherheitslandestrecke nach JAR und FAR .....	39
<b>Bild 4.2</b>	Relative, benetzte Oberfläche [RAYMER 92], Fig. 3.5 .....	45
<b>Bild 4.3</b>	Das ausgefüllte Entwurfsdiagramm der Aufgabenstellung .....	46

<b>Bild A.1</b>	CFM 56 - 5C Schnitt .....	58
<b>Bild A.2</b>	CFM 56 - 5C Seitenansicht .....	58

## Verzeichnis der Tabellen

<b>Tabelle 3.1</b>	Eingangsgrößen für <i>Sizing &amp; Mission</i> .....	27
<b>Tabelle 3.2</b>	Entwurfsparameter aus <i>Sizing &amp; Mission</i> .....	28
<b>Tabelle 3.3</b>	Eingangsgrößen für <i>Aircraft Data</i> .....	29
<b>Tabelle 3.4</b>	Entwurfsparameter aus <i>Aircraft Data</i> .....	29
<b>Tabelle 3.5</b>	Eingangsgrößen für <i>Aerodynamic</i> .....	31
<b>Tabelle 3.6</b>	Eingangsgrößen für <i>Propulsion</i> .....	32
<b>Tabelle 3.7</b>	Entwurfsparameter aus <i>Propulsion</i> .....	33
<b>Tabelle 3.8</b>	Eingangsgrößen für <i>Cost</i> .....	34
<b>Tabelle 3.9</b>	Entwurfsparameter aus <i>Cost</i> .....	35
<b>Tabelle 3.10</b>	Entwurfsparameter Life Cycle Cost.....	35
<b>Tabelle 4.1</b>	Verhältnis von Reiseschub zu Standschub .....	44
<b>Tabelle 4.2</b>	Schub-Gewichtsverhältnis im Reiseflug .....	45
<b>Tabelle 4.3</b>	Flächenbelastung im Reiseflug.....	45
<b>Tabelle 5.1</b>	Vergleich zwischen den Entwürfen „Handrechnung“ und <i>RDS-Student</i> .....	51
<b>Tabelle 6.1</b>	Eingangsgrößen <i>RDS-EZ</i> .....	54
<b>Tabelle 6.2</b>	Entwurfsparameter von <i>RDS-EZ</i> .....	54
<b>Tabelle 6.3</b>	Entwurfsparameter der Missionsanalyse von <i>RDS-EZ</i> .....	55
<b>Tabelle 6.4</b>	Vergleich A340-300 mit den Entwurfsparametern von <i>RDS-EZ</i> .....	55
<b>Tabelle A.1</b>	CFM56-5C Triebwerke.....	58

## Liste der Symbole

$A$	Streckung ( <b>aspect ratio</b> )
$b$	Spannweite
$C_D$	Widerstandsbeiwert ( <b>drag coefficient</b> )
$C_L$	Auftriebsbeiwert ( <b>lift coefficient</b> )
$C_{L, design}$	Entwurfsauftriebsbeiwert
$C_{L, m}$	Auftriebsbeiwert bei ( $L/D_{max}$ )
$C_{L, max}$	maximaler Auftriebsbeiwert, ohne Klappen
$C_{L, max, L}$	maximaler Auftriebsbeiwert, Klappen in Landstellung
$C_{L, max, TO}$	maximaler Auftriebsbeiwert, Klappen in Startstellung
$c_p$	Druckbeiwert eines Profils
$d$	Durchmesser
$d_F$	äquivalenter Rumpfdurchmesser
$D$	Widerstand ( <b>drag</b> )

$e$	Oswald's efficiency factor
$g$	Erdbeschleunigung ( $g = 9.80665 \text{ m/s}^2$ )
$h$	Flughöhe
$i$	Einstellwinkel ( <b>incidence angle</b> )
$k$	Konstante
$l$	Länge
$L$	Auftrieb ( <b>lift</b> )
$L/D$	Gleitzahl ( <b>lift to drag ratio</b> )
$m_F$	Kraftstoffmasse ( <b>fuel mass</b> )
$m_{MPL}$	maximale Nutzlast
$m_{OE}$	Betriebsleermasse ( <b>operating empty mass</b> )
$m_{PL}$	Nutzlast ( <b>payload</b> )
$m_{TO}$	Startmasse ( <b>take-off mass</b> )
$m/S_w$	Flächenbelastung
$M$	Machzahl
$M_{crit}$	kritische Machzahl
$n_{lim}$	sicheres Lastvielfaches ( <b>limit load factor</b> )
$n_{ult}$	Bruchlastfaktor ( <b>ultimate load factor</b> )
$q$	Staudruck
$R$	Reichweite ( <b>range</b> )
$s$	Strecke
$s_L$	Landestrecke
$s_{LFL}$	Sicherheitslandestrecke
$s_{LG}$	Landerollstrecke
$s_{TO}$	Startstrecke
$s_{TOFL}$	Sicherheitsstartstrecke
$S$	Fläche (surface area)
$S_{ref}$	Referenzfläche
$t$	Profildicke ( <b>thickness</b> )
$T$	Schub ( <b>thrust</b> )
$t/c$	relative Profildicke
$V$	Fluggeschwindigkeit ( <b>velocity</b> )
$V_s$	Überziehgeschwindigkeit ( <b>stall</b> )
$W$	1.) Gewicht ( <b>weight</b> ), 2.) Tragfläche, 3.) Reifenbreite

## Griechische Symbole

$\alpha$	Anstellwinkel
$\alpha_0$	Anstellwinkel bei Nullauftrieb
$\lambda$	Zuspitzung
$\sigma$	relative Luftdichte, $\sigma = \rho/\rho_0$

## Indizes

$( )_{APP}$	Anflug ( <b>approach</b> )
-------------	----------------------------

- CLB* Steigflug (**climb**)
- CR* Reiseflug (**cruise**)
- DES* Sinkflug (**descent**)
- design* für den Entwurf (**design**) gewählter Referenzwert
- L* Landung (**landing**)
- H* Höhenleitwerk (**horizontal tailplane**)
- LG* Fahrwerk (**landing gear**)
- LG,N* Bugfahrwerk (**nose landing gear**)
- LG,M* Hauptfahrwerk (**main landing gear**)
- LTR* Warteflug (**loiter**)
- max* maximaler Wert
- opt* optimaler Wert
- PL* Nutzlast (**payload**)
- PAX* Passagier (passenger, **pax**)
- Strut* Fahrwerksbein
- ref* Referenzwert (**reference value**)
- TO* Start (**take-off**)
- WHL* Reifen (**wheel**)
- WU* Reifen (**warmup**)
- wet* benetzt (**wetted**)

## Liste der Abkürzungen

AIAA	American Institute of Aeronautics and Astronautics
A/C	aircraft
BPR	bypass ratio (Nebenstromverhältnis)
FAA	Federal Aviation Administration
FAR	Federal Aviation Regulations
JAA	Joint Aviation Authorities
JAR	Joint Aviation Requirements
LBA	Luftfahrtbundesamt
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics
PTL	Propeller-Turbinen-Luftstrahltriebwerk
TL	Turbinen-Luftstrahltriebwerk
CAD	Computer Aided Design
DAPCA	Development and Procurement Cost of Aircraft (cost model)
L/D	Lift to Drag Ratio
SL	Sea Level
SFC	Spezifischer Brennstoffverbrauch (specific fuel consumption, auch C)
TOGW	Takeoff Gross Weight
T/W	Thrust-to-Weight Ratio
W/S	Wing Loading

## Verzeichnis der Begriffe und Definitionen

### Anforderung

„Eine Anforderung ist die zumeist zahlenmäßig bestimmte Zuordnung zu einem Flugparameter die der Entwurf erfüllen muss.“

### Eingangsgröße

„Eine Eingangsgröße ist ein Zahlenwert der für die Berechnung eines Entwurfsparameter benötigt wird“

### Entwurfsparameter

„Entwurfsparameter ist ein Zahlenwert der durch den Entwurf ermittelt wurde. Er kann danach aber wieder zu einer Eingangsgröße für weitere Berechnungen werden.“

### Randbedingung

„Gesetze die für den Flugzeugbau, Herstellung, Betrieb und Wartung gültig sind. Randbedingungen müssen vom Entwurf erfüllt werden.“

# 1 Einleitung

Daniel P. Raymer<sup>1</sup> war von 1990-1993 Professor der California State University in Northridge, USA. Er unterrichtete dort Flugzeugentwurf und Aerodynamik. Seit 1990 ist er Präsident der Conceptual Research Corporation (CRC), die sich hauptsächlich mit dem Conceptual Design (Vorentwurf) von Flugzeugen beschäftigt. Unter anderem wurde von der CRC die Modifizierung einer Lockheed L-1011 zur Startplattform einer OSC-Pegasus-Rakete entwickelt. Daniel P. Raymer hält Patente über ein „Variables V-Form-Seitenleitwerk für den Überschall-Betrieb“ und einen „Senkrechtstarter mit Schubumkehr“. Er war außerdem Director-Advanced Design bei Lockheed, Director-Future Missions beim Aerojet Propulsion Research Institute, und Project Manager-Engineering bei Rockwell North American Aviation.

1989 hat das „*American Institute of Aeronautics and Astronautic, Inc., Washington, DC*“ erstmalig sein Buch „*Aircraft Design: A Conceptual Approach*“ veröffentlicht. In diesem Buch wird auch die Benutzung des Programms: „*RDS-Student: Software for Aircraft Design, Sizing and Performance*“ näher beschrieben.

Was aber ist ein Conceptual Design und welchen Vorteil bringt die Benutzung dieses Programms mit sich?

Eine Antwort auf diese Fragen lässt sich leichter geben, wenn der Begriff „*Flugzeugentwurf*“ und die Rolle des Conceptual Design sowie den Einsatz der Software darin näher erläutert wird.

## 1.1 Flugzeugentwurf

Ein Flugzeugentwurf bestimmt aus gegebenen **Anforderungen** und **Randbedingungen** die Geometrie- und Leistungsdaten eines Flugzeuges. Im zivilen Flugzeugbau müssen diese Bedingungen mit geringstem Kostenaufwand erreicht werden, um größtmöglichen Gewinn zu erzielen.

**Anforderungen** werden durch Marktanalysen und Vergleichsstudien ermittelt. Hauptsächlich werden Daten über die geplante Flugmission des zu entwerfenden Flugzeuges benötigt. Für den Flugzeugentwurf ist es vorteilhaft, alle wichtigen Anforderungen auch einbeziehen zu können. Dabei darf aber nicht der Fehler begangen werden zu viele Anforderungen zu stellen. Das würde die gestalterische Freiheit, die gerade in der Anfangsphase des Flugzeugentwurfes besonders hoch ist, zu sehr einschränken und unter Umständen würde nicht das wirtschaftlich profitabelste Flugzeug entworfen werden.

---

<sup>1</sup> Infos zu Veröffentlichungen von D. P. Raymer. URL: <http://www.aircraftdesign.com>

*Wichtige Anforderungen, die den Flugzeugentwurf beeinflussen, sind beispielsweise:*

### **Flugleistungen bei Start und Landung**

- Sicherheitsstartstrecke (take off field length)  $S_{TOFL}$
- Sicherheitslandestrecke (landing field length)  $S_{LFL}$

### **Flugleistungen im Reiseflug**

- Reichweite (range)  $R$
- Reisegeschwindigkeit (machmeter cruise)  $M_{CR}$

### **Sonstige Anforderungen**

- Anzahl der Passagiere  $n_{pax}$
- Nutzlast (payload)  $m_{PL}$

**Randbedingungen** können sich aus Gesetzen und Vorschriften ableiten lassen. Die Luftfahrtvorschriften regeln die Herstellung, den Betrieb und die Wartung eines Flugzeuges. Diese Regelwerke müssen schon im Flugzeugentwurf beachtet werden und wirken sich entscheidend auf die Gestaltung des Flugzeuges aus.

### **Luftfahrtvorschriften**

- FAR (Federal Aviation Regulations)
- JAR (Joint Aviation Requirements)
- Luftverkehrsgesetz (Luft VG)
- Luftfahrt-Bundesamt (LBA-Gesetz)

Aus den genannten Anforderungen und Randbedingungen lassen sich mit dem Verfahren des Flugzeugentwurfes die Entwurfsparameter bestimmen die das Flugzeug definieren.

In dem hier vorliegenden Flugzeugentwurf wird ein konventionelles, ziviles Passagierflugzeug betrachtet. Dies hat zur Folge, dass spezielle Bereiche des Flugzeugentwurfes nur teilweise oder überhaupt nicht vorkommen. Es fehlt z.B. für die Reichweitenermittlung der Bereich „Lastabwurf im Flug“.

Der Flugzeugentwurf wird von D. P. Raymer in drei größere Entwurfsbereiche unterteilt. Die Unterteilung erfolgt in *Conceptual Design*, *Preliminary Design* und dem *Detail Design*. Hierbei ist zu berücksichtigen, dass die Grenzen teilweise fließend sind und von anderen Autoren individuell gezogen werden. Diese drei Bereiche werden in den nun folgenden Unterkapiteln genauer erläutert.

## 1.1.2 Conceptual Design

Am Anfang des Entwurfes steht das Conceptual Design (Vorentwurf), das für die Bestimmung der entscheidenden Entwurfsparameter wie z.B.: Startschub  $T_{TO}$ , die Startstrecke  $S_{TO}$  oder Landestrecke  $S_L$  des entworfenen Flugzeuges verantwortlich ist.

In dieser Phase des Entwurfes sind die Freiheitsgrade zur Entwicklung des späteren Flugzeuges am größten und die Kosten für Änderungen des entstehenden Flugzeuges am geringsten.

Zuvor aber wird festgestellt ob überhaupt eine Realisierung des Flugzeugentwurfes bei Erfüllung aller gestellten Anforderungen möglich ist oder ob die Anforderungen zum „Machbaren hin“ geändert werden müssen.

Um diese Frage beantworten zu können, werden die Daten der bisher weltweit gebauten Flugzeuge (siehe dazu [JANE'S 95/96]) mit den vorliegenden Anforderungen verglichen. Nach Überprüfung der Anforderungen kann mit dem Vorentwurf begonnen werden.

Im vorliegenden Entwurf ergibt die Überprüfung, das die Werte der Aufgabenstellung einem Airbus A340-300 entsprechen. Daten, die für die Verwendung des Programms nötig waren, die jedoch rechnerisch ermittelt werden konnten, wurden dem [JANE'S 95/96] entnommen. U.a. wurden die äußeren Abmaße des Flugzeuges im *Design Layout Modul* verwendet.

Der Vorentwurf wird die spätere Effizienz und auch das spätere Aussehen des Flugzeuges entscheidend beeinflussen. Welche Form soll die Tragfläche haben? Soll es ein Hoch-, Mittel- oder Tiefdecker werden? Oder etwa ein Nurflügelflugzeug? Welche Rumpfform soll es haben, rund oder quadratisch?

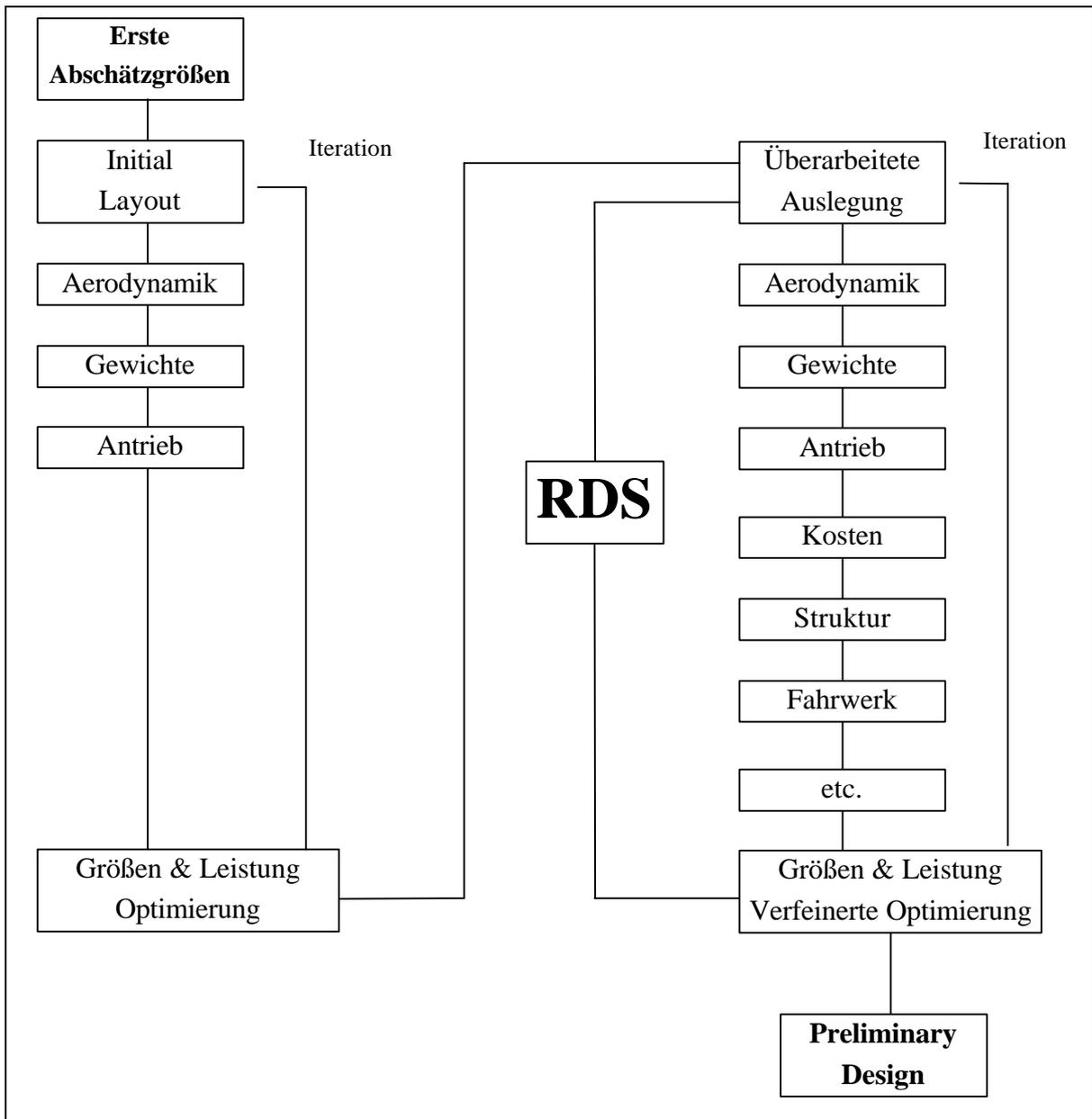
Im Prinzip ist zu diesem Zeitpunkt jede denkbare Form des zu entwerfenden Flugzeuges möglich. Allerdings wird die Wahl oft auch durch physikalische Gesetzmäßigkeiten oder Abhängigkeiten eingeschränkt.

Beim Antrieb beispielsweise entscheidet die angestrebte Reisegeschwindigkeit über Art und Anzahl der Triebwerke. Unterhalb einer Reisefluggeschwindigkeit von 800 km/h ist ein reines TL-Triebwerk (Turbo-Luftstrahltriebwerk) aufgrund des geringeren Vortriebwirkungsgrades kaum sinnvoll. Hingegen ist der Einsatz eines PTL-Triebwerkes (Propeller-Turbo-Luftstrahltriebwerk) oberhalb einer Geschwindigkeit von 600 km/h wegen der stark zunehmenden Verluste aufgrund hoher Blattspitzengeschwindigkeiten fast nicht mehr möglich.

Im dem hier betrachteten Entwurf eines konventionellen, zivilen Passagierflugzeuges haben sich aus diesen und anderen Gründen einige Konstruktionsvarianten als besonders günstig erwiesen. Da ist beispielsweise die Form des Rumpfes zu nennen, die aufgrund des Innendruckes, der in der Kabine bei einer größeren Reiseflughöhe auftritt, fast ausschließlich

als Zylinder gefertigt wird. Außerdem bietet diese Bauweise die Möglichkeit, das Hauptmuster durch Hinwegnahme oder Hinzufügung einer „Tonne“ zu erweitern.

Als Antrieb hat sich das ZTL-Triebwerk (Zweikreis-Turbo-Luftstrahltriebwerk) durchgesetzt. Bei einem relativ hohen Bypassverhältnis weist es einen geringen Verbrauch sowie einen besonders niedrigen Lärmpegel im Betrieb auf. Der Vortriebswirkungsgrad ist bei allen Geschwindigkeiten unterhalb und in der Nähe der Machgrenze besser als der eines TL-Triebwerkes. In diesem Entwurf wurde das üblicherweise für den Airbus genutzte ZTL-Triebwerk CFM56-5C3 verwendet, welches ein Bypass-Verhältnis von 6.5 aufweist.



**Bild 1.1** Conceptual Design Prozess nach [RAYMER 92] (mit Einbindung von RDS).

Das Conceptual-Design zeichnet sich besonders durch fortwährende Iterationsschritte aus. Ständig werden Entwurfsparameter ermittelt, die Einfluss auf bereits zuvor berechnete Entwurfsparameter haben.

Sogar zum Bestimmen eines einzelnen Entwurfsparameters kann es nötig sein zu iterieren. Dieses macht genau in dieser Entwurfsphase den Einsatz eines Rechenprogramms besonders sinnvoll. Es verkürzt die Berechnungszeit und vermindert Fehlermöglichkeiten. Hier kommt auch das Programm ***RDS-Student*** von D. P. Raymer zum Einsatz (siehe Bild 1.1).

Zur vollständigen Beschreibung des Vorentwurfes gehört auch eine 3-Seiten-Ansicht des Flugzeuges, welches ebenfalls mit dem ***Design Layout Modul*** von RDS-Student erstellt werden kann.

Wurde nun unter Berücksichtigung der verschiedenen Entwurfsmöglichkeiten eine bestimmte Konfiguration als besonders vorteilhaft ermittelt und daraus resultierend die verschiedenen Entwurfsparameter errechnet oder festgelegt, kann nun der zweite Schritt des Flugzeugentwurfes erfolgen.

### **1.1.3 Preliminary Design**

Im Preliminary Design (dimensionierender Entwurf) werden wichtige Einzelheiten des Entwurfes ausgearbeitet. Änderungen der Konfiguration werden nur noch in Sonderfällen vorgenommen.

Zu diesem Zeitpunkt werden erste Teile und/oder Modelle gefertigt und getestet. Hiernach muss feststehen, dass das entwickelte Flugzeug zu einem bestimmten Zeitpunkt und zu kalkulierten Kosten gefertigt werden kann.

### **1.1.4 Detail Design**

Zum Abschluss des Flugzeugentwurfes werden im Detail Design (detaillierter Entwurf) alle erforderlichen Bauteile genau bestimmt und Fertigungsprozesse festgelegt. Wichtige Systeme wie z.B. Struktur- und Steuerelemente werden jetzt getestet. Ein Flugsimulator wird programmiert, die Gewichts- und Massenverteilungen werden genaustens ermittelt.

Dieser Teil des Flugzeugentwurfes endet mit der Fertigung des Flugzeuges.

## 1.2 Ziel der Arbeit

Diese Diplomarbeit hat das Ziel ein Flugzeug zu entwerfen, um damit die Verwendung der benutzten Software *RDS-Student* für den Flugzeugentwurf zu bewerten.

## 1.3 Vorgehen

Zunächst wird das Programm RDS-Student vorgestellt. Anschließend erfolgt die Anwendung des Programms mit den Daten der Aufgabenstellung.

Um das Programm RDS-Student verwenden zu können, ist es erforderlich ein sogenanntes **Initial Layout** durchzuführen (vergl. Bild 1-1). Damit werden die Eingangsparameter für die verschiedenen Unterprogramme ermittelt.

Die Verwendung des bereits existierenden Airbus A340-300 diesen Entwurf ermöglicht außerdem die Ermittlung von Daten, die zusätzlich zu denen der Aufgabenstellung gegeben benötigt werden um den Initial Layout durchzuführen und das Programm zu benutzen

Danach erfolgt eine Dimensionierung des Flugzeuges anhand des Vorlesungsskripts von Prof. Dr. -Ing. D. Scholz [SCHOLZ 99]<sup>2</sup>. Dies ist nötig, um einen Vergleich zwischen den berechneten Werten von RDS-Student und den Werten eines herkömmlichen Flugzeugentwurfes zu erhalten, da diese beiden Werte zumeist von denen der tatsächlich gefertigten Flugzeuge abweichen.

Abschließend wird das Programm hinsichtlich seiner Fähigkeiten und seiner Anwenderfreundlichkeit beurteilt.

---

<sup>2</sup> *Flugzeugentwurf*, Vorlesungsskript: <http://www.fh-hamburg.de/pers/Scholz/SkriptFE.html>

## 2. Beschreibung des Programms RDS-Student

### 2.1 Systemvoraussetzungen für RDS-Student

- IBM PC oder kompatibel
- DOS 5.0 (Das Programm ist Windows™ kompatibel)
- freier Festplattenspeicher, mindestens 2MB
- 1 MB RAM
- 80286 8MHz Prozessor

Die Version 3.2 ist auf einer Diskette. Das Update (Version 4.1) wird auf CD-ROM geliefert und benötigt ergänzend ein Double-Speed CD-ROM Laufwerk.

### 2.2 Programmstruktur von RDS-Student Version 4.1

In diesem Kapitel wird die Benutzung des Programms und sein Aufbau erklärt.

Nach der Installation und dem Start des Programms erscheint folgender Text auf dem Bildschirm:

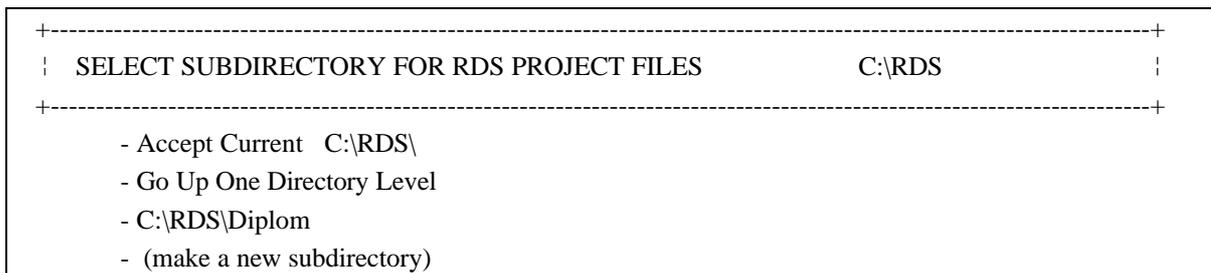
```

+-----+
| `RDS' - A PROGRAM FOR AIRCRAFT DESIGN, SIZING, & PERFORMANCE |
| Student Version 4.1 |
| Based on the methods in |
| „AIRCRAFT DESIGN: A CONCEPTUAL APPROACH“ |
| RDS and its manual are: |
| COPYRIGHT (C) 1998 BY DANIEL P. RAYMER - ALL RIGHTS RESERVED |
| DUPLICATION OR MODIFICATION FORBIDDEN WITHOUT WRITTEN PERMISSION |
+-----+
| USE OF THIS SOFTWARE IMPLIES ACKNOWLEDGMENT OF THE FOLLOWING AGREEMENT: |
| |
| 1. THE ORIGINAL PURCHASER MAY MAKE ONE AND ONLY ONE BACKUP COPY OF RDS |
| 2. THE ORIGINAL PURCHASER WILL NOT PERMIT OTHERS TO COPY RDS |
| 3. THIS SOFTWARE AND MANUAL ARE SOLD `AS-IS' AND WITHOUT ANY EXPRESSED |
| OR IMPLIED WARRANTY AS TO ACCURACY OR FITNESS FOR ANY USE |
| 4. THIS SOFTWARE IS SOLD FOR EDUCATIONAL PURPOSES ONLY AND MAY NOT BE |
| USED FOR ACTUAL AIRCRAFT DESIGN OR OTHER PROFESSIONAL ACTIVITIES |
| 5. THIS SOFTWARE IS SOLD FOR INDIVIDUAL USE ONLY AND MAY NOT BE |
| INSTALLED ON A NETWORK OR MULTI-USER COMPUTER (ie, COMPUTER LAB) |
| |
| PRESS `Y' (YES) TO ACKNOWLEDGE ACCEPTANCE OF THESE CONDITIONS : |

```

**Bild 2.1** RDS Startbildschirm

Dieser Teil wird bei jedem Programmstart abgefragt und muss mit „Y“ bestätigt werden, um auf die folgende Seite zu kommen:

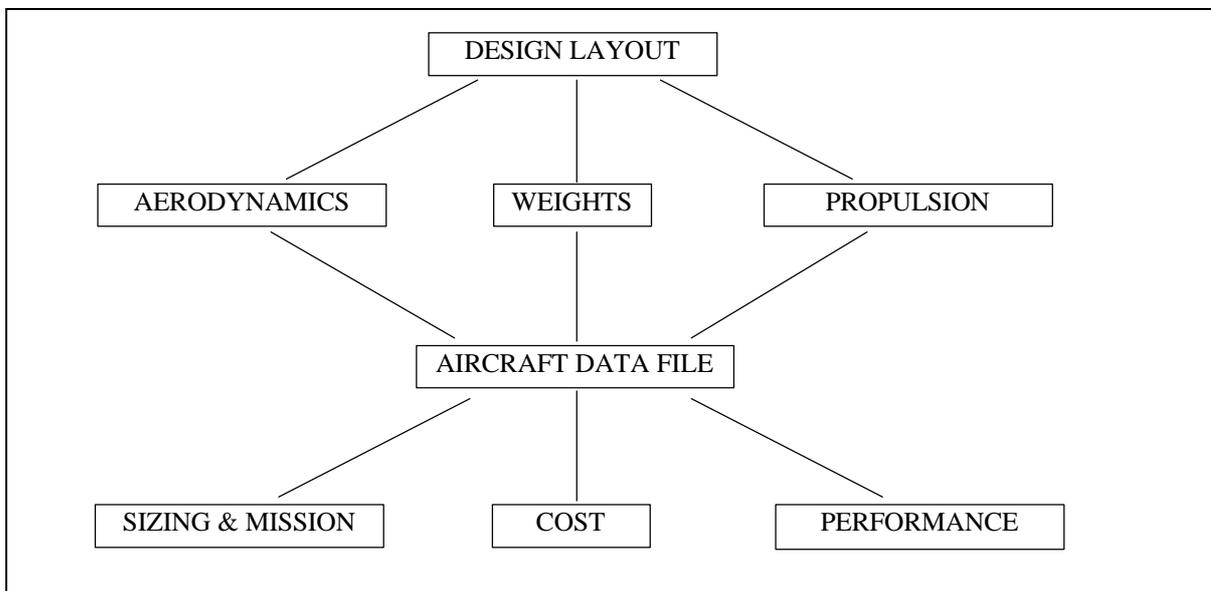


**Bild 2.2** RDS-Verzeichnis Bildschirm

Hier kann ein neues Unterverzeichnis erstellt oder ein Vorhandenes geöffnet werden. In diesem Fall wurde das Verzeichnis C:\RDS\Diplom verwendet. In der Version 3.2 wurden alle Projekte nur im Hauptverzeichnis abgelegt, was sehr unübersichtlich ist.

### 2.2.1 Die Unterprogramme von RDS-Student

Die Programmlogik von RDS-Student wird von D. P. Raymer folgendermaßen dargestellt.

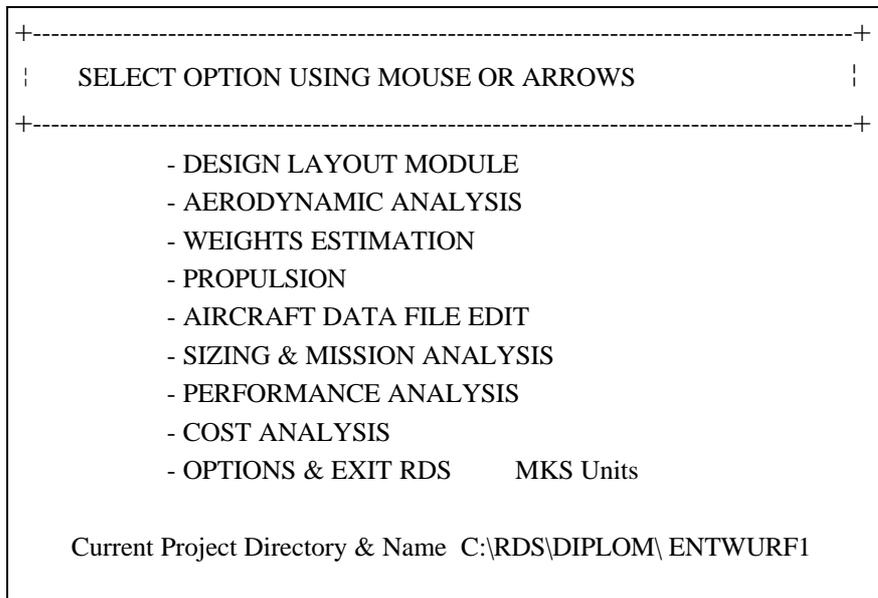


**Bild 2.3** RDS Programmlogik

Aus dem Bild 2.3 wird deutlich, dass es sich beim *Aircraft Data File* um die zentrale Datei handelt. In dieser Datei können alle Entwurfsparameter eingesehen und auch editiert werden.

Eine 3D-Zeichnung, die ins *Design Layout Modul* übertragen wird, hat zur Folge, dass die Daten direkt im *Aerodynamic-*, als auch im *Weights-Unterprogramm* Verwendung finden.

Beachtet werden sollte dabei, dass die daraus entstehenden Entwurfparameter erst ins *Aircraft Data File* übertragen werden, wenn eine erneute Berechnung im *Aerodynamic-* oder im *Weights-Unterprogramm* erfolgte und diese zudem auch abgespeichert wurde.



**Bild 2.4**  
RDS Hauptbildschirm

Vom Hauptbildschirm aus können alle verwendeten Unterprogramme aufgerufen werden. Nach jedem Aufruf eines Unterprogramms wird nach der Datei gefragt, die für die Berechnungen benutzt werden soll. Dabei lassen sich die verwendeten Dateien durch ihre Endungen einem bestimmten Unterprogramm zuordnen.

Folgende Dateiendungen sind den Unterprogrammen zugeordnet:

Design Layout Modul = \*.dsn, Aerodynamic Analysis = \*.daa, Weights Estimation = \*.dwt, Propulsion = \*.dpr, Aircraft Data File = \*.dat, Sizing&Mission Analysis = \*.dms, Performance Analysis = \*.dpa, Cost Analysis = \*.dca.

## 2.2.2 Die Eingabematrix

Die Eingabe von Werten innerhalb des Programms erfolgt prinzipiell über eine Eingabematrix. In welcher Eingabespalte man sich befindet, wird im unteren Teil der Maske angezeigt. Wechselt man die Eingabespalte, verändert sich auch die dazugehörige 1. Spalte, die Informationsspalte. Am Beispiel der Eingabematrix für das *Aerodynamic Analyse Modul* Eingabespalte „*Aerodynamic Data*“, Bild 2.5 und der Eingabespalte „*Wing*“, Bild 2.6 lässt sich diese Art der Programmbedienung gut verdeutlichen.

Zu beachten ist außerdem, dass in der Zeile (*n/a*) (not applicable) kein Eintrag vorgesehen ist.

Des weiteren wird die einzugebende Einheit, hier *MKS Units*, angezeigt. Es gibt die Möglichkeit zwischen *MKS Units* für ISO-Einheiten und *FPS Units* für anglo-amerikanische

Einheiten zu wechseln. Die einzugebenden Einheiten lassen sich sowohl in der Eingabematrix mit der Taste „#“ wechseln, als auch grundsätzlich im Hauptmenü. Geschwindigkeiten unterhalb von 10 werden als Machzahl interpretiert.

ENTWURF1.DAA	AERO DATA	WING	HORZ TAIL	VERT TAIL	FUSELAGE
Max V or M#	<b>0.8600</b>	1.0000	1.0000	1.0000	1.0000
Max Altitude	<b>16000.0000</b>	362.0000	76.0000	40.0000	1210.0000
% Laminar	<b>20.0000</b>	260.0000	76.0000	40.0000	64.0000
k/10 <sup>5</sup> m	<b>1.0058</b>	10.0000	6.0000	1.6000	5.4000
%Leak&Protub	<b>5.0000</b>	10.0000	6.0000	1.6000	1.0000
Amax-aircft	<b>42.0000</b>	0.3000	0.4000	0.3200	0.0000
length-eff	<b>64.0000</b>	32.0000	33.0000	45.0000	0.0000
Ewd	<b>4.0000</b>	0.1000	0.1000	0.1000	0.0000
CL-cruise	<b>0.2100</b>	1.2800	1.2800	2.0000	0.0000
(n/a)	<b>0.0000</b>	1.0000	1.0000	1.0000	0.0000
(n/a)	<b>0.0000</b>	0.4000	4.0000	0.0000	0.0000
(n/a)	<b>0.0000</b>	1.6400	0.0000	0.0000	0.0000
(n/a)	<b>0.0000</b>	1.0000	1.0000	1.0000	1.0000
MKS Units	<b>Print/Graph</b>	<b>Do Analysis</b>	<b>Fudge ON/off</b>	<b>Options</b>	<b>Exit/Save</b>
AERODYNAMIC DATA km/h, m					

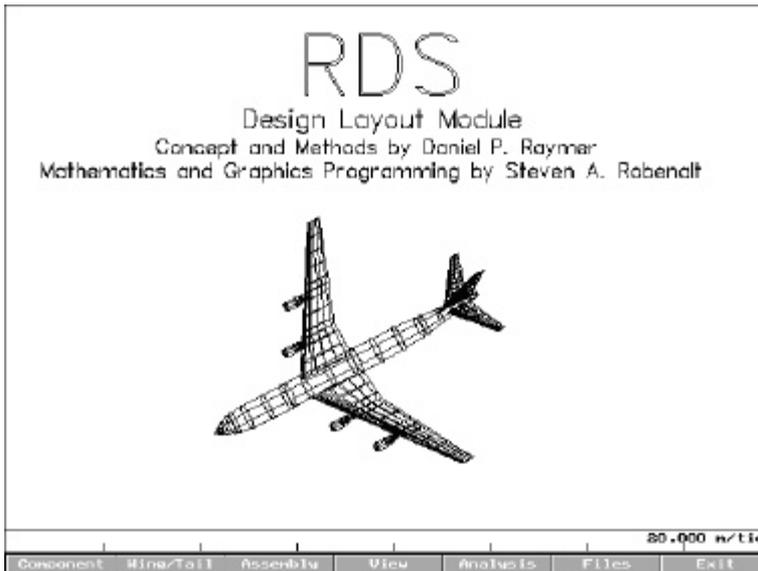
**Bild 2.5** Eingabematrix für das Aerodynamic Analyse Modul, Spalte „AERO DATA“

ENTWURF1.DAA	AERO DATA	WING	HORZ TAIL	VERT TAIL	FUSELAGE
# Componts	0.8600	<b>1.0000</b>	1.0000	1.0000	1.0000
Sref-wing	16000.0000	<b>362.0000</b>	76.0000	40.0000	1210.0000
Sexp-wing	20.0000	<b>260.0000</b>	76.0000	40.0000	64.0000
A true	1.0058	<b>10.0000</b>	6.0000	1.6000	5.4000
A effective	5.0000	<b>10.0000</b>	6.0000	1.6000	1.0000
Lambda=Ct/Cr	42.0000	<b>0.3000</b>	0.4000	0.3200	0.0000
Sweep-LE	64.0000	<b>32.0000</b>	33.0000	45.0000	0.0000
t/c average	4.0000	<b>0.1000</b>	0.1000	0.1000	0.0000
Delta Y	0.2100	<b>1.2800</b>	1.2800	2.0000	0.0000
Q (interfer)	0.0000	<b>1.0000</b>	1.0000	1.0000	0.0000
CL-design	0.0000	<b>0.4000</b>	4.0000	0.0000	0.0000
CLmax-airfoil	0.0000	<b>1.6400</b>	0.0000	0.0000	0.0000
Drag Fudge	0.0000	<b>1.0000</b>	1.0000	1.0000	1.0000
MKS Units	<b>Print/Graph</b>	<b>Do Analysis</b>	<b>Fudge ON/off</b>	<b>Options</b>	<b>Exit/Save</b>
WING					

**Bild 2.6** Eingabematrix für das Aerodynamic Analyse Module, Spalte „WING“

### 2.2.3 Das Design Layout Modul

Das *Design Layout Modul* ist ein vollwertiges 3D-CAD Programm. Bei erstmaligem Start dieses Programms wird das Einheitensystem festgelegt mit dem man arbeiten möchte. Es kann nachträglich nicht mehr geändert werden. Daher ist sehr genau darauf zu achten, welches Einheitensystem Verwendung findet, damit die richtigen Werte gezeichnet werden. Zahlenwerte werden Einheitenlos übernommen; lediglich ein eingeblendetes Lineal gibt über das verwendete Einheitensystem Aufschluss.

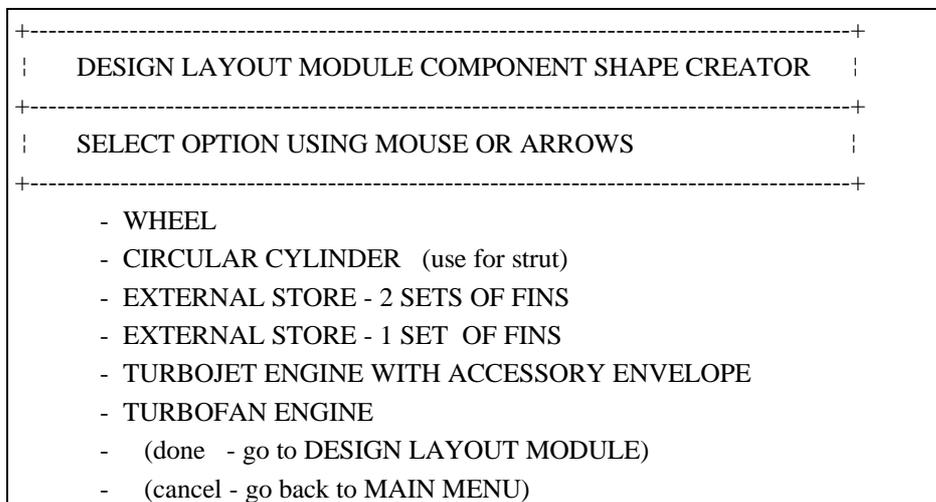


**Bild 2.7**

Das Design Layout Modul

Darüber hinaus ist es möglich, Flugzeugteile zeichnen zu lassen. Es können z.B. die Daten eines Flügels eingegeben werden und das Programm generiert mit dem *Shape Creator* eine durchgehende Tragfläche mit Spanten und Rippen. Weitere Möglichkeiten zeigt das Bild 2.8.

Ein Flugzeug aufgrund der Berechnungen in den anderen Unterprogrammen zeichnen zu lassen ist nicht möglich. Die errechneten Werte müssen selbständig übertragen werden.



**Bild 2.8**

Design Layout  
Modul *Shape  
Creator*

### 3 Flugzeugentwurf mit dem Programm RDS

Um mit dem Programm *RDS-Student* arbeiten zu können ist es nötig, umfangreiche Datenmengen über das noch zu entwerfende Flugzeug einzugeben. Wie aber kann das erreicht werden, da es sich auch um die Daten handelt die wir von dem Programm erfahren wollten?

Dieser Widerspruch lässt sich aufklären. Zum Einen lässt sich mit den gegebenen Anforderungen und Randbedingungen eine Vorauslegung berechnen und zum anderen können noch fehlende Informationen durch in den Anforderungen vergleichbare Flugzeuge ergänzt werden. Durch den iterativen Prozess verändern sich diese Daten später zur optimalen Auslegung hin. Die Berechnungsgrundlagen dieses *Initial Layout* (Vorauslegung) werden im [RAYMER 92] beschrieben.

Weiterhin fehlende Daten wurden zum überwiegenden Teil [JANE'S 96/97] entnommen. Außerdem wurden die Quellen [AIRBUS 1999] und [AIRMEDIA] verwendet. Hauptsächlich wurden Datenbestände des Airbus A340-300 benutzt, da dieses Flugzeug fast identisch zu den Anforderungen ist. Lediglich in der Passagieranzahl unterscheidet sich dieses Flugzeug von dem Entwurf. 420 Passagiere gibt [JANE'S 96/97] an, dabei handelt es sich aber um eine Economy-Bestuhlung. Bei einer 3-Klassen Bestuhlung mit First, Business und Economy Class können jedoch nur 295 Passagiere befördert werden.

#### 3.1 Initial Layout

##### Startgewicht

$$W_0 = \frac{W_{PL}}{1 - (W_f / W_0) - (W_e / W_0)} \quad (3.1)$$

$$W_{PL} = 295 \cdot 79.4 \text{ kg} + 295 \cdot 18.1 \text{ kg} + 18750 \text{ kg} = 47512.5 \text{ kg} , \text{ vergl. (4.20).}$$

##### Abschätzung des Leergewichtsverhältnisses

$$W_e / W_0 = A \cdot W_0^C \cdot k_{VS} \quad (3.2)$$

$A = 1.02$  , Jet Transport.

$C = -0.06$  , Jet Transport.

$k_{VS} = 1.00$  , für eine feststehende Tragfläche.

Oder abgelesen aus [RAYMER 92], Fig. 3.1 folgt  $W_e/W_0 = 0.47$

### Abschätzung des Kraftstoffgewichtsverhältnisses

$$\frac{W_f}{W_0} = 1.06 \cdot \left( 1 - \frac{W_x}{W_0} \right) \quad (3.3)$$

$W_x$  ist abhängig von der geflogenen Mission, deswegen weiter mit:

### Mission Segment Weight Fraction.

$$\left( \frac{W_i}{W_i - 1} \right)_{CR} = \exp \frac{-R \cdot SFC}{V \cdot (L/D)} \quad (3.4)$$

$R = 12300 \text{ km}$  , Anforderung.

SFC NACH [RAYMER 92], Fig. 3.3, *High-Bypass Turbofan*.

$$SFC_{CR} = 0.5 \frac{1}{\text{h}} = 1.389 \cdot 10^{-4} \frac{1}{\text{s}},$$

$$SFC_{LTR} = 0.4 \frac{1}{\text{h}} = 1.11 \cdot 10^{-4} \frac{1}{\text{s}}$$

$$V = M_{cr} \cdot a \quad (3.5)$$

$M_{cr} = 0.82$  , Anforderung.

$a = 295 \text{ m/s}$  , Standardatmosphäre in Reiseflughöhe.

$$V = 0.82 \cdot 295 \text{ m/s} = 242 \text{ m/s}$$

### Abschätzung $L/D$

$$\text{Wetted Aspect Ratio} = \frac{A}{(S_{WET} / S_W)} \quad (3.6)$$

$S_{WET} / S_W = 6.0$  , abgelesen aus **Bild 4.2**.

$A = 10$  , aus [JANE'S 96/97].

$$\text{Wetted Aspect Ratio} = \frac{10}{6} = 1.67$$

$(L/D)_{max} = 20$  , abgelesen aus [RAYMER 92], Fig. 3.6.

$$(L/D)_{CR} = 0.866 \cdot (L/D)_{max} \quad (3.7)$$

$$(L/D)_{CR} = 17.30$$

$$(L/D)_{LTR} = (L/D)_{max} = 20$$

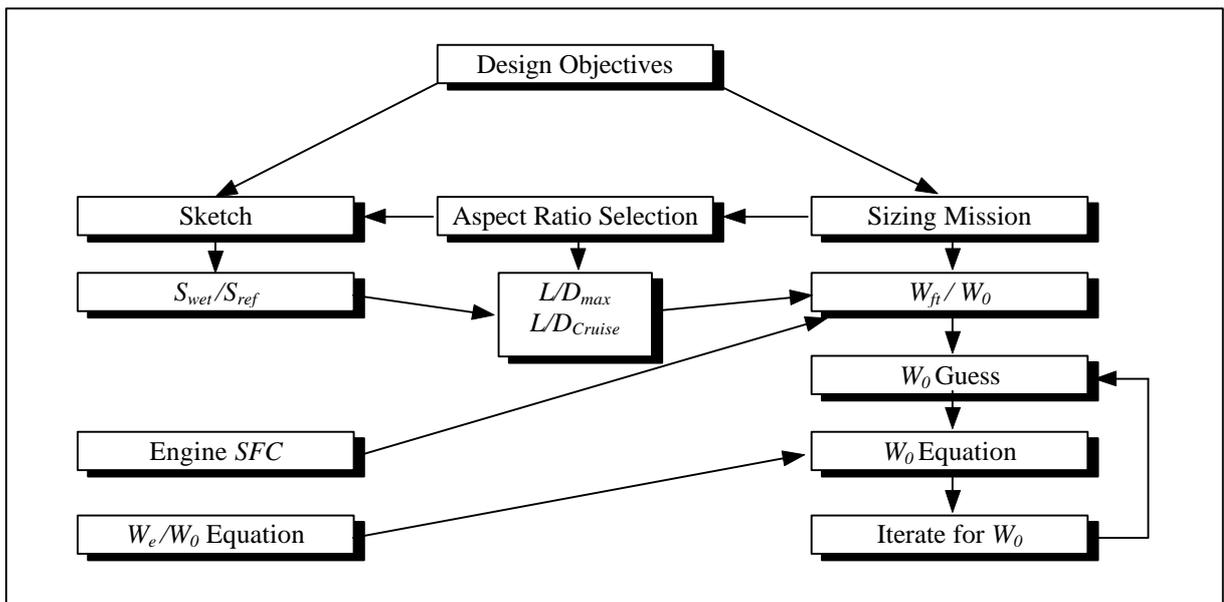
$$\left( \frac{W_i}{W_{i-1}} \right)_{CR} = \exp \frac{-12315000 \text{ m} \cdot 0.0001389 \frac{1}{s}}{295 \frac{\text{m}}{s} \cdot 20} = 0.74832$$

Weitere Segmente nach ([RAYMER 92], Tab. 3.2.)

$$\left( \frac{W_i}{W_{i-1}} \right)_{WU,TO} = 0.970$$

$$\left( \frac{W_i}{W_{i-1}} \right)_{CLB} = 0.985$$

$$\left( \frac{W_i}{W_{i-1}} \right)_L = 0.995$$



**Bild 3.1** Entwurfsmethode nach [RAYMER 92]

Nach der Methode aus Bild 3.1 errechnet RDS-Student  $W_0$ .

## 3.2 Fahrwerksauslegung

Die Berechnungsgrundlagen für die Fahrwerksauslegung sind teilweise aus [BRÄUNLING 97] entnommen.

### Hauptfahrwerk

$$Load_{LG,M} = 0.9 \cdot m_{MPL} \quad (3.8)$$

$$Load_{LG,M} = 0.9 \cdot 247242 \text{ kg} = 220517 \text{ kg} / 0.45259 \frac{\text{kg}}{\text{lb}} = \mathbf{491300 \text{ lb}}$$

Aus  $Load_{LG} > 200$  to folgt  $i_{Strut} = 3$  und  $n_{WHL,M} = 10$

Die Fahrwerksanordnung wurde aus [Raymer 92], Fig. 11.1 gewählt:  
*Multi boogey (4-2-4 Wheel)*

$$Load_{WHL} = \frac{Load_{LG}}{n_{WHL}} \cdot f_s \quad (3.9)$$

$f_s = 1.07$  , Sicherheitsfaktor für Passagierflugzeuge

$$Load_{WHL,M} = \frac{491300 \text{ lb}}{10} \cdot 1.07 = \mathbf{49130 \text{ lb}}$$

Im ([Raymer 92] Table 11.2 *Tire data*) findet sich unter der Rubrik *Three Part Name* folgender Reifen: 52" x 20.5"-23" mit einem  $Load_{WHL,max} = 63700 \text{ lb}$  und  $V_{Max} = 235 \text{ mph}$  .

D.h. für jeden der 10 Hauptfahrwerksreifen:

$D_0 = 1.321 \text{ m}$  , Reifendurchmesser

$W = 0.521 \text{ m}$  , Reifenbreite

$D = 0.584 \text{ m}$  , Felgenbreite

Verwendbar für  $V_{max} = 380 \text{ km/h}$  und einem  $Load_{WHL,max} = 28830 \text{ kg}$ .

### Stützfahrwerk

$$Load_{LG,N} = 0.1 \cdot m_{MPL} \quad (3.10)$$

$$Load_{LG,N} = 0.1 \cdot 247242 \text{ kg} = 24724 \text{ kg} / 0.45259 \frac{\text{kg}}{\text{lb}} = \mathbf{54620 \text{ lb}}$$

Aus  $Load_{LG} < 200$  to folgt  $i_{Strut} = 2$  und  $n_{WHL,N} = 2$

$$Load_{WHL,M} = \frac{54620 \text{ lb}}{2} \cdot 1.07 = \mathbf{29200 \text{ lb}}$$

Im ([Raymer 92] Table 11.2 *Tire data*) findet sich unter der Rubrik *Three Part Name* dafür folgender Reifen: 47 x 18 -18 (Zoll) mit einem  $Load_{WHL,max} = 43700 \text{ lb}$  und  $V_{max} = 195 \text{ kt}$ .

D.h. für jeden der 2 Stützfahrwerksreifen:

$D_0 = 1,193 \text{ m}$ , Reifendurchmesser

$W = 0.457 \text{ m}$ , Reifenbreite

$D = 0.457 \text{ m}$ , Felgenbreite

Verwendbar für  $V_{max} = 360 \text{ km/h}$  und einem  $Load_{WHL,max} = 19800 \text{ kg}$ .

Die Abmaße der Reifen wurden in das Design Layout Modul übernommen.

### 3.3 Ergebnisse der Berechnung von RDS-Student

#### 3.3.1 Sizing & Mission

MISSION INPUTS: FILE ENTWURF.DMS		MKS Units	
SEGMENT 1 : TAKEOFF			
THRUST SETTING=	10.000	ALTITUDE=	0.000
		TIME=	0.233
SEGMENT 2 : TAKEOFF			
THRUST SETTING=	100.000	ALTITUDE=	0.000
		TIME=	0.017
SEGMENT 3 : CLIMB and/or ACCELERATE			
THRUST SETTING=	100.000	STARTING ALT=	0.000
		END ALT=	11000.000
START VEL=	300.000	END VEL=	0.820
SEGMENT 4 : CRUISE			
THRUST SETTING=	100.000	ALTITUDE=	11000.000
		VELOCITY=	0.820
RANGE=	12315.800		
SEGMENT 5 : DESCENT			
Wi/Wi-1=	0.990	RANGE CREDIT=	0.000
SEGMENT 6 : LANDING			
Wi/Wi-1=	0.995	RESERVE & TRAPPED FUEL ALLOWANCE (%)=	6.000

**Tabelle 3.1** Eingangsgrößen für *Sizing & Mission*

<b>RDS SIZING RESULTS</b>			
AIRCRAFT DATA FILE: ENTWURF.DAT		MISSION FILE: ENTWURF.DMS	
T/W = <b>0.238</b> W/S = <b>713.50</b> MKS Units			
MISSION SEGMENT	MISSION SEGMENT WEIGHT		Wi/WO
FRACTION OR DROPPED WEIGHT			
1	TAKEOFF SEGMENT	0.9981	0.9981
2	TAKEOFF SEGMENT	0.9987	0.9968
3	CLIMB and/or ACCELERATE	0.9136	0.9107
4	CRUISE SEGMENT	0.7344	0.6689
5	DESCENT SEGMENT	0.9900	0.6622
6	LANDING SEGMENT	0.9950	0.6589
CRUISE SEGMENT # 4		RANGE (km) = 12315.8 = RANGE (nm)= 6650	
(Ranges are reduced during analysis for climb/descent range credit)			
TOTAL RANGE = <b>12315.8</b>		TOTAL LOITER TIME = <b>0.5</b>	
FUEL WEIGHT = <b>89406.1</b>		EMPTY WEIGHT = <b>114325.1</b>	
USEFUL LOAD (less Wf)= <b>43511.6</b>		AIRCRAFT GROSS WEIGHT = <b>247242.8</b>	
TOTAL NUMBER OF ITERATIONS TO CONVERGE = 5			
MKS Units			

**Tabelle 3.2** Entwurfparameter aus *Sizing & Mission*

Aus der Tabelle ergeben sich die folgenden Werte;

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} = 0.238, \quad \frac{m_{MTO}}{S_w} = 713.5 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2},$$

$$T_{TO} = 247242.8 \text{ kg} \cdot 9.80665 \frac{\text{m}}{\text{s}^2} \cdot 0.238 = \mathbf{577060 \text{ N}}$$

$$m_{MTO} = 247242.8 \text{ kg}, \quad m_{PL} = 43511.6 \text{ kg}, \quad m_{MF} = 89406 \text{ kg}, \quad m_{OE} = 114325.1 \text{ kg}.$$

$$T_{TO} = m_{MTO} \cdot g \cdot \left( \frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} \right) \quad (3.10)$$

$$T_{TO} = 247242.8 \text{ kg} \cdot 9.80665 \frac{\text{m}}{\text{s}^2} \cdot 0.238 = \mathbf{577060 \text{ N}}$$

$$S_w = m_{MTO} / \left( \frac{m_{MTO}}{S_w} \right) \quad (3.11)$$

$$S_w = 247242.8 \text{ kg} / 713.5 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2} = \mathbf{346 \text{ m}^2}$$

Daraus folgt für die Massenverhältnisse:

$$\frac{m_{OE}}{m_{MTO}} = \frac{114325.1}{247242.8} = 0.462$$

$$\frac{m_F}{m_{MTO}} = \frac{89406}{247242.8} = 0.362$$

Diese Werte werden im Kapitel 4 überprüft und im Kapitel 5 bewertet.

### 3.3.2 Aircraft Data File

AIRCRAFT DATA FILE: ENTWURF.DAT		MKS Units	
WEIGHTS, THRUST, WING AREA, & MISC DATA:			
kN, sq-m, kg, kN/sqm			
T per Eng	144.30000	#Engines	4.00000
Wing Area	363.00000	Nmax	5.00000
Wo-Drawn	247242.79468	q-max	47.88000
We-Drawn	64549.94077		
Wcrew	90.00000		
Wcargo	18749.99971		
Wpassngr	24760.99916		
Wmisc UL	0.00000		
Woil	0.00000		
Wt Coeff	-0.09000		
Wfuel	139091.85504 (available)		

**Tabelle 3.3** Eingangsgrößen für das *Aircraft Data File*

RDS RESULTS	
DRAG-DUE-TO-LIFT (K) FACTOR CALCULATION	
CL-ALPHA vs MACH NUMBER: REFERENCE AREA = 3907.301	
Aspect Ratio = 10.00	Effective Aspect Ratio = 10.00
Leading edge sweep = 32.26	Sweep of maximum thickness line = 27.63
Sexposed/Sref = 0.78	Fuselage lift factor F = 1.28

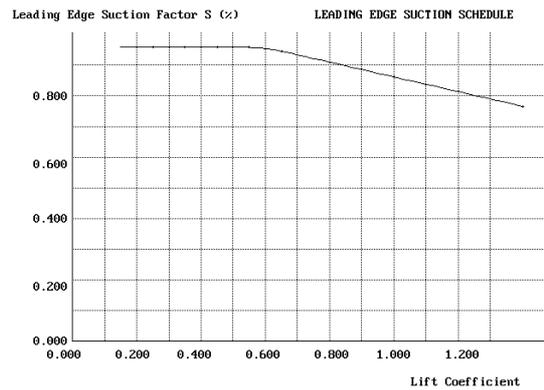
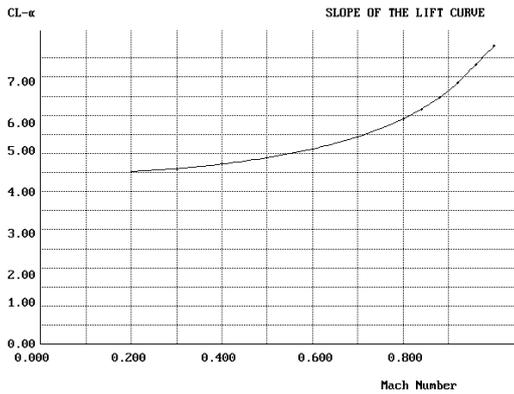
**Tabelle 3.4a** Entwurfsparameter aus dem *Aircraft Data File*

Mach number	CL-ALPHA	1/CL-ALPHA	Lift Coeff.	% Suction
0.2000	4.5239	0.2210	0.1500	0.9579
0.3000	4.6022	0.2173	0.2500	0.9579
0.4000	4.7195	0.2119	0.3500	0.9579
0.5000	4.8851	0.2047	0.4500	0.9579
0.6000	5.1153	0.1955	0.5500	0.9579
0.7000	5.4381	0.1839	0.6500	0.9460
0.8000	5.9072	0.1693	0.8000	0.9100
0.8400	6.1581	0.1624	1.0000	0.8621
0.8800	6.4626	0.1547	1.2000	0.8143
0.9200	6.8408	0.1462	1.4000	0.7664
0.9600	7.3257	0.1365		
1.0000	7.8107	0.1280		

K-100% = 1/PIxAspect Ratio = 0.0318  
M# for Sonic leading edge = 1.1826

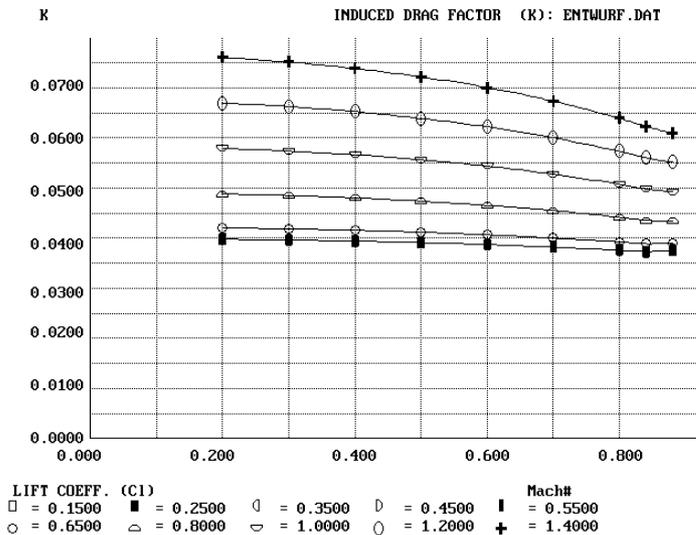
**Tabelle 3.4b** Entwurfparameter aus dem *Aircraft Data File*

Die dazugehörigen Graphen werden in Bild 3.2 bis 3.4. dargestellt.



**Bild 3.2** Slope of the Lift curve,  $CL-\alpha$

**Bild 3.3** Leading Edge Suction



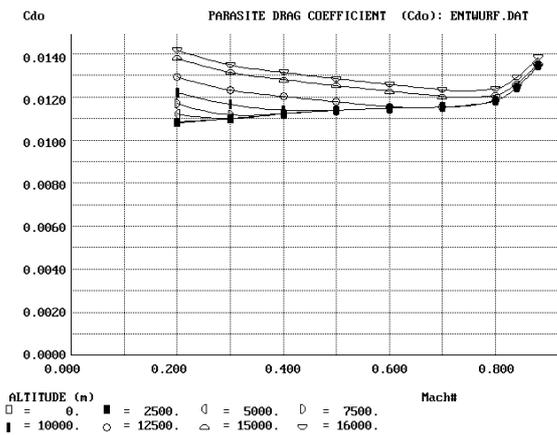
### 3.3.3 Aerodynamic

<b>AERODYNAMIC DATA FILE: ENTWURF.DAA      MKS Units</b>			
Aircraft Type: Aircraft Type : Subsonic, Thick Wing, Supercritical Airfoil			
<b>Key AERO DATA</b>	=	0.860	<b>Horizontal Tail</b>
Max v or M	=	0.860	# Components = 1.000
Max Altitude [m]	=	20000.000	Sref-tail [m <sup>2</sup> ] = 62.000
% Laminar	=	20.000	Sexp-tail [m <sup>2</sup> ] = 6200
k/10 <sup>5</sup> [m]	=	20800	A true = 6.000
%Leak & Protub	=	5.000	A effective = 6.000
Amax-aircraft [m <sup>2</sup> ]	=	24.950	Lambda = Ct/Cr = 0.400
length-eff	=	63.8140	Sweep-LE = 32.970
Ewd	=	4.000	t/c average = 0.074
CL-cruise	=	0.200	Delta Y = 1.470
<b>Wing</b>			Q (interference) = 1.000
# Components	=	1.000	Drag fudge = 1.000
Sref-wing [m <sup>2</sup> ]	=	363.000	<b>Vertical Tail</b>
Sexp-wing [m <sup>2</sup> ]	=	283.4740	# Components = 1.000
A true	=	10.000	S-tail [m <sup>2</sup> ] = 51.000
A effective	=	10.000	Sexp-tail [m <sup>2</sup> ] = 51.000
Lambda = Ct/Cr	=	0.300	A true = 1.800
Sweep-LE	=	32.260	A effective = 1.800
t/c average	=	0.074	Lambda = Ct/Cr = 0.320
Delta Y	=	1.472	Sweep-LE = 45.000
Q (interference)	=	1.000	t/c average = 0.074
CL-design	=	0.500	Delta Y = 1.472
Clmax-airfoil	=	1.600	Q (interference) = 1.000
Drag fudge	=	1.000	Drag fudge = 1.000
<b>Fuselage</b>			
# Components	=	1.000	
S-wet [m <sup>2</sup> ]	=	964.453	
length [m]	=	64.000	
diam-effective [m]	=	5.600	
Q (interference)	=	1.000	
Upsweep-degree	=	0.000	
Drag fudge	=	1.000	

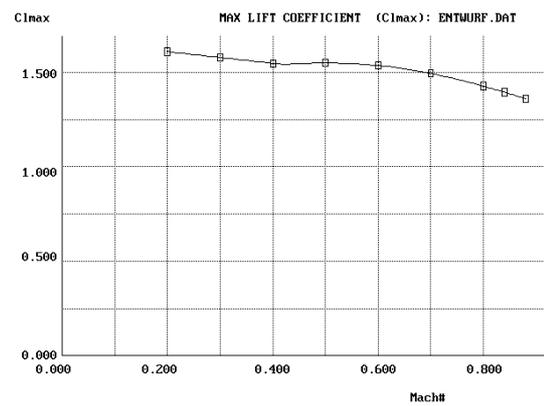
**Tabelle 3.5** Eingangsgrößen für *Aerodynamic*

Die Eingangsgrößen des Aerodynamic Unterprogramms sind fast ausschließlich Entwurfparameter des *Design Layout Moduls*.

Das Aerodynamic Unterprogramm ermittelt aus den Werten die folgenden Graphen.



**Bild 3.5** Parasite Drag Coefficient



**Bild 3.6** Max. Lift Coefficient

### 3.3.4 Propulsion

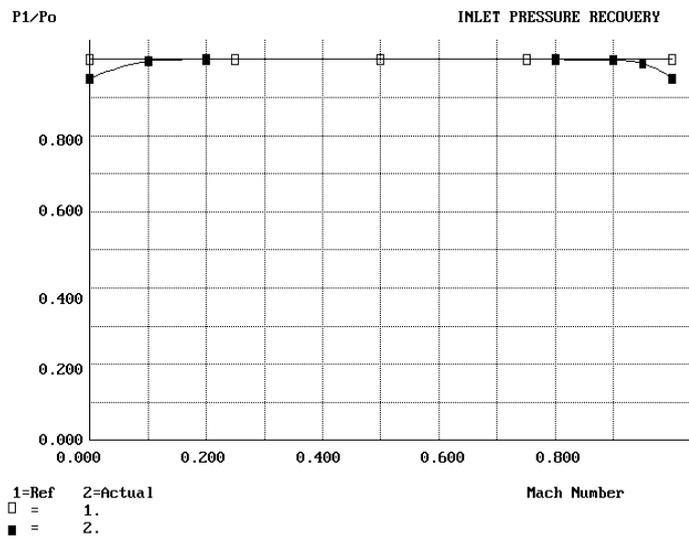
In diesem Unterprogramm werden die Leistungsdaten des Triebwerkes berechnet. Da die Schubwerte und Geometriedaten in diesem Fall aus Anhang A entnommen wurden, ergeben sich auch keine größeren Abweichungen bei den Entwurfsparametern.

PROPULSION INPUTS: FILE ENTWURF.DPR	
AIRCRAFT TYPE : JET PROPELLED	
PROPULSION DATA kN, sq-m	
Thrust-net	= 144.600
SFC Fudge	= 1.000
Acapture	= 5.652
C-bleed	= 2.000
bleed ratio	= 0.030
Nozzle Cd	= 1.523
Amax-nacelle	= 7.000

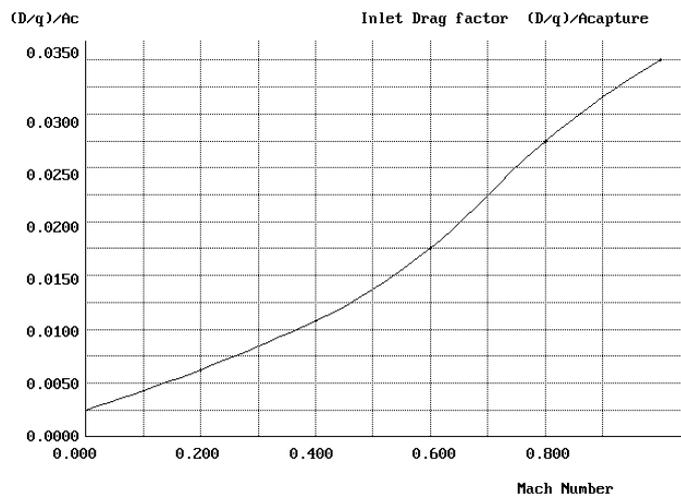
**Tabelle 3.6** Eingangsgrößen für *Propulsion*

Mach Number	P1/PoREF	P1/PoACT	Ram Factor	InletDrag
0.000	1.000	0.950	1.350	0.002
0.250	1.000	0.996	1.350	0.007
0.500	1.000	1.000	1.350	0.014
0.750	1.000	1.000	1.350	0.023
0.900	1.000	0.998	1.350	0.031
0.950	1.000	0.990	1.350	0.033
1.000	1.000	0.950	1.350	0.035

**Tabelle 3.7** Entwurfsparmeter aus *Propulsion*



**Bild 3.7** Inlet Pressure Recovery



**Bild 3.8** Inlet Drag factor

### 3.3.5 Cost

Das Kosten Unterprogramme berechnet nach dem Verfahren DAPCA (Development and Procurement Costs of Aircraft).

COST INPUTS: FILE ENTWURF.DCA		CARGO/TRANSPORT MKS Units	
KEY AIRCRAFT DATA		ENGINE COST DATA	
We kg	= 132000.007	Neng per AC	= 4.000
Vmax km/h	= 900.000	MaxThrust kN	= 144.800
Q=prodction#	= 500.000	Eng Max Mach	= 0.890
# FltTest AC	= 3.000	TIT deg K	= 1453.000
Base Year	= 1999.000	EngineCost \$k	= 1250000.000
%InvCostFctr	= 20.000		
DAPCA Fudge	= 1.000		
DOC Fudge	= 1.000		
RevenueFudge	= 1.000		
DEVELOPMENT & PROCUREMENT COST DATA		DIRECT OPERATING COST	
Avionics \$k	= 3000000.000	FltHrs/Year	= 4000.000
Matrl Factor	= 1.000	FH/Cycle	= 3.000
Eng. Rate	= 59.100	literFuel/FH	= 98749.999
Tooling Rate	= 60.700	Fuel \$/liter	= 0.480
Q.C. Rate	= 55.400	Crew\$/FH	= 1350000.000
Manufac Rate	= 50.100	MMH/FH	= 92.000
Econ Esc	= 1.454	Labor \$/MMH	= 162.000
Inflation %	= 3.200	Materl \$/MMH	= 320.000
Misc D&P \$k	= 0.000	MiscDOC \$k/Yr	= 0.000
AIRLINE ECONOMIC ANALYSIS			
%DiscntFctr	= 10.000		
Operat.Life	= 20.000		
%ResidualVal	= 10.000		
# Seats	= 0.000		
Av.LoadFctr%	= 0.000		
Av Fare\$	= 0.000		
Cargo\$k/Cycle	= 0.000		
IOC(\$k or %)	= 1.000		
Insur %ofDOC	= 1.000		

**Tabelle 3.8** Eingangsgrößen für Cost

COST ANALYSIS: RDS-STUDENT -CARGO/TRANSPORT PROJECT FILE: ENTWURF	
Investment Cost Factor = 1.2 DAPCA Fudge Factor = 1	500 Production Aircraft ( 1999 k\$)
ENGINEERING HOURS : 259,408. TOOLING HOURS : 400,048. MANUFACTURING HOURS : 238,906. QUALITY CONTROL HOURS : 98,157. DEVEL SUPPORT COST : \$ 568,338. MFG MATERIALS COST : \$ 671,508,696. AVIONICS (per plane): \$ 3,000,000 TOTAL HOURS : 356,519.	ENGINEERING COST : \$ 3,511,014. TOOLING COST : \$ 11,430,942. MANUFACTURING COST: \$ 510,969,165. QUALITY CONTROL COST : \$ 1,005,888. FLIGHT TEST COST : \$ 65,837. ENGINE PROD COST (ea): \$ 1,250,000. TOTAL COST : \$% 46,031,059,853.  COST PER AIRCRAFT : \$ 89,062,120.
PRICE PER AIRCRAFT : \$ 98,674,544.	

**Tabelle 3.9** Entwurfparameter aus Cost

LIFE CYCLE COST AND AIRLINE ECONOMIC ANALYSIS -CARGO/TRANSPORT PROJECT FILE: ENTWURF ( 1999 k\$ per year)	
Operational Life = 20 years Inflation Rate = 3.2 % Discount Factor = 10 % DOC Fudge Factor = 1 Revenue Fudge Factor = 1 Flight Hours per Year = 4000 TOTAL DIRECT OPERATING COST: \$ 50,824,646.	FUEL COST: \$ 189,600. COST: \$ 5,400,000. MAINTENANCE LABOR: \$ 590,616. MAINTENANCE MATERIAL: \$ 917,760. Misc DOC COSTS: \$ 0. INSURANCE COST: \$ 570,670. TOTAL INDIRECT OPERATING COST: \$ 580,246. TOTAL OPERATING COST: \$ 85,882,892.  PURCHASE PRICE : \$ 98,674,544. LCC (constant\$) : \$%826,364,931. LCC (then-year\$) : \$%869,245,491.

**Tabelle 3.10** Entwurfparameter Life Cycle Cost

### 3.3.6 Design Layout Module

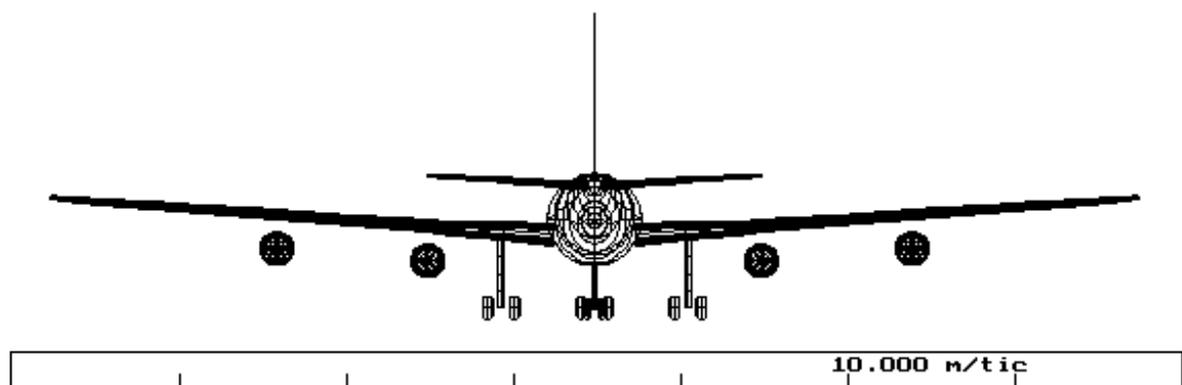
Für die Beschreibung eines Entwurfes ist eine 3-Seitenansicht notwendig. Damit lassen sich die berechneten Werte und die gewählten Konstruktionsvarianten am besten veranschaulichen.

Die berechneten Entwurfsparameter müssen in dem *Design Layout Modul* manuell eingetragen werden. Dabei wird zwischen einer Komponente und einer Oberfläche unterschieden.

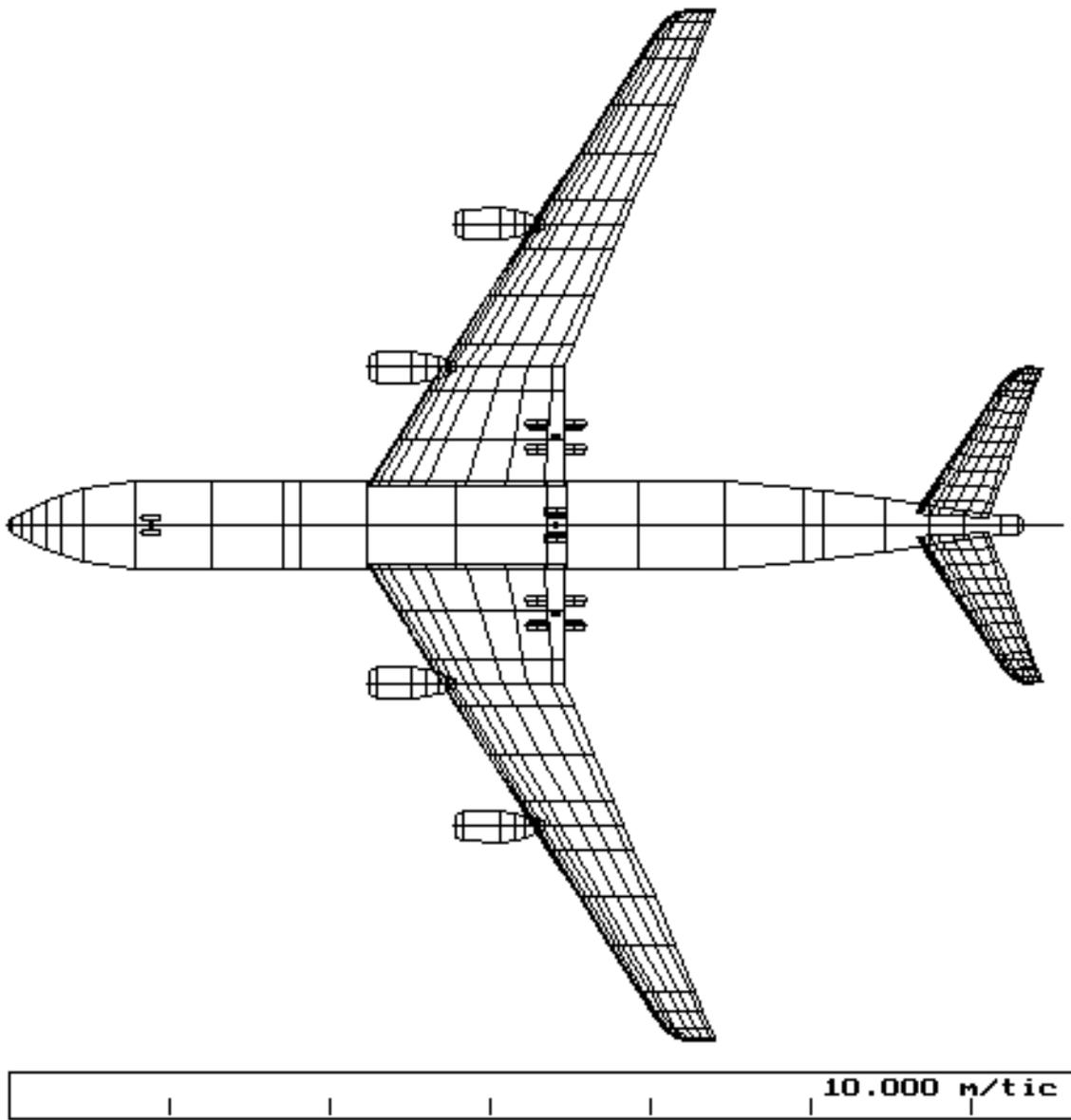
Oberflächen sind alle Steuerflächen. Die Restlichen Konstruktionen am Flugzeug wie Rumpf, Triebwerk, Fahrwerk u.a. werden als Komponente bezeichnet.

Mit einem Zusatztool, dem *Shape Creator*, kann eine Tragfläche mit Rippen generiert werden. Einige NACA Profile können dazu direkt ausgewählt werden. Es ist aber auch möglich eigene Profile einzugeben. Die Tragfläche und auch das Höhenleitwerk werden zuerst im Rumpfmittelpunkt zusammenlaufend gezeichnet. Dies kann durch Anklicken der Tragfläche im Modus *Move* geändert werden, so dass die Tragfläche entsprechend an der Rumpfaußenhaut anliegt.

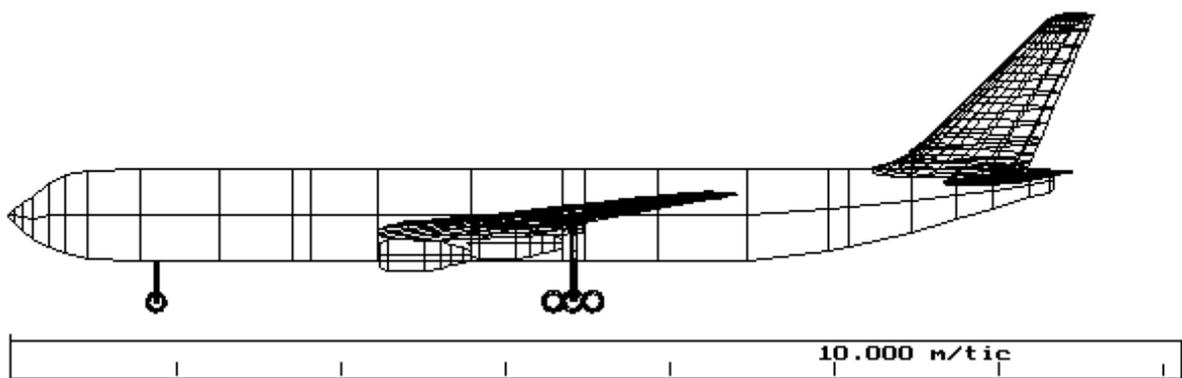
Es lassen sich mit der Hilfe des *Shape Creators* (siehe Bild 2.8) sowohl Reifen als auch Fahrwerksbeine erstellen. Durch Anklicken der *Analyse* wird eine Berechnung gestartet, deren Werte in dem Aerodynamik- und Gewichtsunterprogramm abgespeichert werden (vergl. Bild 2.3).



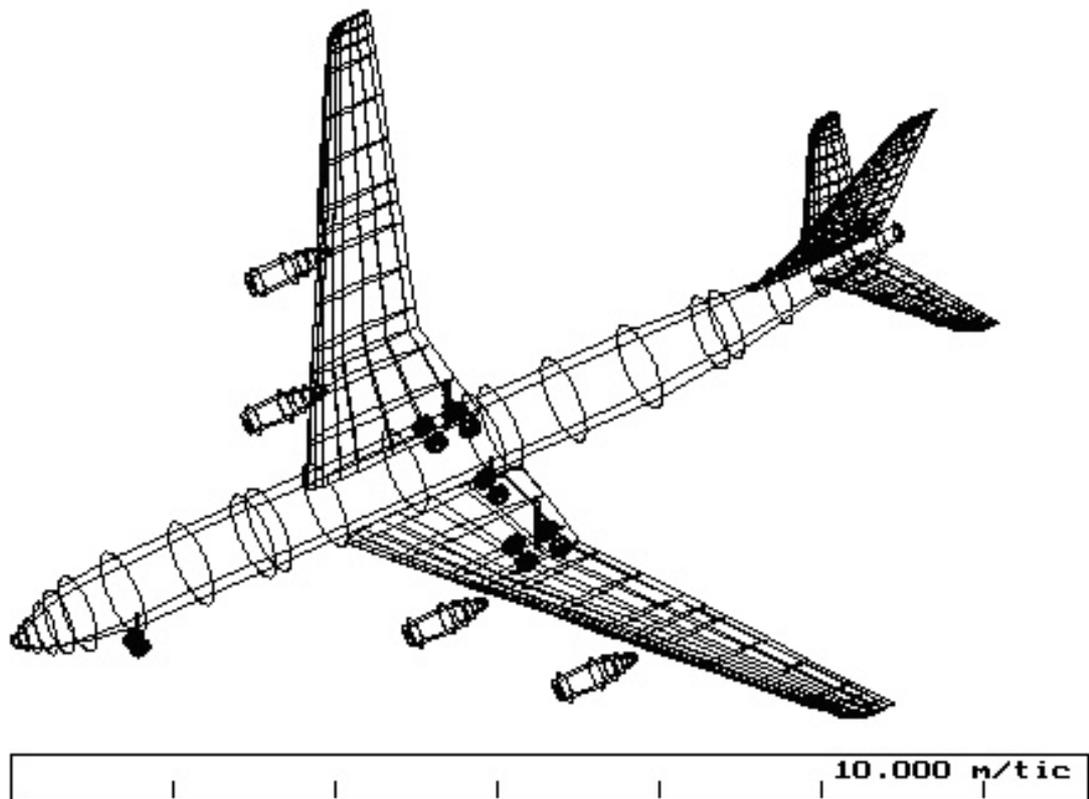
**Bild 3.9** Vorderansicht des Entwurfes



**Bild 3.10** Draufsicht des Entwurfes



**Bild 3.11** Seitenansicht des Entwurfes



**Bild 3.12** Räumliche Ansicht des Entwurfes

Bei den Bild 3.8 und Bild 3.9 fällt auf, dass das *Design Layout Module* offensichtlich nicht in der Lage ist das Höhenleitwerk Volumenmäßig darzustellen, obwohl dies in der räumliche Ansicht Bild 3.11 möglich ist.4. Flugzeugentwurf mittels Entwurfsdiagramm

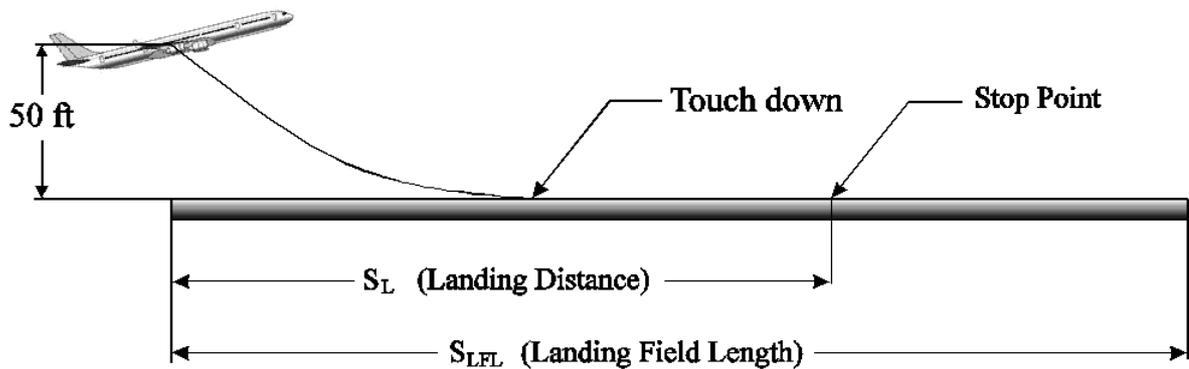
Grundlage der Berechnungen sind hauptsächlich die Luftfahrtvorschriften nach JAR-25 und FAR Part 25 für Transport Jets.

## 4. Flugzeugentwurf mittels Entwurfsdiagramm

Grundlage der Berechnungen sind hauptsächlich die Luftfahrtvorschriften nach JAR-25 und FAR Part 25 für Transport Jets.

### 4.1 Landestrecke

Die Sicherheitslandestrecke  $S_{LFL} = 1800\text{ m}$  (bei Standardatmosphäre in Meereshöhe) ist ein Eingangsparameter der Aufgabenstellung.



**Bild 4.1** Sicherheitslandestrecke nach JAR und FAR

Die Definition der JAR für Jets besagt, dass für die Landestrecke ein Sicherheitsfaktor von  $1/0.6$  vorgesehen werden muss. Daraus ergibt sich folgende Ableitung:

$$S_L = S_{LFL} \cdot 0,6. \quad (4.1)$$

$$S_L = 1800 \cdot 0,6 = \mathbf{1080\text{ m}}$$

Anfluggeschwindigkeit nach [LOFTIN 80], Fig. 3.4.

$$V_{APP} = k_{APP} \cdot \sqrt{S_{LFL}} \quad (4.2)$$

mit  $k_{APP} = 1.70\sqrt{\text{m/s}^2}$ .

$$V_{APP} = 1.70\sqrt{\text{m/s}^2} \cdot \sqrt{1800\text{ m}} = \mathbf{72.1 \frac{\text{m}}{\text{s}}}$$

Die Flächenbelastung bei maximaler Landmasse setzt sich nach [SCHOLZ 99] zusammen aus:

$$\frac{m_{MTO}}{S_W} = \frac{m_{ML} / S_W}{m_{ML} / m_{MTO}} \quad (4.3)$$

$$\frac{m_{ML}}{S_W} = k_L \cdot \mathbf{s} \cdot C_{L,\max,L} \cdot S_{LFL} \quad (4.4)$$

$$k_L = 0.107 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

$$\mathbf{s} = \frac{\mathbf{r}}{\mathbf{r}_0} \quad (4.5)$$

Für die Höhe  $H = 0$  km ist, daraus folgt.

Der maximale Auftriebsbeiwert bei der Landung nach [ROSKAM I 1997] für Transport Jets ist:

$$C_{L,\max,L} = 2,8.$$

$$\frac{m_{ML}}{S_W} = 0.107 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \cdot 1 \cdot 2,6 \cdot 1800 \text{ m} = \mathbf{539.28} \frac{\text{kg}}{\text{m}^2}$$

Der statistische Mittelwert bei Langstreckenflugzeugen ( $R > 3000$  nm) für das Verhältnis aus maximaler Landmasse und maximaler Startmasse beträgt nach [LOFTIN 80]:

$$\frac{m_{ML}}{m_{MTO}} = 0.70.$$

Damit beträgt die Flächenbelastung, welche nicht überschritten werden darf:

$$\frac{m_{MTO}}{S_W} = \frac{m_{ML} / S_W}{m_{ML} / m_{MTO}} = \frac{539.28}{0.70} = \mathbf{770.4} \frac{\text{kg}}{\text{m}^2}.$$

## 4.2 Startstrecke

Die Sicherheitsstartstrecke  $S_{TOFL} = 3000$  m (bei Standardatmosphäre in Meereshöhe) ist ein Eingangsparameter der Aufgabenstellung.

Durch eine statistische Auswertung von [LOFTIN 80], Fig. 3.7 ergibt sich:

$$\frac{T_{TO} / (m_{MTO} \cdot g)}{m_{MTO} / S_W} = \frac{k_{TO}}{S_{TOFL} \cdot \mathbf{s} \cdot C_{L,max,TO}} \quad (4.6)$$

$$k_{TO} = 2.34 \text{ m}^3 / \text{kg}$$

Für die Höhe  $H = 0 \text{ km}$  ist, daraus folgt.

Der maximale Auftriebsbeiwert beim Start nach [ROSKAM I 1997] für Transport Jets ist:

$$C_{L,max,TO} = 2,2.$$

$$\frac{T_{TO} / (m_{MTO} \cdot g)}{m_{MTO} / S_W} = \frac{2.34 \text{ m}^3 / \text{kg}}{3000 \text{ m} \cdot 1 \cdot 2.2} = 3.54 \cdot 10^{-4} \frac{\text{m}^2}{\text{kg}}$$

Um die Anforderungen zu erfüllen darf dieses Verhältnis nicht unterschritten werden.

### 4.3 Steigrate im 2. Segment

Das **2. Segment** ist derjenige Teil der Startphase, bei dem das Flugzeug nach Überschreiten einer Hindernishöhe von 11 m (35 ft) mit einem vollständig eingezogenem Fahrwerk eine Strecke bis zu der Flughöhe von 120 m (400 ft) zurückgelegt hat.

[SCHOLZ 99] gibt folgende Formel für die Steigrate im 2. Segment an:

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} = \left( \frac{N}{N-1} \right) \cdot \left( \frac{1}{L/D} + \sin \mathbf{g} \right) \quad (4.7)$$

Dabei steht  $N$  für die Anzahl der Triebwerke. Die Anzahl der Triebwerke mit  $N = 4$  ist ein Eingangsparameter der Aufgabenstellung.

**JAR 25.121** (Climb: one-engine-inoperative, (b) Take off: Landing gear retracted) besagt, dass ein Flugzeug mit vier Triebwerken einen Steiggradient von  $\mathbf{g} = 3^\circ$  nicht unterschreiten darf.

$$\sin \mathbf{g} = \frac{\text{Steiggradient}}{100} \quad (4.8)$$

$$\sin \mathbf{g} = 0.03$$

$$L/D = \frac{C_L}{C_D} \quad (4.9)$$

$$C_D = C_{D,P} + \frac{C_L^2}{\rho \cdot A \cdot e} \quad (4.10)$$

$$L/D = \frac{C_L}{C_{D,P} + \frac{C_L^2}{\rho \cdot A \cdot e}} \quad (4.11)$$

$A = 10$  , entnommen aus [JANE'S 96/97] für einen A340-300 Tragflügel.  
 $e = 0.7$  , bei ausgefahrenen Klappen und Vorflügel.

$$C_L = \frac{C_{L,max,TO}}{1.44} \quad (4.12)$$

$C_{L,max,TO} = 2.4$  , aus [ROSKAM I 1997].

$$C_L = \frac{2.4}{1.44} = \mathbf{1.53}$$

$$C_{D,P} = C_{D,0} + DC_{D,flap} + DC_{D,slat} + DC_{D,gear} \quad (4.13)$$

$$C_{D,0} = 0.2$$

$DC_{D,flap} = 0.02$  , für  $C_L = 1.5$  und einem Klappenausschlag von  $25^\circ$ .

$DC_{D,slat} = 0$  , wird vernachlässigt.

$DC_{D,gear} = 0$  , da Fahrwerk eingezogen ist.

$$C_{D,P} = 0.02 + 0.02 + 0 + 0 = \mathbf{0.04}$$

$$L/D = \frac{1.53}{0.04 + \frac{1.53^2}{\rho \cdot 10 \cdot 0.7}} = \mathbf{10.45}$$

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} = \left( \frac{4}{4-1} \right) \cdot \left( \frac{1}{10.45} + 0.03 \right) = \mathbf{0.1676}$$

Dieses Schub-Gewichtsverhältnis darf für das 2. Segment nicht unterschritten werden.

## 4.4 Steigrate beim Durchstartmanöver

Im Gegensatz zum 2. Segment wird hier ein Steigflug mit ausgefahrenem Fahrwerk und Klappen in Landstellung geflogen.

[SCHOLZ 99] gibt folgende Formel für die Steigrate während des Durchstartmanövers an:

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} = \left( \frac{N}{N-1} \right) \cdot \left( \frac{1}{L/D} + \sin g \right) \cdot \frac{m_{ML}}{m_{MTO}} . \quad (4.14)$$

$$\frac{m_{ML}}{m_{MTO}} = 0.70 \quad , \text{ aus [LOFTIN 80].}$$

JAR 25.121 (Climb: one-engine-inoperative, Part (d) Discontinued Approach) besagt, dass ein Flugzeug mit vier Triebwerken einen Steiggradient von  $g = 2.7^\circ$  nicht unterschreiten darf.

$$\sin g = 0.27 \quad , \text{ folgt aus (4.8).}$$

$$C_L = \frac{C_{L,\max,TO}}{1.69} \quad (4.15)$$

$$C_{L,\max,TO} = 2.8 \quad , \text{ aus [ROSKAM I 1997].}$$

$$C_L = \frac{2.8}{1.69} = \mathbf{1.66}$$

Weiter mit Gleichung (4.13).

$$C_{D,0} = 0.2$$

$$DC_{D,flap} = 0.03 \quad , \text{ für } C_L = 1.7 \text{ und einem Klappenausschlag von } 35^\circ .$$

$$DC_{D,slat} = 0 \quad , \text{ wird vernachlässigt.}$$

$$DC_{D,gear} = 0.15 \quad , \text{ bei ausgefahrenem Fahrwerk.}$$

$$C_{D,P} = 0.02 + 0.03 + 0 + 0.15 = \mathbf{0.065}$$

$$L/D = \frac{1.66}{0.065 + \frac{1.66^2}{p \cdot 10 \cdot 0.7}} = \mathbf{8.72}$$

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} = \left( \frac{4}{4-1} \right) \cdot \left( \frac{1}{8.72} + 0.027 \right) \cdot 0.7 = \mathbf{0.1322}$$

Dieses Schub-Gewichtsverhältnis darf für das Durchstartmanöver nicht unterschritten werden.

## 4.5 Schub-Gewichtsverhältnis im Reiseflug

Dem Schub-Gewichtsverhältnis entspricht nach [SCHOLZ 99]:

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} = \frac{1}{(T_{CR} / T_0) \cdot (L / D)_{\max}} \quad (4.16)$$

Flughöhe $h$ [m]	Schub-Gewichtsverhältnis $T_{CR}/T_0$
11000	<b>0.200</b>
12000	<b>0.175</b>
13000	<b>0.150</b>

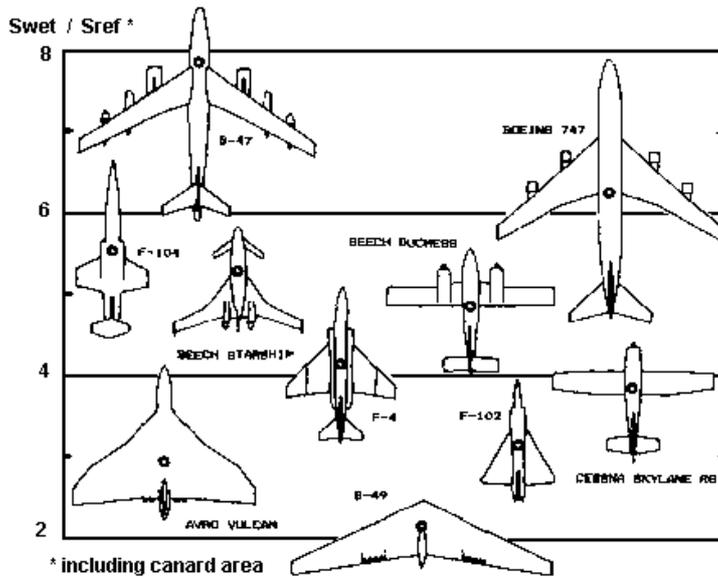
**Tabelle 4.1** Verhältnis von Reiseschub zu Standschub

Die Werte für  $T_{CR}/T_0$  sind abgelesen aus [MARCKWARDT 98]. Die typische Reisemachzahl  $M_{CR} = 0.82$  ist ein Eingangsparameter der Aufgabenstellung. Als Bypassverhältnis wurde ein  $BPR = 7$  gewählt, welches dem üblicherweise verwendeten Triebwerken am nächsten kommt.

$$(L / D)_{\max} = 7.5 \cdot \frac{A}{S_{WET} / S_W} + 8 \quad (4.17)$$

$S_{WET} / S_W = 6.0$  , abgelesen aus Bild 4.2.

$$(L / D)_{\max} = 7.5 \cdot \frac{10}{6} + 8 = \mathbf{20.5}$$



**Bild 4.2**  
Relative, benetzte Oberfläche  
[RAYMER 92], Fig. 3.5

Flughöhe <i>h</i> [m]	Schub-Gewichtsverhältnis $T_{TO}/(m_{TO} \cdot g)$
11000	<b>0.244</b>
12000	<b>0.279</b>
13000	<b>0.325</b>

**Tabelle 4.2**  
Schub-Gewichtsverhältnis im Reiseflug

### 4.6 Flächenbelastung im Reiseflug

$$\frac{m_{MTO}}{S_w} = \frac{C_L \cdot M^2}{g} \cdot \frac{g}{2} \cdot p(H) \tag{4.18}$$

$A = 10$

$e = 0.85$

$C_L = 0.7$

$M_{CR} = 0.82$

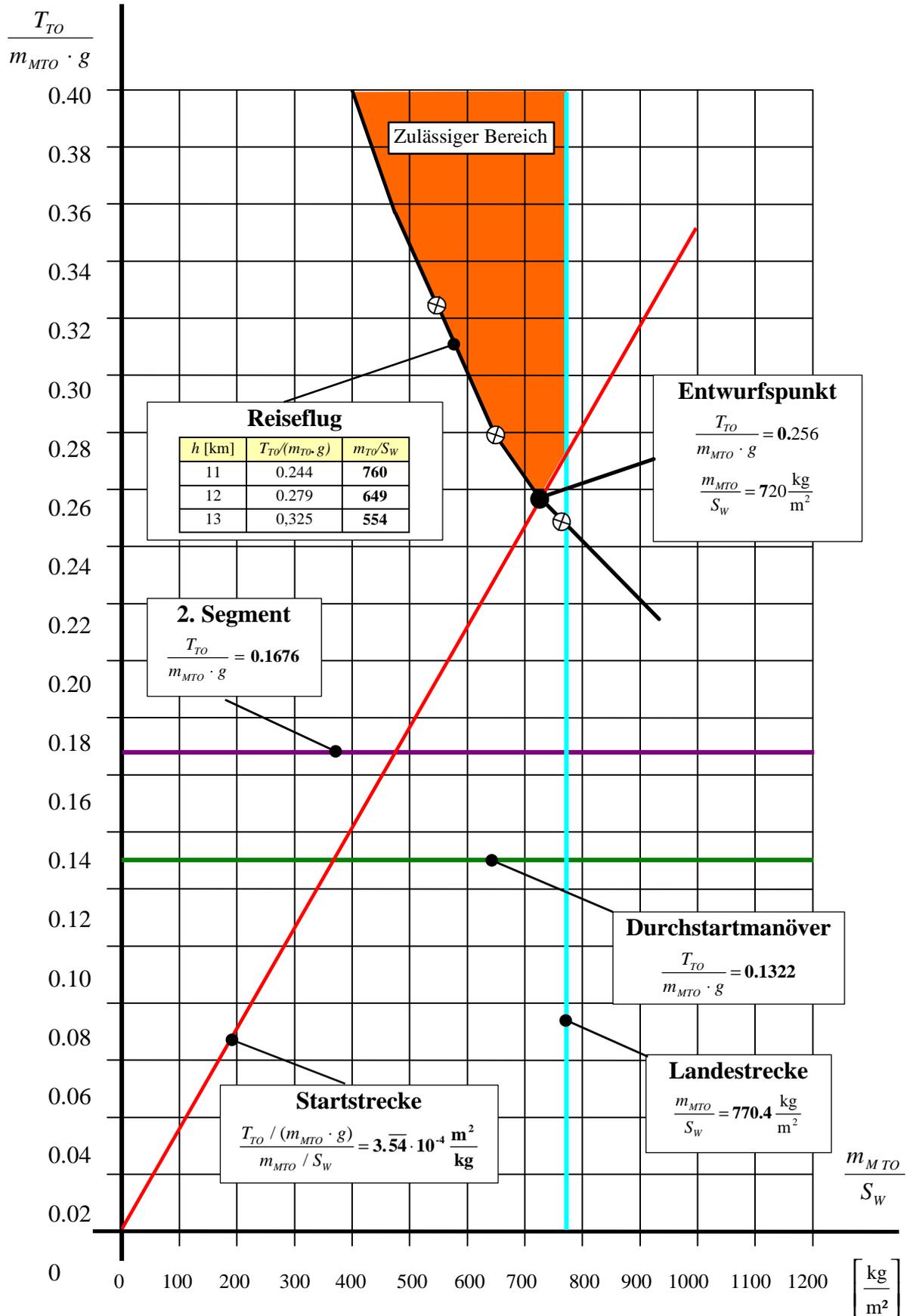
$g = 1.4$  , Isentropenexponent der Luft.

$p(h)$  , Standardatmosphäre.

Flughöhe <i>h</i> [m]	Luftdruck <i>p</i> [Pa]	Schub-Gewichtsverhältnis $T_{TO}/(m_{TO} \cdot g)$	Flächenbelastung $m_{TO}/S_w$
11000	22630	0.244	<b>760</b>
12000	19330	0.279	<b>649</b>
13000	16500	0,325	<b>554</b>

**Tabelle 4.3** Flächenbelastung im Reiseflug

### 4.7 Das Entwurfsdiagramm



**Bild 4.3** Das ausgefüllte Entwurfsdiagramm der Aufgabenstellung

Der ermittelte Entwurfspunkt liegt bei:

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} = 0.256, \quad \frac{m_{MTO}}{S_w} = 720 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2}.$$

[RAYMER 92] gibt für das Schub-Gewichtsverhältnis einen typischen Wert für Strahlverkehrsflugzeuge von ca. 0.25 an. Damit liegt der Entwurfspunkt in einem guten Bereich.

Für die Flächenbelastung wird von ihm ein Wert von 586 [kg/m<sup>2</sup>] als typisch angesehen. Der Entwurfspunkt liegt hier etwas höher, da es sich aber um ein 4-strahliges Langstreckenflugzeug und nicht um ein Mittelstreckenflugzeug handelt was das zu erwarten.

## 4.8 Maximale Startmasse $m_{MTO}$

Zur Berechnung der maximalen Startmasse leitet [SCHOLZ 99] folgende Gleichung her:

$$m_{MTO} = \left( \frac{m_{MPL}}{1 - \frac{m_F}{m_{MTO}} - \frac{m_{OE}}{m_{MTO}}} \right). \quad (4.19)$$

$$m_{MPL} = m_{PAX} + m_{Baggage} + m_{Cargo} \quad (4.20)$$

Die Anzahl der Passagiere  $n_{PAX} = 295$  und die Nutzlast  $m_{Cargo} = 18750$  kg sind Eingangsparameter der Aufgabenstellung.

Nach [ROSKAM I 97] kann für die Masse eines Passagiers ein Durchschnittsgewicht von 79.4 kg veranschlagt werden. Für die durchschnittliche Gepäckmasse bei einem Langstreckenflug gibt Roskam 18.1 kg an. Damit lässt sich die maximale Nutzlastmasse  $m_{MPL}$  berechnen.

$$m_{MPL} = 295 \cdot 79.4 \text{ kg} + 295 \cdot 18.1 \text{ kg} + 18750 \text{ kg} = 47512 \text{ kg}$$

$$\frac{m_F}{m_{MTO}} = 1 - M_{ff} \quad (4.21)$$

$$M_{ff} = e^{-\frac{S_{CR}}{B_s}} \quad (4.22)$$

$$\frac{m_F}{m_{MTO}} = 1 - e^{-\frac{S_{CR}}{B_s}} \quad (4.23)$$

$SFC_T = 14.2 \text{ mg/N/s}$ , [RAYMER 92] ZTL-Triebwerke mit hohem BPR.

Die Reisestrecke  $S_{CR} = 6650 \text{ nm} = 12300 \text{ km}$  ist ein Eingangsparameter der Aufgabenstellung.

$$B_s = \frac{L / D \cdot V}{SFC_T \cdot g} \quad (4.24)$$

$$V = M_{CR} \cdot a \quad (4.25)$$

$M_{CR} = 0.82$ , ist ein Eingangsparameter der Aufgabenstellung.

$a = 295 \text{ m/s}$ , Standardatmosphäre bei einer Reiseflughöhe  $h_{CR}$  oberhalb von 10 km.

$$V = 0.82 \cdot 295 \text{ m/s} = \mathbf{241.9 \text{ m/s}} = \mathbf{870.8 \text{ km/h}}$$

$L/D = 20.5$ , vergl. Kap. 4.4.

$$B_s = \frac{20.5 \cdot 241.9 \text{ m/s}}{\frac{14.2 \text{ kg}}{100000 \text{ N} \cdot \text{s}} \cdot 9.80665 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}} = \mathbf{35610 \text{ km}}$$

$$\frac{m_F}{m_{MTO}} = 1 - e^{-\frac{12300}{35610}} = \mathbf{0.292}$$

$$m_F = \frac{m_F}{m_{MTO}} \cdot m_{MTO} \quad (4.26)$$

$$m_F = 0.292 \cdot 266920 \text{ kg} = \mathbf{77940 \text{ kg}}$$

$$m_{OE} = \frac{m_{OE}}{m_{MTO}} \cdot m_{MTO} \quad (4.27)$$

$$\frac{m_{OE}}{m_{MTO}} = 0.53, \text{ aus [RAYMER 92], Fig. 3.1.}$$

$$m_{OE} = 0.53 \cdot 266920 \text{ kg} = \mathbf{141470 \text{ kg}}$$

$$m_{MTO} = \left( \frac{47512 \text{ kg}}{1 - 0.292 - 0.53} \right) = \mathbf{266920 \text{ kg}}$$

## 4.9 Startschub $T_{TO}$ und Flügelfläche $S_W$

$$T_{TO} = m_{MTO} \cdot g \cdot \left( \frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} \right) \quad (4.28)$$

$$T_{TO} = 266920 \text{ kg} \cdot 9.80665 \frac{\text{m}}{\text{s}^2} \cdot 0.256 = \mathbf{670100 \text{ N}}$$

$$S_W = m_{MTO} / \left( \frac{m_{MTO}}{S_W} \right) \quad (4.29)$$

$$S_W = 266920 \text{ kg} / 720 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2} = \mathbf{370 \text{ m}^2}$$

## 5 Beurteilung von RDS-Student

Es ist zu bemängeln, dass eine Benutzerführung für den Bediener nicht vorhanden ist. In den jeweiligen Eingabemasken geben lediglich versteckte Texte einen Hinweis auf evtl. Optionen. Hilfetexte, für Windowsversionen vergleichbarer Software Standard, werden in diesem DOS-basierten Programm nicht angeboten, obwohl es theoretisch möglich wäre.

In dem Begleitheft, das dem Programm beiliegt und das als mangelhaft bewertet werden muss, stehen nur sehr wenige Informationen über die Bedienung von RDS-Student und der Vorgehensweise bei der Reihenfolge der einzugebenden Daten.

Das Begleitbuch „*Aircraft Design: A Conceptual Approach*“ hingegen ist sehr einfach zu lesen und die Zusammenhänge im Flugzeugentwurf werden deutlich herausgestellt. Es ist für die Benutzung des Programms unbedingt erforderlich dieses Buch zu verwenden.

Im letztem Kapitel wird auch auf den Entwurf mit der Software RDS eingegangen. Die zwei verwendeten Beispiele legen einmal eine kleine Propellermaschine und das andere Mal einen Überschalljäger aus. Diese Beispiele sind jedoch nicht geeignet, um daraus Schlüsse über die Benutzungsweise des Programms zu ziehen.

Die ausgegebenen Tabellen und daraus resultierenden Graphen sind sehr übersichtlich gestaltet und es besteht sogar die Möglichkeit, die Skalierung der aufgezeigten Kurven anzupassen. Darüber hinaus können die meisten Datenbestände auch graphisch dargestellt werden.

Nachteilig ist, dass die Kurven die über DOS ausgedruckt werden nicht sehr vorteilhaft gestaltet sind. Nur mit Drag&Drop in ein grafikfähiges Windows Programm können sie so, wie sie auf dem Bildschirm zu sehen sind, ausgedruckt werden. Zuvor muss das mit diesem Verfahren entstandene Bild aber noch dahingehend manipuliert werden, dass sich die Farbgebung von „Weißer Linie auf blauem Grund“, in eine „Schwarze Linie auf weißem Grund“ ändert.

Hat man sich an die Benutzung gewöhnt und versteht die Zusammenhänge zwischen den einzelnen Unterprogrammen ist es möglich, gezielt einzelne Eingangsgrößen zu ändern um damit die Entwurfparameter zu beeinflussen. Dies geschieht dann ohne größeren Aufwand, sozusagen per „Tastenklick“. Die Rechengeschwindigkeit ist hierbei als hervorragend zu bewerten.

Somit kann, trotz der Kritikpunkte, das Programm denjenigen empfohlen werden, die sich länger und eingehender mit dem Flugzeugentwurf beschäftigen wollen oder sich bereits in das Thema vertieft haben.

## 5.1 Vergleich Handrechnung mit Programmberechnung

Um die Entwurfsergebnisse der beiden Berechnungsverfahren vergleichen zu können wurden die Entwurfparameter tabellarisch aufgestellt. In der Gegenüberstellung zum Airbus A340-300 wird deutlich, wie weit sich diese berechneten Werte von den real existierenden Größen unterscheiden. Damit lässt sich eine Aussage über die Qualität der Ergebnisse machen.

	A340-300	Handrechnung	Abw. %		RDS-Student	Abw. %	
$T_{TO}/(m_{MTO} + g)$	0.2396	0.256	+	6.41	0.238	+	0.68
$m_{MTO}/S_W$	711.911	721.4	+	1.32	713.5	+	0.23
$M_{OE}/m_{MTO}$	0.4011	<b>0.53</b>	+	24.32	0.462	+	13.18
$m_F/m_{MTO}$	0.4202	0.292	-	43.90	0.362	+	16.07
$T_{TO}$ [N]	604000	670100	+	9.86	577060	-	4.67
$S_W$ [m <sup>2</sup> ]	361	370	+	2.43	346	-	4.18
$m_{MOE}$ [kg]	103085	141470	+	27.13	114325	+	9.02
$m_F$ [kg]	<u>108000</u>	<u>77940</u>	-	<u>38.56</u>	<u>89406</u>	-	<u>20.80</u>
$m_{MPL}$ [kg]	45915	47512	+	3.36	43512	-	5.52
$m_{MTO}$ [kg]	257000	266920	+	3.72	247242	-	3.95

\* Fettgedruckt = Eingangsgröße

**Tabelle 5.1** Vergleich zwischen den Entwürfen „Handrechnung“ und *RDS-Student*

Die auffallend hohe Abweichung bei der Handrechnung liegt bei der Kraftstoffmasse  $m_F$  an den zu niedrig gewählten SFC (4.23) und beim Leergewicht  $m_{MOE}$  an dem zu niedrig vorgegebenen Verhältnis von  $m_{MOE}/m_{MTO}$  (4.27). Interessanterweise sind beide Werte Tabellen von [RAYMER 92] entnommen. Dies könnte erklären warum RDS-Student im selben Bereich so große Abweichungen zum realen Flugzeug aufweist. Der Autor des Programms kündigt in seinem Begleitheft eine Abweichung der Entwurfparameter von ca. 5% an. Dieser Fehlerbereich wird auch annähernd bei den entscheidenden Werten wie Schub  $T_{TO}$ , Flügelfläche  $S_W$  und maximaler Abflugmasse  $m_{MTO}$  eingehalten.

## 5.2 Beurteilung des Programmaufbaus

Die einzelnen Unterprogramme sind in sich schlüssig aufgebaut. Welche Informationen diese Programme untereinander austauschen, bleibt dem Anwender allerdings verborgen. Lediglich die Überprüfung der Datenbestände vor und nach der Manipulation eines anderen Unterprogramms geben Aufschluss über die tatsächlich getauschten Informationen. Welche Unterprogramme Einfluss auf andere besitzen wird im Begleitheft erläutert, vergl. Bild 2.3.

Die Daten für das Cost-Unterprogramm sind am schwierigsten zu erhalten. Hierfür wäre eine eigene Untersuchung erforderlich. Leider gibt weder das Begleitbuch noch das Begleitheft eine ausreichende Auskunft über die verwendeten Werte und es wird auch nicht deutlich welche Aussagen bei dem Ergebnis getroffen werden. Das mangelhafte Entwurfsergebnis ist nur aufgrund der fehlenden Daten, die ausschließlich abgeschätzt wurden, zurückzuführen.

Das 3-D CAD Unterprogramm *Design Layout Module* ist einfach zu erlernen und mit wenig Übung lassen sich hervorragende Ergebnisse erzielen. Der *Shape-Creator* ist ein gutes Werkzeug, um Standardbauteile wie Tragflächen oder Triebwerke anhand von Daten selbständig zeichnen zu lassen (vergl. Bild 2.8).

Die anderen Module bereiten keine größeren Schwierigkeiten bei der Eingabe von Daten. Wurde ein Analyse-Verfahren in dem entsprechenden Unterprogramm gestartet und weichen die Eingangsgrößen zu weit von den tatsächlich Möglichen ab, so weist das Programm auf den eventuellen falschen Wert hin. Dadurch können die Eingangsgrößen derart geändert werden, dass sie die Anforderungen auch erfüllen.

## 6 Zusammenfassung und Ausblick

Die Verwendung von Software für den Einsatz im Flugzeugentwurf ist durchaus von Vorteil. Voraussetzung hierfür ist das derjenige, der sie benutzt, umgehendes Wissen über die Stellgrößen im Flugzeugentwurf und deren Einfluss aufeinander hat. Dieses setzt eine längere Einarbeitungszeit in das Thema Flugzeugentwurf voraus. Erst danach sind Programme wie RDS-Student sinnvoll einzusetzen.

Die DOS-Benutzeroberfläche von *RDS-Student* ist nicht mehr zeitgemäß und auf dem Markt befindliche Konkurrenzprodukte sind wesentlich komfortabler und transparenter in der Bedienung. Insbesondere fehlt bei RDS-Student eine Hilfefunktion.

Diesbezüglich ist hier z.B. auf die im vergangenen Jahr abgeschlossene Diplomarbeit von Herrn Dipl.-Ing. B. Albers über das Thema „Flugzeugentwurf mit dem Programm „Advanced Aircraft Analysis“ hinzuweisen. Diese Diplomarbeit wurde ebenfalls von Prof. Dr.-Ing.

D. Scholz betreut. Darin wird ein Windowsbasiertes Konkurrenzprodukt beschrieben, unter anderem wird in diesem Fall auf die Problematik der überladenen Hilfemenü- und Unterprogrammaufteilung eingegangen.

Die Einarbeitungszeit von RDS-Student ist für das letztendlich erreichte Entwurfsergebnis unverhältnismäßig hoch. Studenten kann ich daher nur eine Empfehlung für RDS-EZ geben. Dieses und andere RDS-Programme möchte ich im folgenden Kapitel vorstellen.

### 6.1 Weitere RDS-Programme

Drei weitere RDS Programme werden neben der Version *RDS-Student* (ca. 100\$) von D. P. Raymer angeboten. Zum Einen die *RDS-Professional* Version (ca. 8000\$), die im realen Flugzeugentwurf Anwendung findet. Sie wird vor allem im militärischen Bereich eingesetzt. Zum Anderen *RDS-Homebuilt* (ca. 600\$), die auf Flugzeugentwickler kleinerer Maschinen abzielt, wobei hier besonders an die Optimierung bereits bestehender Flugzeuge gedacht wird. Die zu entwickelnden Flugzeuge mit RDS-Homebuilt entsprechen in ihrer Größenordnung einer Cessna.

Besonders hervorheben möchte ich aber die Version *RDS-EZ* (ca. 100\$) die es ermöglicht, anhand von 20 Eingangsgrößen einen akzeptablen Entwurf anzufertigen. Mit diesem Programm kann zwar kein richtiges Flugzeug entworfen werden, aber es ermöglicht einen den Einfluss von Eingangsgrößen auf die Entwurfsparameter besser zu verstehen. Die Ergebnisse von RDS-EZ werden im abschließendem Kapitel aufgezeigt.

## 6.2 RDS-EZ am Beispiel des Entwurfes

Um vergleichbare Werte zum bereits angefertigten Entwurf zu bekommen, habe ich die Eingangsgrößen des Kapitel 4 verwendet.

- Takeoff Gross Weight	266920
- Number of People Carried	295
- Additional Payload Weight	18750
- Desired Total Range	12315.8
- Maximum Mach Number (<2.2)	0.86
- Takeoff Thrust per Engine (uninstalled)	167.25
- Number of Engines	4
- Engine Bypass Ratio (BPR)	6.5
- Podded Nacelles ?	y/ <b>N</b>
- Fighter Aircraft ? (afterburner & high g's)	y/ <b>N</b>
- Fuselage Length	64
- Fuselage Diameter (approximate if not round)	5.6
- Frontal Area of Windshield	2
- Wing Sweep	30
- Wing Area (measured to center of fuselage)	370
- Wing Aspect Ratio (span-squared/wing area)	10
- Wing Airfoil t/c (thickness/chord length)	0.1
- Horizontal Tail Area	60
- Vertical Tail Area	50
- Clean, smooth-skin, fast design ?	<b>y</b> / <b>N</b>
- <b>Analysis</b> / Save/ Done (Units: m kg km kN # to switch)	

**Tabelle 6.1** Eingangsgrößen *RDS-EZ*

Fuselage Wetted Area	= 752.63966
Specific Fuel consumption (T-takeoff)	= 9.5623882
Cruise thrust	= 35.870344
Specific Fuel consumption (T-cruise)	= 19.801726
Total aircraft max cross-section area	= 26.501047
Aircraft Empty Weight	= 122686.9
Weight of Pilot	= 90.7
Weight of Passengers & Other Crew	= 24670.9
Extended Landing Gear D/q	= 19.281189

**Tabelle 6.2** Entwurfparameter von *RDS-EZ*

SIZING/MISSION ANALYSIS		MKS Units	
MISSION FILE: RDS_EZ.DMS		T/W = <b>0.230</b> W/S = <b>721.41</b>	
MISSION ANALYSIS AT A FIXED TOGW			
AIRCRAFT SIZING WITH FIXED-SIZE ENGINE			
Seg. 4	CRUISE : 926.0 km/h at 10363.2 m	RANGE =	11984.9 km
Seg. 5	LOITER : 666.7 km/h at 8229.6 m	ENDURANCE =	0.5 hrs
TOTAL RANGE = 11984.9		TOTAL LOITER TIME = 0.50	
FUEL WEIGHT = 100744.4		EMPTY WEIGHT = 122664.0	
USEFUL LOAD (-Wf)= 43511.6		AIRCRAFT GROSS WEIGHT = 266920.0	

**Tabelle 6.3** Entwurfparameter der Missionsanalyse von *RDS-EZ*

	A340-300	RDS-EZ
$T_{TO}/(m_{MTO} + g)$	0.2396	0.230
$m_{MTO}/S_w$	711.911	721.41

**Tabelle 6.4** Vergleich A340-300 mit den Entwurfparametern von *RDS-EZ*

Diese Ergebnisse sind durchaus verwendbar und in diesem Fall erstaunlich genau. Für die Eingabe oder das Ändern der Daten wird keine nennenswerte Zeit benötigt. Auch die Berechnung erfolgt in Sekundenschnelle und die ermittelten Daten sowie die dazu gehörigen Graphen werden sofort angezeigt. Die erzeugten Dateien lassen sich nach Berechnung in *RDS-Student* einsehen und können dort weiterverwendet werden.

Zum Abschluss sei noch bemerkt, dass die Tätigkeit eines Ingenieurs immer mehr von der Unterstützung durch Computertechnik abhängig wird. Die Verwendung von Programmen sollte in Hinblick auf ihre Zeitersparnis gewählt werden. Diesbezüglich ist *RDS-Student* nicht sinnvoll einzusetzen und *RDS-EZ* zu bevorzugen. Sollte es sich bei dem Entwurf aber um ein komplexeres System handeln ist in jedem Fall *RDS-Student* den Vorzug zu geben.

# Literaturverzeichnis

- [AIRBUS 99] DAIMLERCHRYSLER AEROSPACE GMBH: *Technische Angaben Airbus A340-300*. Hamburg: DaimlerChrysler Aerospace Airbus 1999
- URL: <http://www.daimlerchrysler.de> (17-01-2000)
- [AIRMEDIA] Airmedia, Lufthansa, Airbus Industries: *Airbus A340, Flug Revue Interaktiv*, Köln , Multimedia CD-ROM, 1994
- [BRÄUNLING 97] BRÄUNLING, W.: *Skript zur Vorlesung Flugzeugtriebwerke und Systeme*, Hamburg, FH-Hamburg, Fachbereich Fahrzeugtechnik, Vorlesungsskript, 1997
- [FAR 25] U.S. DEPARTMENT FOR TRANSPORTATION, FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION: *Federal Aviation Regulations, Part 25, Transport Category Airplanes*
- URL: [http://www.faa.gov/avr/AFS/FARS/FAR\\_IDX.HTM](http://www.faa.gov/avr/AFS/FARS/FAR_IDX.HTM) (17-01-2000)
- [JAR 25] JOINT AVIATION AUTHORITIES: *Joint Aviation Requirements, JAR-25, Large Aeroplanes*
- [JANES'S 96/97] JANE, Frederick Thomas (HRSG.): *Jane's all the World's Aircraft*. Coulsen: Jane's Information Group Limited, 1996
- [LOFTIN 80] LOFTIN, L.K.: *Subsonic Aircraft: Evolution and the Matching of size to Performance*, NASA Reference Publication 1060, 1980
- [MARCKWARDT 98] MARCKWARDT, K.: *Unterlagen zur Vorlesung Flugmechanik 1*. Hamburg, FH-Hamburg, Fachbereich Fahrzeugtechnik, Vorlesungsskript, 1998
- [RAYMER 92] RAYMER, D.P.: *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, AIAA Education Series, Washington D.C.: AIAA, 1992
- [RDS 92] RAYMER, D.P.: *RDS-Student: Software for Aircraft Design, Sizing, and Performance*, AIAA Education Series, Washington D.C.: AIAA, 1992
- URL: <http://www.aircraftdesign.com> (17-12-1999)

- [ROSKAM I 97] ROSKAM, J.: Airplane Design Part I: Preliminary Sizing of Airplanes. Kansas: DARcorporation, 1997
- [SCHOLZ 99] SCHOLZ, D.: *Skript zur Vorlesung Flugzeugentwurf*, Hamburg, FH-Hamburg, Fachbereich Fahrzeugtechnik, Vorlesungsskript, 1999
- URL: <http://www.fh-hamburg.de/pers/Scholz/SkriptFE.html>  
(17-12-1999)

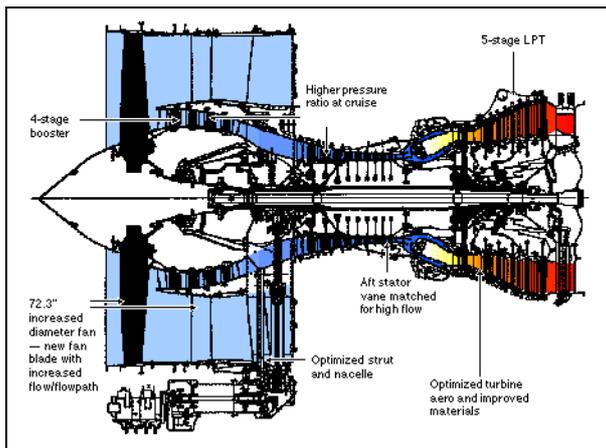
## Anhang A

# General Electric CFM56 - 5C Technology

CFM International is a joint company of Snecma, France and General Electric Company, U.S.A. TECHNOLOGY CFM International.

	CFM56-5C2	CFM56-5C3	CFM56-5C4
<b>Takeoff conditions (sea level)</b>			
- Max. takeoff (lb)	31200	32500	34000
- Airflow (lb/sec)	1027	1045	1065
- Bypass ratio <i>BPR</i>	6.6	6.5	6.4
<b>In-flight performance (installed), (35000 ft, Mach=0.80, ISA)</b>			
- Max. climb thrust (lb)	7370	7370	7580
- Overall pressure ratio at max. climb	37.4	37.4	38.3
- Max. cruise thrust (lb)	6910	6910	7100
<b>Engine characteristics</b>			
- Length (in)	103	103	103
- Fan diameter (in)	72.3	72.3	72.3
- Basic dry weight (lb)	8796	8796	8796
<b>Applications</b>			
Airbus Aircraft	A340-200 A340-300	A340-200 <b>A340-300</b>	A340-200 A340-300

**Tabelle A.1** CFM56-5C Triebwerke



**Bild A.1**  
CFM 56 - 5C Schnitt



**Bild A. 2**  
CFM 56 - 5C Seitenansicht