



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Hamburg University of Applied Sciences

Diplomarbeit

Fachbereich Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau

Konzeptstudie eines einmotorigen Sport Utility Aircraft mit modularer Kabinenausstattung

Verfasser: Oliver Meins

1. Prüfer: Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz, MSME
2. Prüfer: Prof. Werner Granzeier



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Fachbereich Fahrzeugtechnik + Flugzeugbau
Berliner Tor 9
20099 Hamburg

Verfasser: Oliver Meins
Abgabedatum: 05.07.2004

1. Prüfer: Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz, MSME
2. Prüfer: Prof. Werner Granzeier

Kurzreferat

Die vorliegende Arbeit präsentiert eine Konzeptstudie für den Entwurf eines Flugzeugs für die Allgemeine Luftfahrt, welches sich durch sehr gute Flugleistungen und ein innovatives Kabinenkonzept auszeichnet. Die Grundlagen für die Idee eines sogenannten Sport Utility Aircraft bilden die Entwicklungen auf dem Markt der Bausatzflugzeuge und der Automobilindustrie, mit ihren diversen innovativen Transportkonzepten.

Die Projektphase wird durch den Einsatz von spezieller Software unterstützt. Für die Berechnung der Entwurfsparameter kommt das Programm *AirplanePDQ* von der Firma *DaVinci Technologies* zum Einsatz. Diese Software bietet die Kombination einer CAD-Arbeitsoberfläche und Berechnungsmöglichkeiten in Form von Analysefunktionen. Als Ergebnis wird ein kompletter graphischer und numerischer Datensatz des Entwurfs ausgegeben.

Der Ergebnisdatensatz wird im Flugsimulator *X-Plane* von der Firma *Laminar Research* zu einem flugfähigen Modell weiterentwickelt und einer ersten Flugerprobung unterzogen. Die Testflüge bieten die Möglichkeit speziell die Flugeigenschaften des Entwurfs zu überprüfen. Durch diese Testmöglichkeit kann der Entwurf Schritt für Schritt verbessert werden, indem die Ergebnisse in das Dimensionierungs- und Entwurfsverfahren einfließen.

Das Kabinenkonzept des Sport Utility Aircraft bietet vielseitige Verwendungsmöglichkeiten im privaten, kommerziellen und militärischen Bereich. Die Kabine zeichnet sich durch große Seitentüren und durch eine weit zu öffnende Heckladeklappe aus, welche den Einsatz eines innovativen Plattformkonzepts ermöglicht. Diese guten Belade- und Einstiegsmöglichkeiten werden durch einen modularen Aufbau der Kabinenausstattung ergänzt. Das komplette Kabineninterieur wird für jeden Einsatzzweck speziell zusammengestellt, auf der Plattform montiert und von hinten in das Flugzeug eingeschoben.



Konzeptstudie eines einmotorigen Sport Utility Aircraft mit modularer Kabinenausstattung

Aufgabenstellung zur *Diplomarbeit*

Hintergrund

Der Flugzeugmarkt der Allgemeinen Luftfahrt bietet in der Klasse der Kleinflugzeuge bis 2t max. Startmasse nur sehr wenige Flugzeugmuster die eine hohe Funktionalität bieten und sich durch eine große Verwendungsvielseitigkeit auszeichnen. Vergleichbare multifunktionale Sport Utility Vehicle (SUV) Konzepte aus der Automobilindustrie sind in der Luftfahrtindustrie noch in der Konzeptphase. Ein Flugzeugtyp mit nur einer oder zwei Einsatzmöglichkeiten bedeutet, dass die Kleinflugzeuge der Allgemeinen Luftfahrt als Transportmittel der Zukunft noch ein hohes Maß an Innovationspotential bieten.

Aufgabe

In der Diplomarbeit sollen die Inhalte der Vorlesungen *Flugzeugentwurf* und *Fahrzeug- und Flugzeuginterieur* systematisch angewandt werden. Die für die Darstellung des Entwurfsergebnisses benötigten Parameter sollen mit Hilfe des Entwurfsprogramms *Airplane PDQ* der Firma *DaVinci Technologies* ermittelt werden. Durch die Anforderungen aus der Spezifikation des zu entwerfenden Flugzeugs werden gegebenenfalls weitere Handrechnungen erforderlich. Ein weiterer Schwerpunkt ist die konzeptionelle Betrachtung einer modularen Kabinenausstattung, welche adaptiv auf die verschiedenen Einsatzmöglichkeiten angepasst werden soll. Folgende Punkte sind zu bearbeiten:

Vorarbeiten

- Durchführung einer Vergleichsstudie
- Erstellung eines Lastenheftes
- Festlegung der Flugzeugkonfiguration (Skizze)
- Wahl eines Antriebssystems

Dimensionierung

Die Dimensionierung soll folgende Parameter liefern:

- Maximale Startmasse
- Betriebsleermasse
- Kraftstoffmasse
- Flügelfläche
- Flächenbelastung
- Startleistung
- Leistungsgewicht

Auflistung der berechneten, realistisch gewählten, abgeschätzten bzw. angenommenen Werte, die der Dimensionierung zugrunde gelegt wurden.

Entwurfsprozess

Bei der Durchführung des Entwurfsprozesses mit dem Programm *AirplanePDQ* sollen weitere grundlegende Parameter bestimmt werden. Gegebenfalls sind dabei Parameter auch durch eine ergänzende Handrechnung oder durch Entwurfsskizzen zu ermitteln. Der Entwurf soll folgende Teilgebiete betrachten:

- Auslegung des Rumpfes
- Konzeptionelle Entwicklung des Kabinenlayouts
- Auslegung des Flügels
- Wahl und Auslegung eines Hochauftriebssystems
- Leitwerksauslegung
- Fahrwerksauslegung
- Berechnung der Masse und der Schwerpunktlage
- Ermittlung der Polare
- Berechnung der Flugleistungen
- Bewertung des Entwurfs

Ergebnispräsentation

- Darstellung des Flugzeugentwurfs und der Kabinenlayouts in Dreiseitenansichten mit primären Bemaßungen
- Zusammenstellung aller grundlegenden Parameter in einer Tabelle

Weiterhin soll die Möglichkeit untersucht werden, die mit dem Programm *AirplanePDQ* ermittelten Parameter, in dem Programm *Plane-Maker* des Flugsimulators *X-Plane* von der Firma *Laminar Research* zu bearbeiten und als flugfähiges Flugzeugmodell darzustellen.

Die Ergebnisse sollen in einem Bericht dokumentiert werden. Bei der Erstellung des Berichtes sind die entsprechenden DIN-Normen zu beachten. Die Berechnungen und Berechnungsergebnisse sollen in übersichtlicher Form zusammengestellt werden: Gleichungen, eingesetzte Zahlenwerte, Berechnungsergebnisse. Die Darlegung aller Iterationsschritte ist nicht erforderlich. Der generelle Ablauf der Iterationen, Gedanken und Erfahrungen sind aber zu dokumentieren.

Erklärung

Ich versichere, dass ich diese Diplomarbeit ohne fremde Hilfe selbstständig 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.

2004-07-05

.....
Datum

Unterschrift

Inhalt

| | Seite |
|---|-----------|
| Verzeichnis der Bilder | 10 |
| Verzeichnis der Tabellen | 13 |
| Liste der Symbole | 15 |
| Liste der Abkürzungen | 19 |
| Verzeichnis der Begriffe und Definitionen | 20 |
| 1 Einleitung | 22 |
| 1.1 Motivation | 22 |
| 1.2 Ziel der Arbeit | 23 |
| 1.3 Begriffsdefinitionen | 24 |
| 1.4 Grundlagen | 25 |
| 1.5 Entwurfsmethode | 26 |
| 1.6 Aufbau der Arbeit | 27 |
| 2 Projektbeschreibung | 28 |
| 2.1 Entwicklung der Allgemeinen Luftfahrt | 28 |
| 2.2 Konzeptstudie Sport Utility Aircraft | 31 |
| Dimensionierung | |
| 3 Marktstudie | 36 |
| 3.1 Anfertigung einer Vergleichsstudie | 36 |
| 3.2 Festlegung von Entwurfsparametern | 40 |
| 3.3 Aufstellung eines Lastenheftes | 43 |
| 4 Flugzeugkonfiguration | 45 |
| 4.1 Merkmale der Konfiguration | 45 |
| 4.2 Entwurfsskizze (Dreiseitenansicht) | 47 |
| 5 Antriebssystem | 50 |
| 5.1 Marktübersicht der Antriebssysteme | 50 |
| 5.2 Technische Daten des gewählten Antriebs | 52 |
| 6 Dimensionierungsverfahren | 53 |
| 6.1 Ablaufschema der Dimensionierung | 53 |
| 6.2 Eingangswerte für die Dimensionierungsrechnung | 54 |
| 6.3 Ermittlung des Auslegungspunkts | 56 |
| 6.3.1 Reisegeschwindigkeit | 56 |
| 6.3.2 Startlaufstrecke | 60 |
| 6.3.3 Landelaufstrecke und Überziehggeschwindigkeit | 64 |
| 6.3.4 Steigrate | 68 |
| 6.3.5 Entwurfsdiagramm | 70 |
| 6.4 Berechnung der Entwurfsparameter | 72 |

Entwurfprozess

| | | |
|-----------|--|-----|
| 7 | Entwurfsverfahren | 80 |
| 7.1 | Eingangswerte für die Konfigurationsfestlegung | 81 |
| 7.2 | Auslegung des Rumpfes | 85 |
| 7.3 | Auslegung des Flügels und des Hochauftriebssystems | 88 |
| 7.4 | Auslegung des Leitwerks | 94 |
| 7.5 | Auslegung des Fahrwerks | 98 |
| 7.6 | Berechnung der Masse und der Schwerpunktlage | 99 |
| 7.7 | Auslegung nach Stabilität und Steuerbarkeit | 101 |
| 7.8 | Ermittlung der Polare | 102 |
| 7.9 | Berechnung der Flugleistungen | 105 |
| 7.10 | Bewertung des Entwurfs | 114 |
| 7.10.1 | Bewertung der Entwurfsparameter | 114 |
| 7.10.2 | Berechnung der direkten Betriebskosten | 118 |
| 8 | Entwurfsergebnisse | 128 |
| 8.1 | Darstellung der Entwurfsparameter | 128 |
| 8.2 | Entwurfszeichnungen mit AirplanePDQ | 129 |
| 8.3 | Darstellung in X-Plane | 131 |
| 9 | Kabinenlayouts | 136 |
| 9.1 | Plattform- und Beladekonzept | 136 |
| 9.2 | Kabinenkonzept Passagier | 139 |
| 9.2.1 | Privatreiseflugzeug | 139 |
| 9.2.2 | Zubringerflugzeug | 143 |
| 9.2.3 | Geschäftsreiseflugzeug | 146 |
| 9.3 | Kabinenkonzept Transport | 148 |
| 9.3.1 | Frachtflugzeug | 148 |
| 9.3.2 | Fracht- und Passagierflugzeug | 150 |
| 9.3.3 | Absetzflugzeug | 152 |
| 9.4 | Kabinenkonzept Mission | 154 |
| 9.4.1 | Such- und Rettungsflugzeug | 154 |
| 9.4.2 | Überwachungsflugzeug | 158 |
| 9.4.3 | Ambulanzflugzeug | 160 |
| 10 | Zusammenfassung | 162 |
| | Literaturverzeichnis | 163 |

| | |
|--|-----|
| Anhang A Technische Daten der Marktstudie | 166 |
| Anhang B Airplane PDQ Analysereports | 184 |
| B.1 Design Summary Report..... | 184 |
| B.2 Geometry Report | 187 |
| B.3 Weight and Balance Report..... | 194 |
| B.4 Weight Estimate Comparison Report | 196 |
| B.5 Drag Breakdown Report | 197 |
| B.6 Performance Charts | 199 |
| B.7 Trim Report | 208 |
| B.8 Aero Report | 226 |
| B.9 CG Limits Breakdown Report..... | 233 |
| B.10 Design Check Report..... | 234 |
| Anhang C Entwurfszeichnungen | 237 |
| C.1 DraftBoard Zeichnungen | 237 |
| C.2 X-Plane Bildschirmaufnahmen..... | 241 |

Verzeichnis der Bilder

| | | |
|------------------|--|----|
| Bild 1.1 | Entwurfsablauf..... | 26 |
| Bild 2.1 | Cirrus SR22 | 29 |
| Bild 2.2 | Lancair Columbia | 29 |
| Bild 2.3 | Adam 500..... | 30 |
| Bild 2.4 | Diamond D-Jet..... | 30 |
| Bild 2.5 | Lancair IV..... | 32 |
| Bild 2.6 | Cessna C172 | 32 |
| Bild 2.7 | Piper PA-32 | 32 |
| Bild 2.8 | Comp Air 7 | 32 |
| Bild 2.9 | Grob G160 | 32 |
| Bild 2.10 | Extra 500..... | 32 |
| Bild 2.11 | Konzeptphilosophie Sport Utility Aircraft | 34 |
| Bild 3.1 | Zuladung - Vergleichsstudie..... | 40 |
| Bild 3.2 | Reichweite - Vergleichsstudie | 41 |
| Bild 3.3 | Reisegeschwindigkeit - Vergleichsstudie | 41 |
| Bild 3.4 | Startlaufstrecke - Vergleichsstudie | 42 |
| Bild 3.5 | Landelaufstrecke - Vergleichsstudie | 42 |
| Bild 4.1 | Konventionelle Konfiguration mit Hecktür..... | 46 |
| Bild 4.2 | Doppelleitwerksträger Konfiguration mit Heckladeklappe..... | 46 |
| Bild 4.3a | Konventionelle Konfiguration mit Heckladerampe | 48 |
| Bild 4.3b | Konventionelle Konfiguration mit Heckladerampe (Fahrwerk eingefahren)..... | 49 |
| Bild 6.1 | Dimensionierungsablauf..... | 53 |
| Bild 6.2 | Leistungsindex im Verhältnis zur Reisegeschwindigkeit..... | 58 |
| Bild 6.3 | Startparameter TOP23 in Abhängigkeit von der Startlaufstrecke..... | 61 |
| Bild 6.4 | Startlaufstrecke im Verhältnis zur Startstrecke | 62 |
| Bild 6.5 | Landelaufstrecke im Verhältnis zur Überziehgeschwindigkeit..... | 65 |
| Bild 6.6 | Landelaufstrecke im Verhältnis zur Landestrecke | 66 |
| Bild 6.7 | Entwurfsdiagramm | 71 |
| Bild 6.8 | Max. Startmasse im Verhältnis zur Leermasse | 76 |
| Bild 7.1 | Eingabefenster Allgemeine Informationen..... | 81 |
| Bild 7.2 | Eingabefenster Anforderungen..... | 81 |
| Bild 7.3 | Eingabefenster Konfiguration..... | 82 |
| Bild 7.4 | Eingabefenster Entwurfsrichtwerte | 82 |
| Bild 7.5 | Startkonfiguration Seitenansicht | 83 |
| Bild 7.6 | Startkonfiguration Vorderansicht | 83 |
| Bild 7.7 | Startkonfiguration Draufsicht | 83 |
| Bild 7.8 | Startkonfiguration 3D-Ansicht | 84 |
| Bild 7.9 | Eingabedaten Rumpf | 85 |
| Bild 7.10 | Rumpf Seitenansicht..... | 86 |

| | | |
|-------------------|--|-----|
| Bild 7.11 | Rumpf Draufsicht | 86 |
| Bild 7.12 | Rumpf Vorderansicht | 86 |
| Bild 7.13 | Kabinenabmessungen | 87 |
| Bild 7.14 | Symmetrisches Basisprofil | 88 |
| Bild 7.15 | NACA Profil 66(sub)1-212 | 88 |
| Bild 7.16 | Eingabedaten Auftriebssystem (Tragfläche) | 89 |
| Bild 7.17 | Auswirkungen der Flügelform auf den Schwerpunktbereich | 89 |
| Bild 7.18 | Eingabedaten Auftriebssystem (Fahrwerksausleger) | 90 |
| Bild 7.19 | Eingabedaten Tanksystem | 90 |
| Bild 7.20 | Eingabedaten Hochauftriebssystem | 91 |
| Bild 7.21 | Eingabedaten Steuerflächen | 91 |
| Bild 7.22 | Auftriebsflächen Vorderansicht | 92 |
| Bild 7.23 | Auftriebsflächen Draufsicht | 92 |
| Bild 7.24 | Eingabedaten Höhenleitwerk | 94 |
| Bild 7.25 | Leitwerksflächen Seitenansicht | 94 |
| Bild 7.26 | Eingabedaten Seitenleitwerk | 95 |
| Bild 7.27 | Eingabedaten Höhenruder | 95 |
| Bild 7.28 | Eingabedaten Seitenruder | 95 |
| Bild 7.29 | Leitwerksflächen Draufsicht | 96 |
| Bild 7.30 | Leitwerksflächen Vorderansicht | 96 |
| Bild 7.31 | Fahrwerk im eingefahrenen und ausgefahrenen Zustand | 98 |
| Bild 7.32 | Eingabedaten Fahrwerksauslegung | 98 |
| Bild 7.33 | Schwerpunktbereich | 100 |
| Bild 7.34 | Polare | 104 |
| Bild 7.35a | Leistungsdaten 0 m | 106 |
| Bild 7.35b | Leistungsdaten 3048 m | 106 |
| Bild 7.36a | Schubdaten 0 m | 107 |
| Bild 7.36b | Schubdaten 3048 m | 107 |
| Bild 7.37a | Steigrate 0 m | 108 |
| Bild 7.37b | Steigrate 3048 m | 108 |
| Bild 7.38a | Kraftstoffverbrauch 0 m | 109 |
| Bild 7.38b | Kraftstoffverbrauch 3048 m | 109 |
| Bild 7.39a | Auftriebsflächeneinstellung 0 m | 110 |
| Bild 7.39b | Auftriebsflächeneinstellung 3048 m | 110 |
| Bild 7.40a | Reichweite 0 m | 111 |
| Bild 7.40b | Reichweite 3048 m | 111 |
| Bild 7.41a | Propellerwirkungsgrad 0 m | 112 |
| Bild 7.41b | Propellerwirkungsgrad 3048 m | 112 |
| Bild 7.42a | Schubhebelstellung 0 m | 113 |
| Bild 7.42b | Schubhebelstellung 3048 m | 113 |
| Bild 7.43 | Direkte Betriebskosten | 127 |
| Bild 8.1 | Sport Utility Aircraft Seitenansicht Airplane PDQ | 129 |

| | | |
|------------------|--|-----|
| Bild 8.2 | Sport Utility Aircraft Vorderansicht Airplane PDQ..... | 129 |
| Bild 8.3 | Sport Utility Aircraft Draufsicht Airplane PDQ..... | 130 |
| Bild 8.4 | Sport Utility Aircraft 3D-Ansicht Airplane PDQ..... | 130 |
| Bild 8.5 | Sport Utility Aircraft Seitenansicht X-Plane Maker | 131 |
| Bild 8.6 | Sport Utility Aircraft Vorderansicht X-Plane Maker | 132 |
| Bild 8.7 | Sport Utility Aircraft Rückansicht X-Plane Maker | 132 |
| Bild 8.8 | Sport Utility Aircraft Unteransicht X-Plane Maker | 133 |
| Bild 8.9 | Sport Utility Aircraft Draufsicht X-Plane Maker | 133 |
| Bild 8.10 | Sport Utility Aircraft 3D-Ansicht X-Plane Maker | 134 |
| Bild 8.11 | Sport Utility Aircraft 3D-Ansicht Flash Glas X-Plane Maker | 134 |
| Bild 8.12 | Sport Utility Aircraft Flugsimulator X-Plane Flugansicht aus 225° | 135 |
| Bild 9.1 | Dreiseitenansicht Plattformkonzept..... | 137 |
| Bild 9.2 | Bestücken und Einbringen der Plattform..... | 138 |
| Bild 9.3 | Dreiseitenansicht Kabinenlayout Privatreiseflugzeug 6 Sitze..... | 140 |
| Bild 9.4 | Dreiseitenansicht Kabinenlayout Privatreiseflugzeug 3 Sitze + Sportgeräte..... | 141 |
| Bild 9.5 | Dreiseitenansicht Kabinenlayout Privatreiseflugzeug Schwimmer | 142 |
| Bild 9.6 | Dreiseitenansicht Kabinenlayout Zubringerflugzeug 4 Sitze..... | 144 |
| Bild 9.7 | Dreiseitenansicht Kabinenlayout Zubringerflugzeug 6 Sitze..... | 145 |
| Bild 9.8 | Dreiseitenansicht Kabinenlayout Geschäftsreiseflugzeug 4 Sitze | 147 |
| Bild 9.9 | Dreiseitenansicht Kabinenlayout Transportflugzeug 2 Sitze | 149 |
| Bild 9.10 | Dreiseitenansicht Kabinenlayout Fracht- und Passagierflugzeug 4 Sitze | 151 |
| Bild 9.11 | Dreiseitenansicht Kabinenlayout Absetzflugzeug 1 Sitz | 153 |
| Bild 9.12 | Dreiseitenansicht Kabinenlayout Such- und Rettungsflugzeug 6 Sitze | 155 |
| Bild 9.13 | Dreiseitenansicht Kabinenlayout Such- und Rettungsflugzeug Trage..... | 156 |
| Bild 9.14 | Dreiseitenansicht Kabinenlayout Such- und Rettungsflugzeug Schwimmer | 157 |
| Bild 9.15 | Dreiseitenansicht Kabinenlayout Überwachungsflugzeug 4 Sitze..... | 159 |
| Bild 9.16 | Dreiseitenansicht Kabinenlayout Ambulanzflugzeug 2 Tragen..... | 161 |
| Bild B.1 | Eingabedaten Trim Report Höhe 0 m, Klappen 0° | 208 |
| Bild B.2 | Eingabedaten Trim Report Höhe 0 m, Klappen 45° | 214 |
| Bild B.3 | Eingabedaten Trim Report Höhe 3048 m, Klappen 0° | 220 |
| Bild C.1 | Dreiseitenansicht SUA mit Schwimmern..... | 237 |
| Bild C.2 | Dreiseitenansicht SUA mit Tundrareifen | 238 |
| Bild C.3 | Dreiseitenansicht SUA mit Ski..... | 239 |
| Bild C.4 | SUA mit aktivierten Rettungsschirm..... | 240 |
| Bild C.5 | X-Plane SUA auf Startbahn Ansicht 315° | 241 |
| Bild C.6 | X-Plane SUA auf Startbahn Ansicht 225° | 241 |
| Bild C.7 | X-Plane SUA im Flug Ansicht 90°..... | 242 |
| Bild C.8 | X-Plane SUA im Endanflug Ansicht 225° | 242 |
| Bild C.9 | X-Plane SUA im Flug Ansicht 90° schräg unten | 243 |
| Bild C.10 | X-Plane SUA im Flug Ansicht 170° | 243 |

Verzeichnis der Tabellen

| | | |
|---------------------|---|----|
| Tabelle 1.1 | Phasen der Flugzeugentwicklung..... | 23 |
| Tabelle 2.1 | Flugzeugzahlen der Allgemeinen Luftfahrt in den USA | 28 |
| Tabelle 2.2 | Auslieferungszahlen der Allgemeinen Luftfahrt in den USA..... | 29 |
| Tabelle 2.3 | Bewertung der Flugzeugmuster hinsichtlich ihrer Eigenschaften | 33 |
| Tabelle 2.4 | Konzeptphilosophie Fahrzeuge..... | 35 |
| Tabelle 2.5 | Konzeptphilosophie Flugzeuge..... | 35 |
| Tabelle 3.1 | Marktstudie Kitplanes | 36 |
| Tabelle 3.2 | Merkmale der Vorbildflugzeuge (Kitplane)..... | 36 |
| Tabelle 3.3 | Marktstudie Lightplanes | 37 |
| Tabelle 3.4 | Merkmale der Vorbildflugzeuge (Lightplane)..... | 37 |
| Tabelle 3.5 | Marktstudie Utility Aircrafts..... | 38 |
| Tabelle 3.6 | Merkmale der Vorbildflugzeuge (Utility)..... | 38 |
| Tabelle 3.7 | Marktstudie Business Aircrafts..... | 39 |
| Tabelle 3.8 | Merkmale der Vorbildflugzeuge (Business)..... | 39 |
| Tabelle 4.1 | Bewertungsmatrix für Konfigurationsfindung..... | 45 |
| Tabelle 5.1 | Vergleichsstudie Kolbenmotoren (Benzin)..... | 50 |
| Tabelle 5.2 | Vergleichsstudie Kolbenmotoren (Diesel)..... | 50 |
| Tabelle 5.3a | Vergleichsstudie Turboprops | 51 |
| Tabelle 5.3b | Vergleichsstudie Turboprops | 51 |
| Tabelle 5.4 | Technische Daten PT6A-42 | 52 |
| Tabelle 6.1 | Gewählte und berechnete Entwurfsparameter | 55 |
| Tabelle 6.2 | Reisegeschwindigkeit im Verhältnis zum Leistungsindex | 57 |
| Tabelle 6.3 | Leistungsgewicht / Flächenbelastung (Reisegeschwindigkeit)..... | 59 |
| Tabelle 6.4 | TOP 23 in Abhängigkeit von der Startlaufstrecke | 61 |
| Tabelle 6.5 | Startstrecke im Verhältnis zur Startlaufstrecke..... | 62 |
| Tabelle 6.6 | Leistungsgewicht / Flächenbelastung (Startlaufstrecke)..... | 63 |
| Tabelle 6.7 | Landelaufstrecke im Verhältnis zur Überziehgeschwindigkeit | 65 |
| Tabelle 6.8 | Landstrecke im Verhältnis zur Landelaufstrecke..... | 66 |
| Tabelle 6.9 | Leistungsgewicht / Flächenbelastung (Landelaufstrecke)..... | 67 |
| Tabelle 6.10 | Leistungsgewicht / Flächenbelastung (Steigrate) | 69 |
| Tabelle 6.11 | Gewählte Werte für das Entwurfsdiagramm..... | 70 |
| Tabelle 6.12 | Entwurfsparameter im Auslegungspunkt..... | 72 |
| Tabelle 6.13 | Max. Startmasse im Verhältnis zur Leermasse..... | 76 |
| Tabelle 6.14 | Iteration der Flugzeugmassen | 77 |
| Tabelle 6.15 | Zusammenfassung der Parameter aus der Dimensionierung | 79 |
| Tabelle 7.1 | Abmessungen Rumpf (Airplane PDQ) | 87 |
| Tabelle 7.2a | Auswahl eines Tragflächenprofils..... | 88 |
| Tabelle 7.2b | Auswahl eines Tragflächenprofils..... | 89 |
| Tabelle 7.3 | Auftriebsbeiwert im Langsamflug | 91 |

| | | |
|----------------------|--|-----|
| Tabelle 7.4 | Entwurfsparameter der Flügel – und Hochauftriebssystemauslegung..... | 93 |
| Tabelle 7.5 | Entwurfsparameter der Leitwerksauslegung..... | 97 |
| Tabelle 7.6 | Entwurfsparameter der Massenberechnung | 99 |
| Tabelle 7.7 | Entwurfsparameter Schwerpunktbereich | 100 |
| Tabelle 7.8 | Berechnungsparameter Schwerpunktbereich | 101 |
| Tabelle 7.9 | Berechnung des Gesamtwiderstands..... | 102 |
| Tabelle 7.10 | Berechnung der Polare und des Oswald-Faktors | 103 |
| Tabelle 8.1 | Vergleich der Entwurfsparameter | 128 |
| Tabelle A.1 | Allgemeine Informationen | 167 |
| Tabelle A.2 | Triebwerksdaten | 168 |
| Tabelle A.3 | Propellerdaten | 169 |
| Tabelle A.4 | Auftriebsflächendaten | 170 |
| Tabelle A.5 | Abmessungsdaten..... | 171 |
| Tabelle A.6 | Kabinenabmessungsdaten | 172 |
| Tabelle A.7 | Tragflügelflächendaten | 173 |
| Tabelle A.8 | Seitenleitwerksdaten | 174 |
| Tabelle A.9 | Höhenleitwerksdaten..... | 175 |
| Tabelle A.10a | Massedaten | 176 |
| Tabelle A.10b | Massedaten | 177 |
| Tabelle A.11 | Flächenbelastung und Leistungsgewicht | 178 |
| Tabelle A.12 | Geschwindigkeitsdaten | 179 |
| Tabelle A.13 | Überziehgeschwindigkeitsdaten..... | 180 |
| Tabelle A.14 | Steigrate und Gipfelflughöhe | 181 |
| Tabelle A.15 | Start- und Landestreckendaten | 182 |
| Tabelle A.16 | Reichweitendaten | 183 |

Liste der Symbole

| | |
|--|---|
| $c_{L,max}, C_{L,max}$ | Auftriebsbeiwert, maximal |
| $c_{L,max,TO}$ | Auftriebsbeiwert in Startkonfiguration, maximal |
| c_L, C_L | Auftriebsbeiwert |
| $\left(\frac{c_L^{3/2}}{c_D}\right)_{max}$ | Aerodynamikparameter |
| L | Auftrieb |
| F_{deng} | Abschreibungsfaktor für den Antrieb |
| F_{dprp} | Abschreibungsfaktor für den Propeller |
| F_{dav} | Abschreibungsfaktor für die Avionik |
| F_{dap} | Abschreibungsfaktor für die Zelle |
| N_e | Anzahl der Antriebe |
| N_p | Anzahl der Propeller |
| N_e | Anzahl der Triebwerke |
| DP_{eng} | Abschreibungszeitraum für den Antrieb |
| DP_{prp} | Abschreibungszeitraum für den Propeller |
| DP_{av} | Abschreibungszeitraum für die Avionik |
| DP_{ap} | Abschreibungszeitraum für die Zelle |
| HEM | Anzahl Stunden zwischen zwei Triebwerksüberholungen |
| m_{OE} | Betriebsleermasse |
| t_{bl} | Blockzeit |
| B_s | Breguet'scher Reichweitenfaktor |
| $DOC_{ma int}$ | Direkte Betriebskosten Wartung |
| DOC_{depr} | Direkte Betriebskosten Abschreibungen |
| DOC_{fin} | Direkte Betriebskosten Finanzierung |
| DOC_{flt} | Direkte Betriebskosten Flugkosten |
| DOC_{lnr} | Direkte Betriebskosten Gebühren |
| C_{deng} | Direkte Betriebskosten Antrieb |
| C_{dav} | Direkte Betriebskosten Avionik |
| C_{dprp} | Direkte Betriebskosten Propeller |
| C_{pol} | Direkte Betriebskosten Kraftstoff, Schmierstoff |
| C_{fin} | Direkte Betriebskosten aus Finanzierungszinsen |
| C_{ins} | Direkte Betriebskosten Versicherungen |

| | |
|-------------------|--|
| C_{dap} | Direkte Betriebskosten Zelle und Systeme |
| C_{rt} | Direkte Betriebskosten Zulassungsgebühren |
| $R_{l_{eng}}$ | Durchschnittlicher Stundenlohn für einen Triebwerksmechaniker |
| $R_{l_{ap}}$ | Durchschnittlicher Stundenlohn für einen Wartungsmechaniker |
| g | Erdbeschleunigung |
| $ESPPF$ | Ersatzteilpreisfaktor |
| m/s | Flächenbelastung in kg/m ² |
| w/s | Flächenbelastung in lbs/ft ² |
| h | Flughöhe |
| f_{rt} | Flugzeuggrößenfaktor |
| ATF | Flugzeugtypfaktor, abhängig von der maximalen Startmasse |
| K_{HEM} | Faktor für Zeitraum zwischen zwei Triebwerksüberholungen |
| $(w/s)_{TO}$ | Flächenbelastung beim Start in lbs/ft ² |
| v | Geschwindigkeit |
| $E, L/D$ | Gleitzahl |
| t_{gm} | gesamte Bodenzeit |
| t_{ft} | gesamte Flugzeit |
| W | Gewicht |
| U_{annbl} | jährliche Nutzungsdauer in Blockstunden |
| FP | Kraftstoffpreis |
| k | Konstante |
| CEF | Kostenentwicklungsfaktor |
| FD | Kraftstoffdichte |
| m_F | Kraftstoffmasse |
| s_{LG} | Landelaufstrecke |
| m/p | Leistungsgewicht in kg/kW |
| w/p | Leistungsgewicht in lbs/hp |
| m_E | Leermasse |
| $(w/p)_{TO}$ | Leistungsgewicht beim Start in lbs/hp |
| I_p | Leistungsindex |
| $C_{mat/ap}$ | Material für die Wartung der Zelle und der Systeme |
| $C_{mat/eng}$ | Material für die Wartung des Antriebs |
| $C_{mat/apblhr}$ | Materialkosten für die Wartung der Zelle und Systeme pro Blockstunde |
| $C_{mat/engblhr}$ | Materialkosten für die Wartung des Antriebs pro Blockstunde |
| m_i | Masse in Flugphase i |
| M_{ff} | Masseverhältnis der gesamten Flugmission |

| | |
|-------------------|---|
| $m_{F_{bl}}$ | Maximal ausfliegbare Kraftstoffmasse |
| R_{bl} | Maximale Blockreichweite |
| m_{MTO} | Maximale Abflugmasse |
| m_g | Maximale Startmasse |
| P_0 | Maximale Triebwerksleistung in Meereshöhe |
| m_{ifo} | nichtausfliegbare Kraftstoffmasse |
| $C_{D,0}$ | Nullwiderstandsbeiwert |
| m_{PL} | Nutzlast |
| e | Oswald's efficiency factor |
| EP | Preis für den Antrieb |
| $C_{lab/ap}$ | Personalkosten für die Wartung der Zelle und der Systeme |
| $C_{lab/eng}$ | Personalkosten für die Wartung des Antriebs |
| $MHR_{map_{bl}}$ | Personalstunden für die Wartung der Zelle und Systeme pro Blockstunde |
| $MHR_{meng_{bl}}$ | Personalstunden für die Wartung des Antriebs pro Blockstunde |
| AFP | Preis der Zelle und der Systeme |
| AEP | Preis für das gesamte Flugzeug |
| ASP | Preis für die Avionik |
| EP | Preis für den Antrieb |
| PP | Preis für den Propeller |
| η_{cruise} | Propellerwirkungsgrad im Reiseflug |
| $\eta_{c_{limb}}$ | Propellerwirkungsgrad im Steigflug |
| m_T | Rollmasse |
| R_{Cr} | Reichweite bei Reisegeschwindigkeit |
| v_{cr} | Reisegeschwindigkeit |
| v_{bl} | Reisegeschwindigkeit in km/h |
| ROC | Steigrate |
| s_{TOG} | Startlaufstrecke |
| s_{TO} | Startstrecke |
| b | Spannweite |
| m_{TO} | Startmasse |
| TOP_{23} | Startparameter in $\text{lbs}^2/(\text{ft}^2\text{hp})$ |
| s_g | Startrollstrecke |
| s | Startstrecke |
| \dot{h} | Steigrate |
| A | Streckung |
| v_{SL} | Überziehgeschwindigkeit |

| | |
|------------|--------------------|
| c_D, C_D | Widerstandsbeiwert |
| P_S | Wellenleistung |
| D | Widerstand |
| t | Zeit |
| m_{UL} | Zuladung |

Griechische Symbole

| | |
|----------|--|
| η | Wirkungsgrad |
| ρ | Luftdichte |
| σ | relative Luftdichte |
| κ | Steigung der Gerade |
| γ | Faktor (0,75 der maximalen Leistung in Meereshöhe) |

Indizes

| | |
|------|--------------------------------|
| 0 | in Höhe Null der ISA, bei MTOW |
| 1,2 | im Zustand 1,2 |
| TO | Bedingungen beim Start |
| max | maximal Wert |
| ber. | berechneter Wert |
| gew. | gewählter Wert |

Liste der Abkürzungen

| | |
|------|---|
| FAA | Federal Aviation Administration |
| FAR | Federal Aviation Regulations |
| ICAO | International Civil Aviation Organisation |
| ISA | Internationale Standard Atmosphäre |
| JAA | Joint Aviation Authorities |
| JAR | Joint Aviation Requirements |
| NACA | National Advisory Committee for Aeronautics |
| GAMA | General Aviation Manufacturers Association |
| AOPA | Aircraft Owners and Pilots Association |
| NASA | National Aeronautics and Space Administration |
| PTL | Propellerturbinen-Luftstrahltriebwerk |
| STOL | Short take-off and landing |
| AP | Auslegungspunkt |
| SI | Système International d'unités |
| PAX | Passagier |
| IATA | International Air Transport Association |
| ATA | Air Transport Association |

Verzeichnis der Begriffe und Definitionen

festes Ruder

Nach Einbringen einer Störung in einen Gleichgewichtszustand wird das Ruder in die Stellung während des Gleichgewichtszustandes zurückgebracht und dort fixiert.

(nach **Kermode 1972** modifiziert)

Flugzustände

Horizontal-, Steig-, Sink- und Kurvenflug

Polare

Die Kurve, die entsteht, wenn man c_a über c_w aufträgt.

(**Dubs 1966**)

Stabilität

Eigenschaft, infolge derer jede Störung einer stationären Bewegung zum Abklingen neigt. Ein gegebener stationärer Flugzustand ist stabil, wenn das Flugzeug nach einer Störung wieder ohne Steuerbetätigung des Luftfahrzeugführers in diesen Zustand zurückkehrt.

(**Cescotti 1993**)

Startlaufstrecke

Horizontale Strecke vom Beginn des Startlaufes bis zum Abheben des Flugzeugs

Landelaufstrecke

Horizontale Strecke vom Beginn des Aufsetzens bis zum Stillstand des Flugzeugs

Startstrecke

Horizontale Strecke vom Beginn des Startlaufes bis zum Erreichen einer Höhe von 15 m über der Startbahn.

Landestrecke

Horizontale Strecke von einer Höhe von 15 m vor der Landebahn bis zum Stillstand auf der Bahn.

Dimensionierungsparameter

Dimensionierungsparameter sind alle Parameter im Entwurfsdiagramm, die nicht mit der Flächenbelastung und dem Leistungsgewicht im Auslegungspunkt berechnet worden sind.

Entwurfsparameter

Entwurfsparameter sind die Parameter, die mit der Flächenbelastung und dem Leistungsgewicht im Auslegungspunkt berechnet worden sind.

Blockzeit

Die gesamte Zeit vom erstmaligen Abrollen eines Luftfahrzeugs mit eigener Kraft zum Zweck des Startens bis zum Stillstand nach der Beendigung des Fluges.

(Cescotti 1993)

Entenflugzeug

Ein Luftfahrzeug oder eine Luftfahrzeugauslegung, bei der die horizontalen Stabilisierungs- und Steuerflächen vor der Tragfläche bzw. den Tragflächen angeordnet sind.

(Cescotti 1993)

Nurflügler

Flugzeugtyp, der im Wesentlichen aus einer Tragfläche besteht, mit in diese integriertem Rumpf und nicht sichtbarem Steuerwerk, da Steuerruder oder -vorrichtungen unmittelbar an die Tragfläche angeschlossen sind. Auch als „schwanzloses Flugzeug“ bezeichnet.

(nach Cescotti 1993 modifiziert)

1 Einleitung

1.1 Motivation

Nur wo es Innovation gibt bewegen sich Märkte. Den Wahrheitsgehalt dieser Aussage bestätigt nicht nur der gegenwärtige Zustand der Allgemeinen Luftfahrt, sondern auch die Vergangenheit. Hundert Jahre nach den ersten motorgetriebenen Hüpfern der Gebrüder Wright in den Sanddünen an der Küste von North Carolina, steckt die Allgemeine Luftfahrt in einer großen Krise. Nach den Anschlägen des 11. Septembers sind die Absatzzahlen der Hersteller stark gesunken.

Neuflugzeuge der Allgemeinen Luftfahrt sind für den Durchschnittsbürger normalerweise unerschwinglich. Für ein zweisitziges nach FAR/JAR 23 zugelassenes Flugzeug muss der Kunde zwischen 120.000 bis 150.000 US\$ rechnen (**Janes 04/05**). Das ist viel Geld für ein Transportmittel, welches zwei Personen mit Handgepäck befördern kann. Solange die Absatzzahlen nicht steigen, gestaltet es sich schwer aus der Allgemeinen Luftfahrt ein Massentransportmittel zu entwickeln.

Die Branche wird zum großen Teil von Begeisterung getragen. Das versperrt manchmal den Blick für das Machbare und das Notwendige, also Innovation und Expansion. Innovation darf aber nicht Selbstzweck sein. Nur Innovation, die dem Nutzer im Vergleich zu alten Technologien Vorteile bietet, setzt sich auch durch. Hier gibt es viele Ansätze, deren Verwirklichung die Allgemeine Luftfahrt voran bringt.

Nach den Neuentwicklungen der letzten Jahre auf dem Gebiet der Antriebstechnik, der Avionik und der Faserverbundwerkstoffe ist ein großer Schritt für eine verbesserte Wirtschaftlichkeit getan. An dem hohen Anschaffungspreis ändert es jedoch nicht viel. Einen niedrigen Preis erzielt man über hohe Absatzzahlen. Hohe Absatzzahlen erreicht man mit innovativen Produkten.

Dennoch gibt es auch für die Allgemeine Luftfahrt Perspektiven. Der Markt der modernen Bausatzflugzeuge bietet vielversprechende Entwürfe, welche dem Kunden eine hohe Multifunktionalität und eine Vielzahl von Einsatzmöglichkeiten bietet. Im Gegensatz zu den Fertigflugzeugen ist ein Eigenbau für den Kunden eine kostengünstige Alternative.

Bei den Herstellern sind diverse Neuentwürfe zu verzeichnen und in den nächsten Jahren innovative Konzepte zu erwarten, um die Allgemeine Luftfahrt als Transportmittel der Zukunft zu stärken.

1.2 Ziel der Arbeit

Der Flugzeugentwurf ist ein Teil der gesamten Flugzeugentwicklung. Diese Entwicklung lässt sich, wie in **Tabelle 1.1** dargestellt, in zeitlich ablaufende Phasen einteilen. Die vorliegende Arbeit wird sich überwiegend auf die Projektphase konzentrieren, mit den Aktivitäten Dimensionierung und Entwurfsprozess. Nur in Ausnahmefällen wird in die Definitionsphase vorgegriffen, um die Konzeptidee näher zu erklären.

Tabelle 1.1: Phasen der Flugzeugentwicklung (**Scholz 1999**)

| Phase | Projektphase ⇒ | Definitionsphase ⇒ | Entwicklungsphase |
|-------------------------------------|---|---|--|
| Aktivität | Dimensionierung Entwurf | Vorentwicklung | Entwicklung |
| Beispiele durchzuführender Arbeiten | Marktanalysen Konfigurationsfindung Triebwerksauswahl | Strukturvorentwicklung: Bauweisen Fertigungsverfahren Systemdefinition Flugmechanische Simulation | Konstruktion Systementwicklung Triebwerksintegration Struktur- und Systemversuche Flugerprobung |

Ziel der Arbeit ist, in der Projektphase eine geeignete Grundlage für weitere Definitions- und Entwicklungsschritte zu schaffen. Aus diesem Grunde werden die grundlegenden Flugzeugparameter ermittelt und diverse Skizzen und Bilder des Sport Utility Aircraft Entwurfs angefertigt. Die Konzeptphilosophie wird durch verschiedene Kabinenlayouts erläutert und die vielseitigen Einsatzmöglichkeiten des Entwurfs werden aufgezeigt.

Es wird ein geeignetes Entwurfsverfahren gewählt, welches sich aus Handrechenverfahren, einer Entwurfssoftware und dem Einsatz eines Flugsimulators zusammensetzt. Die Ergebnisse bilden eine Basis für weitere Iterationsschritte zur Optimierung des Entwurfs und geben die Möglichkeit für eine erste Beurteilung der Flugeigenschaften und Flugleistungen.

1.3 Begriffsdefinitionen

Dimensionierung

Die Dimensionierung definiert ein Teilgebiet des Entwurfsablaufs. Für die Durchführung müssen keine genauen Flugzeuggeometrien vorliegen. Es sollten jedoch bereits gewisse Vorstellungen über die zu wählende Konfiguration und das Antriebssystem vorhanden sein. Nur so können sinnvolle Annahmen über zu wählende Parameter getroffen werden.

Als Anforderungen gehen in die Dimensionierung ein:

- Nutzlast
- Reichweite
- Reisegeschwindigkeit
- Startstrecke
- Landestrecke
- Steigrate

Im Dimensionierungsverfahren nach **Loftin 1980** werden die Flugleistungsforderungen mit Hilfe eines Entwurfsdiagramms dargestellt. In dem Diagramm wird ein zweidimensionales Optimierungsproblem grafisch gelöst. Die beiden Optimierungsvariablen sind das Leistungsgewichtsverhältnis und die Flächenbelastung. Die Dimensionierung kommt ohne Iterationen aus. Auf der Dimensionierung baut der Entwurfsprozess auf.

Entwurfsprozess

Der Begriff Entwurfsprozess definiert ein Teilgebiet des Entwurfsablaufs, welches sich mit der Ermittlung von detaillierteren Parametern der Konfiguration beschäftigt, wie z. B.:

- die Abmessungen der Kabine
- die Anzahl, Größe und Lage der Querruder und Spoiler
- der Entwurf der Leitwerke
- die Flugzeugmasse und die Lage des Schwerpunktes
- die Berechnung der Betriebskosten

Ein Entwurf kann mit mehr oder weniger Aufwand durchgeführt werden. Es werden zwei verschiedene Klassen von Entwurfsmethoden unterschieden: Methoden der Klasse I ermöglichen eine Konfiguration mit einem Minimum an Aufwand zu erstellen. Für einen detaillierteren Entwurf werden die Methoden der Klasse II angewandt. Die Methoden der Klasse II sind jedoch bereits mit erheblichem Arbeitsaufwand verbunden.

Der Entwurfsprozess endet mit der Erstellung einer maßstäblichen Dreiseitenansicht und einer Tabelle mit den iterierten Parametern.

1.4 Grundlagen

Diese Diplomarbeit basiert auf der Vorlesung Flugzeugentwurf von *Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz, MSME (Scholz 2003)* an der Hochschule für Angewandte Wissenschaften in Hamburg (HAW Hamburg) am Fachbereich Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau. Die Vorlesungsunterlagen dienen als Leitfaden für den Entwurfsablauf. Die Grundlagen für den Entwurf der Kabinenlayouts bildet die Vorlesung Fahrzeug- und Flugzeuginterieur von *Prof. W. Granzeier (Granzeier 2002)* von der HAW Hamburg.

Für die technischen Daten der Flugzeuge und Antriebe in der Marktstudie wurden die Datenbanken von *Janes (Janes 04/05)*, sowie die Internetseiten der Hersteller ausgewertet. Die Informationen über die Entwicklung der Allgemeinen Luftfahrt entstammen vor allem den Internetseiten der *NASA (NASA 2004)*, der *AOPA (AOPA 2004)* und der *FAA (FAA 2004)*. Das Hintergrundwissen über aktuelle Flugzeugprojekte und neue Systeme der Allgemeinen Luftfahrt entstammen überwiegend den Fachzeitschriften *Aerokurier (Aero 02/04)* und *Fliegermagazin (Flieger 02/04)*. Weiterhin wurden diverse Internetquellen ausgewertet, auf die im Weiteren im Text verwiesen wird.

Für die Dimensionierung wird auf das Verfahren von *L.K. Loftin (Loftin 1980)* und *Prof. Dr. J. Roskam (Roskam I)* zurückgegriffen. Die theoretischen Grundlagen und das systematische Vorgehen für den Entwurfprozess sind in den Büchern von *Prof. Dr. J. Roskam (Roskam II-VIII)* und *Prof. D.P. Raymer (Raymer 1989)* zu finden. Auf die Anwendung der Theorien dieser Quellen wird in der Arbeit hingewiesen und die ausführlichen Quellenverweise befinden sich im Literaturverzeichnis.

Es sind diverse Computerprogramme zum Thema Flugzeugentwurf auf dem Markt erhältlich. Einige Programme sind im Internet kostenlos erhältlich, aber dementsprechend auch sehr einfach aufgebaut und eher für den Hobbybereich gedacht. Wiederum andere sind mit ihrem hohen Preis für den professionellen Einsatz entwickelt und bieten umfangreiche Berechnungsmöglichkeiten. Die interessantesten Programme sind:

- *Advanced Aircraft Analysis AAA* von der Firma *DARcorporation (Prof. Dr. J. Roskam)*
- *RDS* von der Firma *Conceptual Research Corporation (Prof. D.P. Raymer)*
- *AirplanePDQ* von der Firma *DaVinci Technologies*

Für die Berechnungen wird das Programm der Firma *DaVinci Technologies (DaVinci 2003)* verwendet. Bei dem Programm *AirplanePDQ* handelt es sich um eine Entwurfssoftware speziell für Kleinflugzeuge. Es bietet ein CAD- Programm und eine Analysefunktion zur Berechnung der Entwurfsparameter. Die Software vereint die Theorien von *Loftin, Roskam* und *Raymer*, sowie diverser *NACA* Publikationen.

1.5 Entwurfsmethode

Die Fachliteratur bietet eine Vielzahl von Entwurfsmethoden mit mehr oder weniger systematischen Abläufen. Für die vorliegende Arbeit wurde als Basis das Verfahren von **Loftin 1980** und **Roskam I** gewählt. Der Entwurfsablauf wird in 17 Arbeitsschritte aufgeteilt, welche im **Bild 1.1** dargestellt sind.

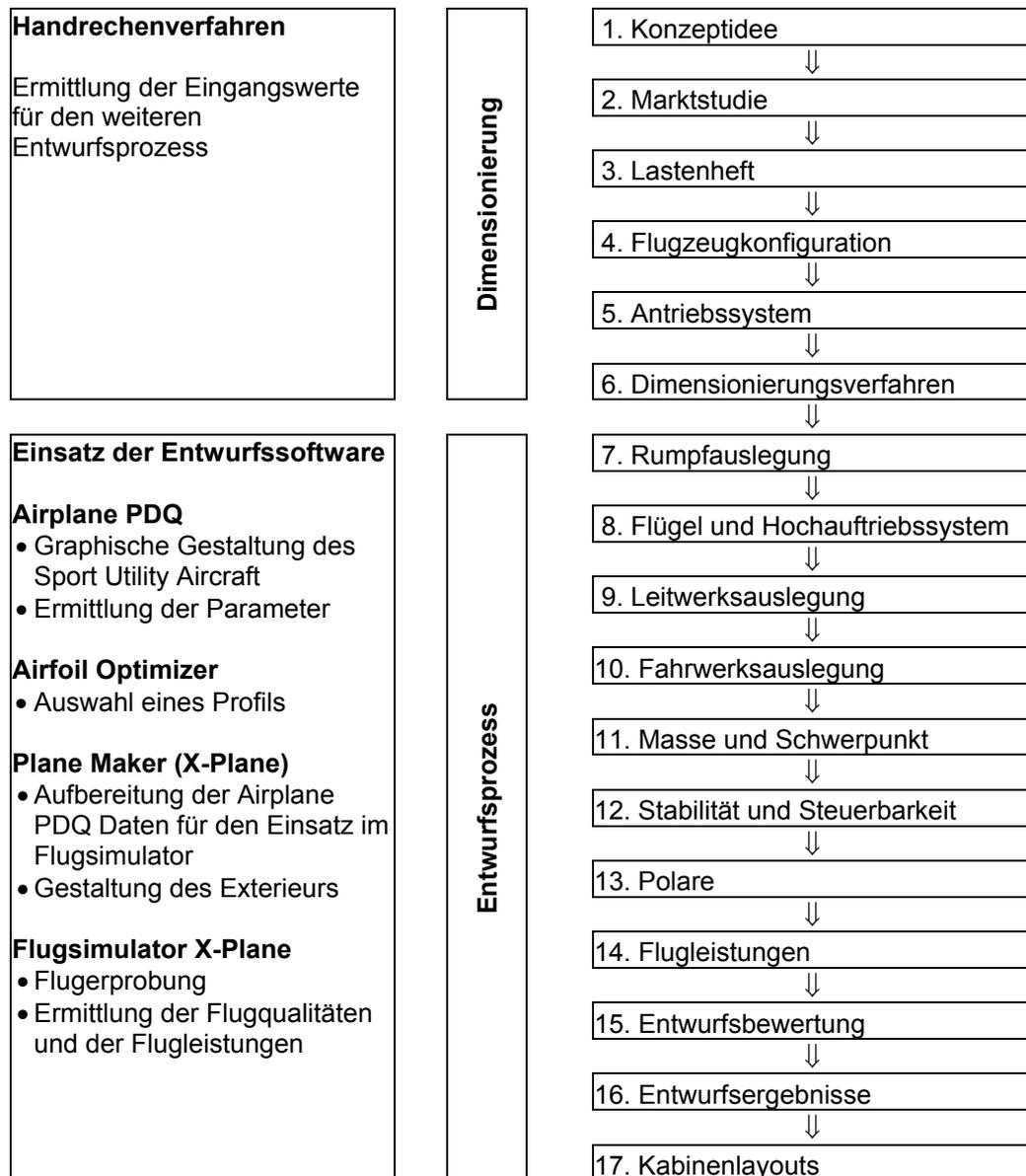


Bild 1.1: Entwurfsablauf

Die Berechnung der grundlegenden Entwurfsparameter erfolgt mit der Analysefunktion des Programms *AirplanePDQ*. Weiterhin werden die Ergebnisse in den Flugsimulator *X-Plane* von der Firma *Laminar Research* (**Laminar 2004**) transferiert und zu einem flugfähigen Modell optimiert. Die ermittelten Parameter werden in einer Tabelle dargestellt. Für die Visualisierung des Entwurfs werden diverse 2D Zeichnungen und 3D Zeichnungen mit dem CAD Programm *DraftBoard*, der Entwurfssoftware *AirplanePDQ* und dem Flugsimulator *X-Plane* angefertigt.

1.6 Aufbau der Arbeit

Der Hauptteil der Arbeit ist unterteilt in die Dimensionierung (Abschnitt 3 bis 6) zur Ermittlung der grundlegenden Parameter und den Entwurfsprozess (Abschnitte 7 bis 9) zur detaillierten Darstellung der Berechnungen, sowie der modularen Kabinenausstattung.

- Abschnitt 2** geht auf die Entwicklungen in der Allgemeinen Luftfahrt ein und beschreibt die Konzeptidee des Sport Utility Aircraft,
 - Abschnitt 3** beschreibt die angefertigte Marktstudie und die Festlegung von geforderten Entwurfsparametern in Form eines Lastenheftes,
 - Abschnitt 4** behandelt die Merkmale der gewählten Konfiguration und zeigt eine erste Vorentwurfsskizze,
 - Abschnitt 5** bietet eine Marktübersicht der Antriebssysteme, beschreibt die Wahl des Antriebs und beinhaltet die technischen Daten,
 - Abschnitt 6** beschreibt das Dimensionierungsverfahren zur Ermittlung der Parameter für den Entwurfsablauf,
 - Abschnitt 7** behandelt das Entwurfsverfahren und die Ermittlung der grundlegenden Entwurfsparameter mit dem Programm *AirplanePDQ* und *X-Plane*,
 - Abschnitt 8** erläutert das Entwurfsergebnis, stellt die Dreiseitenansicht und diverse Bilder dar und enthält eine Auflistung aller ermittelten Parameter,
 - Abschnitt 9** beschreibt das Kabinenlayout mit den relevanten Abmessungen und geht auf die verschiedenen Kabinenkonzepte ein,
-
- Anhang A** enthält die Tabellen der Marktstudie,
 - Anhang B** enthält die Datenblätter die mit der Analysefunktion des Programms *AirplanePDQ* erstellt wurden,
 - Anhang C** zeigt weitere Zeichnungen, Skizzen und Bilder die zur weiteren Erläuterung des Konzepts dienen.

2 Projektbeschreibung

2.1 Entwicklung der Allgemeinen Luftfahrt

Die Zeiten für die Allgemeine Luftfahrt sind schwer. In den letzten zwei Jahren kämpfte sie täglich gegen die Auswirkungen der Terroranschläge vom 11. September und die daraus resultierende schwache Wirtschaftslage. Besonders den europäischen Markt hat die Krise stark getroffen. Viele Firmen haben seitdem Personal entlassen oder waren sogar gezwungen die Geschäfte ganz einzustellen. Die Absatzzahlen sind stark rückläufig und nur die bewerteten oder innovativen Konzepte haben auf dem Markt noch eine Chance.

Der US-Amerikanische Markt verzeichnet zur Zeit ca. 211.000 Flugzeuge in der Allgemeinen Luftfahrt. Diese Anzahl teilt sich, wie in der **Tabelle 2.1** dargestellt, in verschiedene Kategorien auf. Mit etwa 145 Millionen Passagieren pro Jahr und 73 % aller weltweit geleisteten Flugstunden, ist es der größte Markt der Allgemeinen Luftfahrt (**AOPA 2004**).

Tabelle 2.1: Flugzeugzahlen der Allgemeinen Luftfahrt in den USA (**FAA 2004**)

| AS OF DECEMBER 31 | FIXED WING | | | | ROTORCRAFT | | EXPERI- MENTAL | SPORT AIRCRAFT | OTHER | TOTAL |
|----------------------|------------------|------------------|---------------|--------------|------------|---------|-------------------|-------------------|-------|---------|
| | PISTON | | TURBINE | | | | | | | |
| | SINGLE ENGINE | MULTI- ENGINE | TURBO PROP | TURBO JET | PISTON | TURBINE | | | | |
| | | | | | | | | | | |
| <u>Historical*</u> | | | | | | | | | | |
| 1997 1/ | 140.038 | 16.017 | 5.619 | 5.178 | 2.259 | 4.526 | 14.680 | NA | 4.092 | 192.414 |
| 1998 | 144.234 | 18.729 | 6.174 | 6.066 | 2.545 | 4.881 | 16.502 | NA | 5.580 | 204.710 |
| 1999 | 150.886 | 21.038 | 5.679 | 7.120 | 2.564 | 4.884 | 20.528 | NA | 6.765 | 219.464 |
| 2000 | 149.422 | 21.091 | 5.762 | 7.001 | 2.680 | 4.470 | 20.407 | NA | 6.700 | 217.533 |
| 2001 | 145.034 | 18.281 | 6.596 | 7.787 | 2.292 | 4.491 | 20.421 | NA | 6.545 | 211.447 |
| 2002E | 144.500 | 18.240 | 6.600 | 8.000 | 2.450 | 4.350 | 20.400 | NA | 6.500 | 211.040 |
| <u>Forecast</u> | | | | | | | | | | |
| 2003 | 144.550 | 18.210 | 6.690 | 8.200 | 2.470 | 4.350 | 20.400 | NA | 6.500 | 211.370 |
| 2004 | 144.900 | 18.170 | 6.810 | 8.400 | 2.500 | 4.370 | 20.450 | 1.000 | 6.520 | 213.120 |
| 2005 | 145.400 | 18.140 | 6.940 | 8.700 | 2.530 | 4.390 | 20.550 | 2.300 | 6.540 | 215.490 |
| 2006 | 146.000 | 18.100 | 7.070 | 9.100 | 2.560 | 4.415 | 20.650 | 2.600 | 6.560 | 217.055 |
| 2007 | 146.600 | 18.060 | 7.200 | 9.500 | 2.590 | 4.440 | 20.750 | 3.100 | 6.580 | 218.820 |
| 2008 | 147.200 | 18.030 | 7.330 | 9.900 | 2.620 | 4.465 | 20.850 | 3.600 | 6.600 | 220.595 |
| 2009 | 147.600 | 17.990 | 7.450 | 10.300 | 2.650 | 4.490 | 20.950 | 4.100 | 6.620 | 222.150 |
| 2010 | 148.000 | 17.960 | 7.580 | 10.700 | 2.680 | 4.510 | 21.050 | 4.600 | 6.640 | 223.720 |
| 2011 | 148.400 | 17.920 | 7.700 | 11.100 | 2.710 | 4.530 | 21.150 | 5.000 | 6.660 | 225.170 |
| 2012 | 148.800 | 17.880 | 7.810 | 11.500 | 2.740 | 4.550 | 21.250 | 5.400 | 6.680 | 226.610 |
| 2013 | 149.200 | 17.850 | 7.920 | 11.900 | 2.770 | 4.570 | 21.350 | 5.800 | 6.700 | 228.060 |
| 2014 | 149.600 | 17.810 | 8.020 | 12.300 | 2.800 | 4.590 | 21.450 | 6.200 | 6.720 | 229.490 |

Die hohen Verkaufszahlen von 1962 bis 1982, die im Durchschnitt bei ca. 12.000 Flugzeugen lagen, haben sich seitdem auf ca. 1.500 bis 3.000 pro Jahr verringert (**Tabelle 2.2**).

Die Marktvorhersage in **Tabelle 2.1** geht von einer Anzahl von ca. 11.000 Flugzeugen (nur piston, turbine und experimental) aus, um die die Allgemeine Luftfahrt zwischen 2003 und 2014 wächst. Das lässt darauf schließen, dass die Verkaufszahlen im Durchschnitt etwa bei 2.000 bis 3.000 Flugzeugen pro Jahr liegen werden, unter Berücksichtigung von etwa 1.000 bis 1.500 Ausmusterungen.

Tabelle 2.2: Auslieferungszahlen der Allgemeinen Luftfahrt in den USA (**GAMA 2004**)

| Year | Single Engine Piston | Multi Engine Piston | Total Piston | Turboprop | Turbojet | Total Units Shipped |
|------|-------------------------|------------------------|--------------|-----------|----------|---------------------|
| 2002 | 1366 | 130 | 1496 | 187 | 531 | 2214 |
| 2001 | 1581 | 147 | 1728 | 306 | 598 | 2632 |
| 2000 | 1810 | 103 | 1913 | 315 | 588 | 2816 |
| 1999 | 1634 | 114 | 1748 | 239 | 517 | 2504 |
| 1998 | 1436 | 98 | 1534 | 271 | 415 | 2220 |
| 1997 | 905 | 80 | 985 | 236 | 348 | 1569 |

Zu berücksichtigen ist, dass die Flugzeuge, die in den produktionsstarken Jahrzehnten verkauft wurden, auch in die Jahre kommen. Es gibt dementsprechend noch viele Cessna (z.B. C172 über 35.000 Stück gebaut) und Piper Modelle im aktiven Dienst, deren Struktur schon zwanzig Jahre und älter ist. Diese Maschinen, die auch vermehrt in Flugschulen und Ausbildungszentren zu finden sind, müssen in den nächsten Jahren ersetzt werden.

Wenn man das Angebot der Allgemeinen Luftfahrt näher betrachtet, ist sofort auffällig, dass der Markt an alt bewährten Konfigurationen festhält. Die marktführenden Konzepte von Cessna, Piper und Cirrus Design (**Bild 2.1**), sowie der Firma Lancair (**Bild 2.2**) bieten alle einen konventionellen Tief- oder Hochdecker in Drachenkonfiguration. Die aerodynamisch vorteilhaftere Canard-Bauweise ist auf dem Markt eher eine Seltenheit.

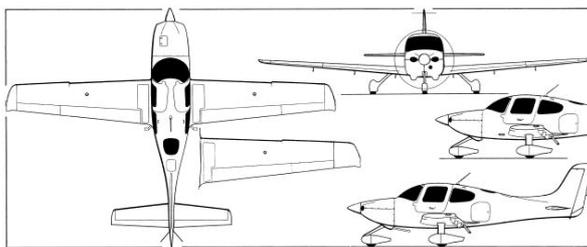


Bild 2.1: Cirrus SR22 (**Janes 04/05**)

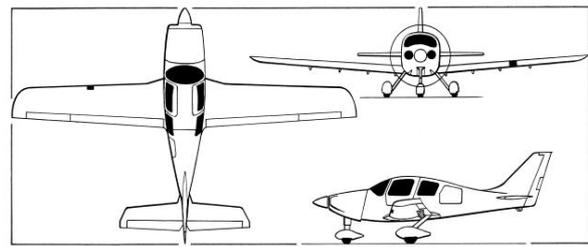


Bild 2.2: Lancair Columbia (**Janes 04/05**)

Innovative Flugzeugkonfigurationen wie zum Beispiel die der *Adam A500* (**Bild 2.3**) mit einem Doppelleitwerksträger, zeigen die Strukturgestaltungsmöglichkeiten mit neuen Faserverbundwerkstoffen.

Der Trend bei den Herstellern geht in Richtung Minijet für 4 bis 6 Passagiere. Der Markt der Geschäftsfliegerei bietet ein großes Potential für die Zukunft. Aus diesem Grunde entwickelt die Firma *Diamond* den Geschäftsreisejet mit der Bezeichnung *D-Jet* (**Bild 2.4**). Die Neuentwicklung überzeugt durch ihre Kompaktheit und das formschöne Gesamtkonzept.



Bild 2.3: Adam 500 (**Janes 04/05**)



Bild 2.4: Diamond D-Jet (**Janes 04/05**)

Eine wichtige und auch große Rolle spielt der Markt der Bausatzflugzeuge, der vom einfachen, kostengünstigen Entwurf bis zum Hochleistungsflugzeug eine große Vielfalt bietet. Besonders der nordamerikanische Flugzeugmarkt bietet eine große Eigenbauszene, mit einem großen Potential im Bereich Forschung und innovativen Neuentwürfen. Die renommierten Hersteller wie *Aerocomp*, *Lancair*, *Murphy Aircraft* oder *Van's* bieten diverse Flugzeugtypen für jede Art von Einsatzzweck. Für viele Luftfahrtenthusiasten ist dieser Markt die einzige Möglichkeit sich den Traum vom eigenen Flugzeug zu erfüllen. Durch die eigene Arbeitsleistung wird der Wunsch von einem Flugzeug bezahlbar.

2.2 Konzeptstudie Sport Utility Aircraft

Diese Diplomarbeit beschäftigt sich mit einer Flugzeugstudie für ein sechssitziges, einmotoriges Sport Utility Aircraft (SUA) mit multifunktionalem Kabinenkonzept. Die Idee ein SUA mit einer innovativen Kabine zu entwerfen, hat den Ursprung in dem aktuellen Flugzeugmarktangebot der Allgemeinen Luftfahrt und den Entwicklungen der Automobilindustrie.

Der aktuelle Flugzeugmarkt bietet im Gegensatz zur Automobilindustrie, die Gesamtproduktionszahlen im Millionenbereich aufweist, ein sehr geringes Absatzpotential. Der Markt für Neuflyzeuge in der Allgemeinen Luftfahrt beläuft sich in den nächsten Jahren auf schätzungsweise einige Tausend pro Jahr weltweit.

Die Einsatzzwecke der Flugzeuge in der Allgemeinen Luftfahrt sind sehr vielfältig, von dem einfachen Passagiertransport über Frachttransport bis hin zu Geschäftsreiseflügen. Für jeden Einsatzzweck bietet die Allgemeine Luftfahrt eine Lösung. Vielfach sind die Produkte der Hersteller jedoch in ihrer Verwendungsmöglichkeit auf eine Einsatzrolle beschränkt, z.B. lässt sich eine Cessna 172 überwiegend nur für den Passagiertransport und für diverse Ausbildungszwecke verwenden. Eine Pilatus Porter ist hier schon etwas flexibler. Sie stellt ein vollwertiges und sehr robustes Nutzflugzeug dar. Eine Verwendung für den Passagiertransport ist ebenso möglich, wie der Einsatz als Absetzflugzeug für Fallschirmspringer und diverse Spezialverwendungen. Jedoch ist die Pilatus durch das starre Fahrwerk und die aerodynamischen Eigenschaften nicht als schnelles Geschäftsreiseflugzeug geeignet.

Im Nachfolgenden werden die Eigenschaften von einigen Flugzeugmustern näher untersucht. Der Flugzeugmarkt bietet eine große Anzahl von Flugzeugen. Deshalb werden die Flugzeugmuster in folgende Kategorien eingeteilt: Kitplane, Lightplane, Utility und Business (**Bild 2.5 –2.10**). Die ausgewählten Flugzeuge sind repräsentativ für vergleichbare Muster mit der gleichen Konfiguration und einem Sitzplatzangebot für 4 bis 6 Personen. Bei der Untersuchung wird grundlegend zwischen Tiefdecker (TD) und Hochdecker (HD) unterschieden. Anhand der ausgewählten Flugzeuge werden die Verwendungsmöglichkeiten erörtert und mit der Konzeptidee des Sport Utility Aircraft verglichen.

Die Flugzeugmuster werden hinsichtlich folgender sechs Eigenschaften untersucht:

- Passagiertransport (4-6 PAX) schnell und komfortabel
- Belade- und Zustiegsmöglichkeiten
- Frachttransport, z.B. 200 Liter Fass
- Krankentransport, liegend auf einer Trage
- Absetzen von Fallschirmspringern (4-6 FallPAX)
- Kurzstart- und Landeeigenschaften (STOL)

Kitplane / Lightplane (4 PAX)

Tiefdecker: Kitplane (Lancair IV)

- Komfortabler Passagiertransport über kurze Distanzen
- Einstieg über die Tragfläche
- Kleines Gepäckfach
- Eingeschränkte Sicht nach unten

**Bild 2.5:** Lancair IV

Hochdecker: Lightplane (Cessna C172)

- Komfortabler Passagiertransport über kurze Distanzen
- Seitlicher, bequemer Einstieg
- Kleines Gepäckfach

**Bild 2.6:** Cessna C172**Kitplane / Utility (6 PAX)**

Tiefdecker: Utility (Piper PA 32)

- Geräumige Kabinenabmessungen
- Komfortabler Passagiertransport über längere Distanzen
- Einstieg über die Tragfläche oder durch seitliche Tür

**Bild 2.7:** Piper PA-32

Hochdecker: Utility Kitplane (Comp Air 7)

- Vielfältig nutzbare Kabine
- Gute Belademöglichkeit über große Seitentür
- Kurzstart- und Landeeigenschaften

**Bild 2.8:** Comp Air 7**Business (6 PAX)**

Tiefdecker: (Grob G 160 Ranger)

- Sehr komfortabler Passagiertransport in geräumiger Kabine
- Hohe Reisegeschwindigkeit und Reichweite
- Einstieg seitlich

**Bild 2.9:** Grob G160

Hochdecker: (Extra 500)

- Sehr komfortabler Passagiertransport in geräumiger Kabine
- Gute Sicht nach unten
- Zugang ins Cockpit durch die Kabine

**Bild 2.10:** Extra 500

Die für den Vergleich herangezogenen Flugzeugmuster werden in der **Tabelle 2.3**, auf die Erfüllung der vorgegebenen Eigenschaften, bewertet.

Tabelle 2.3: Bewertung der Flugzeugmuster hinsichtlich ihrer Eigenschaften

| Eigenschaft | Kitplane / Lightplane | | Kitplane / Utility | | Business | | SUA |
|--|-----------------------|---------------|--------------------|------------------------|---------------|--------------|-----|
| | TD | HD | TD | HD | TD | HD | HD |
| | Lancair Lancair IV | Cessna 172 | Piper PA-32 | Aerocomp Comp Air 7 | Grob G 160 | Extra 500 | |
| Passagiertransport (4-6 PAX) schnell und komfortabel | ++ | ++ | ++ | + | +++ | +++ | ++ |
| Belade- und Zustiegsmöglichkeiten | + | ++ | ++ | ++ | ++ | ++ | +++ |
| Frachttransport (z.B.200 lit. Fass) | - | - | +++ | +++ | - | - | +++ |
| Krankentransport (liegend auf Trage) | - | - | ++ | ++ | - | - | +++ |
| Absetzen von Fallschirmspringern (4-5 FallPax) | - | - | - | +++ | - | - | +++ |
| Kurzstart- und Landeigenschaften | - | - | - | +++ | - | - | ++ |

| | | |
|-----|-------------------|-----------------|
| +++ | Sehr gut geeignet | TD = Tiefdecker |
| ++ | gut geeignet | HD = Hochdecker |
| + | geeignet | |
| - | nicht geeignet | |

Das Konzept des Sport Utility Aircraft sieht eine optimale Kombination der vorgegebenen Eigenschaften vor. Hierbei besteht die Herausforderung ein Flugzeug zu entwerfen, welches eine hohe Multifunktionalität aufweist und für möglichst viele Verwendungszwecke einsetzbar ist. Vergleichbar mit einem Sport Utility Vehicle (SUV) aus der Automobilindustrie. Diese Fahrzeuge vereinen die Eigenschaften eines PKWs, eines Kombis, eines Minivans und eines Geländewagens.

Der Trend zu funktionaleren Transportmitteln ist besonders in der Automobilbranche klar ersichtlich. In den letzten Jahren hat sich in Nordamerika der Marktanteil von Light Trucks, welche sich aus SUVs, Pickups und Vans zusammensetzen, auf nahezu 50% gesteigert. Der nordamerikanische Bürger verlangt ein leistungsstarkes und multifunktionales Automobil, wobei die Verarbeitungsqualität eher sekundär ist.

Auch der europäische Markt bietet vermehrt SUVs und leistungsstarke Geländewagen an. Automobile, wie die *M-Klasse* von *Mercedes*, der *Porsche Cayenne* und der *VW Touareg*, bestechen durch ihr massives Erscheinungsbild und ihre große Motorleistung. Sogar *BMW* steigt, nach der Markteinführung des Geländewagens X5 und X3, in den lukrativen Markt der Familien Vans ein und entwickelt für das Jahr 2007 die Modelle V3 und V5.

In der Automobilindustrie geht die Entwicklung in Richtung mehr Funktionalität und höherem Nutzwert des Interieurs und Exterieurs. Der Kunde verlangt ein Auto, das gleichzeitig schnell wie ein Sportwagen ist, sich ohne Probleme im Gelände oder auf schlechten Straßen bewegen lässt und genügend Platz für die ganze Familie oder sperrige Güter bietet.

Diese Merkmale eines modernen SUVs bieten die Grundlage für den Entwurf eines Sport Utility Aircraft, welches sich durch einen leistungsstarken Antrieb und vielseitige Einsatzmöglichkeiten auszeichnet. Primär liegt das Augenmerk auf dem Kabinenkonzept, welches den verschiedenen Einsatzzwecken angepasst ist. Das SUA soll sich durch viele Verwendungsmöglichkeiten auszeichnen, vom Einsatz als Privatflugzeug für 6 Personen, über Transportaufgaben, wie z.B. das Absetzen von Fallschirmspringern bis hin zum Spezialeinsatz als Überwachungsflugzeug. Die Kabine soll durch überdurchschnittliche Innenabmessungen die Möglichkeit für eine Vielzahl von innovativen Ausstattungsvarianten bieten.

Das Sport Utility Aircraft Konzept soll die positiven Merkmale der in **Bild 2.11** zu einem Kreis zusammengestellten Flugzeuge und Automobile vereinen. In der Mitte steht das SUA. Es ist eine Synergie zwischen den einzelnen Konzeptbausteinen, die zu einer grundlegenden Konzeptphilosophie zusammengefügt werden.

Das Konzept sieht vor, die Möglichkeit in Betracht zu ziehen, das Sport Utility Aircraft als Bausatzflugzeug anzubieten, wie auch als FAR/JAR 23 zugelassenes Fertigflugzeug. Das Bausatzkonzept soll ein günstiges Einstiegsmodell ermöglichen. Die Konzeptidee ist vergleichbar mit der Produktpalette der Firma Lancair. Diese hat neben den zertifizierten Fertigflugzeugen auch eine Palette von Bausatzflugzeugen im Angebot.

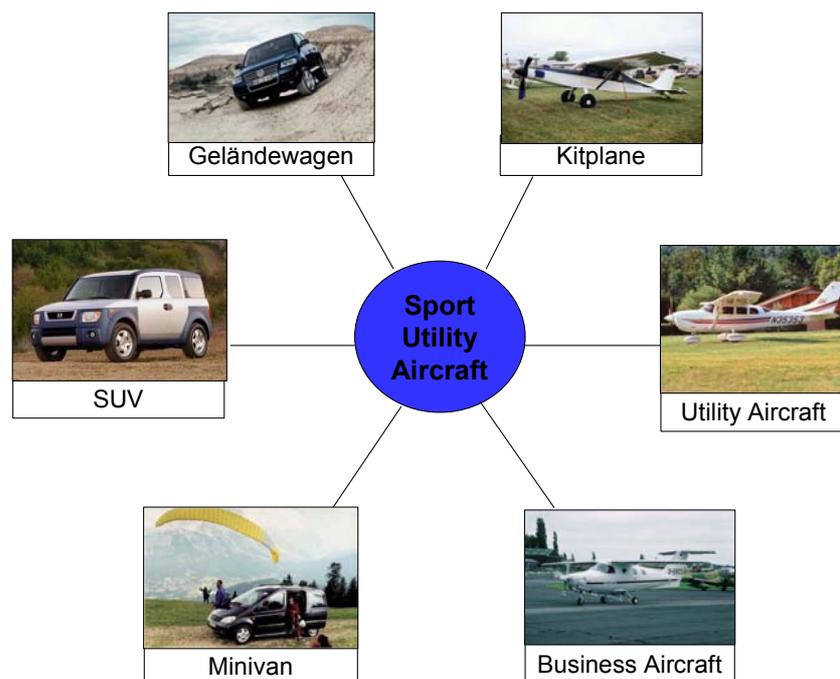


Bild 2.11: Konzeptphilosophie Sport Utility Aircraft

In den **Tabellen 2.4** und **2.5** wird noch weiter auf die Konzeptidee eingegangen und es werden die verschiedenen Merkmale der Fahrzeug- und Flugzeugkategorien aufgelistet. Diese Merkmale sollen die Ziele für den Entwurf des SUA darstellen. Die Fahrzeug- und Flugzeugtypen stellen die Vorbilder da, die den Entwurf prägen und aus denen die positiven Eigenschaften in den Entwurf einfließen sollen. Die Vergleichsflugzeuge wurden anhand einer Marktstudie (**Kapitel 3**) ermittelt.

Tabelle 2.4: Konzeptphilosophie Fahrzeuge

| Fahrzeugkategorie | Merkmale | Fahrzeugtyp |
|-----------------------|--|--|
| Geländewagen | Große Motorleistung Kräftiges Erscheinungsbild | Mercedes M-Klasse, G-Klasse Landrover Defender Porsche Cayenne VW Touareg |
| Sport Utility Vehicle | Multifunktionale Einsatzmöglichkeiten Innovatives Gesamtkonzept | Honda Element |
| Minivan | Transportmöglichkeit sperriger Güter Innovatives Innenraumkonzept | Mercedes Vaneo VW Touran Toyota Yaris Verso |

Tabelle 2.5: Konzeptphilosophie Flugzeuge

| Flugzeugkategorie | Merkmale | Flugzeugtyp |
|------------------------|--|--|
| Kitplane | Günstiger Anschaffungspreis Experimentelle Konzepte | Four Winds 250T St Just SUPER CYCLONE Zenith Super STOL CH 801 Aircraft Designs SUPER STALLION Barr BARRSIX Aerocomp COMP AIR 7SL |
| Light Utility Aircraft | Große Motorleistung Kräftiges Erscheinungsbild Multifunktionale Einsatzmöglichkeiten Transportmöglichkeit sperriger Güter | Gavilan EL-1 GAVILAN 358 Gippsland GA-8 AIRVAN Pilatus PC-6 TURBO PORTER Sherpa SHERPA Cessna T206H TURBO STATIONAIR Found FBA-2C BUSH HAWK |
| Business Aircraft | Hohe Reisegeschwindigkeit Komfortable Kabine | Diamond D-Jet Extra 500 Grob G 160 RANGER |

Auf Grund der eher konservativen Einstellung der Luftfahrtindustrie gegenüber innovativen Neuentwicklungen, besteht die große Herausforderung einen geeigneten Kompromiss zwischen den marktbeherrschenden Flugzeugen und der vorgesehenen SUA - Philosophie zu finden.

3 Marktstudie

3.1 Anfertigung einer Vergleichsstudie

Für die Ermittlung der Eingangsparameter wurde eine Marktstudie für vergleichbare Flugzeugmuster (**Janes 04/05**) angefertigt. Die technischen Daten der Vergleichsflugzeuge sind in **Anhang A** enthalten. Die Marktstudie umfasst im ersten Schritt 60 Flugzeuge und ist in die Kategorien Kitplane, Lightplane, Utility und Business unterteilt (**Tabelle 3.1, 3.3, 3.5, 3.7**). Im zweiten Schritt wird eine weitere Einschränkung vorgenommen. Es wurden die Flugzeuge ausgewählt (graue Hinterlegung), welche der Entwurfsphilosophie am nächsten kommen. Weiterhin enthalten die **Tabellen 3.2, 3.4, 3.6, 3.8** die wichtigsten Merkmale die eine Vorbildfunktion für den Entwurf bieten.

Kitplane:

Tabelle 3.1: Marktstudie Kitplanes

| Kitplane | |
|--------------------|---|
| Four-seat kitbuilt | AMD Zodiac CH 640 |
| Four-seat kitbuilt | Aviation Development Alaskan Bushmaster |
| Four-seat kitbuilt | Dyn'Aero MCR4S |
| Four-seat kitbuilt | Four Winds 250T |
| Four-seat kitbuilt | Jabiru J400 |
| Four-seat kitbuilt | ST Just SUPER CYCLONE |
| Four-seat kitbuilt | Van's RV-10 |
| Four-seat kitbuilt | Zenith Super STOL CH 801 |
| Four-seat kitbuilt | Lancair LANCAIR IV |
| Six-seat kitbuilt | Aircraft Designs Super Stallion |
| Six-seat kitbuilt | Aviabellanca 19-25 SKYROCKET III |
| Six-seat kitbuilt | Barr BARRSIX |
| Six-seat kitbuilt | Murphy SR 2500 Super Rebel |
| Utility kitbuilt | Aerocomp Comp Air 7SL |
| Utility kitbuilt | Khrunichev T-411 AIST |

Tabelle 3.2: Merkmale der Vorbildflugzeuge (Kitplane)

| Four Winds 250T | ST Just SUPER CYCLONE | Zenith Super STOL CH 801 |
|---|--|---|
|  <ul style="list-style-type: none"> - freitragende Tragfläche - große Kabinentür und Kabine - PTL Triebwerk |  <ul style="list-style-type: none"> - Schwimmer möglich |  <ul style="list-style-type: none"> - STOL Eigenschaften - schlechte Start- und Landebahnen - Schwimmer möglich |
| Aircraft Designs Super Stallion | Barr BARRSIX | Aerocomp Comp Air 7SL |
|  <ul style="list-style-type: none"> - freitragende Tragfläche - große Kabinentür - geräumige Kabine - hervorragende Flugleistungen |  <ul style="list-style-type: none"> - große Kabinentür - geräumige Kabine - Schwimmer möglich |  <ul style="list-style-type: none"> - große Kabinentür - geräumige Kabine - PTL Triebwerk - STOL Eigenschaften |

Lightplane:

Tabelle 3.3: Marktstudie Lightplanes

| Lightplane | |
|----------------------|----------------------------|
| Five-seat lightplane | Maule MT-7-420 |
| Four-seat lightplane | Cessna 172 SKYHAWK |
| Four-seat lightplane | Cessna T182 SKYLANE |
| Four-seat lightplane | Cirrus Design SR22 |
| Four-seat lightplane | Commander 115 |
| Four-seat lightplane | Diamond DA 40-180 Star |
| Four-seat lightplane | Grob G 140TP |
| Four-seat lightplane | Lancair COLUMBIA 300 |
| Four-seat lightplane | Luscombe 185-11E SPARTAN |
| Four-seat lightplane | Mooney M20R OVATION2 |
| Four-seat lightplane | OMF Symphony 250 |
| Four-seat lightplane | Piper PA-28-181 ARCHER III |
| Four-seat lightplane | Robin DR 500 President |
| Four-seat lightplane | Socata TB 200 TOBAGO GT |
| Four-seat lightplane | Zlin Z 143 |

Tabelle 3.4: Merkmale der Vorbildflugzeuge (Lightplane)

| Maule MT-7-420 | Cessna T182 SKYLANE | Cirrus Design SR22 |
|--|---|--|
|  <ul style="list-style-type: none"> - große Kabinentür - geräumige Kabine - PTL Triebwerk - STOL Eigenschaften |  <ul style="list-style-type: none"> - Marktführer - bewährte Technik |  <ul style="list-style-type: none"> - Rettungsschirm - gutes Cockpit Design |
| Grob G 140TP | Luscombe 185-11E SPARTAN | OMF Symphony 250 |
|  <ul style="list-style-type: none"> - gute Flugleistungen - PTL Triebwerk - große Kabinentür - geräumige Kabine |  <ul style="list-style-type: none"> - niedriger Anschaffungspreis |  <ul style="list-style-type: none"> - niedriger Anschaffungspreis - formschönes Design - Dieselantrieb |

Utility:**Tabelle 3.5: Marktstudie Utility Aircrafts**

| Utility | |
|----------------------------|--------------------------------|
| Light utility transport | Explorer EXPLORER 500T |
| Light utility transport | Gavilan EL-1 Gavilan 358 |
| Light utility transport | Gippsland GA-8 Airvan |
| Light utility turboprop | IBIS Aerospace Ae 270 SPIRIT |
| Light utility turboprop | Intracom GM-17 Viper |
| Light utility turboprop | Myasishchev M-101T GZHEL |
| Light utility turboprop | PAC 750XL |
| Light utility turboprop | Pilatus PC-6 TURBO PORTER |
| Light utility turboprop | Sherpa SHERPA |
| Light utility turboprop | Technoavia SMG-92 Turbo Finist |
| Light utility turboprop | ZLIN Z 400 RHINO |
| Six-seat utility transport | Beech TURBO BONANZA B36TC |
| Six-seat utility transport | Cessna T206H TURBO STATIONAIR |
| Six-seat utility transport | Found FBA-2C Bush Hawk |
| Six-seat utility transport | Piper PA-32R-301 SARATOGA II |

Tabelle 3.6: Merkmale der Vorbildflugzeuge (Utility)

| Gavilan EL-1 Gavilan 358 | Gippsland GA-8 Airvan | Pilatus PC-6 PORTER |
|---|--|--|
|  <ul style="list-style-type: none"> - große Kabinentür - geräumige Kabine |  <ul style="list-style-type: none"> - große Kabinentür - geräumige Kabine |  <ul style="list-style-type: none"> - große Kabinentür - geräumige Kabine - PTL Triebwerk - sehr robust |
| Sherpa SHERPA | Cessna T206H STATIONAIR | Found FBA-2C Bush Hawk |
|  <ul style="list-style-type: none"> - schlechte Start- und Landebahnen - Schwimmer möglich - STOL Eigenschaften |  <ul style="list-style-type: none"> - große Kabinentür - geräumige Kabine - Schwimmer möglich |  <ul style="list-style-type: none"> - freitragende Tragfläche - große Kabinentür - geräumige Kabine - Schwimmer möglich |

Business:**Tabelle 3.7:** Marktstudie Business Aircrafts

| Business | |
|-----------------------------|-----------------------------------|
| Business mono-jet | Diamond D-Jet |
| Business mono-jet | Visionaire VA-10 VANTAGE |
| Business turboprop | Extra 500 |
| Business turboprop | Farnborough F1 |
| Business turboprop | Grob G 160 Ranger |
| Business turboprop | Pilatus PC-12/45 |
| Business turboprop | Piper PA-46-500TP MALIBU MERIDIAN |
| Business turboprop | Socata TBM 700 C1 |
| Business twinprop | ADAM A500 |
| Light business jet | Beech 390 PREMIER I |
| Light business jet | Cessna CITATION MUSTANG |
| Light business jet | CMC LEOPARD |
| Light business jet | Eclipse Aviation 500 |
| Light business jet | Safire S-26 |
| Light business jet/kitbuilt | Maverick LEADER |

Tabelle 3.8: Merkmale der Vorbildflugzeuge (Business)

| Diamond D-Jet | Extra 500 |
|---|---|
|  <ul style="list-style-type: none"> - Turbofan Triebwerk - hohe Reisegeschwindigkeit - kompakter Gesamtentwurf |  <ul style="list-style-type: none"> - freitragende Tragfläche - formschönes Gesamtdesign - PTL Triebwerk |
| Grob G 160 Ranger | Piper PA-46-500TP MALIBU MERIDIAN |
|  <ul style="list-style-type: none"> - geräumigste Kabine in ihrer Klasse - PTL Triebwerk |  <ul style="list-style-type: none"> - geräumige Kabine - PTL Triebwerk |

Bei der Auswahl wurden Flugzeuge mit Schulterdecker-Konfiguration bevorzugt. Diese Konfiguration bietet die besten Belade- und Zustiegsmöglichkeiten, sowie die besten Voraussetzungen für Kurzstart- und Landeeigenschaften. Weiterhin werden die positiven Konstruktionsmerkmale der Maschinen dem SUA Entwurf als Vorbild dienen. Die abgebildeten Flugzeuge bilden die Grundlage für eine Parameterstudie. Die Studie dient dem direkten Vergleich der Flugleistungen und der Festlegung der Entwurfsanforderungen. Die zu wählenden Anforderungen werden in einem Lastenheft in **Kapitel 3.3** zusammengefasst.

3.2 Festlegung von Entwurfsparametern

Die technischen Daten der Vorbildflugzeuge aus **Anhang A** werden in Diagrammen (**Bild 3.1 bis 3.5**) graphisch dargestellt. Mit Hilfe dieser Graphiken und der allgemeinen Anforderungen aus dem Lastenheft (**Kapitel 3.3**), werden die Eingangswerte für den SUA Entwurf festgelegt. Zum Vergleich wurden die gewählten Parameter für das Sport Utility Aircraft in die Diagramme mit aufgenommen.

Als Eingangswerte für die Dimensionierung werden folgende Parameter festgelegt:

- Zuladung (Nutzlast, Kraftstoffmasse) : 850 kg
- Maximale Reichweite (max. Zuladung) : 2000 km
- Reichweite (10000 ft , Reisegeschwindigkeit) : 1500 km
- Reisegeschwindigkeit (10000 ft) : 400 km/h
- Startlaufstrecke : 150 m
- Landelaufstrecke : 220 m

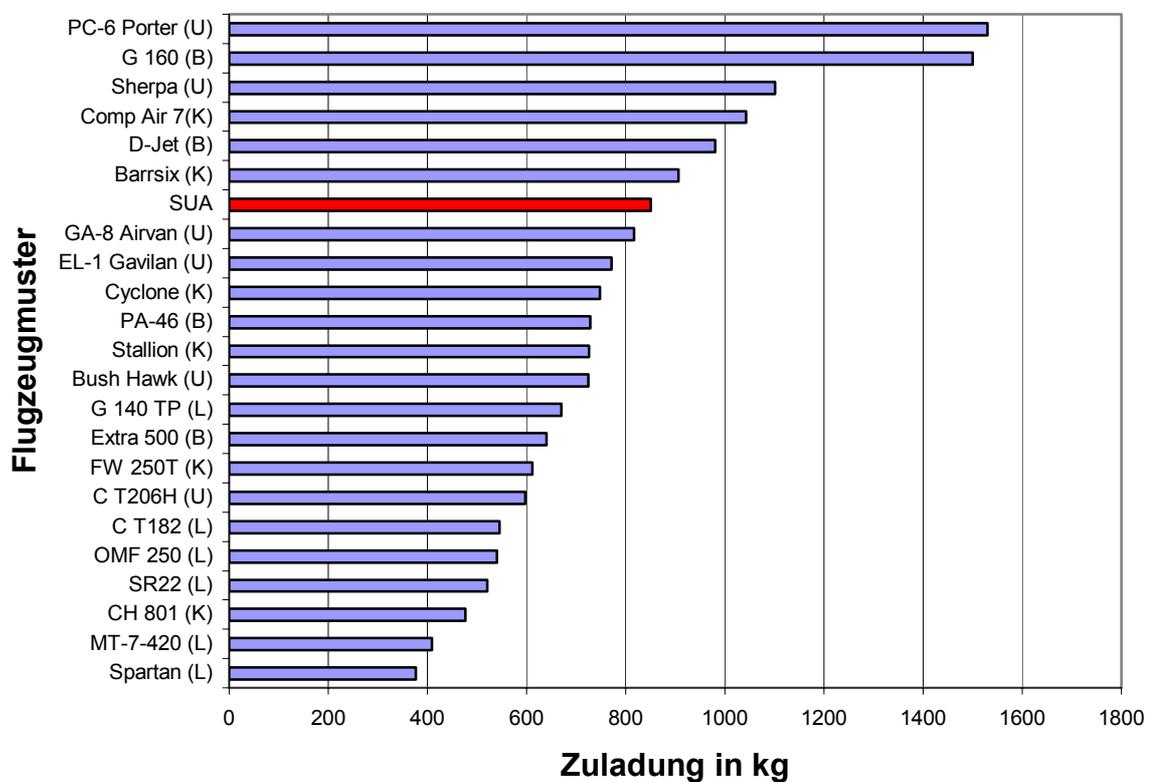


Bild 3.1 : Zuladung - Vergleichsstudie

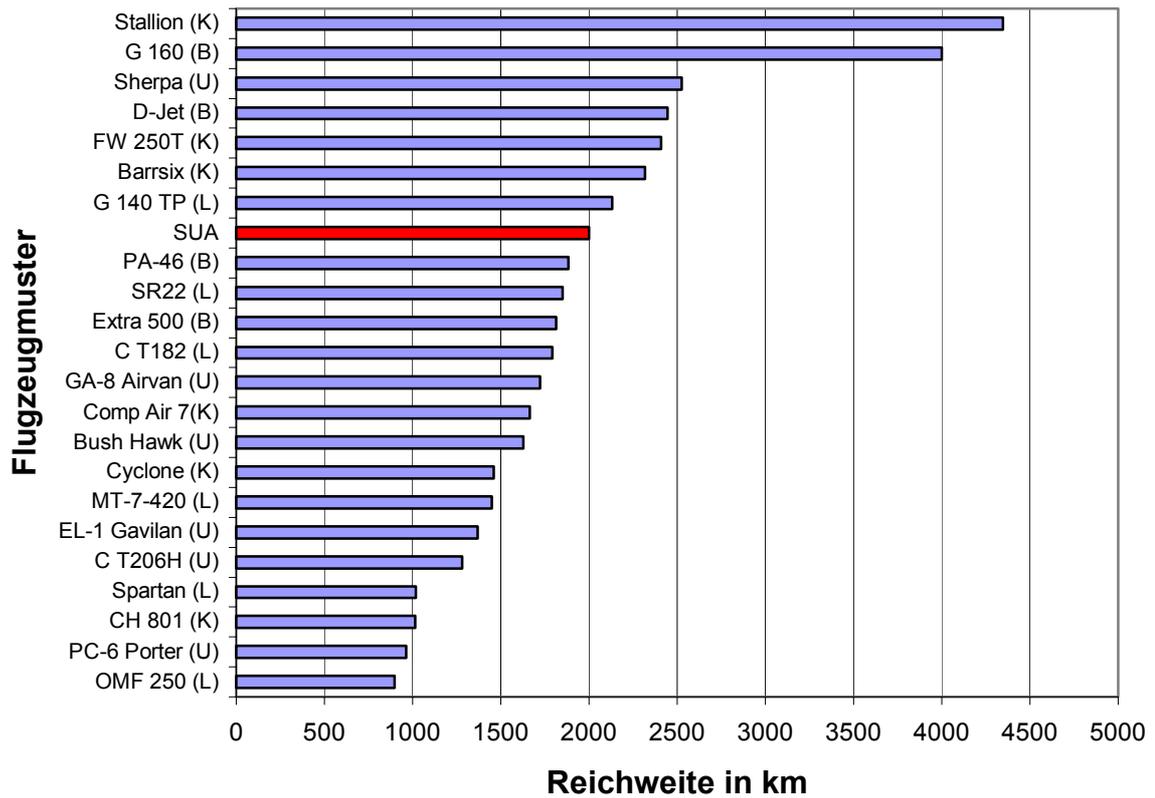


Bild 3.2: Reichweite – Vergleichsstudie

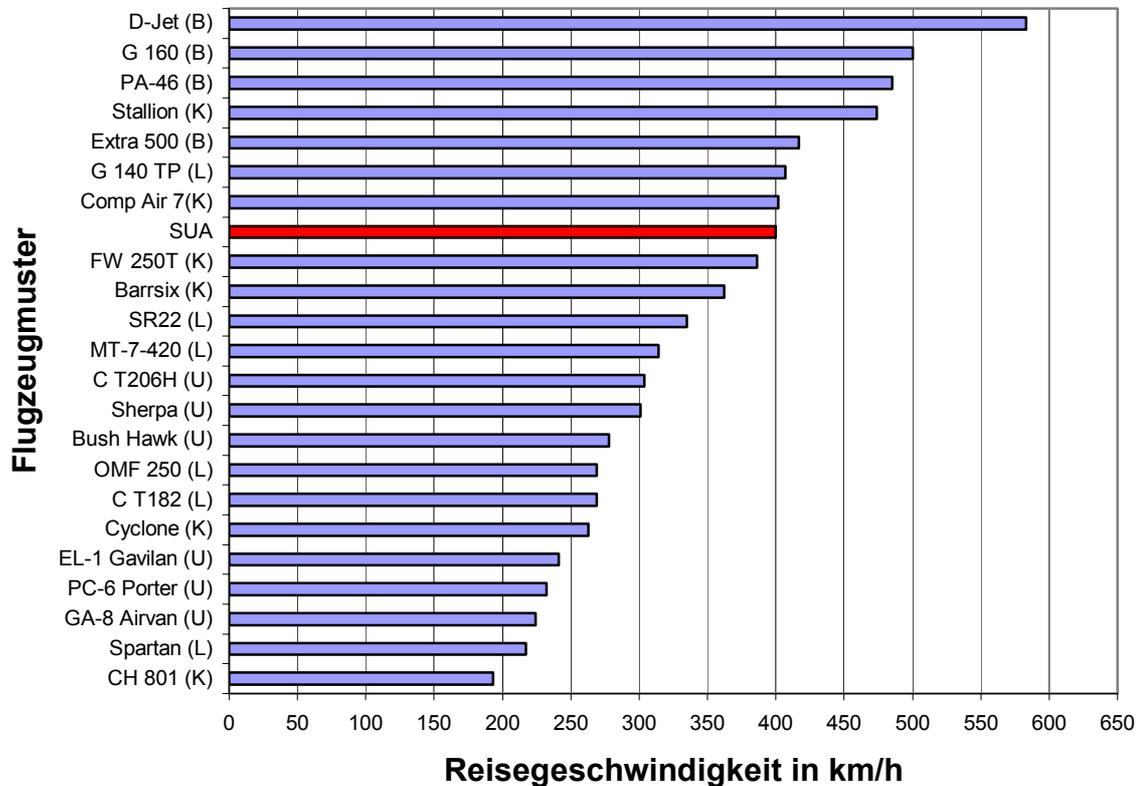


Bild 3.3: Reisegeschwindigkeit – Vergleichsstudie

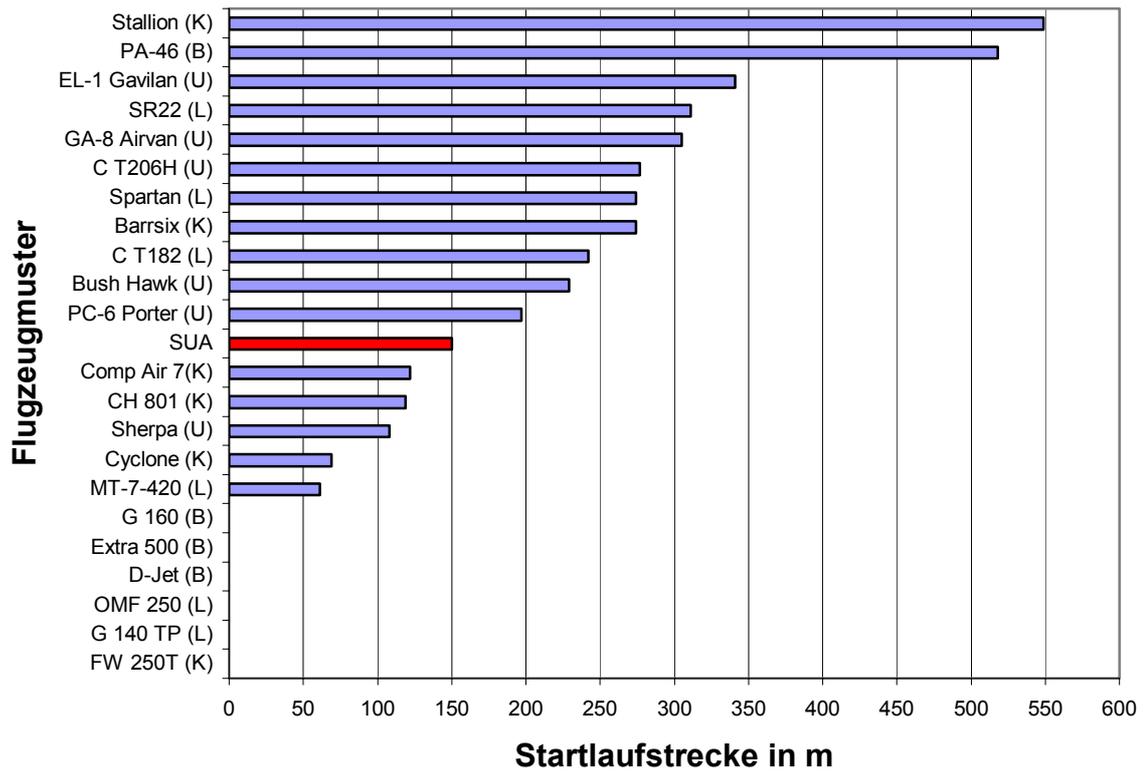


Bild 3.4: Startlaufstrecke - Vergleichsstudie

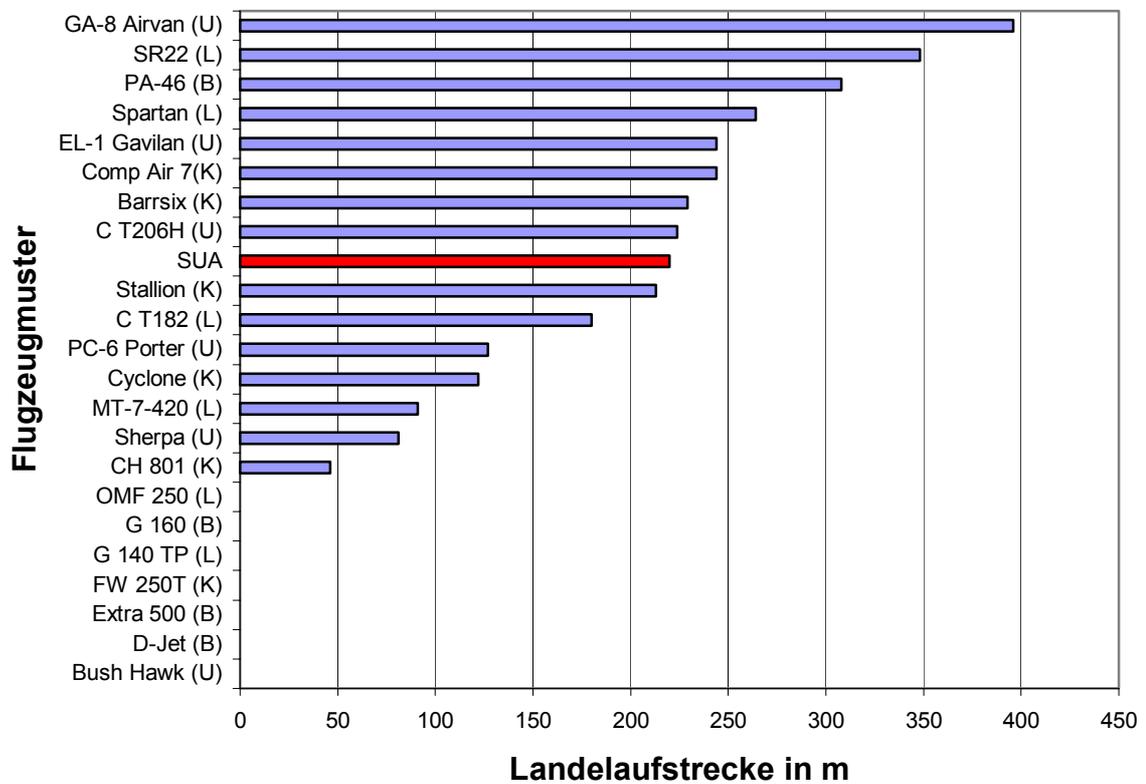


Bild 3.5: Landelaufstrecke - Vergleichsstudie

3.3 Aufstellung eines Lastenheftes

Flugzeugtyp

- Sportliches, leistungsstarkes Passagier- / Nutzflugzeug

Bauvorschrift

- FAR 23 Amendment 23-54, normal, utility and aerobatic aeroplanes (**FAR 23**)

Einsatzzweck

- Passagiertransport
- Frachttransport
- Absetzen von Fallschirmspringern
- Krankentransport
- Überwachungsaufgaben

Einsatzgebiete

- Einsatz unter extremen Klimabedingungen
- Hoch gelegene Flugplätze mit hohen Lufttemperaturen
- Weiche und unebene Start- und Landebahnen (Sandpisten, Eis- und Schneepisten)
- Einsatz auf Seen und Flussläufen

Antrieb

- PTL – Triebwerk
- leistungsstark
- robust
- wartungsarm

Kabine

- Besatzung: 1 ; Passagiere: 5
- Möglichkeit zum absetzen von 5 Fallschirmspringern
- Gute Belademöglichkeit sperriger Güter
 - Fahrrad (Länge 1600 mm , Höhe 1200 mm)
 - Surfbrett (Länge 2400 mm)
 - Skiausrüstung (Länge 2200 mm)
 - Krankentrage (Länge 2200 mm, Breite 600 mm)
 - 2 Benzinfässer 200 Liter (Höhe 882 mm, Durchmesser 571 mm)
 - Spezialcontainer (Länge 1200 mm, Breite 1000 mm, Höhe 1000 mm)
- Multifunktionales Interieur / Exterieur (z.B. klappbare oder herausnehmbare Sitze)
- Modularer Aufbau des Interieurs / Exterieurs (z.B. Palettenbauweise)
- Schnelle Austauschbarkeit des Interieurs / Exterieurs

Ausrüstung

- Möglichkeit zur Erhöhung der Reichweite durch Zusatztanks
- IFR taugliche Avionik

Flugeigenschaften

- STOL - Eigenschaften

Flugleistungen

- Flugleistungen im Reiseflug

| | | |
|----------------------------------|---|----------|
| Max. Zuladung | : | 850 kg |
| Nutzlast | : | 550 kg |
| Reichweite (10000 ft , 400 km/h) | : | 1500 km |
| Reisegeschwindigkeit (10000 ft) | : | 400 km/h |
- Flugleistungen bei Start und Landung

| | | |
|------------------|---|--------|
| Startlaufstrecke | : | 150 m |
| Landelaufstrecke | : | 220 m |
| Steigrate | : | 15 m/s |

Durch das Lastenheft sind die Anforderungen an das Sport Utility Aircraft klar definiert. Die geforderten Flugleistungen dienen als Eingangswerte für das folgende Dimensionierungsverfahren und die Anforderungen an die Kabine definieren klare Randbedingungen, die erfüllt werden müssen. Mit dem weiteren Entwurf muss ein Kompromiss zwischen den Flugleistungen und den hohen Anforderungen an das Kabinenlayout gefunden werden. Weiterhin ist eine geeignete Flugzeugkonfiguration und ein Antrieb für den Entwurf festzulegen.

4 Flugzeugkonfiguration

4.1 Konfigurationsfindung

Die Konfiguration muss die Möglichkeit bieten alle Anforderungen optimal zu erfüllen. Jede hat aber ihre Vor- und Nachteile. Vorteile an einer Stelle haben im allgemeinen Nachteile an einer anderen Stelle zur Folge. Folgende Anforderungen an das Sport Utility Aircraft beeinflussen die Konfiguration im großen Maße:

- Einmotorig, Zugpropeller
- Gute Belade- und Einstiegsmöglichkeit
- Absetzen von Fallschirmspringern
- Aufnahme von Containern
- Befestigungsmöglichkeiten für Außenlasten
- Sportliches Aussehen,
- Kurzstart- und Landeeigenschaften

Diese Anforderungen wurden den möglichen Konfigurationen in einer Bewertungsmatrix in **Tabelle 4.1** gegenüber gestellt. Es wurden auch ungewöhnliche Flugzeugkonfigurationen wie das Entenflugzeug oder der Nurflügler betrachtet.

Tabelle 4.1: Bewertungsmatrix für Konfigurationsfindung

| Anforderungen | Entenflugzeug | Nurflügelflugzeug | Drachenflugzeug Hochdecker |
|---|---------------|-------------------|-------------------------------|
| Einmotorig, Zugpropeller | - | + | ++ |
| gute Belade- und Einstiegsmöglichkeit | - | + | ++ |
| absetzen von Fallschirmspringern | - | ++ | ++ |
| Aufnahme von Containern | - | ++ | ++ |
| Befestigungsmöglichkeiten für Außenlasten | ++ | ++ | ++ |
| Sportliches Aussehen, | ++ | + | + |
| Kurzstart- und Landeeigenschaften | + | - | ++ |

Die Bewertung in **Tabelle 4.1** zeigt, dass die Anforderungen am vorteilhaftesten von der Drachenflugzeugkonfiguration erfüllt werden. Diese Konfiguration ist schon aus dem Grunde zu bevorzugen, da sie eine weit verbreitete und in der konservativ eingestellten Luftfahrtbranche, eine von den Kunden akzeptierte Variante ist. Das Sport Utility Aircraft soll zwar sehr viel Innovation bieten, aber auf eine Art und Weise, die der Zeit angepasst ist und nicht voraus eilt.

Eine primäre Anforderung an das SUA ist eine sehr gute Belade- und Einstiegsmöglichkeit. Diese Anforderung soll über eine vorgesehene Hecklademöglichkeit erfüllt werden. Die Drachenkonfiguration bietet hierfür weitere verschiedene Möglichkeiten für die Integration einer Ladeklappe oder einer Tür. Denkbar wäre ein konventioneller Rumpf, aber auch eine Konfiguration mit doppelten Leitwerksträgern käme in Frage. Die **Bild 4.1** bis **4.2** zeigen die verschiedenen Möglichkeiten für eine Flugzeugkonfiguration mit einer Hecklademöglichkeit.

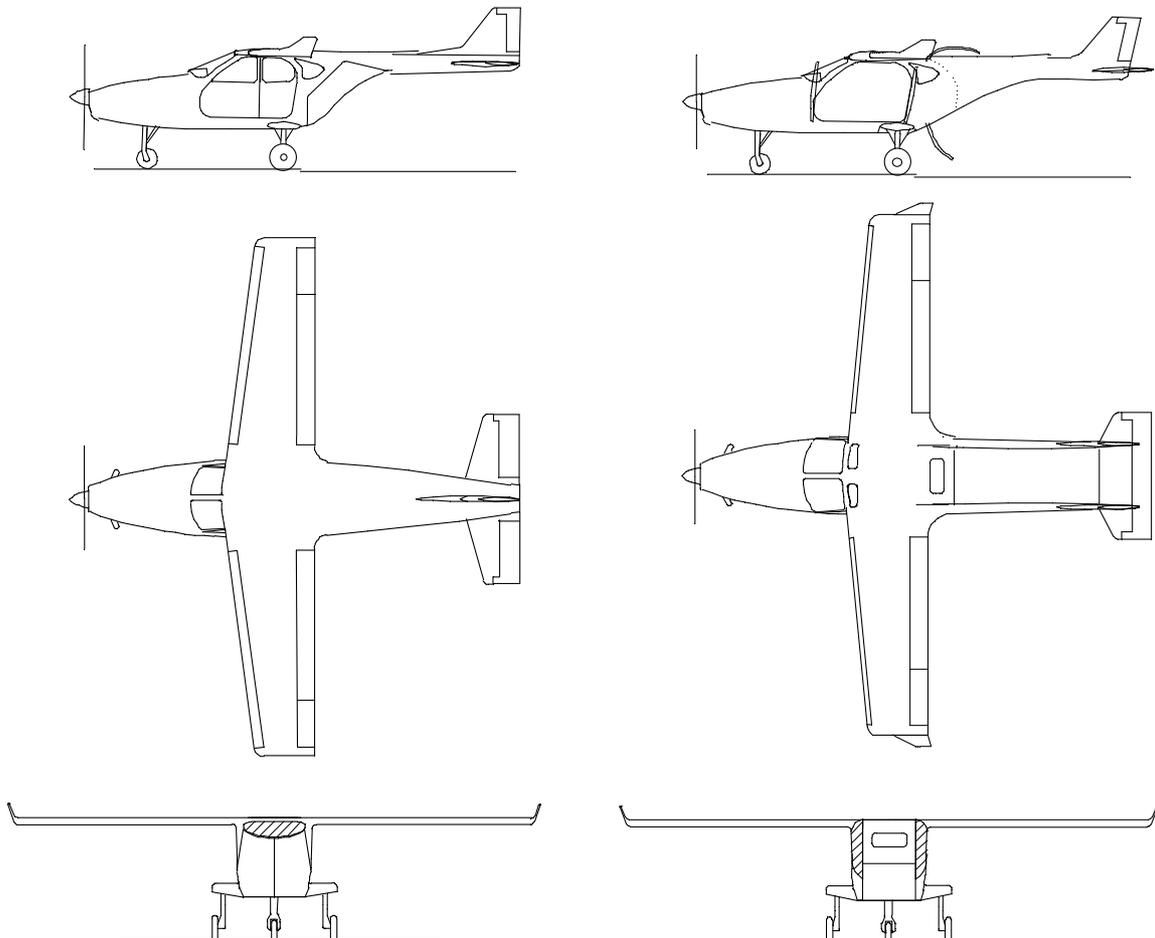


Bild 4.1: Konventionelle Konfiguration mit Hecktür

Bild 4.2: Doppelleitwerksträger Konfiguration mit Heckladeklappe

Bild 4.1 zeigt eine, wie bei Hubschraubern übliche, zu den Seiten aufschwingende Hecktür. Die Doppelleitwerkskonfiguration in **Bild 4.2** besitzt eine PKW ähnliche Heckladeklappe, welche sich nach oben und unten aufklappen lässt. Die vorteilhafteste Möglichkeit zeigt das **Bild 4.3**. Die konventionelle Konfiguration sieht eine Heckladerampe, wie sie bei großen Transportflugzeugen genutzt wird, vor. Die Vorteile dieser Lösung werden im **Kapitel 9** noch weiter verdeutlicht.

4.2 Merkmale der Konfiguration

Folgende Merkmale charakterisieren die gewählte Konfiguration:

Generelle Konfiguration:

- Landflugzeug
- Konventionelle Drachenkonfiguration
- Wasserflugzeug (Schwimmer)

Rumpfkongfiguration:

- konventioneller Rumpf
- Rechteckquerschnitt (max. Raumausnutzung)
- Zweigeteilte Rumpftüren, Vordere nach vorne, Hintere nach hinten öffnend
- Heckrampe (nach oben und unten öffnend)
- Strukturwerkstoff: Aluminium, Faserverbund
- Hautfelder: Aluminium, Faserverbund

Triebwerkstyp:

- PTL-Triebwerk
- Leistung: 450 - 550 kW

Triebwerksintegration:

- Triebwerk im Rumpf, vorne

Flügel:

- Freitragender Hochdecker
- Ungepfeilter Rechteckflügel oder nach hinten gepfeilter Flügel
- STOL-Eigenschaften
- Strukturwerkstoff: Aluminium, Faserverbund
- Hautfelder: Aluminium, Faserverbund

Leitwerk:

- konventionell

Fahrwerk:

- Bugradfahrwerk
- Einziehfahrwerk
- Festfahrwerk mit Ballonreifen für schlechte Landepisten
- Schwimmer mit Einziehfahrwerk

Fahrwerksintegration:

- Am Rumpf in Auslegern

4.3 Entwurfsskizze (Dreiseitenansicht)

Dreiseitenansicht:

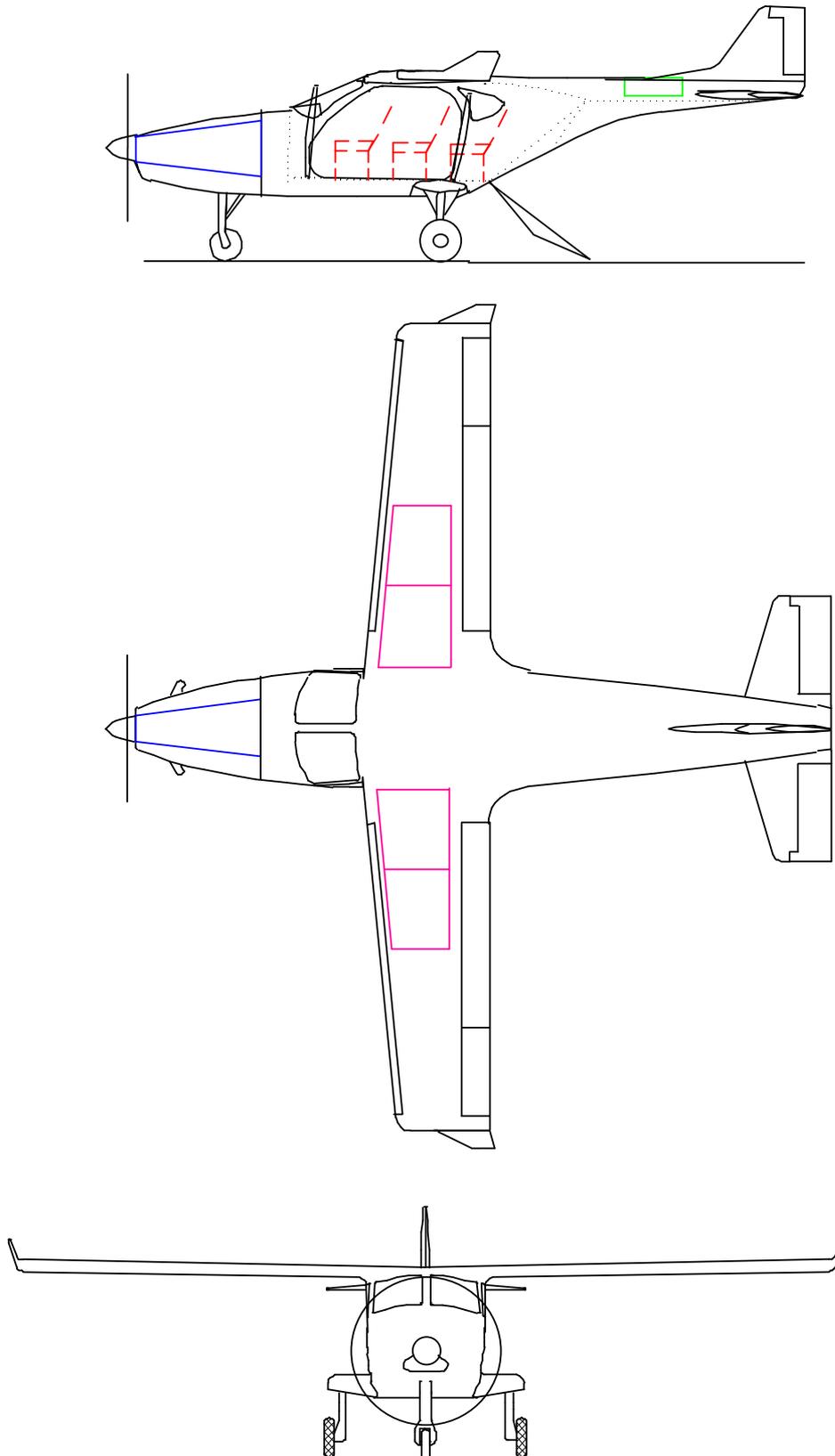


Bild 4.3a: Konventionelle Konfiguration mit Heckladerampe

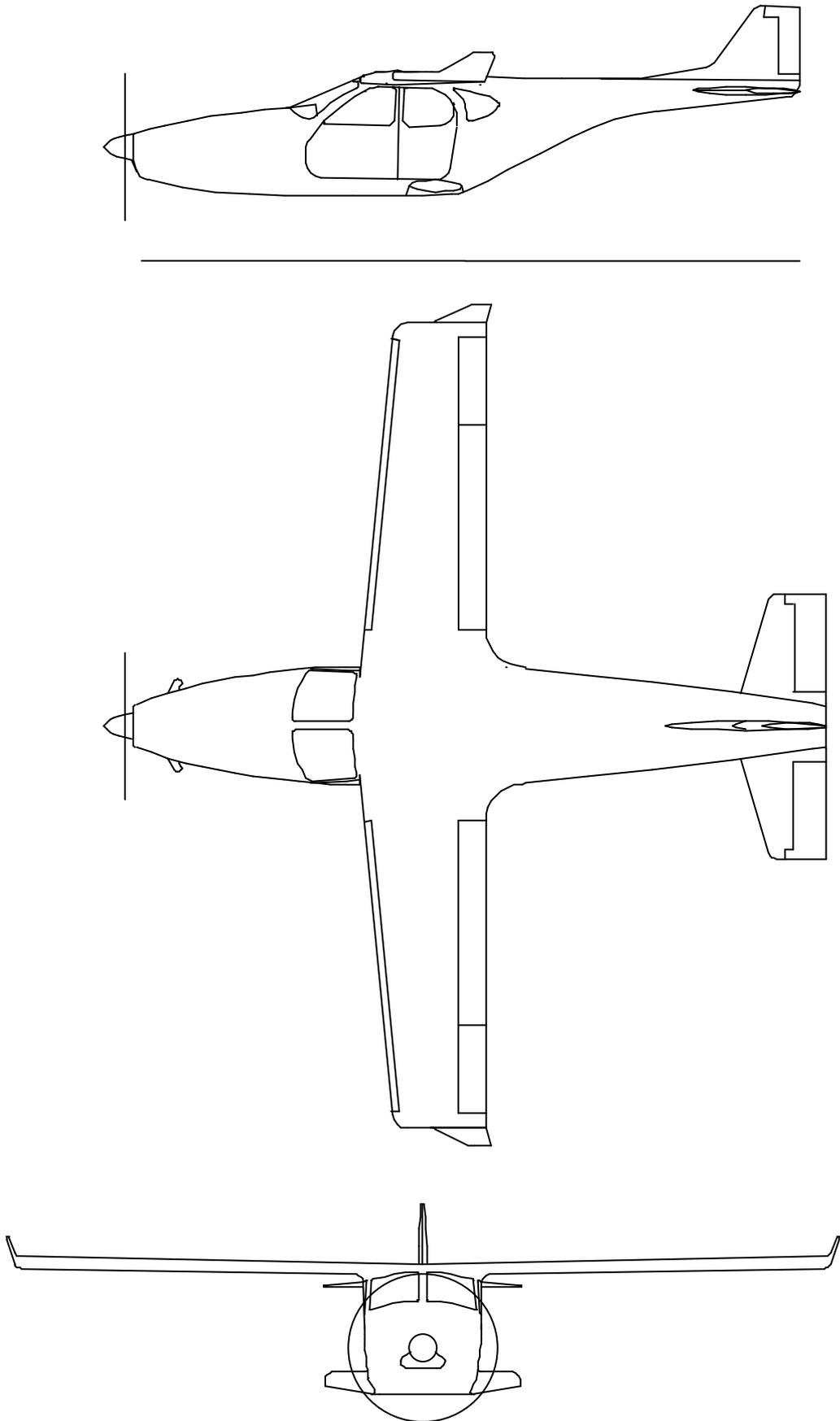


Bild 4.3b: Konventionelle Konfiguration mit Heckladerampe (Fahrwerk eingefahren)

5 Antriebssystem

5.1 Marktübersicht der Antriebssysteme

Der Flugzeugentwurf ist nur so gut wie sein Antrieb. Diese Aussage hat sich in den letzten Jahren immer wieder befürwortet und ist ein bedeutender Punkt beim Flugzeugkauf. Die Wahl des richtigen Antriebssystems bietet eine große Möglichkeit die direkten Betriebskosten zu beeinflussen und entscheidet über die Qualitäten der Flugleistungen.

Seit Jahrzehnten sind die Hersteller Teledyne Continental und Textron Lycoming die Marktführer auf dem Gebiet der mit Flugbenzin betriebenen Kolbenmotoren für die Allgemeine Luftfahrt. Doch es ist Bewegung in den Markt gekommen. Der Dieselmotor hält Einzug in die Luftfahrt. Mit seinen niedrigeren Verbrauchswerten und den gegenüber dem Flugbenzin günstigeren Treibstoff, ist er eine gefragte Alternative zu den verbrauchsstarken, in die Jahre gekommenen, Flugbenzinmotoren.

In den **Tabellen 5.1** und **5.2** werden die grundlegenden technischen Daten der Kolbenmotoren dargestellt und soweit vorhanden, die Preise für ein neues Aggregat, sowie die Preise für gebrauchte aufgearbeitete Motoren aufgelistet.

Tabelle 5.1: Vergleichsstudie Kolbenmotoren (Benzin) (Janes 04/05)

| Kolbenmotoren (Benzin) | Zylinder | Gewicht | Startleistung | Preis neu | Preis gebraucht |
|-----------------------------|----------|-----------|---------------|----------------|-----------------|
| | | kg | kW | ca. USD | ca. USD |
| Teledyne Continental | | | | | |
| IO-520 | 6 | 165 - 220 | 184 - 276 | x | x |
| IO-550 | 6 | 182 - 200 | 206 - 257 | x | x |
| Textron Lycoming | | | | | |
| IO-540/541 | 6 | 165 - 319 | 173 - 313 | 50000 - 140000 | 29000 - 82000 |
| IO-720 | 8 | 258 | 294 | 144000 | 70000 |

Tabelle 5.2: Vergleichsstudie Kolbenmotoren (Diesel) (Janes 04/05)

| Kolbenmotoren (Diesel) | Zylinder | Gewicht | Startleistung | Preis neu |
|---------------------------|----------|---------|---------------|------------|
| | | kg | kW | ca. USD |
| Thielert | | | | |
| Centurion 4.0 | 8 | 284 | 228 | 60000 |
| SMA | | | | |
| SR 305 | 4 | 192 | 167 | x |

Für Flugzeuge mit einem größeren Leistungsbedarf bietet sich die Wahl eines PTL - Triebwerks an. Gegenüber den Kolbenmotoren hat ein Turbopropantrieb eine höhere Startleistung bei gleichzeitig geringerem Gesamtgewicht des Aggregats. In der **Tabelle 5.3a/b** sind die technischen Daten, sowie die Preise für einige Turbopropantriebe dargestellt.

Tabelle 5.3a: Vergleichsstudie Turboprops (**Janes 04/05**)

| Turboprops | Länge | Breite | Höhe | Gewicht | Startleistung |
|--|--------------|---------------|-------------|----------------|----------------------|
| | mm | mm | mm | kg | kW |
| Pratt & Whitney Canada PT6 Serie | 1575 - 2133 | 483 | 483 | 122 - 260 | 354 - 969 |
| Rolls-Royce 250 Serie | 985 - 1041 | 483 - 555 | 572 - 638 | 63 - 127 | 236 - 484 |
| Walter M601 Serie | 1658 - 1675 | 590 | 650 | 193 - 202 | 382 - 580 |

Tabelle 5.3b: Vergleichsstudie Turboprops (**Janes 04/05**)

| Turboprops | spez.Kraftstoff- verbrauch | ca. Anzahl produzierte Triebwerke | Preis neu ca. USD | Preis gebraucht ca. USD |
|--|---------------------------------------|--|----------------------------------|--|
| | µg/J | | | |
| Pratt & Whitney Canada PT6 Serie | 86,0 - 118,8 | 31500 | x | 50000 - 140000 |
| Rolls-Royce 250 Serie | 105,6 - 128,7 | 28500 | 160000 | 50000 |
| Walter M601 Serie | 106,9 - 135,8 | 4500 | 200000 | 60000 - 90000 |

Es gibt diverse Firmen die gebrauchte Triebwerke aufarbeiten und für einen Preis anbieten, welcher sich im Bereich eines neuen Kolbentriebwerks bewegt. Besonders auf dem Markt der Bausatzflugzeuge finden die gebrauchten Aggregate eine große Nachfrage.

5.2 Technische Daten des gewählten Antriebs

Für den vorliegenden Flugzeugentwurf wird ein sehr leistungsfähiger Antrieb gefordert, da das SUA mit überdurchschnittlichen Flugleistungen einen sportlichen Charakter erhalten soll. Mit einem großen Leistungspotential sollen die vielseitigen Anforderungen an den Entwurf erfüllt werden.

Die Wahl für den SUA Antrieb fällt auf ein Turboproptriebwerk der Firma Pratt & Whitney. Das PT6 Aggregat bietet die vielseitigste Produktfamilie und ist in verschiedenen Gewichts- und Leistungsklassen erhältlich. Für den Entwurf ist ein Antrieb mit einer Leistung zwischen 450 und 550 kW vorgesehen.

Das Modell PT6A-42 bietet folgende Technische Daten:

Tabelle 5.4: Technische Daten PT6A-42 (Janes 04/05)

| | | |
|------------|------------------------|------------------------------------|
| Länge: | PT6A-38, -41, -42, -61 | 1,701 mm (67 in) |
| Gewicht: | PT6A-41, -42 | 182.8 kg (403 lb) |
| Leistung: | PT6A-42, -42A | 674 ekW; 634 kW (904 ehp; 850 shp) |
| Verbrauch: | PT6A-42, -42A | 101.5 µg/J (0.601 lb/h/ehp) |

Weitere Verwendung findet die PT6A-42 in den folgenden Flugzeugmustern:

- Beech Super King Air B200
- Piper Malibu Meridian
- Ae 270 P
- Grob G160 Ranger

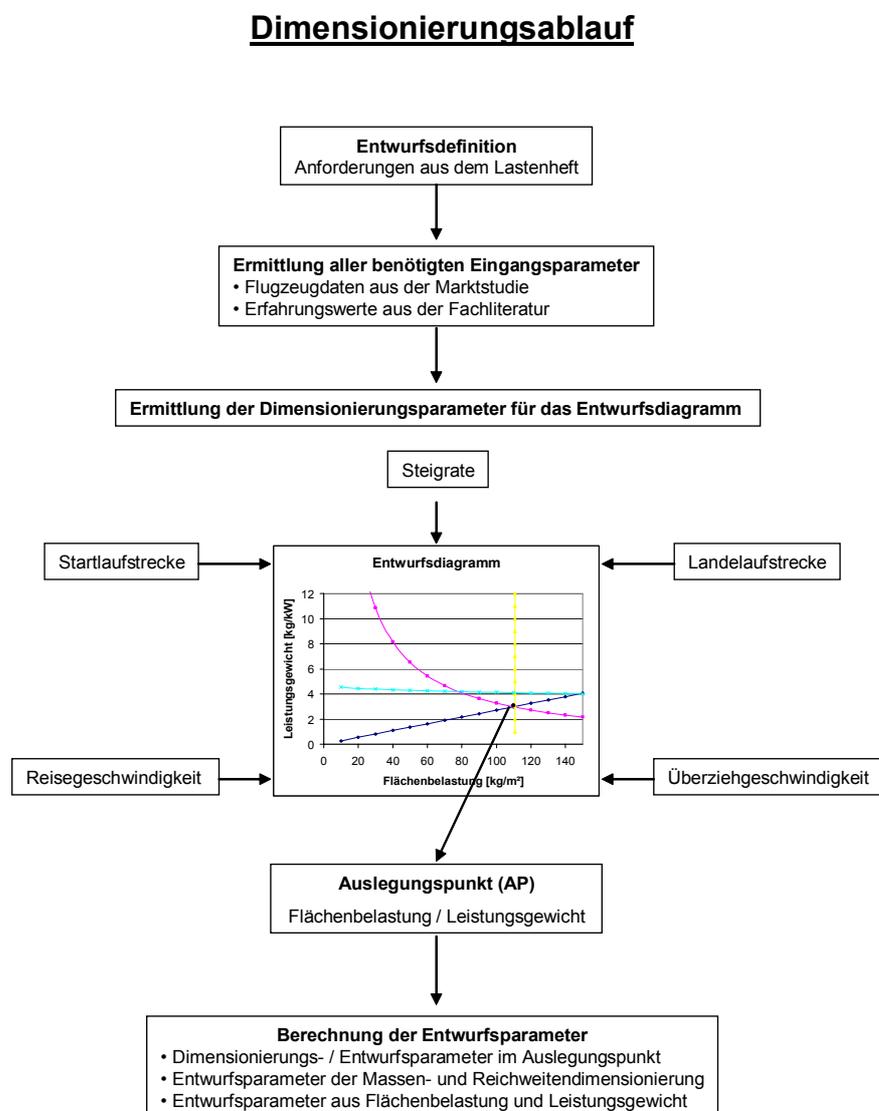
Mit der Wahl eines geeigneten Antriebs sind alle Voraussetzungen für eine Dimensionierungsrechnung geschaffen.

6 Dimensionierungsverfahren

Mit der Dimensionierung wird das Ziel verfolgt alle benötigten Eingangswerte für die Entwurfsberechnung mit dem Programm *AirplanePDQ* zu ermitteln und Richtwerte für den weiteren Entwurfsablauf zu erhalten. Um die im **Kapitel 6.4** aufgelisteten Parameter zu erreichen wird das SUA mit dem Entwurfsprogramm optimiert.

6.1 Ablaufschema der Dimensionierung

Der Dimensionierungsablauf vereint das theoretische Vorgehen der Fachliteratur von **Loftin 1980** und **Roskam I**. Die Dimensionierung wird wie in **Bild 6.1** dargestellt durchgeführt.



Für die Festlegung der Flächenbelastung und des Leistungsgewichts des Sport Utility Aircraft wird ein Entwurfsdiagramm genutzt. Anhand der geforderten Flugleistungen, wie der Reisegeschwindigkeit, der Startlaufstrecke, der Landelaufstrecke und der Steigrate wird ein Auslegungspunkt AP ermittelt. Der Auslegungspunkt, die damit verbundene Flächenbelastung und das Leistungsgewicht bilden die Entwurfsbasis für die weitere Spezifizierung des Entwurfs.

Die in der Marktstudie im **Kapitel 3** ermittelten technischen Daten werden genutzt, um einen Vergleich mit den Werten aus der Fachliteratur vorzunehmen. Hierbei ist zu berücksichtigen, dass in **Roskam I** eine Trennung zwischen den Eigenbauflugzeugen und den einmotorigen Leichtflugzeugen vorgenommen wird. Bei den aus der Marktstudie erstellten Diagrammen werden die Eigenbauflugzeuge mit zu den Daten der Leichtflugzeuge hinzugerechnet. Dieses erfolgt aus dem Grunde, da das Entwurfskonzept des SUA zwischen diesen beiden Flugzeugklassen angesiedelt ist und sowohl als Eigenbauflugzeug wie auch als Fabrikflugzeug gedacht ist.

Die in der Literatur hergeleiteten Formeln werden in SI Einheiten umgerechnet und gegebenenfalls mit einem Umrechnungsfaktor versehen. Dieses ermöglicht den Vergleich mit den Flugzeugdaten aus den Tabellen im **Anhang A**.

6.2 Eingangswerte für die Dimensionierungsrechnung

Das Lastenheft gibt anhand der Anforderungen diverse Eingangswerte für die Dimensionierung vor. Diese Anforderungen dienen als Eingangswerte für die Berechnung der Graphen im Entwurfsdiagramm. Für die Berechnung werden noch weitere Parameter benötigt. Diese werden in der **Tabelle 6.1** dargestellt. Die Parameter werden der Fachliteratur entnommen oder gegebenenfalls berechnet.

Anforderungen aus dem Lastenheft

| | | | |
|----------------------|---|------|------|
| Reisegeschwindigkeit | : | 400 | km/h |
| Startlaufstrecke | : | 150 | m |
| Landelaufstrecke | : | 220 | m |
| Steigrate | : | 15 | m/s |
| Max. Zuladung | : | 850 | kg |
| Nutzlast | : | 550 | kg |
| Reichweite | : | 1500 | km |

(mit max. Nutzlast, 10000 ft, 75 % Leistung, Reisegeschwindigkeit)

Entwurfsparameter

Tabelle 6.1: Gewählte und berechnete Entwurfsparameter

| Parameter | Wert | Einheit | Vorgehen | Quelle |
|---|-------|----------|-----------|----------------------|
| A | 7,2 | | gewählt | Loftin 1980 |
| e | 0,80 | | gewählt | Roskam I (S. 127) |
| $c_{D,0}$ | 0,025 | | gewählt | Loftin 1980 (S. 350) |
| $(L/D)_{\max}$ | 13,24 | | berechnet | Loftin 1980 |
| $\left(\frac{c_L^{3/2}}{c_D}\right)_{\max}$ | 12,57 | | berechnet | Loftin 1980 |
| $c_{L,\max TO}$ | 2,00 | | gewählt | Roskam I (S. 91) |
| $c_{L,\max L}$ | 2,50 | | gewählt | Roskam I (S. 91) |
| η_{cruise} | 0,80 | | gewählt | Roskam I (S. 14) |
| η_{climb} | 0,70 | | gewählt | Loftin 1980 |
| SFC_P | 0,085 | mg/(W/s) | gewählt | Loftin 1980 |

Die Parameter $(L/D)_{\max}$ und $\left(\frac{c_L^{3/2}}{c_D}\right)_{\max}$ werden mit den Werten aus **Tabelle 6.1** berechnet:

Berechnung $(L/D)_{\max}$: (Loftin 1980, S.391 Formel 7.1)

$$(L/D)_{\max} = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{\pi \cdot A \cdot e}{c_{D,0}}} \quad (6.1)$$

$$(L/D)_{\max} = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{\pi \cdot 7,2 \cdot 0,80}{0,025}} = \underline{\underline{13,45}}$$

Berechnung $\left(\frac{c_L^{3/2}}{c_D}\right)_{\max}$: (Loftin 1980, S.391 Formel 7.3)

$$\left(\frac{c_L^{3/2}}{c_D}\right)_{\max} = \frac{1,345(Ae)^{3/4}}{c_{D,0}^{1/4}} \quad (6.2)$$

$$\left(\frac{c_L^{3/2}}{c_D}\right)_{\max} = \frac{1,345(7,2 \cdot 0,8)^{3/4}}{0,025^{1/4}} = \underline{\underline{12,57}}$$

6.3 Ermittlung des Auslegungspunktes im Entwurfsdiagramm

6.3.1 Reisegeschwindigkeit

Anforderungen aus dem Lastenheft

Reisegeschwindigkeit : 400 km/h in einer Höhe von 10000 ft

Wie in **Gleichung 6.3** und dem **Bild 6.2** dargestellt, steht die Reisegeschwindigkeit v_{cr} in einem linearen Verhältnis zum Leistungsindex I_p . Hierbei stellt der Faktor κ die Steigung der Gerade im Diagramm dar.

Formel: Loftin 1980, (S.393 Formel 7.5)

$$v_{cr} = \kappa \cdot I_p \quad (6.3)$$

mit: **Loftin 1980** (S.325 Diagramm 6.2)

v_{cr} : Reisegeschwindigkeit in mph

κ : Geradensteigung = 170 mph/[(lbs/ft²)/(lbs/hp)]

I_p : Leistungsindex in (lbs/ft²)/(lbs/hp)

Der Leistungsindex wird wie in **Gleichung 6.4** aus der Flächenbelastung, dem Leistungsgewicht und dem Dichteverhältnis für die jeweilige Flughöhe berechnet

Formel: Loftin 1980, (S.394 Formel 7.6)

$$I_p = \sqrt[3]{\frac{w/s}{(w/p)} \cdot \sigma} \quad (6.4)$$

mit:

w/s : Flächenbelastung in lbs/ft²

w/p : Leistungsgewicht in lbs/hp

σ : Dichteverhältnis

Das Diagramm aus **Loftin 1980** (S.325 Bild 6.2) gleicht dem Diagramm im **Bild 6.2**. Für einen Vergleich mit den Werten aus der Markstudie werden die Einheiten in metrische Einheiten umgerechnet und die neue Geradensteigung κ ermittelt.

| | | | |
|---------------------------------|---|---|--------------------------------|
| Reisegeschwindigkeit v_{cr} : | mph · 1,609 | = | km/h |
| Leistungsindex I_p : | [(lbs/ft ²)/(lbs/hp)] · 8,026 | = | (kg/m ²)/(kg/kW) |
| Umrechnung mit: | Geschwindigkeit in km/h | = | mph · 1,609 |
| | Flächenbelastung in kg/m ² | = | (lbs/ft ²) · 4,877 |
| | Leistungsgewicht in kg/kW | = | (lbs/hp) · 0,6076 |

Die **Gleichung 6.3** wird nach κ umgestellt. Mit den Werten

v_{cr} : Reisegeschwindigkeit 170 mph

I_p : Leistungsindex 1 (lbs/ft²)/(lbs/hp)

und den entsprechenden Umrechnungsfaktoren, wird die Geradensteigung κ berechnet.

Mit **Gl.6.3**

$$\kappa = \frac{v_{CR}}{I_p}$$

$$170 = \frac{170}{1} \frac{\text{mph}}{[(\text{lbs}/\text{ft}^2)/(\text{lbs}/\text{hp})]}$$

$$\kappa = \frac{170}{1} \frac{\text{mph}}{[(\text{lbs}/\text{ft}^2)/(\text{lbs}/\text{hp})]} \frac{1,609}{\sqrt[3]{8,026}} = 137 \text{ (km/h)/}[(\text{kg}/\text{m}^2)/(\text{kg}/\text{kW})]$$

Mit den Flugzeugen in **Tabelle 6.2** aus der Marktstudie im **Kapitel 3** wird zum Vergleich das Diagramm im **Bild 6.2** erstellt und die dazugehörige Geradensteigung κ ermittelt.

Tabelle 6.2: Reisegeschwindigkeit im Verhältnis zum Leistungsindex

| Flugzeug | | Reisegeschwindigkeit | Leistungsindex |
|--------------|----|----------------------|---------------------------------------|
| | | v_{cr} km/h | I_p (kg/m ²)/(kg/kW) |
| EL-1 Gavilan | U1 | 241 | 2,02 |
| CH 801 | K3 | 193 | 2,05 |
| Spartan | L5 | 217 | 2,07 |
| C T182 | L2 | 269 | 2,19 |
| GA-8 Airvan | U2 | 224 | 2,26 |
| Cyclone | K2 | 263 | 2,33 |
| Bush Hawk | U6 | 278 | 2,37 |
| C T206H | U5 | 304 | 2,42 |
| SR22 | L3 | 335 | 2,58 |
| Barrsix | K5 | 362 | 2,63 |
| Stallion | K4 | 474 | 2,72 |
| MT-7-420 | L1 | 314 | 2,73 |
| Sherpa | U4 | 301 | 2,79 |
| PA-46 | B4 | 485 | 2,80 |
| Extra 500 | B2 | 417 | 2,87 |
| FW 250T | K1 | 386 | 2,90 |
| Comp Air 7 | K6 | 402 | 3,36 |

Mit den Daten aus **Tabelle 6.2** ergibt sich eine Geradensteigung in **Bild 6.2** von $\kappa = 130$ (km/h)/[(kg/m²)/(kg/kW)].

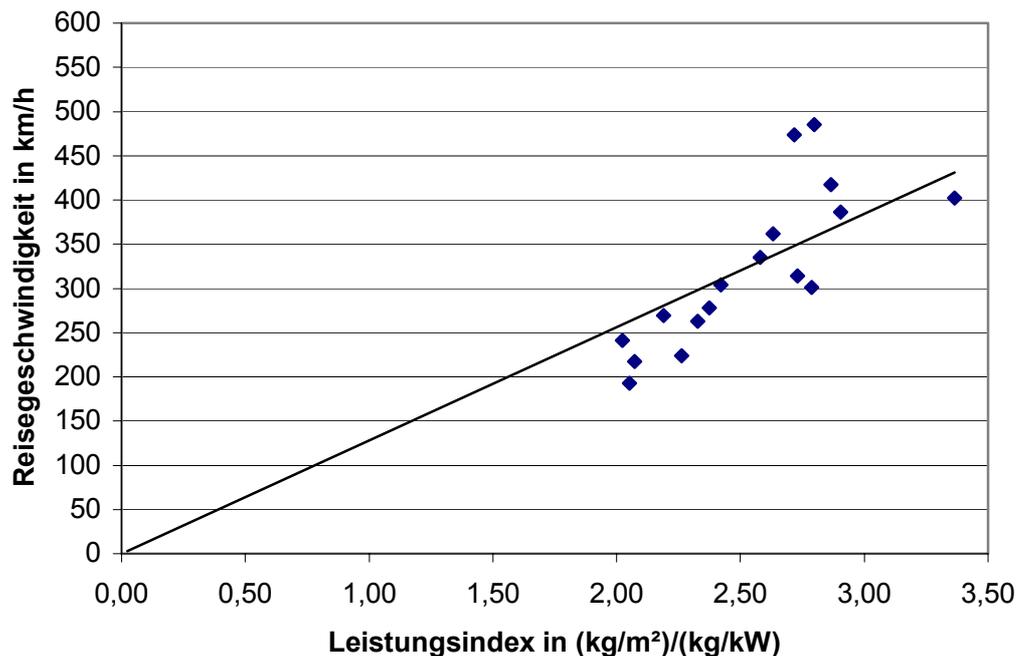


Bild 6.2: Reisegeschwindigkeit im Verhältnis zum Leistungsindex

Der Leistungsindex wird, wie in **Gleichung 6.4a** dargestellt, höhenabhängig aus der Flächenbelastung und dem Leistungsgewicht berechnet.

Formel 6.4: nach **Loftin 1980** modifiziert, (S.394 Formel 7.6)

$$I_p = \sqrt[3]{\frac{m/S}{(m/p) \cdot \sigma}} \quad (6.4a)$$

mit:

m/S : Flächenbelastung in kg/m^2

m/p : Leistungsgewicht in kg/kW

σ : Dichteverhältnis in 10000 ft Höhe = 0,737 mit $\rho_0 = 1,225 \text{ kg/m}^3$, $\rho_{10000} = 0,904 \text{ kg/m}^3$

Die Reisegeschwindigkeit wird mit der maximalen Startmasse und mit einer Triebwerksleistung von 75% berechnet. Dieses wird durch den Faktor $\gamma = 0,75$ in der **Gleichung 6.5** berücksichtigt.

Formel: nach **Loftin 1980** modifiziert, (S.394 Formel 7.7)

$$I_p = \sqrt[3]{\frac{(m_g/S) \cdot \gamma}{(m_g/P_0) \cdot \sigma}} \quad (6.5)$$

mit:

γ : 0,75 der maximalen Leistung in Meereshöhe

m_g : Maximale Startmasse in kg

P_0 : Maximale Triebwerksleistung in Meereshöhe in kW

In der **Gleichung 6.6** wird die **Gleichung 6.5** in die **Gleichung 6.3** eingesetzt und nach dem Leistungsgewicht umgestellt.

$$m_g/P_0 = \left(\frac{\kappa}{v_{CR}}\right)^3 \left(m_g/S\right) \left(\gamma/\sigma\right) \quad (6.6)$$

mit $\kappa = 130 \text{ (km/h)/[(kg/m}^2\text{)/(kg/kW)]}$

$$m_g/P_0 = \frac{2197000}{v_{CR}^3} \left(m_g/S\right) \left(0,75/0,737\right)$$

In **Tabelle 6.3** sind die Ergebnisse für das Leistungsgewicht in Abhängigkeit von der Flächenbelastung dargestellt. Es werden neben der Geschwindigkeitsforderung von 400 km/h noch weitere Geschwindigkeiten betrachtet. Diese Geschwindigkeiten dienen der Ermittlung des optimalen Auslegungspunktes im Entwurfsdiagramm.

Tabelle 6.3: Leistungsgewicht / Flächenbelastung (Reisegeschwindigkeit)

| v_{cr} | 350 | 375 | 400 | 425 | 435 | 450 |
|-------------------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|
| | km/h | km/h | km/h | km/h | km/h | km/h |
| m/S | m/P | m/P | m/P | m/P | m/P | m/P |
| kg/m ² | kg/kW | kg/kW | kg/kW | kg/kW | kg/kW | kg/kW |
| 10 | 0,52 | 0,42 | 0,35 | 0,29 | 0,27 | 0,25 |
| 20 | 1,04 | 0,83 | 0,70 | 0,58 | 0,54 | 0,49 |
| 30 | 1,56 | 1,25 | 1,05 | 0,87 | 0,81 | 0,74 |
| 40 | 2,08 | 1,67 | 1,40 | 1,16 | 1,08 | 0,98 |
| 50 | 2,61 | 2,08 | 1,75 | 1,46 | 1,36 | 1,23 |
| 60 | 3,13 | 2,50 | 2,09 | 1,75 | 1,63 | 1,47 |
| 70 | 3,65 | 2,92 | 2,44 | 2,04 | 1,90 | 1,72 |
| 80 | 4,17 | 3,33 | 2,79 | 2,33 | 2,17 | 1,96 |
| 90 | 4,69 | 3,75 | 3,14 | 2,62 | 2,44 | 2,21 |
| 100 | 5,21 | 4,17 | 3,49 | 2,91 | 2,71 | 2,45 |
| 110 | 5,73 | 4,58 | 3,84 | 3,20 | 2,98 | 2,70 |
| 120 | 6,25 | 5,00 | 4,19 | 3,49 | 3,25 | 2,94 |
| 130 | 6,77 | 5,42 | 4,54 | 3,78 | 3,52 | 3,19 |
| 140 | 7,29 | 5,83 | 4,89 | 4,07 | 3,79 | 3,43 |
| 150 | 7,82 | 6,25 | 5,24 | 4,37 | 4,07 | 3,68 |

6.3.2 Startlaufstrecke

Anforderung aus dem Lastenheft

Startlaufstrecke : 150 m

Die Startlaufstrecke steht wie in **Gleichung 6.7** dargestellt nach **Roskam I** in einem proportionalen Verhältnis zur Flächenbelastung und dem Leistungsgewicht beim Start, sowie dem maximalen Auftriebsbeiwert in Startkonfiguration. Dieses ist gleich dem Startparameter TOP_{23} .

Formel: Roskam I, (S.95 Formel 3.2)

$$s_{TOG} \propto \frac{(w/s)_{TO} \cdot (w/p)_{TO}}{\sigma \cdot c_{L,max,TO}} = TOP_{23} \quad (6.7)$$

mit:

$(w/s)_{TO}$: Flächenbelastung beim Start in lbs/ft²

$(w/p)_{TO}$: Leistungsgewicht beim Start in lbs/hp

$c_{L,max,TO}$: maximalen Auftriebsbeiwert in Startkonfiguration

TOP_{23} : Startparameter in lbs²/(ft²hp)

In der Literatur von **Roskam I** (S.93 Bild 3.3) wird wie im **Bild 6.3** eine Trendlinie durch die Diagrammwerte gelegt und eine Funktion ermittelt (**Gleichung 6.8**). Mit dieser Funktion kann bei vorgegebener Startlaufstrecke s_{TOG} der Startparameter TOP_{23} berechnet werden.

Formel: Roskam I, (S.95 Formel 3.4)

$$s_{TOG} = 4,9 \cdot TOP_{23} + 0,009 \cdot TOP_{23}^2 \quad (6.8)$$

Um die Berechnung der Flächenbelastung in kg/m² und das Leistungsgewicht in kg/kW bei einer vorgegebenen Startlaufstrecke in m zu ermöglichen, wird die **Gleichung 6.8** auf metrische Einheiten umgerechnet. Es ist dann

$$s_{TOG} \propto \frac{(m/s)_{TO} \cdot (m/p)_{TO}}{\sigma \cdot c_{L,max,TO}} = TOP_{23} \quad (6.7a)$$

Startlaufstrecke s_{TOG} : ft · 0,3048 = m

Startparameter TOP_{23} : lbs²/(ft²hp) · 2,9633 = kg²/(m²kW)

Umrechnung mit: m = ft · 0,3048

Flächenbelastung in kg/m² = (lbs/ft²) · 4,877

Leistungsgewicht in kg/kW = (lbs/hp) · 0,6076

$$s_{TOG} = \left(4,9 \cdot \frac{TOP_{23}}{2,9633} + 0,009 \cdot \left(\frac{TOP_{23}}{2,9633} \right)^2 \right) \cdot 0,3048$$

$$s_{TOG} = 0,5040 \frac{\text{m}^3 \text{ kW}}{\text{kg}^2} \cdot TOP_{23} + 0,000312 \frac{\text{m}^5 \text{ kW}^2}{\text{kg}^4} \cdot TOP_{23}^2$$

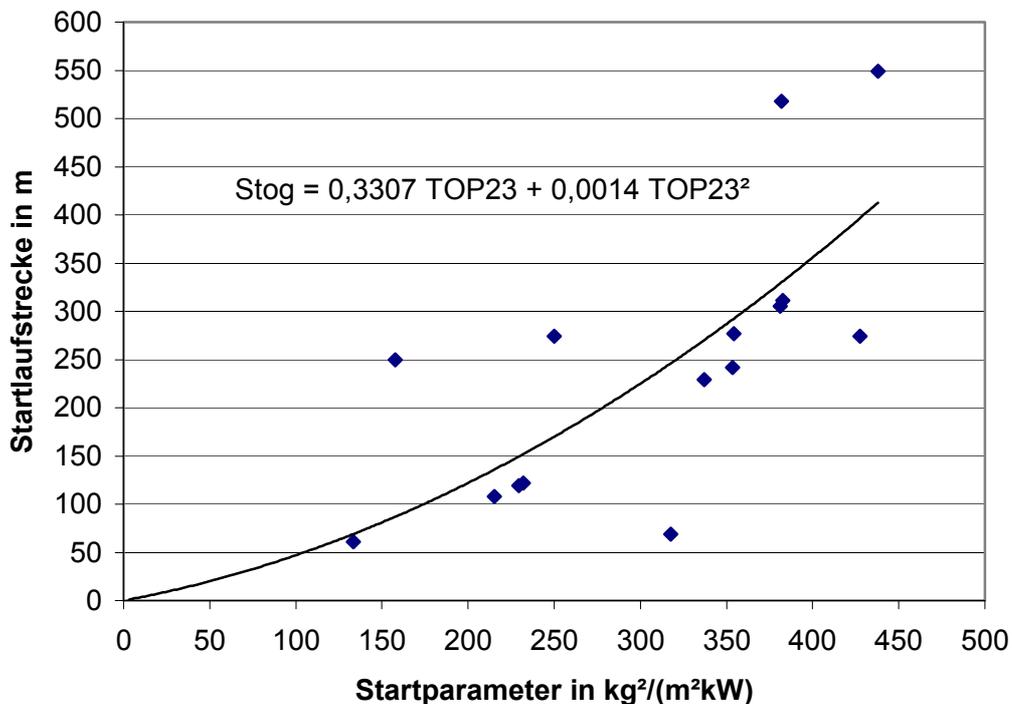
Mit den Vergleichsflugzeugen in **Tabelle 6.4** aus der Marktstudie im **Kapitel 3** wird zum Vergleich das Diagramm im **Bild 6.3** erstellt und die dazugehörige Funktion ermittelt. Für den maximalen Auftriebsbeiwert in Startkonfiguration wird $c_{L,max,TO} = 2$ gewählt.

Tabelle 6.4: TOP 23 in Abhängigkeit von der Startlaufstrecke

| Flugzeug | | Startlaufstrecke s_{TOG} m | Startparameter TOP_{23} kg ² /(m ² kW) |
|-------------|----|------------------------------------|--|
| FW 250T | K1 | 250 | 157,78 |
| Cyclone | K2 | 69 | 317,73 |
| CH 801 | K3 | 119 | 229,27 |
| Stallion | K4 | 549 | 437,91 |
| Barrsix | K5 | 274 | 427,44 |
| Comp Air 7 | K6 | 122 | 231,91 |
| MT-7-420 | L1 | 61 | 133,40 |
| C T182 | L2 | 242 | 353,42 |
| SR22 | L3 | 311 | 382,76 |
| Spartan | L5 | 274 | 250,13 |
| GA-8 Airvan | U2 | 305 | 381,23 |
| Sherpa | U4 | 108 | 215,42 |
| C T206H | U5 | 277 | 354,21 |
| Bush Hawk | U6 | 229 | 336,90 |
| PA-46 | B4 | 518 | 381,73 |

Die mit den Werten aus der Marktstudie erstellte Funktion (**Gleichung 6.8a**) in **Bild 6.3** zeigt auf Grund der wenigen Wertepaare eine große Abweichung gegenüber der **Gleichung 6.8**. Deshalb wird für die Berechnung auf das Diagramm aus der Fachliteratur zurückgegriffen.

$$s_{TOG} = 0,3307 \frac{\text{m}^3 \text{ kW}}{\text{kg}^2} \cdot TOP_{23} + 0,0014 \frac{\text{m}^5 \text{ kW}^2}{\text{kg}^4} \cdot TOP_{23}^2 \quad (6.8a)$$

**Bild 6.3:** Startparameter TOP23 im Verhältnis zur Startlaufstrecke ,mit $c_{L,max,TO} = 2,0$

In der Literatur von **Roskam I** (S.96 Bild 3.4) wird wie im **Bild 6.4** eine Trendlinie durch die Diagrammwerte gelegt und eine Funktion ermittelt. Die **Gleichung 6.9** gibt das Verhältnis zwischen der Startstrecke s_{TO} und der Startlaufstrecke s_{TOG} an.

Formel: Roskam I, (S.95 Formel 3.5)

$$s_{TO} = 1,66 \cdot s_{TOG} \quad (6.9)$$

Mit den Flugzeugen in **Tabelle 6.5** aus der Marktstudie im **Kapitel 3** wird zum Vergleich das Diagramm im **Bild 6.4** erstellt und die dazugehörige Funktion ermittelt.

Tabelle 6.5: Startstrecke im Verhältnis zur Startlaufstrecke

| Flugzeug | | Startstrecke | Startlaufstrecke |
|------------|----|---------------|------------------|
| | | s_{TO} m | s_{TOG} m |
| FW 250T | K1 | 250 | 157,78 |
| Cyclone | K2 | 69 | 317,73 |
| CH 801 | K3 | 119 | 229,27 |
| Stallion | K4 | 549 | 437,91 |
| Barrsix | K5 | 274 | 427,44 |
| Comp Air 7 | K6 | 122 | 231,91 |
| MT-7-420 | L1 | 61 | 133,40 |
| C T182 | L2 | 242 | 353,42 |
| SR22 | L3 | 311 | 382,76 |
| Spartan | L5 | 274 | 250,13 |

Die mit den Werten aus der Marktstudie erstellte Funktion (**Gleichung 6.9a**) in **Bild 6.4** bestätigt die **Gleichung 6.9** aus der Fachliteratur.

$$s_{TO} = 1,6693 \cdot s_{TOG} \quad (6.9a)$$

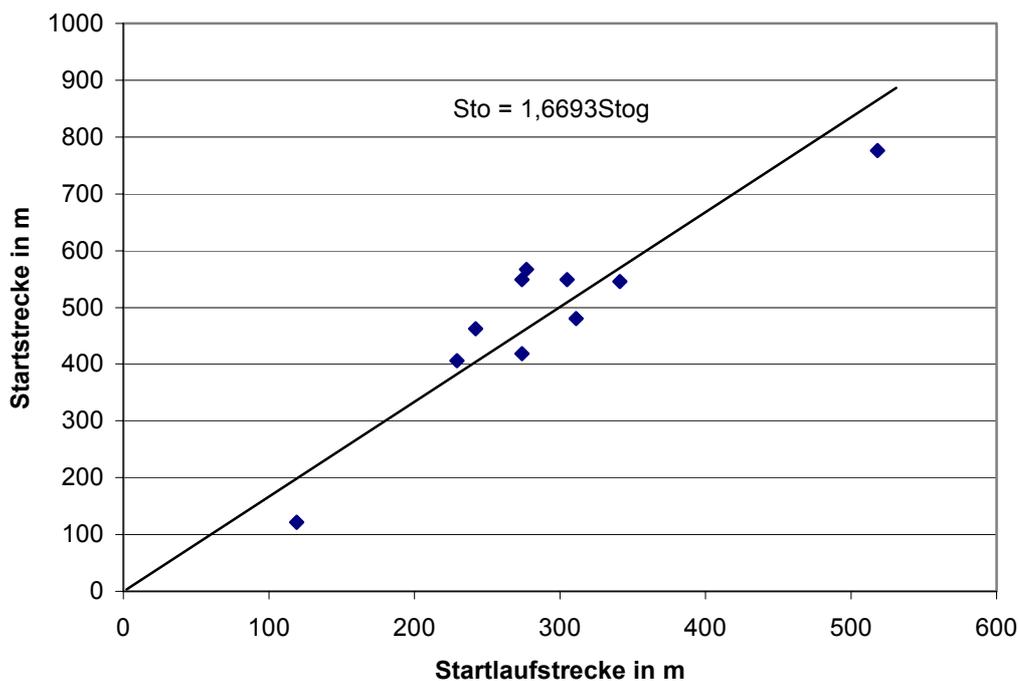


Bild 6.4: Startlaufstrecke im Verhältnis zur Startstrecke

Die **Gleichung 6.7a** wird nach dem Leistungsgewicht $(\frac{m}{P})_{TO}$ umgestellt.

Formel 6.7: nach **Roskam I** modifiziert, (S.95 Formel 3.2)

Mit **Gl.6.7a**

$$\left(\frac{m}{P}\right)_{TO} = \frac{TOP_{23} \cdot \sigma \cdot c_{L,max,TO}}{\left(\frac{m}{S}\right)_{TO}}$$

In der **Tabelle 6.6** sind die Ergebnisse für das Leistungsgewicht in Abhängigkeit von der Flächenbelastung dargestellt. Es werden neben der Startlaufstreckenforderung von 150 m noch weitere Strecken betrachtet. Weiterhin wird für jede Startlaufstrecke der jeweilige Startparameter TOP_{23} angegeben. Die diversen Startlaufstrecken dienen der Ermittlung des optimalen Auslegungspunktes im Entwurfsdiagramm.

Tabelle 6.6: Leistungsgewicht / Flächenbelastung (Startlaufstrecke)

| s_{TOG} | 130 | 150 | 175 | 200 | 250 | 300 |
|-------------------------|-----------------------------|-----------------------------|-----------------------------|-----------------------------|-----------------------------|-----------------------------|
| | m | m | m | m | m | m |
| s_{TO} | 215 | 249 | 290 | 332 | 415 | 498 |
| | m | m | m | m | m | m |
| TOP_{23} | 226,24 | 256,79 | 293,79 | 329,58 | 397,98 | 462,70 |
| | kg/(m²kW) | kg/(m²kW) | kg/(m²kW) | kg/(m²kW) | kg/(m²kW) | kg/(m²kW) |
| m/S | m/P | m/P | m/P | m/P | m/P | m/P |
| kg/m² | kg/kW | kg/kW | kg/kW | kg/kW | kg/kW | kg/kW |
| 10 | 45,25 | 51,36 | 58,76 | 65,92 | 79,60 | 92,54 |
| 20 | 22,62 | 25,68 | 29,38 | 32,96 | 39,80 | 46,27 |
| 30 | 15,08 | 17,12 | 19,59 | 21,97 | 26,53 | 30,85 |
| 40 | 11,31 | 12,84 | 14,69 | 16,48 | 19,90 | 23,14 |
| 50 | 9,05 | 10,27 | 11,75 | 13,18 | 15,92 | 18,51 |
| 60 | 7,54 | 8,56 | 9,79 | 10,99 | 13,27 | 15,42 |
| 70 | 6,46 | 7,34 | 8,39 | 9,42 | 11,37 | 13,22 |
| 80 | 5,66 | 6,42 | 7,34 | 8,24 | 9,95 | 11,57 |
| 90 | 5,03 | 5,71 | 6,53 | 7,32 | 8,84 | 10,28 |
| 100 | 4,52 | 5,14 | 5,88 | 6,59 | 7,96 | 9,25 |
| 110 | 4,11 | 4,67 | 5,34 | 5,99 | 7,24 | 8,41 |
| 120 | 3,77 | 4,28 | 4,90 | 5,49 | 6,63 | 7,71 |
| 130 | 3,48 | 3,95 | 4,52 | 5,07 | 6,12 | 7,12 |
| 140 | 3,23 | 3,67 | 4,20 | 4,71 | 5,69 | 6,61 |
| 150 | 3,02 | 3,42 | 3,92 | 4,39 | 5,31 | 6,17 |

6.3.3 Landelaufstrecke und Überziehggeschwindigkeit

Anforderung aus dem Lastenheft

Landelaufstrecke : 220 m

In der **FAR 23** ist eine Überziehggeschwindigkeit von weniger als 61 kt (31,8 m/s) bei maximaler Startmasse vorgeschrieben. Diese Anforderung kann mit oder ohne eines Hochauftriebssystems erfüllt werden.

In der Literatur von **Roskam I** (S.109 Abbildung 3.13) wird wie in **Bild 6.5** eine Trendlinie durch die Diagrammwerte gelegt und eine Funktion ermittelt. Mit der **Gleichung 6.10** kann bei vorgegebener Landelaufstrecke s_{LG} die Überziehggeschwindigkeit v_{SL} berechnet werden.

Formel: Roskam I, (S.108 Formel 3.12, Bild 3.13)

$$s_{LG} = 0,265 \cdot v_{SL}^2 \quad (6.10)$$

mit:

v_{SL} : Überziehggeschwindigkeit in kt

s_{LG} : Landelaufstrecke in ft

Um die Berechnung der Landelaufstrecke s_{LG} in m und die Überziehggeschwindigkeit v_{SL} in m/s zu ermöglichen, wird die **Gleichung 6.10** auf metrische Einheiten umgerechnet.

Landelaufstrecke s_{LG} : ft · 0,3048 = m

Überziehggeschwindigkeit v_{SL} : kt / 1,917 = m/s

Umrechnung mit: Geschwindigkeit in km/h = kt / 1,878

Geschwindigkeit in m/s = (km/h) / 3,6

Strecke in m = ft · 0,3048

$$s_{LG} = \left[0,265 \cdot \left(v_{SL} \cdot \frac{3,6}{1,878} \right)^2 \right] \cdot 0,3048$$

$$s_{LG} = 0,2967 \frac{\text{s}^2}{\text{m}} \cdot v_{SL}^2$$

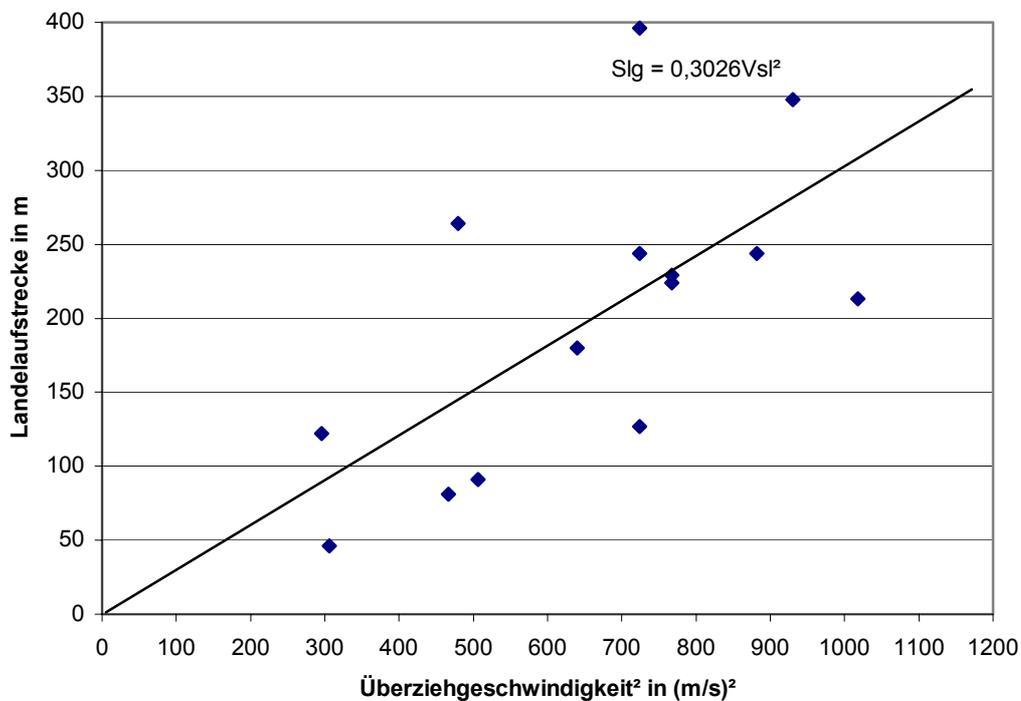
Mit den Flugzeugen in **Tabelle 6.7** aus der Marktstudie im **Kapitel 3** wird zum Vergleich das Diagramm im **Bild 6.5** erstellt und die dazugehörige Funktion ermittelt.

Tabelle 6.7: Landelaufstrecke im Verhältnis zur Überziehgeschwindigkeit

| Flugzeug | | Landelaufstrecke | Überziehgeschwindigkeit | Überziehgeschwindigkeit |
|--------------|----|------------------|-------------------------|-------------------------|
| | | s_{LG} | v_{SL}^2 | v_{SL} |
| | | m | (m/s) ² | m/s |
| Cyclone | K2 | 122 | 295,84 | 17,2 |
| CH 801 | K3 | 46 | 306,25 | 17,5 |
| Stallion | K4 | 213 | 1017,61 | 31,9 |
| Barrsix | K5 | 229 | 767,29 | 27,7 |
| Comp Air 7 | K6 | 244 | 723,61 | 26,9 |
| MT-7-420 | L1 | 91 | 506,25 | 22,5 |
| C T182 | L2 | 180 | 640,09 | 25,3 |
| SR22 | L3 | 348 | 930,25 | 30,5 |
| Spartan | L5 | 264 | 479,61 | 21,9 |
| EL-1 Gavilan | U1 | 244 | 882,09 | 29,7 |
| GA-8 Airvan | U2 | 396 | 723,61 | 26,9 |
| PC-6 Porter | U3 | 127 | 723,61 | 26,9 |
| Sherpa | U4 | 81 | 466,56 | 21,6 |
| C T206H | U5 | 224 | 767,29 | 27,7 |

Die mit den Werten aus der Marktstudie erstellte Funktion (**Gleichung 6.10a**) in **Bild 6.5** ergibt eine geringe Abweichung gegenüber der **Gleichung 6.10** aus der Fachliteratur.

$$s_{LG} = 0,3026 \frac{\text{s}^2}{\text{m}} \cdot v_{SL}^2 \quad (6.10a)$$

**Bild 6.5:** Landelaufstrecke im Verhältnis zur Überziehgeschwindigkeit

Die **Gleichung 6.11 Roskam I** gibt das Verhältnis zwischen der Landelaufstrecke s_{LG} und der Landstrecke s_L an.

Formel: Roskam I (S.110 Abbildung 3.14)

$$s_L = 1,938 \cdot s_{LG} \quad (6.11)$$

Mit den Vergleichsflugzeugen in **Tabelle 6.8** aus der Marktstudie im **Kapitel 3** wird zum Vergleich das Diagramm im **Bild 6.4** erstellt und die dazugehörige Funktion ermittelt.

Tabelle 6.8: Landstrecke im Verhältnis zur Landelaufstrecke

| Flugzeug | | Landstrecke | Landelaufstrecke |
|------------------|----|-------------|------------------|
| | | s_L m | s_{LG} m |
| CH 801 (K) | K3 | 91 | 46 |
| Stallion (K) | K4 | 213 | 213 |
| Barrsix (K) | K5 | 229 | 229 |
| MT-7-420 (L) | L1 | 152 | 91 |
| C T182 (L) | L2 | 412 | 180 |
| SR22 (L) | L3 | 709 | 348 |
| Spartan (L) | L5 | 579 | 264 |
| EL-1 Gavilan (U) | U1 | 500 | 244 |
| C T206H (U) | U5 | 425 | 224 |
| PA-46 (B) | B4 | 644 | 308 |

Die mit den Werten aus der Marktstudie erstellte Funktion (**Gleichung 6.11a**) in **Bild 6.6** ergibt eine geringe Abweichung gegenüber **Gleichung 6.11** aus der Fachliteratur.

$$s_L = 2,021 \cdot s_{LG} \quad (6.11a)$$

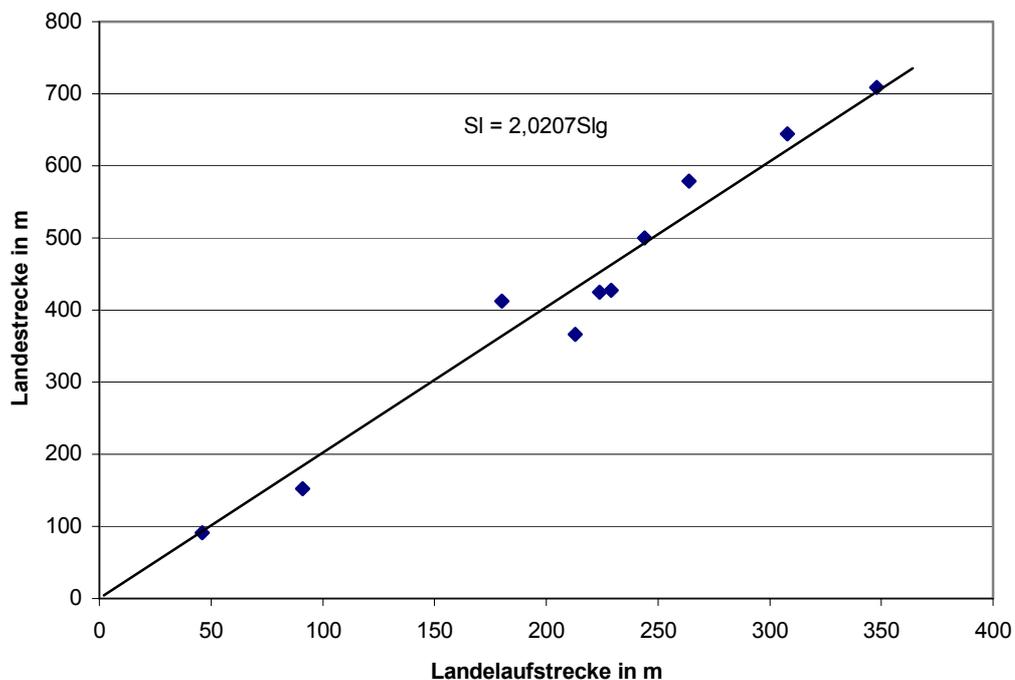


Bild 6.6: Landestrecke im Verhältnis zur Landelaufstrecke

Mit der **Gleichung 6.12** aus **Roskam I** wird die Flächenbelastung ermittelt.

Formel: nach **Roskam I** modifiziert (S.90 Formel 3.1)

$$\left(\frac{m_g}{S}\right) = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot c_{L,\max,L} \cdot v_{SL}^2 \quad (6.12)$$

mit:

$$\rho_0 = 1,225 \text{ kg/m}^3$$

$$c_{L,\max,L} = 2,5$$

In der **Tabelle 6.9** werden diverse Landlaufstrecken betrachtet und die Ergebnisse für das Leistungsgewicht in Abhängigkeit von der Flächenbelastung dargestellt. Weiterhin wird für jede Landlaufstrecke die jeweilige Landstrecke und die Überziehggeschwindigkeit angegeben. Die diversen Landlaufstrecken dienen der Ermittlung des optimalen Auslegungspunktes im Entwurfsdiagramm.

Tabelle 6.9: Leistungsgewicht / Flächenbelastung (Landlaufstrecke)

| s_L | 250 | 300 | 350 | 400 | 450 | 500 |
|--------------|-------------------------|-------------------------|-------------------------|-------------------------|-------------------------|-------------------------|
| | m | m | m | m | m | m |
| s_{LG} | 129 | 155 | 181 | 206 | 232 | 258 |
| | m | m | m | m | m | m |
| v_{SL} | 20,85 | 22,84 | 24,67 | 26,37 | 27,97 | 29,48 |
| | m/s | m/s | m/s | m/s | m/s | m/s |
| m/P | m/S | m/S | m/S | m/S | m/S | m/S |
| kg/kW | kg/m² | kg/m² | kg/m² | kg/m² | kg/m² | kg/m² |
| 1 | 69,20 | 83,04 | 96,88 | 110,72 | 124,56 | 138,41 |
| 2 | 69,20 | 83,04 | 96,88 | 110,72 | 124,56 | 138,41 |
| 3 | 69,20 | 83,04 | 96,88 | 110,72 | 124,56 | 138,41 |
| 4 | 69,20 | 83,04 | 96,88 | 110,72 | 124,56 | 138,41 |
| 5 | 69,20 | 83,04 | 96,88 | 110,72 | 124,56 | 138,41 |
| 6 | 69,20 | 83,04 | 96,88 | 110,72 | 124,56 | 138,41 |
| 7 | 69,20 | 83,04 | 96,88 | 110,72 | 124,56 | 138,41 |
| 8 | 69,20 | 83,04 | 96,88 | 110,72 | 124,56 | 138,41 |
| 9 | 69,20 | 83,04 | 96,88 | 110,72 | 124,56 | 138,41 |
| 10 | 69,20 | 83,04 | 96,88 | 110,72 | 124,56 | 138,41 |
| 11 | 69,20 | 83,04 | 96,88 | 110,72 | 124,56 | 138,41 |
| 12 | 69,20 | 83,04 | 96,88 | 110,72 | 124,56 | 138,41 |
| 13 | 69,20 | 83,04 | 96,88 | 110,72 | 124,56 | 138,41 |
| 14 | 69,20 | 83,04 | 96,88 | 110,72 | 124,56 | 138,41 |
| 15 | 69,20 | 83,04 | 96,88 | 110,72 | 124,56 | 138,41 |

6.3.4 Steigrate

Anforderungen aus dem Lastenheft

Steigrate : 15 m/s

Die Steigrate wird nach **Loftin 1980** mit der **Gleichung 6.13** berechnet.

Formel: Loftin 1980 (S.398 Formel 7.12)

$$\frac{P}{W} = \frac{1}{\eta} \left[\frac{\dot{h}}{33000} + \frac{\sqrt{w_g/s}}{19 \cdot \left(\frac{c_L^{3/2}}{c_D} \right) \cdot \sqrt{\sigma}} \right] \quad (6.13)$$

Um die Berechnung der Flächenbelastung w_g/s in kg/m² und das Leistungsgewicht m/p in kg/kW zu ermöglichen, wird die **Gleichung 6.13** auf metrische Einheiten umgerechnet.

Flächenbelastung w_g/s : (lbs/ft²) · 4,877 = kg/m²
 Kehrwert Leistungsgewicht P/m : (hp/lbs) · 1,645 = kW/kg
 Steigrate $\dot{h} = ROC$: (ft/min) · 0,00508 = m/s

Umrechnung mit: Steigrate in m/s = (ft/min) · 0,00508
 Flächenbelastung in kg/m² = (lbs/ft²) · 4,877
 Leistungsgewicht in kg/kW = (lbs/hp) · 0,6076

Die Umrechnungsfaktoren werden in die **Gleichung 6.13** eingesetzt.

$$\frac{P}{W} = \frac{1}{\eta} \left[\frac{\dot{h}/0,00508}{33000} + \frac{\sqrt{(w_g/s)/4,877}}{19 \cdot \left(\frac{c_L^{3/2}}{c_D} \right) \cdot \sqrt{\sigma}} \right] \cdot 1,645$$

In der **Gleichung 6.13a** wurden die Korrekturfaktoren neu berechnet und der Kehrwert der Formel gebildet. Nun ist es möglich die Flächenbelastung in kg/m² und die Steigrate in m/s einzugeben und das Leistungsgewicht in kg/kW zu errechnen.

Formel: nach **Loftin 1980** modifiziert (S.398 Formel 7.12)

$$m/p = \left\{ 1,645 \cdot \frac{1}{\eta_{c \lim b}} \left[\frac{ROC}{167,6} + \frac{\sqrt{m/s}}{42 \cdot \left(\frac{c_L^{3/2}}{c_D} \right) \cdot \sqrt{\sigma}} \right] \right\}^{-1} \quad (6.13a)$$

In der **Tabelle 6.10** werden diverse Steigraten betrachtet und die Ergebnisse für das Leistungsgewicht in Abhängigkeit von der Flächenbelastung dargestellt. Die diversen Steigraten dienen der Ermittlung des optimalen Auslegungspunktes im Entwurfsdiagramm.

Tabelle 6.10: Leistungsgewicht / Flächenbelastung (Steigrate)

| <i>ROC</i> | 10 | 12 | 15 | 18 | 20 |
|-------------------------|---------------|---------------|---------------|---------------|---------------|
| <i>ROC</i> | m/s | m/s | m/s | m/s | m/s |
| | 1968 | 2362 | 2953 | 3543 | 3937 |
| | ft/min | ft/min | ft/min | ft/min | ft/min |
| m/S | m/P | m/P | m/P | m/P | m/P |
| kg/m² | kg/kW | kg/kW | kg/kW | kg/kW | kg/kW |
| 10 | 6,48 | 5,49 | 4,46 | 3,75 | 3,40 |
| 20 | 6,25 | 5,32 | 4,34 | 3,67 | 3,33 |
| 30 | 6,08 | 5,19 | 4,26 | 3,61 | 3,28 |
| 40 | 5,94 | 5,09 | 4,19 | 3,57 | 3,24 |
| 50 | 5,83 | 5,01 | 4,14 | 3,52 | 3,21 |
| 60 | 5,73 | 4,93 | 4,08 | 3,49 | 3,18 |
| 70 | 5,64 | 4,87 | 4,04 | 3,45 | 3,15 |
| 80 | 5,56 | 4,81 | 4,00 | 3,42 | 3,12 |
| 90 | 5,48 | 4,75 | 3,96 | 3,39 | 3,10 |
| 100 | 5,41 | 4,70 | 3,92 | 3,37 | 3,08 |
| 110 | 5,35 | 4,65 | 3,89 | 3,34 | 3,06 |
| 120 | 5,29 | 4,61 | 3,86 | 3,32 | 3,04 |
| 130 | 5,24 | 4,57 | 3,83 | 3,30 | 3,02 |
| 140 | 5,18 | 4,53 | 3,80 | 3,28 | 3,00 |
| 150 | 5,14 | 4,49 | 3,78 | 3,26 | 2,99 |

6.3.5 Entwurfsdiagramm

Durch die Anforderungsliste sind die Richtwerte klar definiert und die möglichen Parameterkombinationen durch die geforderte Reisegeschwindigkeit, Startlaufstrecke, Landelaufstrecke und Steigrate eingegrenzt. Die geforderte Parameterkombination aus dem Lastenheft lässt aber keine Festlegung eines Auslegungspunktes zu, da sie nicht wie im **Bild 6.7** einen Bereich umschlissen, in dem der Auslegungspunkt gewählt werden könnte. Aus diesem Grunde muss von den vorgegebenen Parameter etwas abgewichen werden. Durch diverse Kombinationen der berechneten Graphen in einem Excel Diagramm wird die optimalste Parameterkombination festgelegt. Die gewählten Parameter werden in einem Entwurfsdiagramm (**Bild 6.7**) graphisch dargestellt.

Wie in **Tabelle 6.11** dargestellt wurde folgende Parameterkombination gewählt. Zum Vergleich sind in Klammern die geforderten Flugleistungen aus dem Lastenheft angegeben.

| | | | |
|----------------------|---|----------|------------|
| Reisegeschwindigkeit | = | 410 km/h | (400 km/h) |
| Startlaufstrecke | = | 130 m | (150 m) |
| Landelaufstrecke | = | 232 m | (220 m) |
| Steigrate | = | 12 m/s | (15m/s) |

Tabelle 6.11: Gewählte Werte für das Entwurfsdiagramm

| v_{cr} | | s_{TOG} | s_L | ROC | | | |
|-------------------------|--------------|---------------------------|--------------|-------------------------|--------------|-----|------|
| 410 | km/h | 130 | 450 | 12 | m/s | | |
| | | m | m | | | | |
| | | 215,8 | 232 | | | | |
| | | m | m | | | | |
| | | TOP_{23} | v_{SL} | | | | |
| | | 226,248 | 27,97 | | | | |
| | | kg/m²kW | m/s | | | | |
| m/S | m/P | m/S | m/P | m/S | m/P | | |
| kg/m² | kg/kW | kg/m² | kg/kW | kg/m² | kg/kW | | |
| 10 | 0,32 | 10 | 58,64 | 1 | 122,12 | 10 | 5,49 |
| 20 | 0,65 | 20 | 29,32 | 2 | 122,12 | 20 | 5,32 |
| 30 | 0,97 | 30 | 19,55 | 3 | 122,12 | 30 | 5,19 |
| 40 | 1,30 | 40 | 14,66 | 4 | 122,12 | 40 | 5,09 |
| 50 | 1,62 | 50 | 11,73 | 5 | 122,12 | 50 | 5,01 |
| 60 | 1,94 | 60 | 9,77 | 6 | 122,12 | 60 | 4,93 |
| 70 | 2,27 | 70 | 8,38 | 7 | 122,12 | 70 | 4,87 |
| 80 | 2,59 | 80 | 7,33 | 8 | 122,12 | 80 | 4,81 |
| 90 | 2,92 | 90 | 6,52 | 9 | 122,12 | 90 | 4,75 |
| 100 | 3,24 | 100 | 5,86 | 10 | 122,12 | 100 | 4,70 |
| 110 | 3,56 | 110 | 5,33 | 11 | 122,12 | 110 | 4,65 |
| 120 | 3,89 | 120 | 4,89 | 12 | 122,12 | 120 | 4,61 |
| 130 | 4,21 | 130 | 4,51 | 13 | 122,12 | 130 | 4,57 |
| 140 | 4,54 | 140 | 4,19 | 14 | 122,12 | 140 | 4,53 |
| 150 | 4,86 | 150 | 3,91 | 15 | 122,12 | 150 | 4,49 |

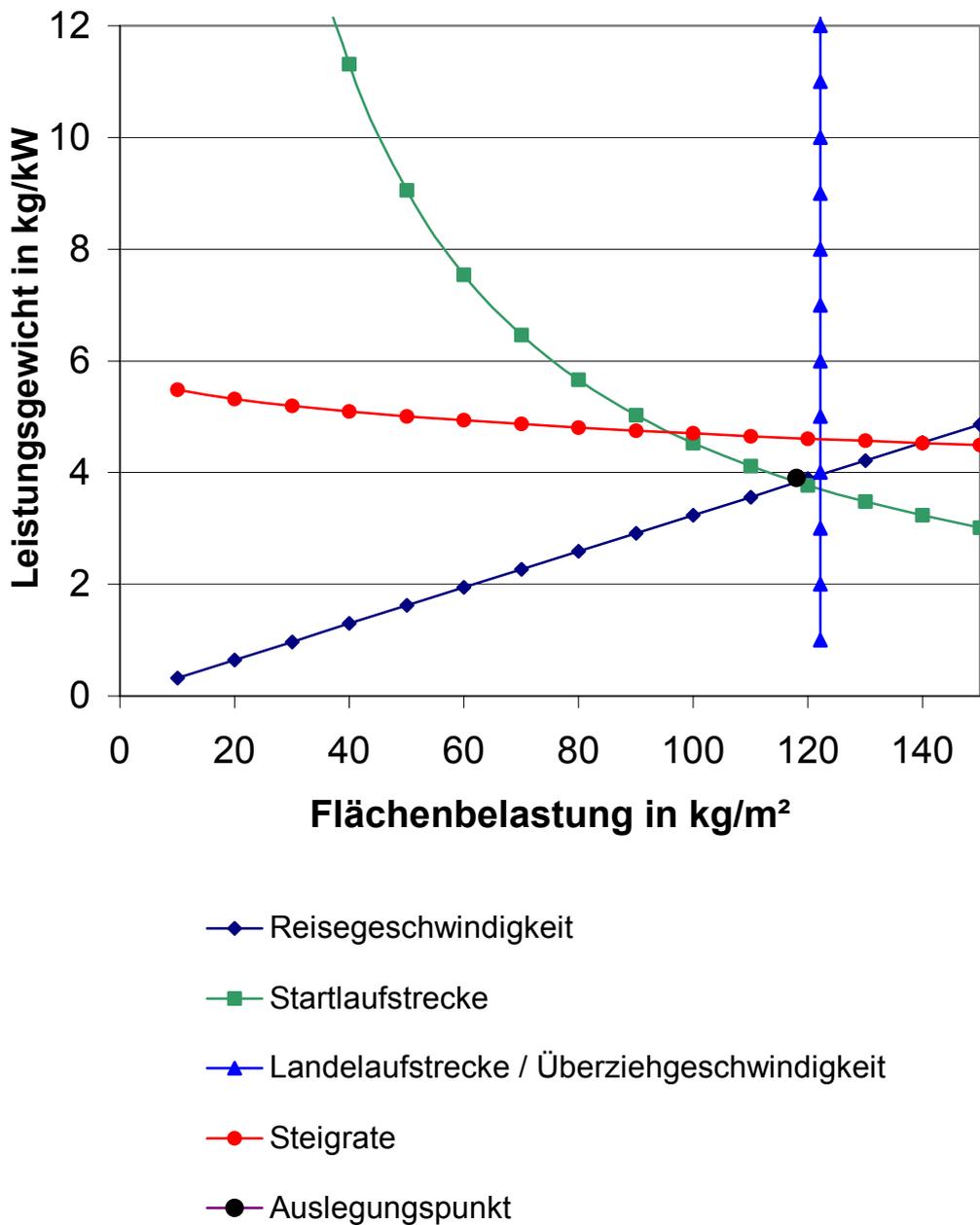


Bild 6.7: Entwurfssdiagramm

Die gewählte Parameterkombination führt zu einer Eingrenzung im Entwurfssdiagramm in **Bild 6.7**. In dem von den vier Graphen umschlossen Bereich wird der Auslegungspunkt festgelegt, unter der Voraussetzung die Anforderungen aus dem Lastenheft zu erfüllen und primär ein geringes Leistungsgewicht bei einer hohen Flächenbelastung zu erreichen. Der Auslegungspunkt wird daher auf den Schnittpunkt des Reisegeschwindigkeitsgraphen und des Startlaufstreckengraphen gelegt.

Der Auslegungspunkt AP liegt bei:

Flächenbelastung = 118 kg/m²
 Leistungsgewicht = 3,9 kg/kW

6.4 Berechnung der Entwurfparameter

Entwurfparameter im Auslegungspunkt

Mit der Flächenbelastung und dem Leistungsgewicht im Auslegungspunkt werden die Dimensionierungsparameter (Entwurfparameter) neu berechnet.

Reisegeschwindigkeit mit **Gleichung 6.6**
 Startlaufstrecke mit **Gleichung 6.7**
 Landelaufstrecke mit **Gleichung 6.12**
 Steigrate mit **Gleichung 6.13a**

mit:

Flächenbelastung = 118 [kg/m²]
 Leistungsgewicht = 3,9 [kg/kW]

In **Tabelle 6.12** sind die geforderten Parameter aus dem Lastenheft, die gewählte Parameterkombination für das Entwurfsdiagramm und die berechneten Entwurfparameter im Auslegungspunkt dargestellt.

Tabelle 6.12: Entwurfparameter im Auslegungspunkt

| Parameter | Anforderung | Entwurfsdiagramm | Auslegungspunkt |
|-------------------------------------|-------------|------------------|-----------------|
| Reisegeschwindigkeit (10000ft) km/h | 400 | 410 | 408 |
| Überziehgeschwindigkeit m/s | < 31,80 | 27,97 | 27,49 |
| Startlaufstrecke m | 150 | 130 | 133 |
| Startstrecke m | 249 | 216 | 221 |
| Landelaufstrecke m | 220 | 232 | 224 |
| Landestrecke m | 426 | 450 | 434 |
| Steigrate m/s | 15 | 12 | 14,84 |
| $c_{L,max TO}$ | x | 2 | 2 |
| $c_{L,max L}$ | x | 2,5 | 2,5 |

Die Parameter im Auslegungspunkt zeigen nur eine geringe Abweichung gegenüber den geforderten Werten aus dem Lastenheft. Besonders zu erwähnen ist, dass die Startlaufstrecke um 17 m verringert wurde. Dieser Wert wird bei einem $c_{L,max TO} = 2$ erreicht. Dabei wird von einem sehr wirksamen Hochauftriebssystem mit Fowler Klappen ausgegangen.

Entwurfsparameter der Massen- und Reichweitendimensionierung

Anforderungen aus dem Lastenheft

| | | |
|---------------------|---|---------|
| Max. Zuladung | : | 850 kg |
| Nutzlast | : | 550 kg |
| Reichweite | : | 1500 km |
| (mit max. Nutzlast) | | |

Berechnung der Startmasse, Leermasse und Kraftstoffmasse:

Die Startmasse setzt sich wie in **Gleichung 6.14** dargestellt zusammen.

Formel: nach **Roskam I** modifiziert (S.5 Formel 2.1)

$$m_{TO} = m_{OE} + m_F + m_{PL} \quad (6.14)$$

mit

m_{TO} : Startmasse

m_{OE} : Betriebsleermasse

m_F : Kraftstoffmasse

m_{PL} : Nutzlast

Die Betriebsleermasse setzt sich wie in **Gleichung 6.15** dargestellt zusammen.

Formel: nach **Roskam I** modifiziert (S.6 Formel 2.2)

$$m_{OE} = m_E + m_{fo} \quad (6.15)$$

mit

m_E : Leermasse

m_{fo} : nichtausfliegbare Kraftstoffmasse

Für die iterative Ermittlung der Startmasse, Leermasse und Kraftstoffmasse werde die Eingangswerte für den ersten Iterationsschritt gewählt.

Nutzlast, gewählt $m_{PL,gew} = 550$ kg

Startmasse, gewählt $m_{TO,gew} = 1800$ kg

Kraftstoffmasse m_F aus folgenden Berechnungen:

Für die Berechnung der Kraftstoffmasse wird nach **Roskam I** eine Flugmission definiert. Diese Flugmission ist wie unten aufgeführt in einzelne Phasen eingeteilt. Für jede einzelne Phase wird das jeweilige Masseverhältnis errechnet. Es sei m_i die Masse am Anfang einer Flugphase. Dann ist m_{i+1}/m_i das Masseverhältnis der Flugphase i . Die Größe $1 - m_{i+1}/m_i$ ist dann der Kraftstoffanteil in der jeweiligen Flugphase i .

In **Roskam I** (S. 12 Tabelle 2.1) werden Richtwerte für die Masseverhältnisse in den jeweiligen Flugphasen angegeben. Die Reiseflugphase wird gesondert berechnet.

| | |
|--|---------------------------|
| Phase 1: Triebwerksstart und –aufwärmen | 0,995 |
| Phase 2: Rollen | 0,997 |
| Phase 3: Start | 0,998 |
| Phase 4: Steigen auf Reiseflughöhe | 0,992 |
| Phase 5: Reiseflug | siehe folgende Berechnung |
| Phase 6: Warteflug | wird nicht betrachtet |
| Phase 7: Sinkflug | 0,993 |
| Phase 8: Landung, Rollen, Triebwerk abschalten | 0,993 |

Berechnung Phase 5: Reiseflug

Für die Berechnung des Masseverhältnisses im Reiseflug wird die Breguet'sche Reichweitenformel **Gleichung 6.16** verwendet.

$$\text{Reichweite} \quad R_{Cr} = B_s \cdot \ln\left(\frac{m_4}{m_5}\right) = 1500 \text{ km} \quad (6.16)$$

$$\text{mit} \quad B_s = \frac{E \cdot \eta_{cruise}}{SFC_p \cdot g}$$

mit: (gewählt) **Roskam I** (S. 14 Tabelle 2.2)

$E = 11$ Gleitzahl

$\eta_{cruise} = 0,8$ Propellerwirkungsgrad im Reiseflug

$SFC_p = 0,085 \cdot 10^{-6} \text{ mg/(W/s)}$ spezifischer Kraftstoffverbrauch (PTL Triebwerk)

$$B_s = \frac{11 \cdot 0,8}{0,085 \cdot 10^{-6} \frac{\text{mg}}{\text{W/s}} \cdot 9,81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}} = 10553456,85 \text{ m}$$

$$\frac{m_4}{m_5} = e^{\frac{s}{B_s}} = e^{\frac{1500000 \text{ m}}{10553456,85 \text{ m}}} = 0,867$$

Phase 5: Reiseflug Masseverhältnis $m_4 / m_5 = 0,867$

Die einzelnen Masseverhältnisse der Flugphasen werden, wie in **Gleichung 6.17** dargestellt, zusammengefasst. Dieses ergibt ein Masseverhältnis der gesamten Flugmission und ermöglicht die Berechnung des gesamten Kraftstoffverbrauchs.

Formel: nach **Roskam I** modifiziert (S.16 Formel 2.13)

$$M_{ff} = \frac{m_T}{m_1} \cdot \frac{m_1}{m_2} \cdot \frac{m_2}{m_3} \cdot \frac{m_3}{m_4} \cdot \frac{m_4}{m_5} \cdot \frac{m_5}{m_7} \cdot \frac{m_7}{m_8} \quad (6.17)$$

mit:

m_T : Rollmasse

$$M_{ff} = 0,995 \cdot 0,997 \cdot 0,998 \cdot 0,992 \cdot 0,867 \cdot 0,993 \cdot 0,993 = 0,8396$$

Die benötigte Kraftstoffmasse für eine Reichweite von 1500 km und einer gewählten Startmasse von 1800kg wird mit der **Gleichung 6.18** berechnet

Formel: nach **Roskam I** modifiziert (S.16 Formel 2.14)

$$m_F = (1 - M_{ff}) \cdot m_{TO} \quad (6.18)$$

$$m_F = (1 - 0,8396) \cdot 1800 \text{ kg} = 289 \text{ kg}$$

Die **Gleichung 6.14** wird umgestellt und die Betriebsleermasse berechnet.

$$m_{OE} = m_{TO_{gew}} - m_F - m_{PL}$$

$$m_{OE} = 1800 \text{ kg} - 289 \text{ kg} - 550 \text{ kg} = 961 \text{ kg}$$

Die **Gleichung 6.15** wird ebenfalls umgestellt und der nichtausfliegbare Kraftstoffanteil von der Betriebsleermasse abgezogen.

$$m_E = m_{OE} - m_{fo}$$

$$m_E = 961 \text{ kg} - 0,005 \cdot 1800 \text{ kg} = 952 \text{ kg}$$

Für die Überprüfung der ermittelten Leermasse wird auf Vergleichswerte aus vorhandenen Diagrammen aus **Roskam I** zurückgegriffen. In diesen Diagrammen wird wie in **Bild 6.8** die Leermasse diverser Flugzeuge mit der Startmasse ins Verhältnis gesetzt. Es werden die Diagramme von Bausatzflugzeugen und einmotorigen Leichtflugzeugen, sowie die Daten aus der Marktstudie aus **Kapitel 3** verglichen.

mit $m_{TO} = 1800 \text{ kg}$

| | | |
|------------------------------|---------------------------------|-------------------------|
| Bausatzflugzeuge | Roskam I (S.19 Bild 2.3) | $m_E = 1246 \text{ kg}$ |
| Leichtflugzeuge (einmotorig) | Roskam I (S.20 Bild 2.4) | $m_E = 1020 \text{ kg}$ |

Mit den Flugzeugen in **Tabelle 6.13** aus der Marktstudie im **Kapitel 3** wird zum Vergleich das Diagramm im **Bild 6.8** erstellt und eine Trendlinie durch die Daten gelegt.

Tabelle 6.13: Max. Startmasse im Verhältnis zur Leermasse

| Flugzeug | | Startmasse | Leermasse |
|--------------|----|------------|-----------|
| | | m_{TO} | m_E |
| | | kg | kg |
| CH 801 | K3 | 998 | 522 |
| Spartan | L5 | 1034 | 658 |
| MT-7-420 | L1 | 1134 | 725 |
| OMF 250 | L6 | 1301 | 761 |
| C T182 | L2 | 1406 | 860 |
| FW 250T | K1 | 1541 | 929 |
| SR22 | L3 | 1542 | 1021 |
| Cyclone | K2 | 1587 | 839 |
| Bush Hawk | U6 | 1587 | 862 |
| C T206H | U5 | 1632 | 1034 |
| Stallion | K4 | 1724 | 998 |
| G 140 TP | L4 | 1800 | 1130 |
| GA-8 Airvan | U2 | 1814 | 997 |
| Extra 500 | B2 | 2000 | 1360 |
| Barrsix | K5 | 2041 | 1134 |
| EL-1 Gavilan | U1 | 2041 | 1270 |
| D-Jet | B1 | 2155 | 1175 |
| PA-46 | B4 | 2200 | 1471 |
| Comp Air 7 | K6 | 2358 | 1315 |
| Sherpa | U4 | 2494 | 1393 |
| PC-6 Porter | U3 | 2800 | 1270 |
| G 160 | B3 | 3300 | 1800 |

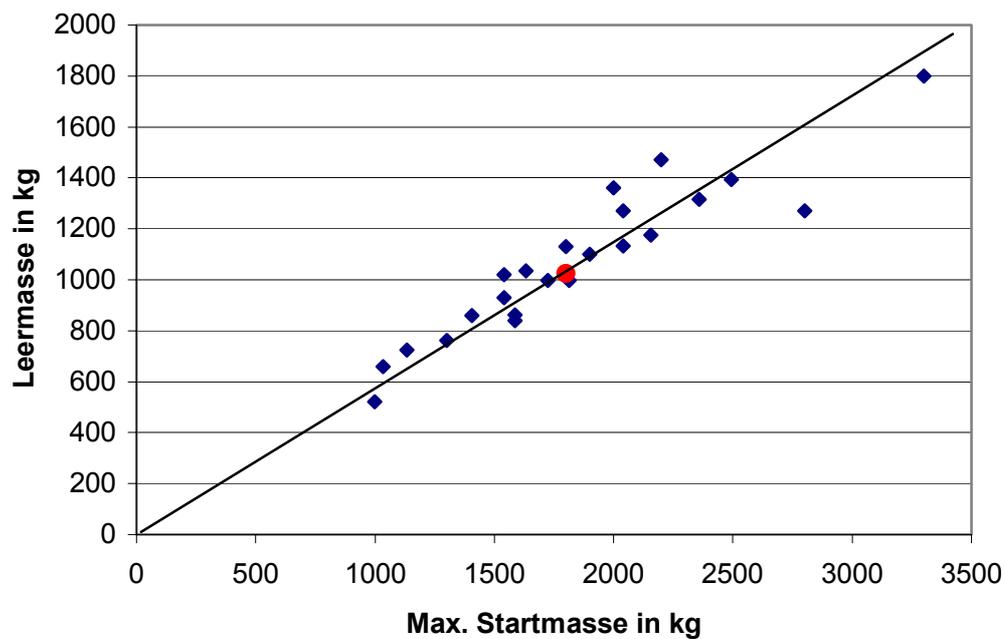


Bild 6.8: Max. Startmasse im Verhältnis zur Leermasse

Das **Bild 6.8** zeigt bei einer maximalen Startmasse von $m_{TO} = 1800$ kg eine Leermasse von $m_E = 1025$ kg. Der Punkt ist im **Bild 6.8** rot markiert.

Der berechnete Wert für die Leermasse von $m_E = 952$ kg weist eine Abweichung von $-6,75$ % gegenüber dem Diagrammwert von **Roskam I** von $m_E = 1020$ kg für einmotorige Leichtflugzeuge auf. Diese Tatsache macht eine Iteration notwendig, damit die Abweichung auf ein Minimum reduziert wird.

In den folgenden Iterationsschritten wird jeweils eine neue Startmasse gewählt und mit der beschriebenen Dimensionierung eine entsprechende Kraftstoffmasse und eine Leermasse berechnet. Dieses wird solange durchgeführt, bis eine Abweichung der berechneten Leermasse von der Vergleichsleermasse aus den Diagrammen von **Roskam I** von weniger als 1 % erreicht wird. Die **Tabelle 6.14** enthält die Werte aus den weiteren Iterationsschritten. Im Iterationsschritt 3 wurde eine akzeptable Abweichung von $-0,8$ % erreicht.

Tabelle 6.14: Iteration der Flugzeugmassen

| Parameter | | Vorgehen | Iteration Schritt 1 | Iteration Schritt 2 | Iteration Schritt 3 |
|-------------------------------|----|-----------|------------------------|------------------------|------------------------|
| Reichweite | km | gefordert | 1500 | 1500 | 1500 |
| Startmasse | kg | gewählt | 1800 | 1900 | 1950 |
| Nutzlast | kg | gefordert | 550 | 550 | 550 |
| Kraftstoffmasse | kg | berechnet | 290 | 306 | 314 |
| Leermasse | kg | berechnet | 951 | 1035 | 1076 |
| Leermasse (Roskam I) | kg | abgelesen | 1020 | 1065 | 1085 |
| Abweichung | kg | | -69 | -30 | -9 |
| Abweichung | % | | -6,75 | -2,85 | -0,80 |

Die Iteration führt zu folgenden Ergebnissen:

Startmasse $m_{TO} = 1950$ kg

Leermasse $m_E = 1076$ kg

Nutzlast $m_{PL} = 550$ kg

Kraftstoffmasse $m_F = 314$ kg

Zuladung $m_{UL} = 864$ kg

Entwurfsparameter aus Flächenbelastung und Leistungsgewicht

Mit der Startmasse aus dem vorangegangenen Iterationsprozess lassen sich aus der ermittelten Flächenbelastung und dem Leistungsgewicht im Auslegungspunkt weitere Entwurfsparameter berechnen.

Aus der Flächenbelastung

Flügelfläche:

$$m/S = 118 \text{ [kg/m}^2\text{]} \quad (6.19)$$

$$S = \frac{1950 \text{ kg}}{118 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2}} = 16,53 \text{ m}^2$$

Spannweite:

$$A = \frac{b^2}{S} \quad (6.20)$$

$$b = \sqrt{7,2 \cdot 16,53 \text{ m}^2} = 10,91 \text{ m}$$

mit

$A = 7,2$ Streckung (gewählt **Tabelle 6.1**)

Aus dem Leistungsgewicht

Triebwerksleistung:

$$m/P = 3,9 \text{ [kg/kW]} \quad (6.21)$$

$$P = \frac{1950 \text{ kg}}{3,9 \frac{\text{kg}}{\text{kW}}} = 500 \text{ kW}$$

In der **Tabelle 6.15** werden die in der Dimensionierung ermittelten Parameter zusammengefasst. Die Daten dienen der weiteren Berechnung des Entwurfs und werden für die grundlegenden Eingaben in dem Entwurfsprogramm *AirplanePDQ* benötigt. Im Weiteren dienen die Werte als Anhaltspunkte für die überwiegend graphische Bearbeitung des Sport Utility Aircraft.

Tabelle 6.15: Zusammenfassung der Parameter aus der Dimensionierung

| Parameter | Wert | |
|---|-------------|-------------------|
| Reisegeschwindigkeit (10000ft, 75% Leistung) | 408 | km/h |
| Überziehggeschwindigkeit | 27,49 | m/s |
| Startlaufstrecke | 133 | m |
| Startstrecke | 221 | m |
| Landelaufstrecke | 224 | m |
| Landestrecke | 434 | m |
| Steigrate | 14,84 | m/s |
| Reichweite | 1500 | km |
| Startmasse | 1950 | kg |
| Leermasse | 1076 | kg |
| Nutzlast | 550 | kg |
| Kraftstoffmasse | 314 | kg |
| Zuladung | 864 | kg |
| Flächenbelastung | 118 | kg/m ² |
| Leistungsgewicht | 3,9 | kg/kW |
| Flügelfläche | 16,53 | m ² |
| Spannweite | 10,91 | m |
| Streckung | 7,2 | |
| Triebwerksleistung | 500 | kW |

7 Entwurfsverfahren

Die Daten aus der Dimensionierung dienen als Eingangswerte für die weiteren Berechnungen im Entwurfsverfahren. Für die Ausarbeitung des Entwurfs werden die Programme *AirplanePDQ* und *Airfoil Optimizer (DaVinci 2002)* von der Firma *DaVinci Technologies* und der Flugsimulator *X-Plane* von *Laminar Research* verwendet.

Das Programm *AirplanePDQ* ist ein Flugzeugentwurfsprogramm für Eigenbauflugzeuge und Flugzeuge der Allgemeinen Luftfahrt. *AirplanePDQ* besteht aus drei primären Elementen.

1. Einer Eingabemöglichkeit für Parameter, z.B. aus einer Dimensionierungsrechnung, für die grundlegende Konfigurationsfestlegung.
2. Ein CAD-Programm für die Zeichnungserstellung und die graphische Manipulation des Entwurfs.
3. Diverse Funktionen für die Analyse der Flugeleistungen, der Stabilität und Steuerbarkeit sowie des Flugzeugdesigns.

Im Entwurfsverfahren werden nur die wichtigsten mit den Analysefunktionen ermittelten Entwurfsparameter dargestellt. Eine Beschreibung der Analysereports und eine ausführliche Auflistung aller mit *AirplanePDQ* ermittelten Parameter befindet sich im **Anhang B**.

Airfoil Optimizer ist ein Programm für die Wahl eines optimalen Profils für den Entwurf. Das Programm löst das Problem mit Hilfe der Eingabe von grundlegenden Entwurfsanforderungen, auf deren Basis die diversen Profile miteinander verglichen werden.

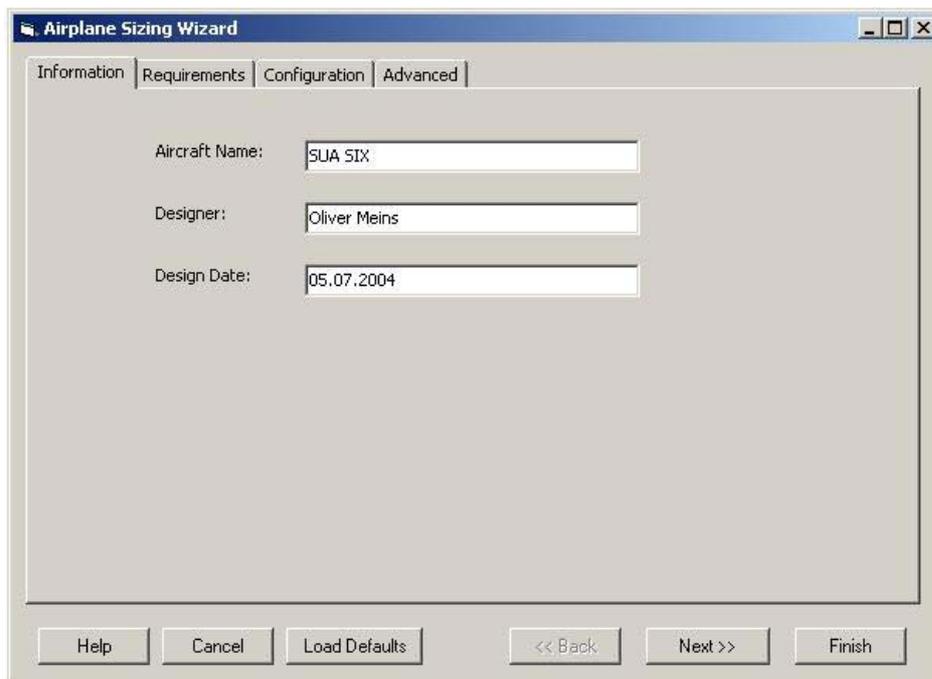
Für die Überprüfung des Designs und die Flugerprobung des Entwurfs wird der Flugsimulator *X-Plane* verwendet. *X-Plane* ist von der *FAA* offiziell für die Ausbildung von Flugzeugbesatzungen zugelassen und dient bei diversen Flugzeugbauprojekten als Flugerprobungssimulator. Das Programm bietet die Möglichkeit die Daten aus dem Programm *AirplanePDQ* mit der Hilfe des Programms *X-Plane Maker* zu bearbeiten und ein flugfähiges Modell zu erzeugen. *X-Plane* ermöglicht eine umfangreiche Flugerprobung durchzuführen und liefert diverse Daten über verschiedene Schnittstellen.

Bei dem Entwurf des SUA und der Auslegung der einzelnen Komponenten ist wie bereits erwähnt ein iteratives Vorgehen vorgesehen. Die graphische Manipulation einzelner Entwurfsbereiche zieht immer eine Veränderung des Gesamtentwurfs mit sich. Aus diesem Grunde sind mehrere Iterationsschritte durchzuführen, um eine optimale Auslegung des Sport Utility Aircraft zu erreichen und die Einzelkomponenten zu einem Gesamtentwurf zu komplettieren.

Das Entwurfsverfahren im Rahmen dieser Arbeit sieht vor, ein flugfähiges Sport Utility Aircraft zu entwickeln und im Flugsimulator darzustellen. Eine erste Optimierung der errechneten Flugeigenschaften wird vorgenommen und die weiteren Möglichkeiten des Programms werden betrachtet.

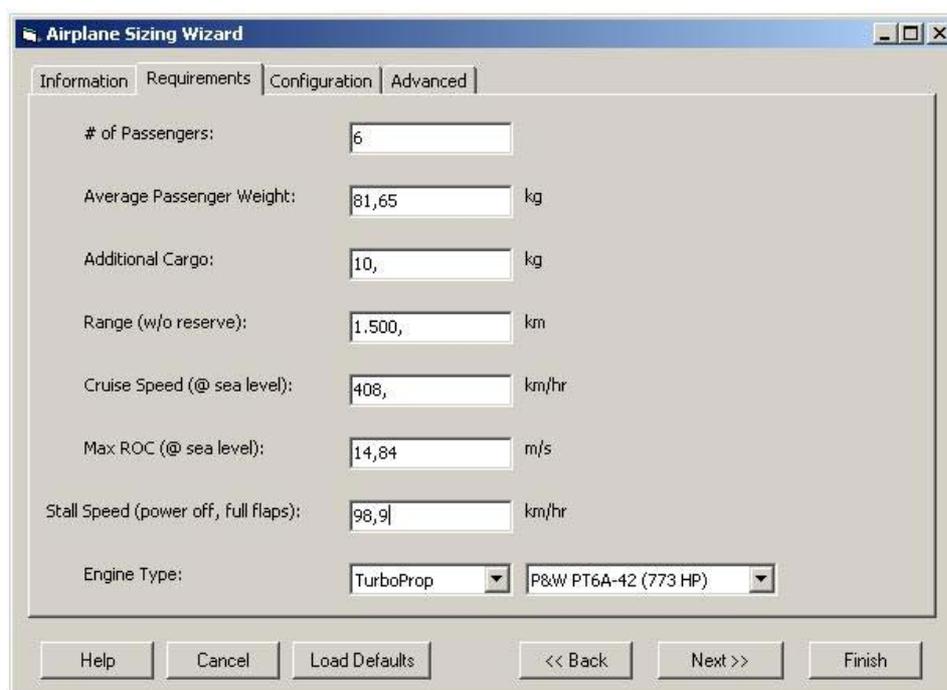
7.1 Eingangswerte für die Konfigurationsfestlegung

Das Programm *AirplanePDQ* verwendet für die Berechnung der Entwurfsstartkonfiguration die eingegebenen grundlegenden Daten aus der Dimensionierungsrechnung. Wie in den **Bildern 7.1-7.4** dargestellt, werden mit Hilfe von 4 Eingabefenstern die Startparameter eingegeben oder gewählt. *AirplanePDQ* berechnet aus diesen Daten eine Flugzeugkonfiguration die den eingegebenen Anforderungen entspricht.



The screenshot shows the 'Airplane Sizing Wizard' dialog box with the 'Information' tab selected. The dialog has four tabs: 'Information', 'Requirements', 'Configuration', and 'Advanced'. The 'Information' tab contains three input fields: 'Aircraft Name' with the value 'SUA SIX', 'Designer' with the value 'Oliver Meins', and 'Design Date' with the value '05.07.2004'. At the bottom of the dialog, there are six buttons: 'Help', 'Cancel', 'Load Defaults', '<< Back', 'Next >>', and 'Finish'.

Bild 7.1: Eingabefenster Allgemeine Informationen



The screenshot shows the 'Airplane Sizing Wizard' dialog box with the 'Requirements' tab selected. The dialog has four tabs: 'Information', 'Requirements', 'Configuration', and 'Advanced'. The 'Requirements' tab contains several input fields and dropdown menus: '# of Passengers' (6), 'Average Passenger Weight' (81,65 kg), 'Additional Cargo' (10, kg), 'Range (w/o reserve)' (1,500, km), 'Cruise Speed (@ sea level)' (408, km/hr), 'Max ROC (@ sea level)' (14,84 m/s), 'Stall Speed (power off, full flaps)' (98,9 km/hr), and 'Engine Type' (TurboProp) with a dropdown menu showing 'P&W PT6A-42 (773 HP)'. At the bottom of the dialog, there are six buttons: 'Help', 'Cancel', 'Load Defaults', '<< Back', 'Next >>', and 'Finish'.

Bild 7.2: Eingabefenster Anforderungen

Für den Entwurf wird eine Doppeldeckerkonfiguration gewählt und die untere Tragfläche als Fahrwerksausleger umfunktioniert. Im **Kapitel 7.3** wird dieses Vorgehen näher beschrieben.

The screenshot shows the 'Airplane Sizing Wizard' window with the 'Configuration' tab selected. The settings are as follows:

- Wing Configuration: Biplane
- Wing Placement: (empty)
- Empennage: Conventional
- Landing Gear: Tricycle, with a checked 'Retractable' checkbox.
- Seating: 2 Across
- Engine Configuration: Tractor

Buttons at the bottom include Help, Cancel, Load Defaults, << Back, Next >>, and Finish.

Bild 7.3: Eingabefenster Konfiguration

The screenshot shows the 'Airplane Sizing Wizard' window with the 'Advanced' tab selected. The settings are as follows:

- Specify Gross Weight: 1.950, kg
- Specify Wing Area: 16,53 m²
- Specify Wing Span: 10,91 m
- Specify Aircraft Length: 9, m
- Flap Type: Fowler Flaps
- Aircraft Maximum Lift Coefficient: 2,5
- Aircraft Equivalent Drag Area: (empty) m²

Buttons at the bottom include Help, Cancel, Load Defaults, << Back, Next >>, and Finish.

Bild 7.4: Eingabefenster Entwurfsrichtwerte

Aus den Daten wird eine Dreiseitenansicht und eine 3D-Ansicht erstellt (**Bild 7.5 –7.7**). In den verschiedenen Ansichten ist es dem Anwender möglich die vorgegebene Konfiguration graphisch zu verändern und so die Entwurfsparameter zu optimieren.

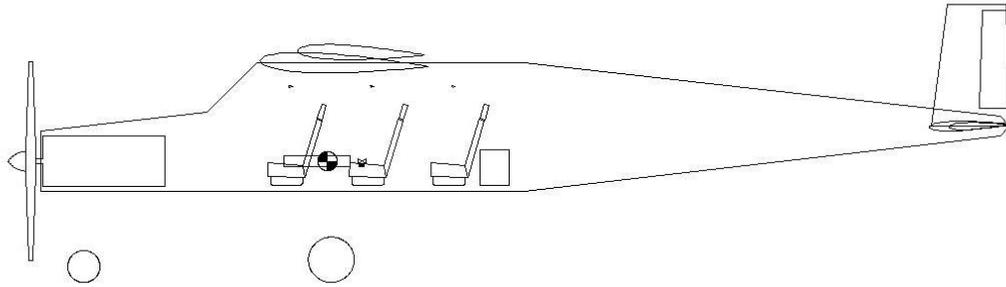


Bild 7.5: Startkonfiguration Seitenansicht

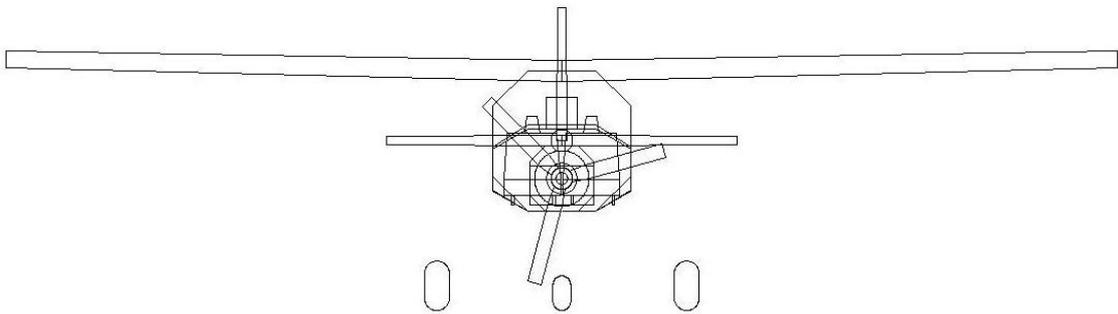


Bild 7.6: Startkonfiguration Vorderansicht

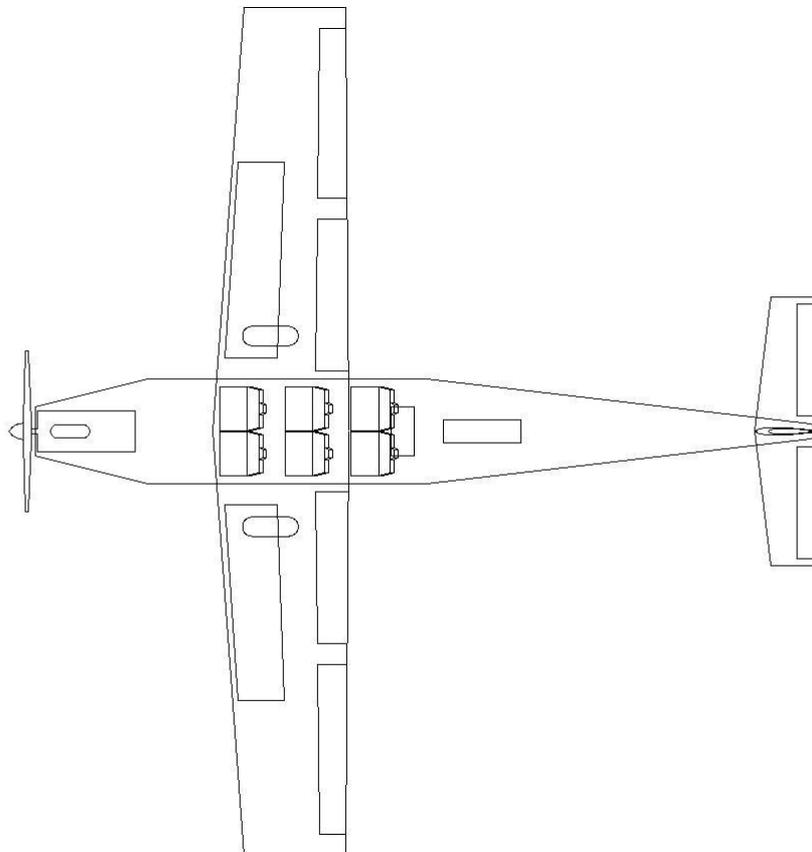


Bild 7.7: Startkonfiguration Draufsicht

In der 3D-Ansicht im **Bild 7.8** sind deutlich die Rumpflängsschnitte dargestellt. Diese Schnitte definieren die Rumpfkontur. In dem Programm *AirplanePDQ* ist eine unbegrenzte Anzahl von Längsschnitten möglich und damit eine hochdetaillierte Außenkontur zu erzeugen. Das Programm *X-Plane Maker* kann aber nur maximal 10 Schnitte verarbeiten. Zu beachten ist, dass die Position der Längsschnitte in *AirplanePDQ* optimal gewählt werden, um im Programm *X - Plane Maker* nur wenige Änderungen vornehmen zu müssen und so die berechneten Ergebnisse nicht zu verfälschen.

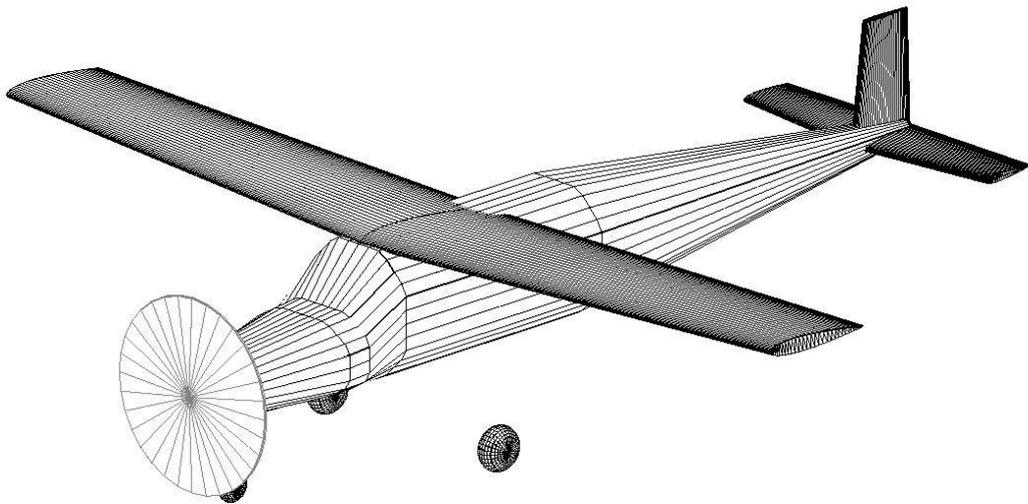


Bild 7.8: Startkonfiguration 3D-Ansicht

Das Ergebnis der automatischen Darstellung der Konfiguration erfüllt annähernd die Anforderungen an die Flugleistungen. Jedoch entspricht das Flugzeugdesign nicht den Vorgaben und lässt keine Integration einer Heckrampe zu. Im Weiteren wird die Startkonfiguration graphisch verändert. Das Design wird den Anforderungen angepasst. Hierbei ist zu beachten, dass die Flugleistungsparameter und die Flugeigenschaften sich den geforderten Werten weiter annähern oder diese bestmöglich erreichen.

7.2 Auslegung des Rumpfes

Der Rumpf wird durch die Eingabe von weiteren Entwurfsdaten, wie in **Bild 7.9** dargestellt, näher definiert. Es werden grundlegende Werte für die Widerstandsberechnung, die Gewichtsberechnung und die Kabinenkonfiguration gewählt oder eingegeben.

Für die Berechnung der Masse wird das Verfahren von **Raymer 1989** gewählt. Dieses Verfahren entspricht dem Durchschnittswert der fünf Verfahren die zur Anwendung kommen. Die Masseangaben für die einzelnen Systeme werden vom Programm vorgegeben, können aber auch bei einem manuellen Verfahren frei gewählt werden. Die Vorgaben der Raymer Methode sind für eine erste Entwurfsberechnung akzeptabel, müssten aber bei weiteren Iterationsschritten dementsprechend angepasst werden.

| Parameter | Value | Unit |
|--------------------------------------|-------------------------|------|
| Surface Finish | Smooth Molded Composite | - |
| Laminar Flow Percentage | 5,1 | - |
| Leakage and Protuberance Drag Factor | 0,05 | - |
| Base Area Percentage | 10, | - |
| Cooling Drag Factor | 0,1 | - |
| Weight Estimation Approach | Raymer GA Method | - |
| Fuselage Weight | 252,6 | kg |
| Electical System Weight | 69,46 | kg |
| Flight Controls Weight | 40,79 | kg |
| Fuel System Weight | 36,19 | kg |
| Avionics Weight | 24,88 | kg |
| Furnishings Weight | 83,99 | kg |
| Passenger Weight | 81,65 | kg |
| Number of Passengers | 6, | - |
| Seats Across | 2, | - |

Bild 7.9: Eingabedaten Rumpf

Durch die graphische Veränderung in den drei Ansichten wird die geforderte Rumpfkontur erstellt. Bei der Designanpassung ist zu beachten, dass die Sicht des Piloten durch die lange PTL - Turbine nicht eingeschränkt wird und die Anordnung des Kabinenbodens genügend Platz für das Einfahren des Fahrwerks zulässt. Weiterhin muss die Kontur des hinteren Rumpfbereiches den Einbau einer Heckkladerampe und die Seitenbereiche die Integration der vorgesehenen Seitentüren ermöglichen.

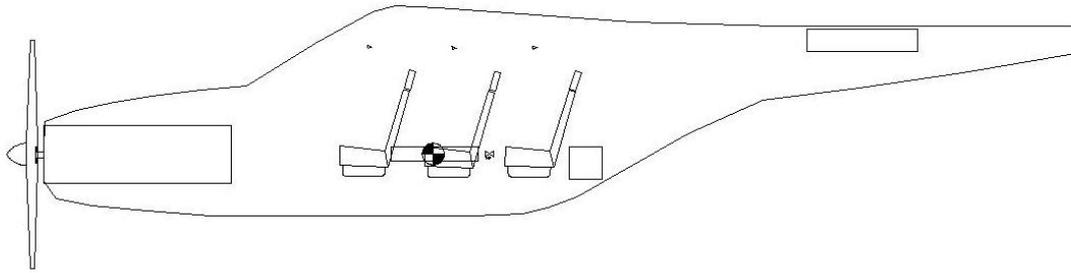


Bild 7.10: Rumpf Seitenansicht

In der Seitenansicht und der Draufsicht in **Bild 7.10** und **7.11** wird die Kontur festgelegt und das Interieur positioniert. Weiterhin ist die Unterbringung des Gepäcks hinter den Sitzen gekennzeichnet und die Position des Rettungssystems im hinteren Rumpfteil. Um das Gewicht vom Triebwerk zu kompensieren wird das Rettungssystem möglichst weit vom Schwerpunkt entfernt eingebaut.

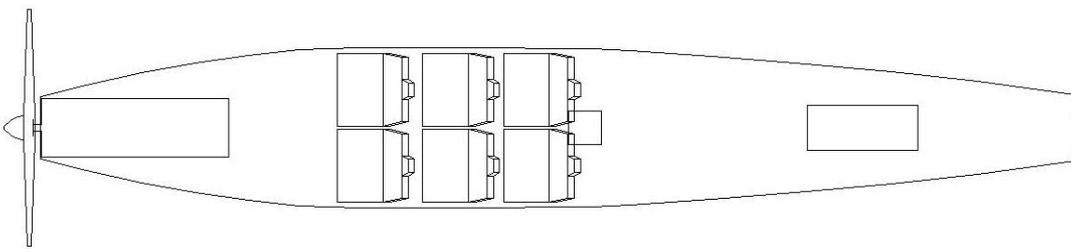


Bild 7.11: Rumpf Draufsicht

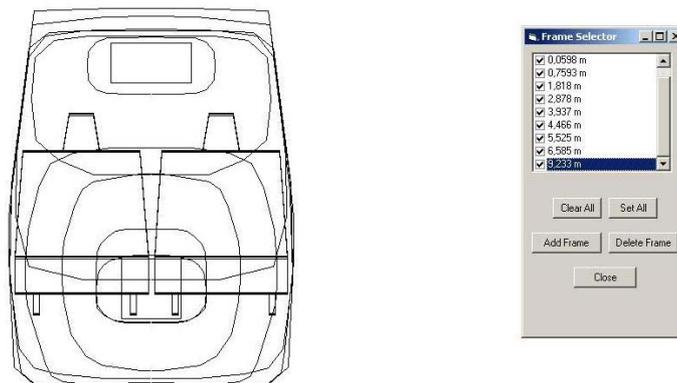


Bild 7.12: Rumpf Vorderansicht

In der Vorderansicht in **Bild 7.12** wird die Rumpfform modelliert. Die verschiedenen Rumpfschnitte entlang der Längsachse werden einzeln angewählt und der geforderten Rumpfform angepasst. Angestrebt wird eine rechteckige Grundform der Kabine, um das Kabinenvolumen zu maximieren.

Die primäre Anforderung an den Rumpf besteht in der guten Zugänglichkeit zur Kabine. Hierfür sind große beidseitige Doppeltüren vorgesehen. Die vordere Tür lässt sich nach vorne aufschwenken und die hintere kleinere Tür nach hinten. Die optimale Größe der beiden Türen müsste in einer Ergonomiestudie näher betrachtet werden. Weiterhin ist im Heckbereich eine Laderampe vorgesehen, welche sich nach unten, aber auch nach oben in die Kabine schwenken lässt (**Bild 7.13**).

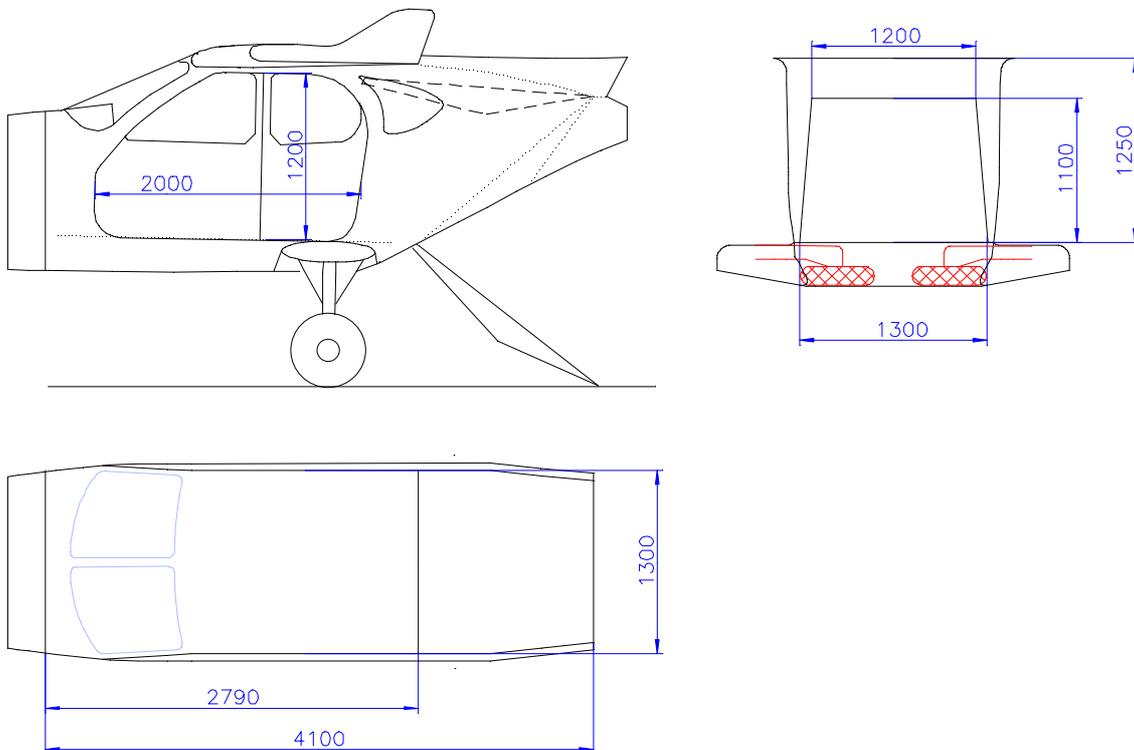


Bild 7.13: Kabinenabmessungen

Die großen Ausschnitte im Rumpf stellen hohe Ansprüche an die Strukturauslegung. Angedacht ist eine Kombination aus Aluminium- und Faserverbundstruktur. Möglich wäre ein Fachwerkkäfig, welcher mit einer tragfähigen aerodynamischen Verkleidung aus Faserbundwerkstoffen kombiniert wird.

Die maximalen Kabinenabmessungen in **Tabelle 7.1** entsprechen nicht den Abmessungen in **Bild 7.13** und müssen dementsprechend bei einem weiteren Iterationsschritt optimiert werden.

Tabelle 7.1: Abmessungen Rumpf (AirplanePDQ)

| Parameter | Wert |
|-------------------------|---------|
| Maximale Rumpf Breite | 1,417 m |
| Maximale Rumpf Höhe | 1,931 m |
| Rumpf Länge | 9,392 m |
| Sichtwinkel | 9,147° |
| Maximale Kabinen Breite | 1,245 m |
| Maximale Kabinen Höhe | 1,243 m |
| Kabinen Länge | 2,776 m |

7.3 Auslegung des Flügels und des Hochauftriebssystems

Das Entwurfsprogramm hat bei der Festlegung der Startkonfiguration ein symmetrisches Profil gewählt (**Bild 7.14**). Dieses Profil erreicht nicht die geforderten Parameter. Aus diesem Grunde wurde ein anderes Profil mit besseren Flugleistungswerten gewählt.

Mit dem Programm Airfoil Optimizer wurden diverse Profile mit dem symmetrischen Basisprofil auf ihre Auswirkung auf die Flugleistungen verglichen und eine Vorauswahl getroffen. Die Profile der NACA 6 Reihe –210 und –212 ergaben die besten Werte im direkten Vergleich. Die **Tabelle 7.2** zeigt die Profile, welche in die engere Auswahl gekommen sind.

Die Auswirkungen auf den Gesamtentwurf wurden in Airplane PDQ ermittelt. Jedes Profil wurde im Entwurfsdatenfenster (**Bild 7.16**) angewählt und dessen Auswirkungen auf die Flugleistungen und – eigenschaften ermittelt. Die beiden grau hinterlegten Profile in **Tabelle 7.2** bieten im Vergleich zu den restlichen Profilen die besten Werte. Gewählt wurde das NACA-Profil 66(sub)1-212 (**Bild 7.15**), da es gegenüber dem 64(sub)1-212 in mehreren Bereichen bessere Werte bietet und den geforderten Flugleistungsanforderungen am nächsten kommt.



Bild 7.14 Symmetrisches Basisprofil



Bild 7.15: NACA Profil 66(sub)1-212

Tabelle 7.2a: Auswahl eines Tragflächenprofils

| Profil | Startmasse kg | Vordere | Hintere | Schwerpunkt- grenzbereich m | Neutral- punktlage m | Vorderste | Hinterste | Schwerpunkt- lagebereich m |
|--------------------|------------------|--------------------------|--------------------------|-----------------------------------|----------------------------|---------------------------|---------------------------|----------------------------------|
| | | Schwerpkt grenze m | Schwerpkt grenze m | | | Schwer- punktlage m | Schwer- punktlage m | |
| 63-210 | 1941 | 3,106 | 3,953 | 0,847 | 4,058 | 3,213 | 3,502 | 0,289 |
| 63(sub)1-212 | 2015 | 3,106 | 3,975 | 0,869 | 4,080 | 3,211 | 3,505 | 0,294 |
| 64-210 | 1924 | 3,193 | 3,998 | 0,805 | 4,102 | 3,550 | 3,758 | 0,208 |
| 64(sub)1-212 | 2015 | 3,117 | 3,957 | 0,840 | 4,062 | 3,211 | 3,505 | 0,294 |
| 65-210 | 1941 | 3,005 | 4,037 | 1,032 | 4,142 | 3,213 | 3,502 | 0,289 |
| 65(sub)1-212,a=0,6 | 2015 | 2,961 | 4,007 | 1,046 | 4,112 | 3,211 | 3,505 | 0,294 |
| 66,1-212 | 2015 | 2,927 | 4,157 | 1,230 | 4,262 | 3,211 | 3,505 | 0,294 |
| 66-210 | 1941 | 2,783 | 4,061 | 1,278 | 4,166 | 3,213 | 3,502 | 0,289 |
| 66(sub)1-212 | 2015 | 2,917 | 3,987 | 1,070 | 4,092 | 3,211 | 3,505 | 0,294 |
| 66(sub)2-215 | 2127 | 3,004 | 4,000 | 0,996 | 4,105 | 3,209 | 3,509 | 0,300 |
| 66(sub)3-218 | 2242 | 3,008 | 4,006 | 0,998 | 4,111 | 3,207 | 3,513 | 0,306 |

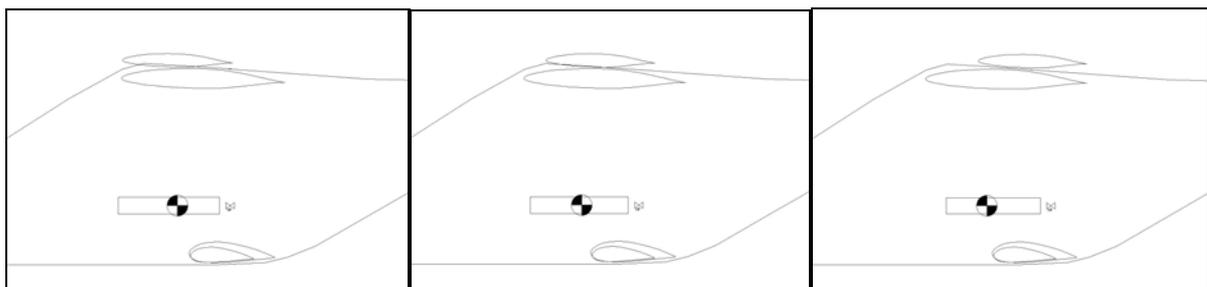
Tabelle 7.2b: Auswahl eines Tragflächenprofils

| Profil | Rotationsgeschw. v. Schwerpunktlage | Rotationsgeschw. h. Schwerpunktlage | Reise geschw. | Überzieh geschw. | Max. Steigrate | Reichweite |
|--------------------|--|--|------------------|---------------------|----------------|------------|
| | km/h | km/h | km/h | km/h | m/s | km |
| 63-210 | 113,80 | 94,24 | 405,60 | 111,50 | 12,85 | 1187 |
| 63(sub)1-212 | 115,90 | 95,68 | 405,60 | 111,50 | 12,84 | 1414 |
| 64-210 | 113,80 | 94,24 | 405,60 | 111,50 | 12,84 | 1187 |
| 64(sub)1-212 | 115,80 | 95,60 | 405,60 | 111,50 | 12,96 | 1506 |
| 65-210 | 113,70 | 94,15 | 416,10 | 111,50 | 13,01 | 1180 |
| 65(sub)1-212,a=0,6 | 117,10 | 96,68 | 416,10 | 122,00 | 13,06 | 1452 |
| 66,1-212 | 116,90 | 96,46 | 416,10 | 122,00 | 13,19 | 1467 |
| 66-210 | 114,20 | 94,63 | 416,10 | 132,50 | 13,06 | 1217 |
| 66(sub)1-212 | 116,00 | 95,75 | 416,10 | 122,00 | 13,16 | 1500 |
| 66(sub)2-215 | 119,30 | 98,04 | 416,10 | 132,50 | 13,17 | 1922 |
| 66(sub)3-218 | 123,00 | 100,60 | 416,10 | 132,50 | 13,11 | 2365 |

Das neue Profil wird in dem Fenster für Eingabedaten (**Bild 7.16**) ausgewählt. Die restlichen Werte werden je nach graphischer Manipulation des Entwurfs verändert.

Bild 7.16: Eingabedaten Auftriebssystem (Tragfläche)

Im **Bild 7.17** wird die Auswirkung der Tragflächenform auf den Schwerpunktbereich dargestellt. Für die zugrundegelegte Kabinenkonfiguration mit sechs Sitzen und Gepäck, wird die Positionierung der Tragfläche und die Flächenform so gewählt, dass der Schwerpunkt in der Mitte des möglichen Bereichs liegt.

**Bild 7.17:** Auswirkungen der Flügelform auf den Schwerpunktbereich

In **Bild 7.18** ist das Eingabefenster für die Fahrwerksausleger dargestellt. *AirplanePDQ* bietet keine Möglichkeit Fahrwerksausleger zu integrieren. Aus diesem Grunde ist das SUA als Doppeldecker konfiguriert und die Fahrwerksausleger sind aus der unteren Tragfläche entstanden (**Bild 7.22-7.23**). Dieses bietet den Vorteil, dass die Fahrwerksausleger bei der Berechnung des Entwurfs als Auftriebsflächen berücksichtigt werden.

Für die Ausleger wird ein NACA 4424 Profil gewählt. Dieses Profil bietet ausreichend Platz für die Unterbringung des Fahrwerks und der Lastenschlösser für die Befestigung von Außenlasten.

Bild 7.18: Eingabedaten Auftriebssystem (Fahrwerksausleger)

Nachdem die Profile für die obere Tragfläche und die Fahrwerksausleger festgelegt sind, werden die Flächentanks auf das geforderte Volumen eingestellt. Für das SUA ist eine Kraftstoffmasse von 314 kg vorgesehen. Diese 314 kg ergeben ein Volumen von ca. 395 Liter. **Bild 7.19** zeigt die Lage der Flächentanks und das eingestellte Volumen.

In **Bild 7.23** ist die Positionierung der Flächentanks dargestellt. Durch graphische Veränderung der Tankgröße wurde das geforderte Volumen gewählt. Die Tanks können im weiteren Entwurf noch größer ausfallen, um eine Reichweitenerhöhung bei reduzierter Nutzlast zu ermöglichen.

Bild 7.19: Eingabedaten Tanksystem

Für die geforderten STOL Eigenschaften und die daraus resultierende niedrige Überziehgeschwindigkeit wird ein Hochauftriebssystem mit einem hohen maximalen Auftriebsbeiwert benötigt. Dieser hohe Auftriebsbeiwert wird durch die Wahl eines Fowler Klappensystems erreicht. **Bild 7.20** zeigt das Eingabefenster für das Hochauftriebssystem. Die spannwitige Erstreckung des Hochauftriebssystems und die damit zusammenhängende Größe der Steuerflächen wird durch die geforderte Überziehgeschwindigkeit mit ausgefahrenen Klappen (max. 45°) bestimmt.

In der Dimensionierung wurde ein maximaler Auftriebsbeiwert in Landekonfiguration von 2,5 angenommen. Die **Tabelle 7.3** zeigt, dass bei einer Überziehgeschwindigkeit von 100 km/h ein Auftriebsbeiwert von ca. 2,5 erreicht wird. In der **Tabelle 7.3** sind Daten aus dem Trim Report aus **Anhang B7** dargestellt.

Tabelle 7.3: Auftriebsbeiwert im Langsamflug

| Geschwindigkeit | Tragflächen Anstellwinkel | Höhenruderausschlagwinkel | Flugzeug Cl | Flugzeug Cd |
|-----------------|------------------------------|---------------------------|----------------|----------------|
| km/h | ° | ° | | |
| ***80,8*** | 24,8 | -5,1 | 2,7 | 0,577 |
| 94,39 | 13,2 | 9,3 | 2,7 | 0,459 |
| 108 | 5,0 | 5,6 | 2,1 | 0,296 |
| 121,6 | -0,4 | 3,0 | 1,7 | 0,214 |
| 135,2 | -3,9 | 1,5 | 1,4 | 0,176 |
| 148,8 | -6,4 | 0,5 | 1,2 | 0,156 |
| 162,4 | -8,5 | -0,3 | 1,0 | 0,147 |

In **Bild 7.23** ist die Lage und die Größe des Hochauftriebssystem zu erkennen.

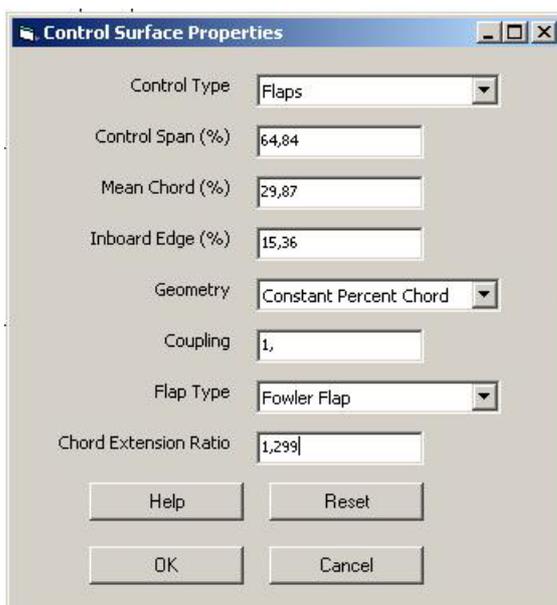


Bild 7.20: Eingabedaten Hochauftriebssystem

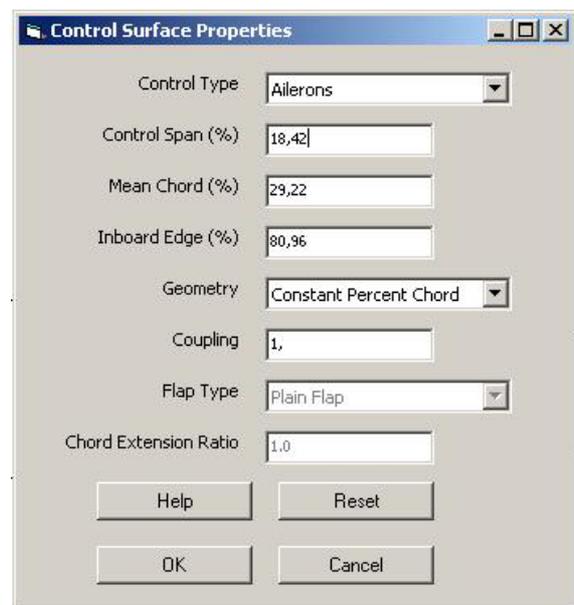


Bild 7.21: Eingabedaten Steuerflächen

Für die Steuerung um die Längsachse wurden gewöhnliche Querruder gewählt. **Bild 7.21** und **7.23** zeigt die Lage der Steuerflächen.

Die V-Stellung der Tragflächen (**Bild 7.22**) werden im Flugsimulator anhand der Flugeigenschaften überprüft und gegebenenfalls optimiert.

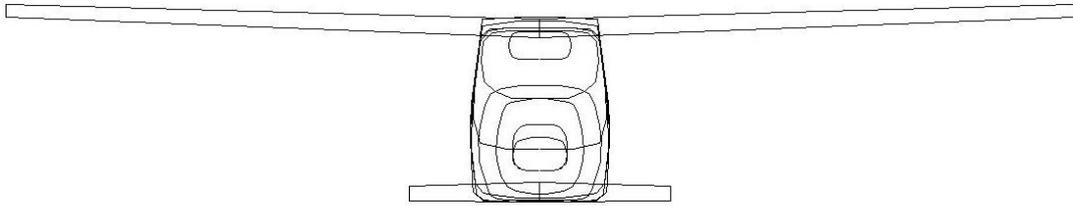


Bild 7.22: Auftriebsflächen Vorderansicht

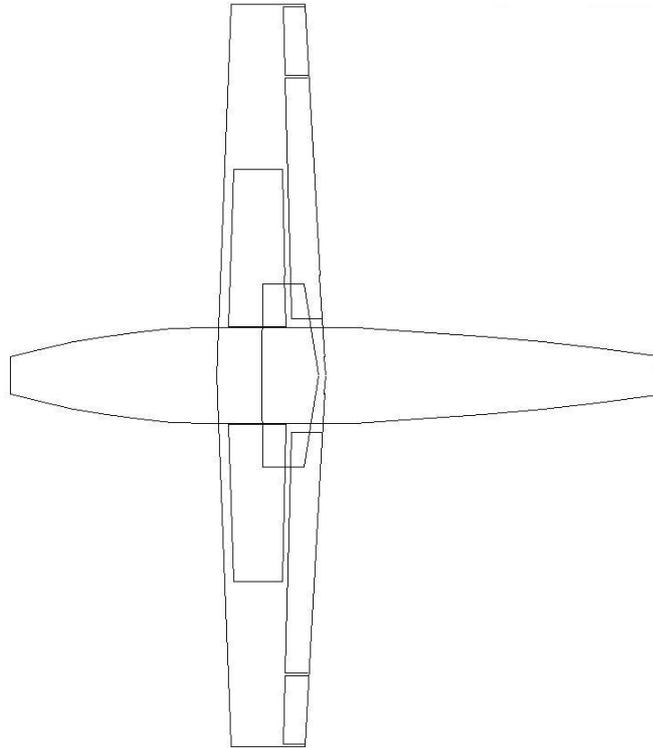


Bild 7.23: Auftriebsflächen Draufsicht

In der Draufsicht in **Bild 7.23** ist die Form der Tragfläche und der Fahrwerksausleger (untere Tragfläche) zu erkennen. Im Weiteren sind die Flächentanks, das Hochauftriebssystem und die Querruder dargestellt.

In der **Tabelle 7.4** sind die Entwurfparameter der Flügel- und Hochauftriebssystemauslegung dargestellt. Weitere Parameter enthält der Geometrie Report im **Anhang B2**.

Tabelle 7.4: Entwurfparameter der Flügel- und Hochauftriebssystemauslegung

| Parameter | Wert |
|-----------------------------|-----------------------|
| Tragfläche | |
| Profil | 66(sub)1-212 |
| Flügelfläche | 14,42 m ² |
| Spannweite | 10,92 m |
| Profildicke (% Flügeltiefe) | 12 |
| Streckung | 8,276 |
| Einstellwinkel | 1,5° |
| Schränkung | 0° |
| Zuspitzung | 0,675 |
| V-Stellung | 1,807° |
| Pfeilung (1/4 c) | 0,701° |
| Fahrwerksausleger | |
| Profil | 4424 |
| Flügelfläche | 1,923 m ² |
| Spannweite | 2,68 m |
| Profildicke (% Flügeltiefe) | 24 |
| Streckung | 3,735 |
| Einstellwinkel | 1,998° |
| Schränkung | 0° |
| Zuspitzung | 0,7347 |
| V-Stellung | -0,6815° |
| Pfeilung (1/4 c) | -1,793° |
| Hochauftriebssystem | |
| % Spannweite | 64,84 |
| Steuerflächen | |
| % Spannweite | 18,42 |
| Kraftstofftanks | |
| Tank Typ | Flächentank |
| Kraftstoffvolumen | 0,3944 m ³ |
| Kraftstoffmasse | 318,6 kg |

7.4 Auslegung des Leitwerks

Die Leitwerksauslegung, besonders die Auslegung des Höhenleitwerks, beeinflusst im großen Maße die Schwerpunktlage und den Schwerpunktbereich. Weiterhin wird mit der richtigen Positionierung und Größe der Leitwerke eine optimale Stabilität und Steuerbarkeit des Entwurfs erreicht.

Für das Höhen- und Seitenleitwerk wird das symmetrische NACA 0009 Profil gewählt. Die grundlegenden Daten für die Leitwerksauslegung werden in den Eingabefenstern (**Bild 7.24** und **7.26**) gewählt oder über graphische Manipulation im CAD Programm verändert.

Lifting Surface Properties

Lifting Surface: Horizontal Stabilizer

Weight Estimation Approach: Raymer GA Method

Construction Type: Cantilevered

Weight Estimate: 32,04 kg

Span: 4,113 m

Airfoil Section: 0009

Root Incidence Angle: 2, deg

Twist Angle: 0,0 deg

Root Chord: 1,367 m

Taper Ratio: 0,6318

Sweep Angle: 10,71 deg

Dihedral Angle: 0,5863 deg

Efficiency Factor: 0,9

Interference Factor: 1,04

Inboard Control Surface

Outboard Control Surface

Fuel Tank Properties

Help Reset

OK Cancel

Bild 7.24: Eingabedaten Höhenleitwerk

Durch die optimale Wahl der Höhenleitwerksfläche und -position wird verhindert, dass das SUA in der hintersten Schwerpunktlage hinten überkippt (**Bild 7.25**). Weiterhin muss die Höhenrudерfläche ein anheben der Flugzeugnase bei niedrigen Geschwindigkeiten ermöglichen. Diese optimale Auslegung des Leitwerks wird in einem iterativen Vorgehen mit der Fahrwerkspositionierung durchgeführt.

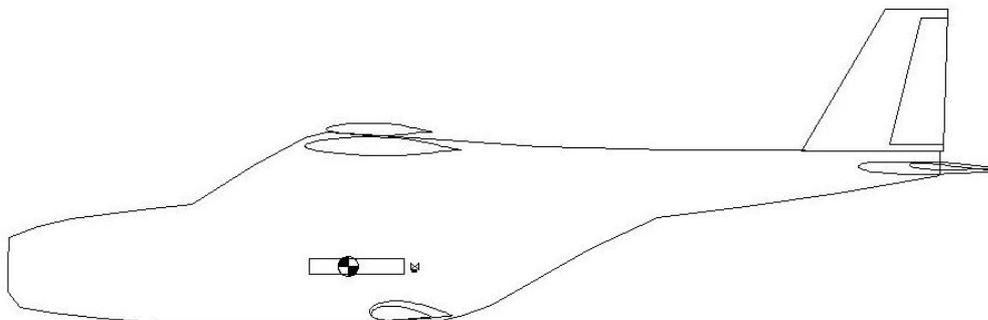


Bild 7.25: Leitwerksflächen Seitenansicht

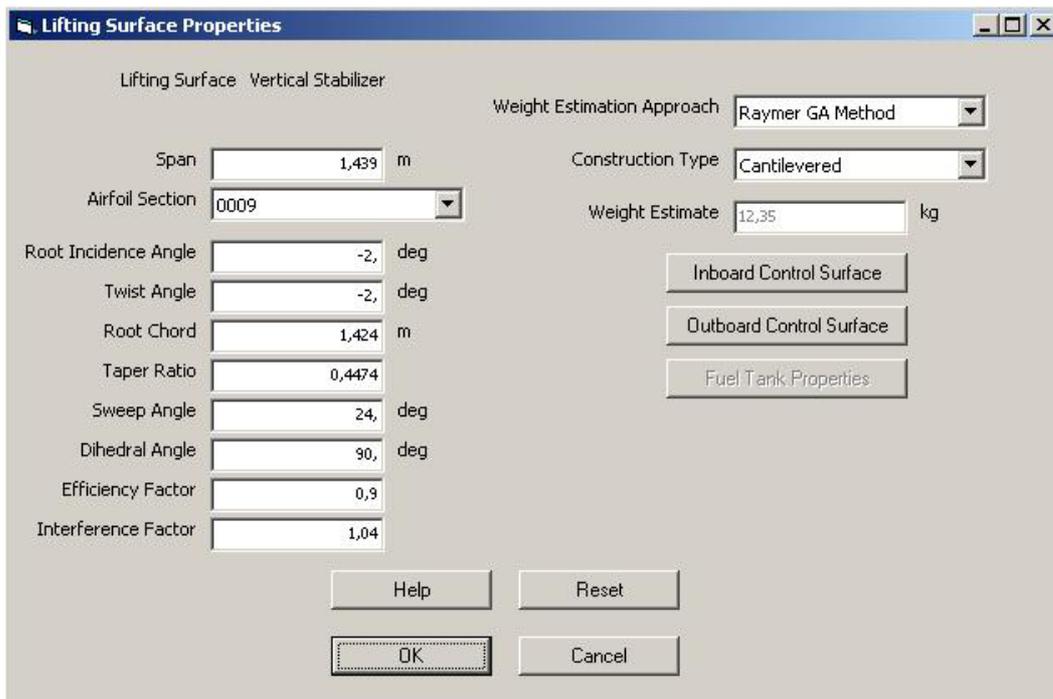


Bild 7.26: Eingabedaten Seitenleitwerk

Das Seitenleitwerk wird wie in **Bild 7.26** u. **7.29** dargestellt in den ersten Iterationsschritten um 2° angestellt. Das SUA hat bei den ersten Testflügen im Flugsimulator eine starke Tendenz nach links gezeigt. Diese Tendenz ist auf das starke Triebwerksdrehmoment bei 100% Leistung zurückzuführen und wird durch die Anstellung des Seitenleitwerks etwas kompensiert.

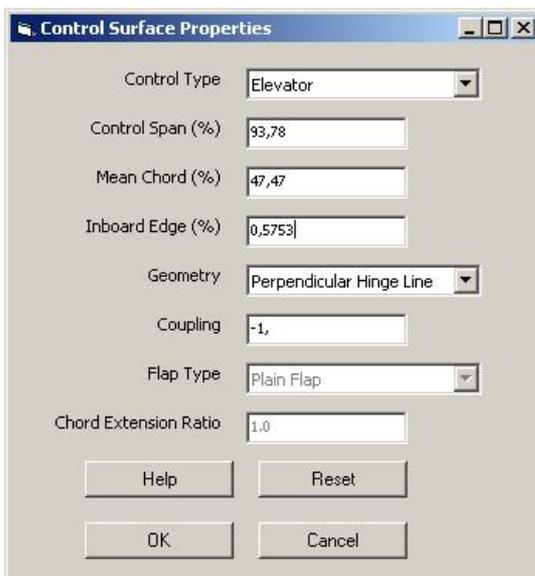


Bild 7.27: Eingabedaten Höhenruder

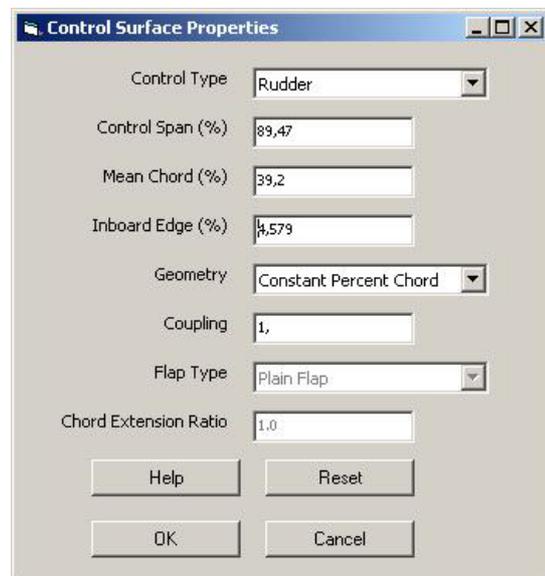


Bild 7.28: Eingabedaten Seitenruder

Die Abmessungen und Einstellungen des Seiten- und Höhenruders werden in **Bild 7.27** und **7.28** dargestellt.

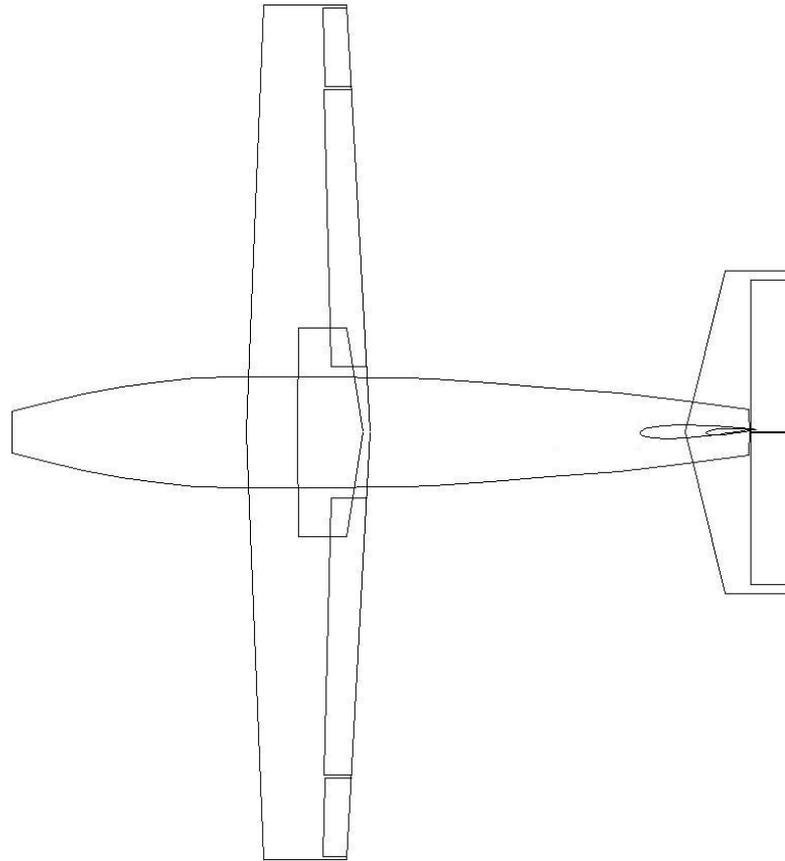


Bild 7.29: Leitwerksflächen Draufsicht

Die Höhenruder und dementsprechend auch die Leitwerke fallen im Vergleich mit anderen Flugzeugen sehr groß aus (**Bild 7.29** und **7.30**). Diese Größe begründet sich durch die Forderung nach einer kurzen Startstrecke. Um das Flugzeug bei einer niedrigen Startgeschwindigkeit und bei der gewählten Positionierung des Fahrwerks von der Startbahn abzuheben, muss das Höhenruder dementsprechend groß gewählt werden. Die Leitwerke bieten deshalb noch ein großes Optimierungspotential. Erste Schritte werden bereits im Flugsimulator vorgenommen, um die Flugeigenschaften zu verbessern.

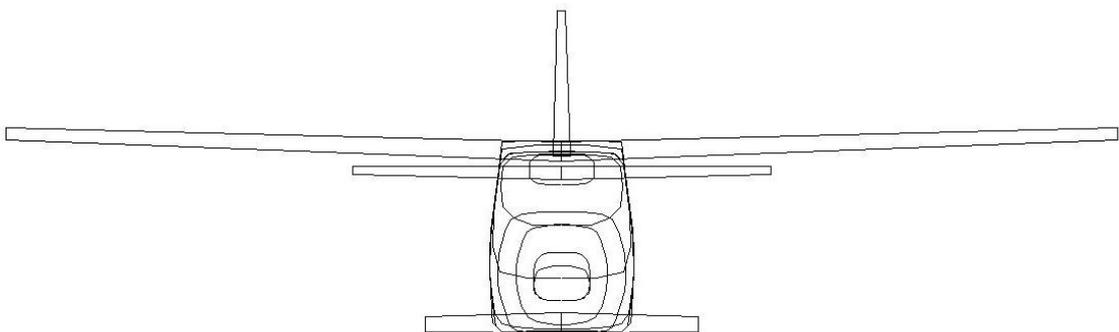


Bild 7.30: Leitwerksflächen Vorderansicht

In der **Tabelle 7.5** sind die Entwurfsparameter der Leitwerksauslegung dargestellt. Weitere Parameter enthält der Geometrie Report im **Anhang B2**.

Tabelle 7.5: Entwurfsparameter der Leitwerksauslegung

| Parameter | Wert |
|-----------------------------|----------------------|
| Höhenleitwerk | |
| Profil | 0009 |
| Flügelfläche | 4,571 m ² |
| Spannweite | 4,101 m |
| Profildicke (% Flügeltiefe) | 9 |
| Streckung | 3,679 |
| Einstellwinkel | 2° |
| Schränkung | 0° |
| Zuspitzung | 0,6325 |
| V-Stellung | 0,5863° |
| Pfeilung (1/4 c) | 10,71° |
| Steuerfläche | Höhenruder |
| % Spannweite | 94,03 |
| % Mittlere Flügeltiefe | 42,31 |
| Seitenleitwerk | |
| Profil | 0009 |
| Flügelfläche | 1,483 m ² |
| Spannweite | 1,439 m |
| Profildicke (% Flügeltiefe) | 9 |
| Streckung | 1,396 |
| Einstellwinkel | -2° |
| Schränkung | -2° |
| Zuspitzung | 0,4474 |
| V-Stellung | 90° |
| Pfeilung (1/4 c) | 24° |
| Steuerfläche | Seitenruder |
| % Spannweite | 89,47 |
| % Mittlere Flügeltiefe | 39,2 |

7.5 Auslegung des Fahrwerks

Für das Sport Utility Aircraft ist ein einziehbares dreirädriges Fahrwerk vorgesehen. In **Bild 7.31** ist die Positionierung des Bugfahrwerks und des Hauptfahrwerks dargestellt. Das Hauptfahrwerk ist an Fahrwerksauslegern montiert und klappt nach innen in die Rumpfunterseite ein. Das Bugfahrwerk fährt nach hinten in die Flugzeugnase ein und ist im eingefahrenen Zustand unter dem Triebwerk und dem Cockpit positioniert.

Die Fahrwerksausleger dienen weiterhin als Außenlastenstationen für die Aufnahme von Zusatzausrüstung, wie z.B. Außentanks, Gepäckbehälter oder Behälter mit elektronischer Ausrüstung.

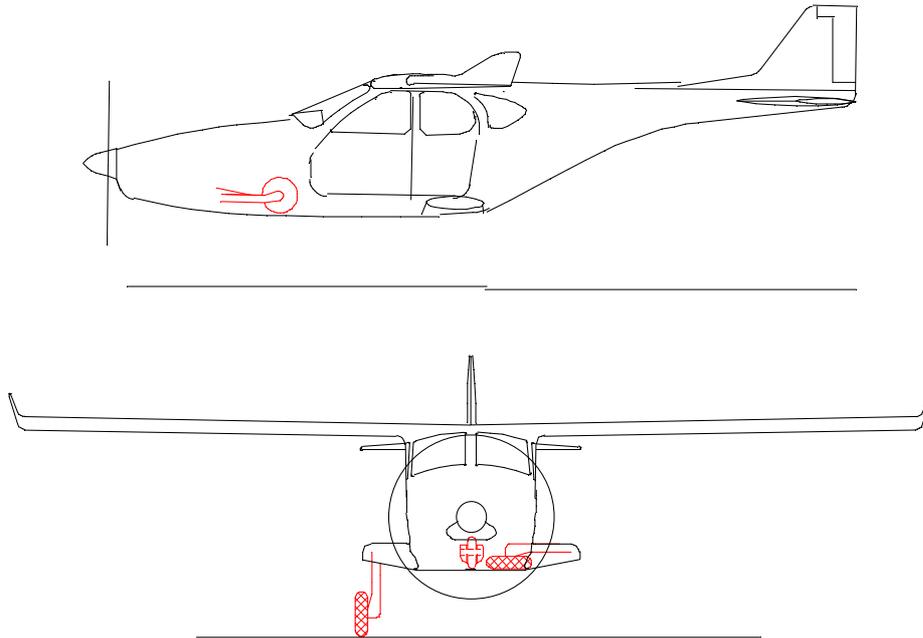


Bild 7.31: Fahrwerk im eingefahrenen und ausgefahrenen Zustand

| Landing Gear Properties | |
|--|--|
| Gear Configuration | Tricycle <input checked="" type="checkbox"/> Retractable |
| Wheel Track | 2,484 m |
| Main Tire Diameter | 0,711 m |
| Main Tire Rolling Radius | 0,2371 m |
| Main Tire Width | 0,247 m |
| Nose/Tail Tire Diameter | 0,4977 m |
| Nose/Tail Tire Rolling Radius | 0,166 m |
| Nose/Tail Tire Width | 0,1729 m |
| Weight Estimation Approach | Raymer GA Method |
| Main Gear Weight Estimate | 85,58 kg |
| Nose/Tail Gear Weight Estimate | 24,78 kg |
| <input type="button" value="Help"/> <input type="button" value="Reset"/> <input type="button" value="OK"/> <input type="button" value="Cancel"/> | |

In der **Bild 7.32** sind die Eingabedaten für die Fahrwerksauslegung dargestellt. Für das Bugfahrwerk hat das Programm *AirplanePDQ* einen Reifendurchmesser von 500 mm festgelegt. Der Hauptfahrwerksreifen besitzt einen Durchmesser von ca. 700 mm. Bei der Auslegung der Rumpfkontur müssen die festgelegten Reifengrößen im eingefahrenen Zustand berücksichtigt werden.

Für das SUA ist ein Einsatz auf schlechten Pisten, auf Schnee und auf dem Wasser vorgesehen. Weitere Zeichnung des SUA mit Schwimmern, Ballonbereifung und Ski sind im **Anhang C** dargestellt.

Bild 7.32: Eingabedaten Fahrwerksauslegung

7.6 Berechnung der Masse und der Schwerpunktlage

Für die Berechnung der Massen und des Schwerpunkts bietet das Programm *AirplanePDQ* fünf verschiedene Methoden an. Die Cessna Methode, die USAF Methode, die Stinton Methode und die Methoden von Torenbeek und von Raymer stehen zur Verfügung. Zum Vergleich sind die Ergebnisse aller Methoden im **Anhang B4** dargestellt. Für den Entwurf wird das Verfahren von **Raymer 1989** gewählt (**Tabelle 7.6**). Dieses Verfahren entspricht dem Mittelwert aller Methoden und ermöglicht im ersten Schritt eine akzeptable Massenberechnung. Im weiteren Entwurfsstadium müssen die vorgegebenen Massen für die verschiedenen Komponenten des Entwurfs überarbeitet und gegebenenfalls angepasst werden.

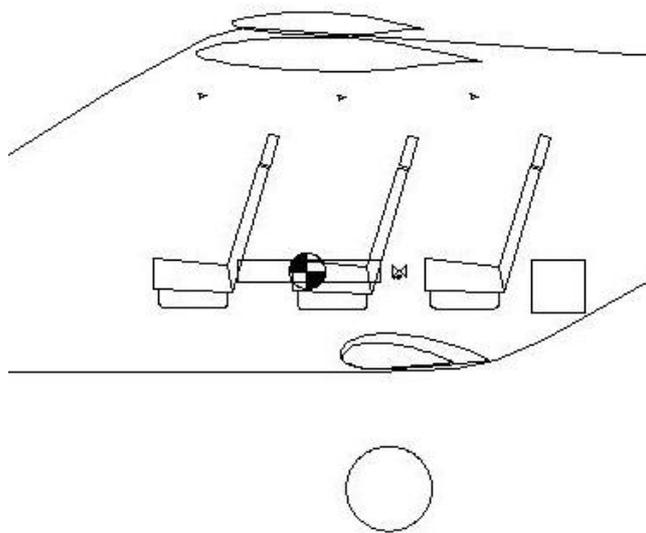
Tabelle 7.6: Entwurfsparameter der Massenberechnung

| Parameter | Masse | Station |
|------------------------------|-------------------|----------------|
| Struktur | | |
| Obere Tragfläche | 199,4 kg | 3,614 m |
| Fahrwerksausleger | 21,47 kg | 4,079 m |
| Höhenleitwerk | 31,93 kg | 9,266 m |
| Seitenleitwerk | 12,35 kg | 8,847 m |
| Rumpf | 252,6 kg | 3,812 m |
| Fahrwerk | 110,5 kg | 3,347 m |
| Antrieb | | |
| Triebwerk | 176,3 kg | 0,9089 m |
| Kraftstoffsystem | 32,95 kg | 3,572 m |
| Ausrüstung | | |
| Avionik | 24,88 kg | 2,526 m |
| Elektrik | 67,56 kg | 1,891 m |
| Flugsteuerung | 40,79 kg | 3,812 m |
| Innenausstattung | 83,99 kg | 3,001 m |
| Rettungssystem | 50, kg | 7,536 m |
| Gesamt Leermasse | 1.104,8 kg | 3,439 m |
| Zuladung | | |
| Besatzung und Passagiere | 489,9 kg | 3,818 m |
| Kraftstoffmasse | 318,6 kg | 3,572 m |
| Gepäck | 60, kg | 4,991 m |
| Aktuelle Startmasse | 1.973,2 kg | 3,602 m |
| Geforderte Startmasse | 1.950, kg | |

Das berechnete Gesamtgewicht beträgt 1973,2 kg und weicht von dem vorgegebenen Entwurfsgewicht von 1950 kg um 1,2% ab. Diese Abweichung ist für die ersten Iterationsschritte akzeptabel.

Der Schwerpunkt befindet sich, bei der gewählten Kabinenkonfiguration mit 6 Passagieren und Gepäck, in der Mitte des Schwerpunktbereiches. Der gesamte Schwerpunktbereich liegt, wie in **Bild 7.33** dargestellt, vor dem Neutralpunkt des Flugzeugs.

Für das Sport Utility Aircraft ist eine große Multifunktionalität gefordert und aus diesem



Grunde sind diverse Kabinenlayouts vorgesehen (**Kapitel 9**). Der Schwerpunktbereich wurde deshalb möglichst groß entworfen und speziell das Tragflächenprofil dahingehend gewählt. Im weiteren Entwurfsprozess müssten alle Kabinenlayouts in *AirplanePDQ* weitestgehend nachgebaut und implementiert werden. Für jedes Layout müsste eine Schwerpunktberechnung erfolgen. Die berechneten Daten würden dann eine Aussage über den benötigten Schwerpunktbereich zulassen und den Entwurf dahingehend beeinflussen.

Bild 7.33: Schwerpunktbereich

In der **Tabelle 7.7** sind die Parameter der Schwerpunktberechnung dokumentiert. Im **Kapitel 7.7** wird noch weiter auf die Berechnung des Schwerpunktbereichs unter Stabilitäts- und Steuerbarkeitsgesichtspunkten eingegangen.

Tabelle 7.7: Entwurfparameter Schwerpunktbereich

| Parameter | Wert | % MAC |
|----------------------------------|---------|-------|
| Schwerpunktgrenzen | | |
| Vordere Schwerpunktgrenze | 3,214 m | |
| Hintere Schwerpunktgrenze | 4,009 m | |
| Neutralpunkt | 4,113 m | |
| Vordere Schwerpunktgrenze (%MAC) | 9,47 | |
| Hintere Schwerpunktgrenze (%MAC) | 70,6 | |
| Neutralpunkt (%MAC) | 78,6 | |
| Schwerpunktlagen | | |
| Max. vordere Schwerpunktlage | 3,547 m | 43,51 |
| Max. hintere Schwerpunktlage | 3,756 m | 27,44 |

7.7 Auslegung nach Stabilität und Steuerbarkeit

Die Stabilität und Steuerbarkeit des SUA wird mit dem Programm *AirplanePDQ* berechnet und mit Hilfe des Flugsimulators *X-Plane* überprüft und optimiert. Dieses Vorgehen erfolgt in diversen Iterationsschritten und führt zu einem merklich besseren Flugverhalten des SUA.

Die hintere Schwerpunktgrenze basiert auf den Berechnungen statischer Längsstabilität. *AirplanePDQ* berechnet als erstes den Neutralpunkt bei festem Ruder. Wenn der Schwerpunkt auf dem Neutralpunkt liegt ist das Flugzeug stabil. Wenn der Schwerpunkt hinter dem Neutralpunkt liegt ist das Flugzeug instabil. Angestrebt wird ein Schwerpunktbereich vor dem Neutralpunkt, um einen gewissen Sicherheitsabstand zu erhalten. (**Bild 7.33**)

Die vordere Schwerpunktgrenze wird mit Hilfe der Höhenruderwirksamkeit berechnet. Das Programm berechnet die vorderste Schwerpunktlage bei der mit einem maximalen Höhenruderausschlag der Anstellwinkel des Flugzeugs am Überziehwinkel der Tragfläche gehalten werden kann. Dieses definiert die vorderste Schwerpunktgrenze. Ein weiterer Gesichtspunkt zur Ermittlung der vorderen und hinteren Schwerpunktgrenze ist die Höhenruderwirksamkeit beim Start, um die Nase des Flugzeugs anzuheben.

In **Tabelle 7.8** sind die Parameter aus dem CG Limits Breakdown Report aus **Anhang B9** dargestellt.

Tabelle 7.8: Berechnungsparameter Schwerpunktbereich

| Parameter | Wert |
|----------------------------------|-------------|
| Hintere Schwerpunktgrenze | |
| Fluggeschwindigkeit | 113,3 m/s |
| Anstellwinkel | 0° |
| Höhenruderausschlagwinkel | 0° |
| Referenz Schwerpunktlage | 3,602 m |
| Neutralpunkt | 4,113 m |
| Hintere Schwerpunktlage | 4,009 m |
| Vordere Schwerpunktgrenze | |
| Fluggeschwindigkeit | 27,53 m/s |
| Anstellwinkel | 12,98° |
| Höhenruderausschlagwinkel | 30° |
| Klappenstellung | 45° |
| Referenz Schwerpunktlage | 3,602 m |
| Vordere Schwerpunktlage | 3,214 m |

Für die Überarbeitung der Stabilität und Steuerbarkeit müsste eine Systematik entwickelt werden, welche eine Dokumentation der Optimierungsschritte zulässt und eine wissenschaftliche Auswertung der Daten ermöglicht. In den ersten Optimierungsschritten wurde primär die statische Stabilität um alle Flugzeugachsen verbessert. In einem weiteren Schritt müsste die dynamische Stabilität betrachtet werden, um das Flugverhalten noch weiter zu optimieren.

In mehreren Iterationsschritten und Versuchen wurden Veränderungen an der Tragfläche und den Leitwerken vorgenommen, um die Auswirkungen auf die Flugeigenschaften zu untersuchen. Das SUA weißt gute Flugeigenschaften auf und lässt sich ohne große Korrekturbewegungen starten und landen. Die größte Beeinträchtigung in den Flugeigenschaften stellt das hohe Triebwerksdrehmoment dar, welches aber durch trimmen kompensiert werden kann. In weiteren Testflügen müssten die geforderten Flugleistungen überprüft werden.

7.8 Ermittlung der Polare

Um eine Aussage über die aerodynamische Qualität des Entwurfs treffen zu können, wird die Polare berechnet. Die Polare stellt den Zusammenhang zwischen dem Auftrieb und dem Widerstand her. In **Tabelle 7.9** werden die Einzelwiderstandsbeiwerte der Flugzeugkomponenten dargestellt, welche zu einem Gesamtwiderstandsbeiwert addiert werden. Für die Berechnung des Gesamtwiderstands wird der Reiseflug zu Grunde gelegt. Weitere Daten enthält der Widerstands Report in **Anhang B5**.

Tabelle 7.9: Berechnung des Gesamtwiderstands

| Komponente | Cd | Prozent |
|-------------------------|----------------|-----------------|
| Obere Tragfläche | 0,0038000 | 18,56 % |
| Fahrwerksausleger | 0,002586 | 12,64 % |
| Höhenleitwerk | 0,001961 | 9,59 % |
| Seitenleitwerk | 0,0009307 | 4,55 % |
| Rumpf | 0,01118 | 54,65 % |
| Fahrwerk | 0 | 0,00 % |
| Gesamtwiderstand | 0,02046 | 100,00 % |

Mit Hilfe der Daten aus dem Aerodynamik Report aus **Anhang B8** lässt sich die Polare und der Oswald-Faktor berechnen. (**Tabelle 7.10**)

Tabelle 7.10: Berechnung der Polare und des Oswald-Faktors

| Anstellwinkel | Cl | Cl ² | Cd | Oswald-Faktor |
|---------------|---------|-----------------|------------|---------------|
| -15 | -1,1020 | 1,2144 | 0,1198 | - |
| -14 | -1,0170 | 1,0343 | 0,1059 | - |
| -13 | -0,9327 | 0,8699 | 0,0930 | - |
| -12 | -0,8455 | 0,7149 | 0,0810 | - |
| -11 | -0,7473 | 0,5585 | 0,0694 | - |
| -10 | -0,6478 | 0,4196 | 0,0590 | - |
| -9 | -0,5504 | 0,3029 | 0,0500 | - |
| -8 | -0,4558 | 0,2078 | 0,0423 | - |
| -7 | -0,3621 | 0,1311 | 0,0359 | - |
| -6 | -0,2549 | 0,0650 | 0,0304 | - |
| -5 | -0,1474 | 0,0217 | 0,0263 | - |
| -4 | -0,0467 | 0,0022 | 0,0235 | - |
| -3 | 0,0387 | 0,0015 | 0,0219 | - |
| -2 | 0,1429 | 0,0204 | 0,0203 | - |
| -1 | 0,2460 | 0,0605 | 0,0216 | - |
| 0 | 0,3491 | 0,1219 | 0,0244 | 1,380 |
| 1 | 0,4357 | 0,1898 | 0,0285 | 0,980 |
| 2 | 0,5222 | 0,2727 | 0,0344 | 0,781 |
| 3 | 0,6246 | 0,3901 | 0,0410 | 0,750 |
| 4 | 0,7094 | 0,5032 | 0,0477 | 0,726 |
| 5 | 0,8184 | 0,6698 | 0,0571 | 0,715 |
| 6 | 0,9267 | 0,8588 | 0,0677 | 0,708 |
| 7 | 1,0210 | 1,0424 | 0,0786 | 0,697 |
| 8 | 1,1120 | 1,2365 | 0,0903 | 0,687 |
| 9 | 1,2020 | 1,4448 | 0,1030 | 0,679 |
| 10 | 1,2860 | 1,6538 | 0,1163 | 0,668 |
| 11 | 1,3710 | 1,8796 | 0,1308 | 0,659 |
| 12 | 1,4580 | 2,1258 | 0,1467 | 0,651 |
| 13 | 1,5460 | 2,3901 | 0,1640 | 0,644 |
| 14 | 1,6330 | 2,6667 | 0,1824 | 0,636 |
| 15 | 1,6930 | 2,8662 | 0,1983 | 0,623 |
| | | | Mittelwert | 0,749 |

Der Oswald-Faktor lässt sich mit der **Gleichung 7.1** berechnen und bietet die Möglichkeit für einen Vergleich der aerodynamischen Effizienz des Entwurfs mit anderen Flugzeugtypen.

Formel: Young 2000 (Kapitel 3, Seite 5, Formel 3.2-7)

$$e = \frac{c_L^2}{c_D - c_{D0}} \cdot \frac{1}{\pi \cdot A} \quad e = 0,749 \quad (7.1)$$

mit: $A = 8,27$ aus dem Geometrie Report **Anhang B2**

$c_{D0} = 0,021$ aus Diagramm **Bild 7.34**

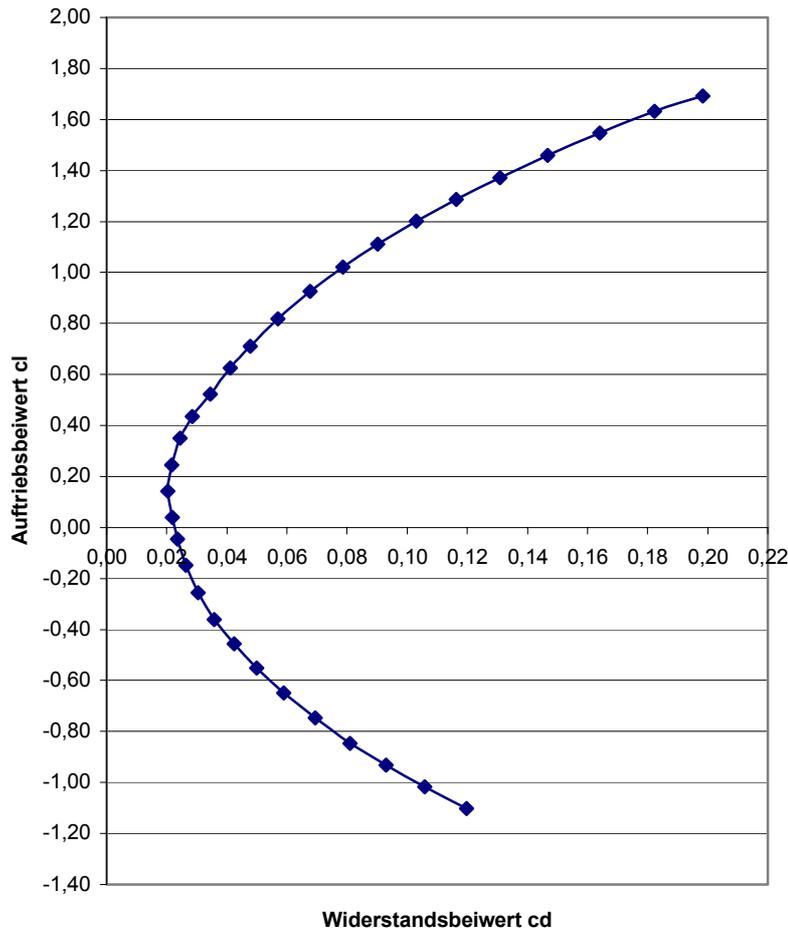


Bild 7.34: Polare

Im Vergleich mit den Cessna Flugzeugtypen aus **Roskam VI** (S.132) ist festzustellen, dass die aerodynamische Effizienz des Entwurfs nach den ersten Iterationsschritten sehr hoch ist. Durch weitere Verbesserungen an den Parametern der Tragfläche und der Leitwerke, sowie an der Rumpfkontur ist dieser Wert noch zu erhöhen.

Cessna 150 $e = 0,77$

Cessna 172 $e = 0,77$

Cessna 182 $e = 0,84$

Weiterhin lässt sich die maximale Gleitzahl mit der **Gleichung 7.2** berechnen.

$$E_{\max} = \sqrt{\frac{\pi \cdot A \cdot e}{4 \cdot c_{D0}}} \quad E_{\max} = 15,2 \quad (7.2)$$

In **Roskam I** (S.14) wird ein Wert für E_{\max} zwischen 8 und 10 angegeben. Weiterhin wird aber darauf hingewiesen, dass die Gleitzahl bei Flugzeugen mit einer hohen Flächenbelastung, wie beim SUA, auch wesentlich höher ausfallen kann.

7.9 Berechnung der Flugleistungen

Für die Berechnung der Flugleistungen bietet das Programm Airplane PDQ eine Analysefunktion in Form eines Flugleistungsrechners. Diese Funktion beinhaltet folgende 8 Datenblätter welche im **Anhang B6** dargestellt sind.

1. Triebwerksleistungsdaten
2. Propellerschub und Widerstand
3. Steigrate
4. Kraftstoffverbrauch
5. Anstellwinkel und Höhenruderausschlag
6. Reichweite
7. Propellerwirkungsgrad
8. Schubhebelstellung

Weiterhin sind die Flugleistungsdaten in Diagrammen dargestellt und lassen einen direkten Vergleich der Daten in verschiedenen Flughöhen zu. Gewählt wurde eine Flughöhe von 0 m und die Reiseflughöhe von 3048 m (10000 ft).

Als Grundeinstellung werden folgende Parameter gewählt:

| | | |
|--------------------------|---|-------------------------|
| Startmasse | = | 1973 kg |
| Referenz Schwerpunktlage | = | 3,602 m |
| Steigrate | = | 0 m/s |
| Klappenausschlagwinkel | = | 0° |
| Geschwindigkeitsbereich | = | 80,8 – 475 km/h |
| Flughöhe | = | 0 m / 3048 m (10000 ft) |

1. Leistung und Widerstand

Das Leistungsblatt stellt die Leistung (rot) der Triebwerk/Propellerkombination als Funktion der Geschwindigkeit dar. Weiterhin werden die benötigte Leistung (grün) und der Induzierte Widerstand (gelb), sowie der Profilwiderstand (blau) dargestellt. (Bild 7.35a und 7.35b)

Aufgrund des Abstandes zwischen der roten Leistungskurve und der grünen Kurve, ist deutlich der Leistungsüberschuss des SUA zu erkennen.

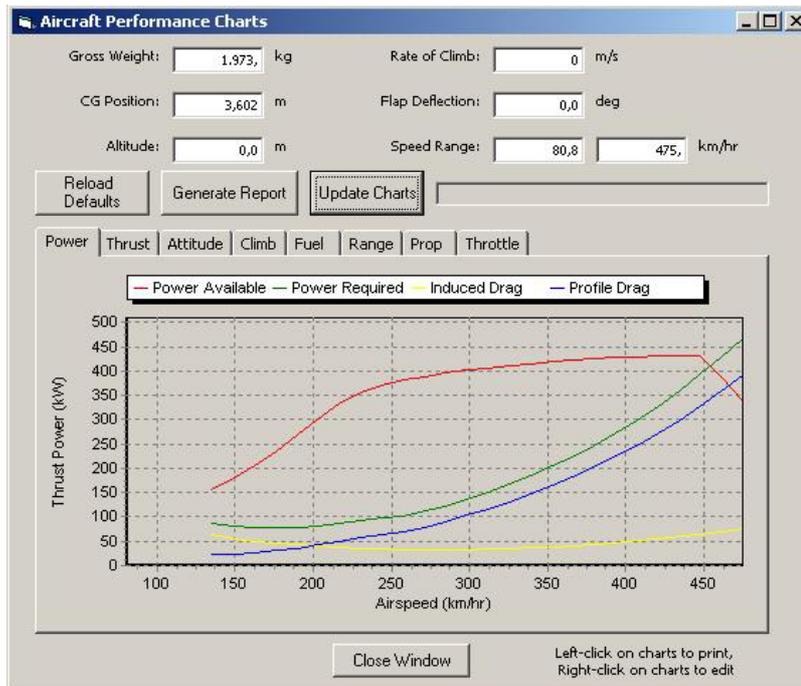


Bild 7.35a: Leistungsdaten 0 m

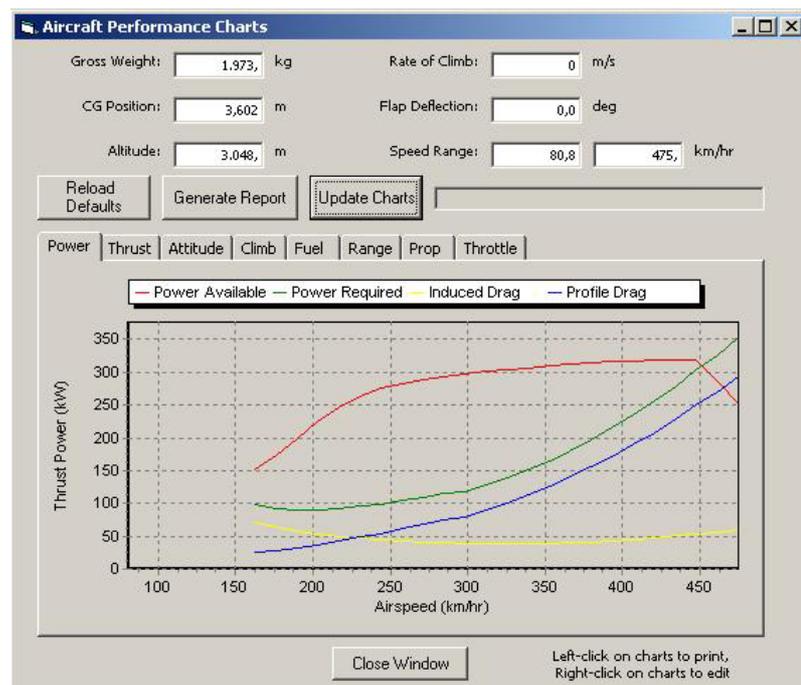


Bild 7.35b: Leistungsdaten 3048 m

2. Propellerschub und Widerstand

Das Datenblatt für Propellerschub und Widerstand ist vergleichbar mit dem Datenblatt für Leistung und Widerstand, nur werden hier die Werte in Newton angegeben. (Bild 7.36a und 7.36b)

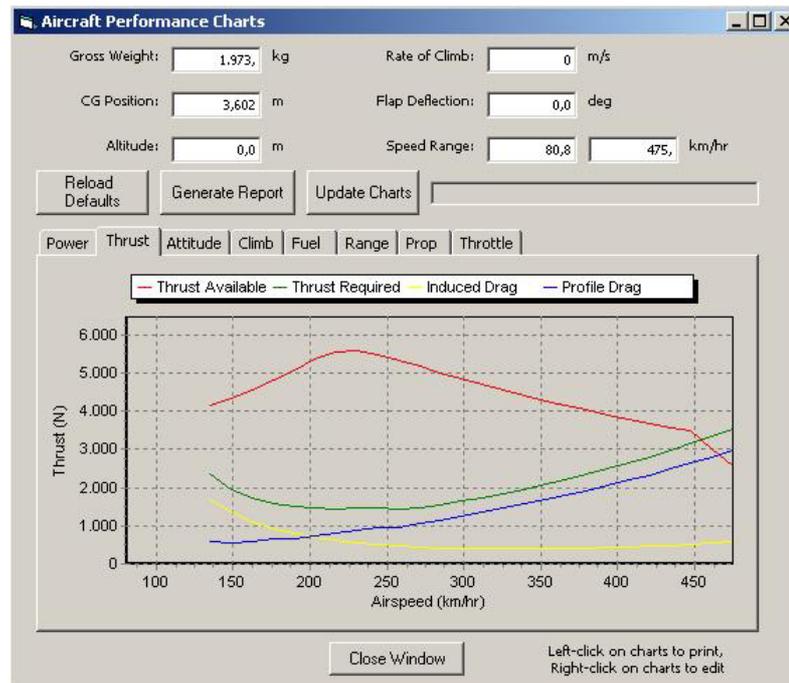


Bild 7.36a: Schubdaten 0 m

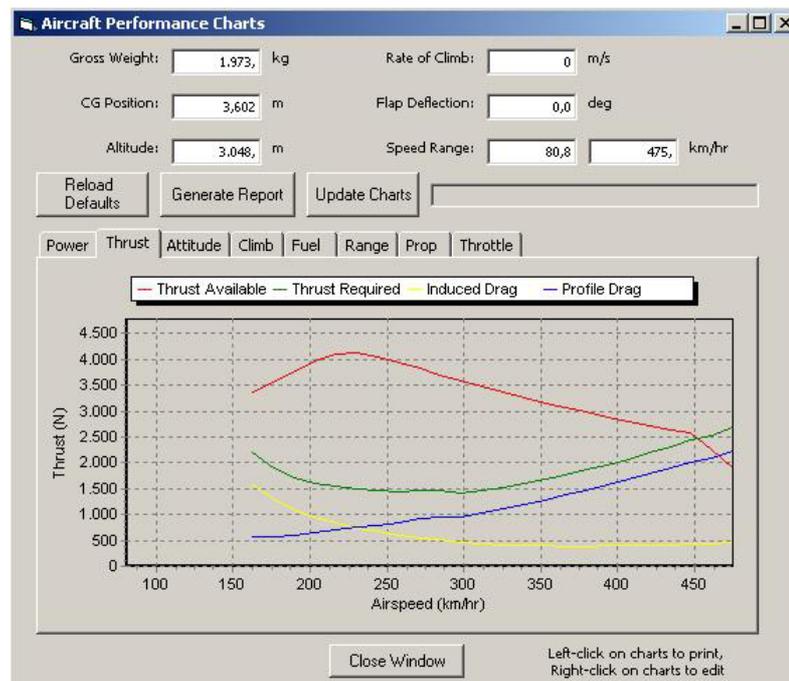


Bild 7.36b: Schubdaten 3048 m

3. Steigrate

Das Datenblatt für die Steigrate enthält die maximale Steigrate bei verschiedenen Geschwindigkeiten. Wie in **Bild 7.37a** zu sehen ist, liegt die Geschwindigkeit für das beste Steigen in einer Höhe von 0 m bei etwa 260 km/h und das SUA erreicht eine Steigrate von über 14 m/s. Im **Bild 7.37b** in 3048 m Höhe liegt die Geschwindigkeit zwischen 250 und 300 km/h und es wird noch eine Steigggeschwindigkeit von 9 m/s erreicht.

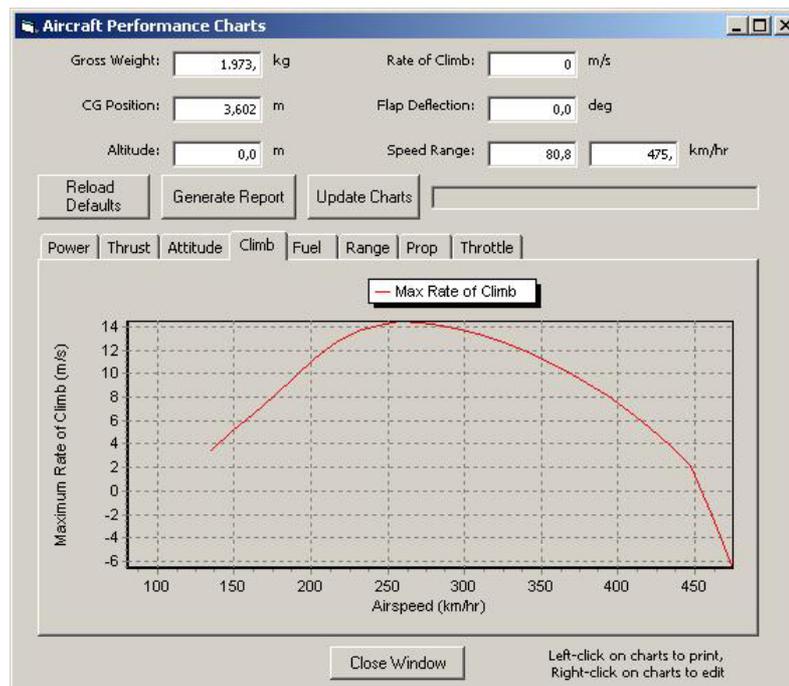


Bild 7.37a: Steigrate 0 m

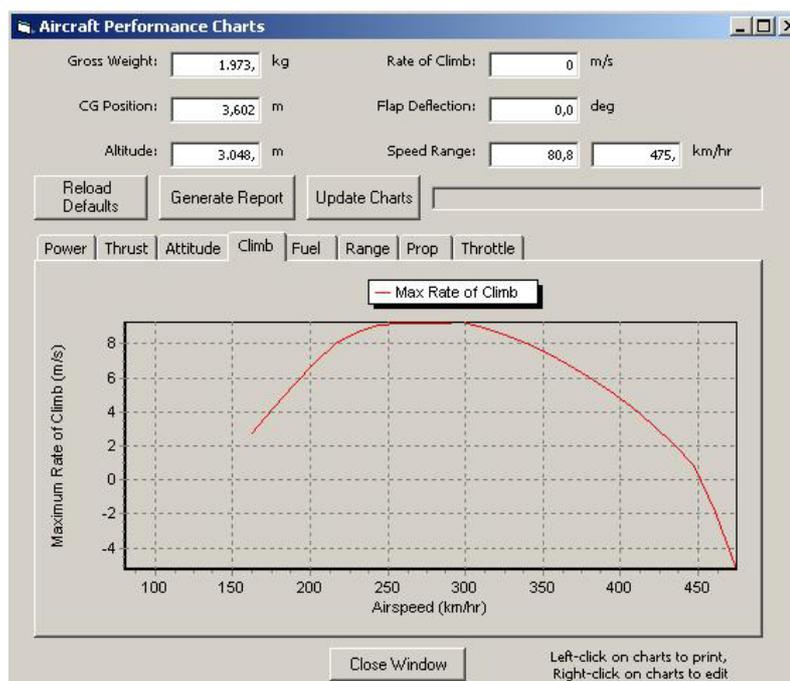


Bild 7.37b: Steigrate 3048 m

4. Kraftstoffverbrauch

Das Datenblatt für den Kraftstoffverbrauch gibt den Verbrauch in Liter pro Stunde (rot) und die Kilometerzahl (Reichweite) für einen verbrauchten Liter Treibstoff (grün), in Abhängigkeit von der Fluggeschwindigkeit an. Wie in **Bild 7.38a** und **7.38b** zu sehen ist, liegt die Geschwindigkeit für den geringsten Verbrauch bei etwa 250 km/h.

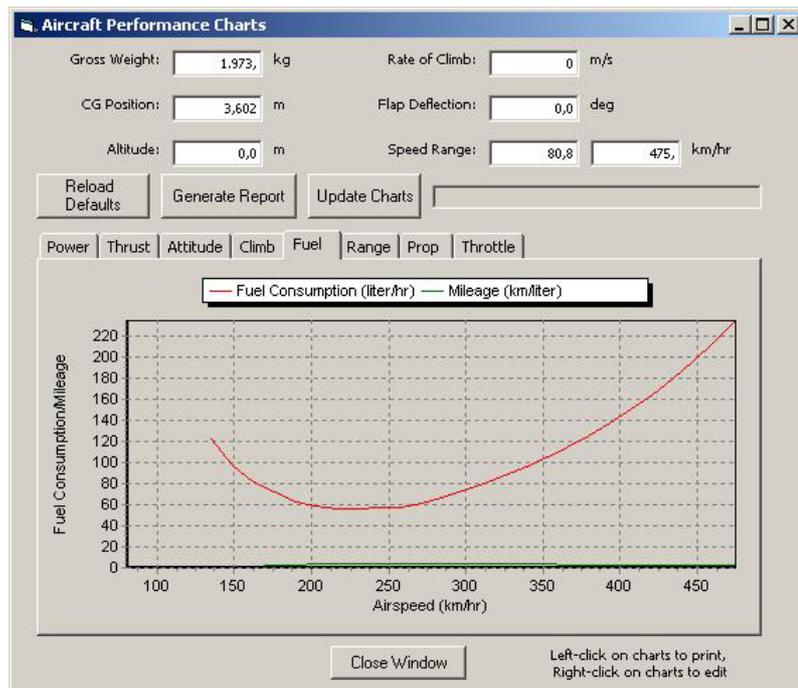


Bild 7.38a: Kraftstoffverbrauch 0 m

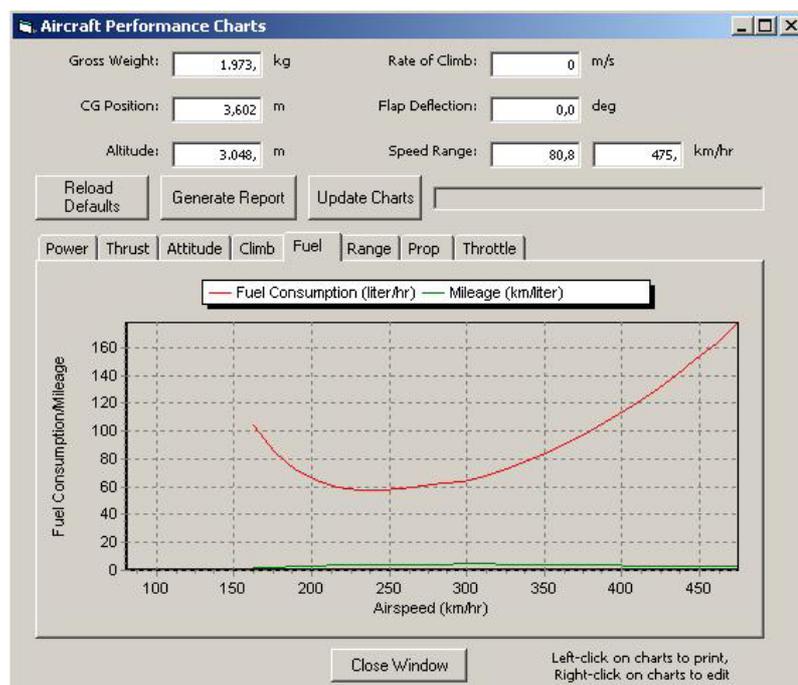


Bild 7.38b: Kraftstoffverbrauch 3048 m

5. Anstellwinkel und Höhenruderausschlag

Das Datenblatt für den Einstellwinkel für Tragfläche und Höhenleitwerk zeigt die Abweichungen von der Nulllinie bei verschiedenen Geschwindigkeiten. Angezeigt wird der Anstellwinkel des Flugzeugs und der Trimm Ausschlag des Höhenruders. Anzustreben ist eine Lage von 0° im Reiseflug, um den Widerstand des Flugzeugs zu minimieren. (**Bild 7.39a** u. **b**)

Das Datenblatt zeigt, dass bei dem Einstellwinkel der Tragfläche und des Höhenleitwerks noch weitere Iterationsschritte folgen müssen, um das SUA im Reiseflug an die Nulllinie anzunähern.

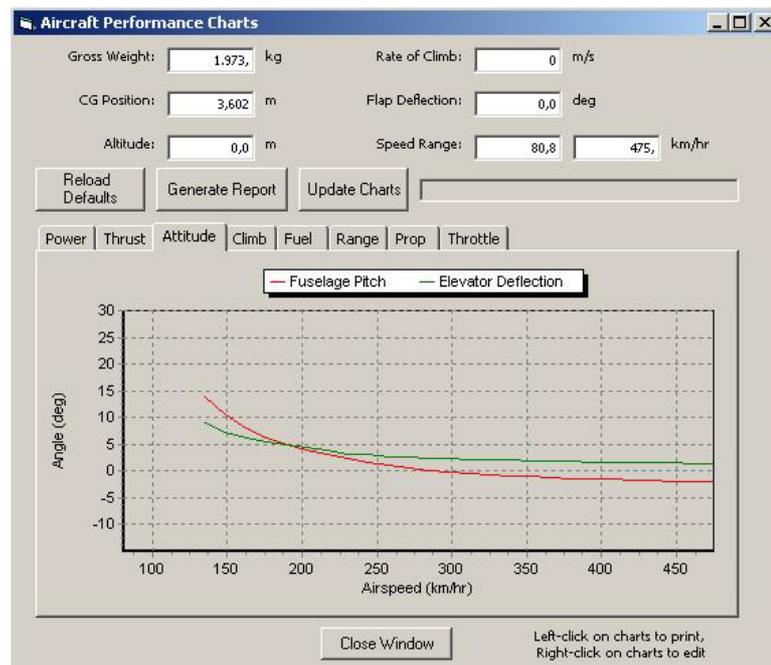


Bild 7.39a: Auftriebsflächeneinstellung 0 m

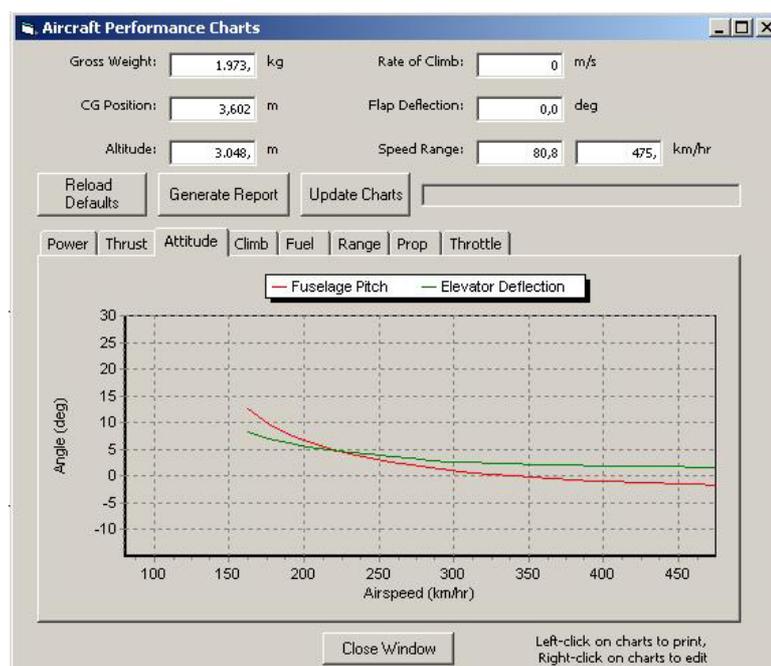


Bild 7.39b: Auftriebsflächeneinstellung 3048 m

6. Reichweite

Das Reichweitendatenblatt zeigt die berechnete maximale Reichweite bei verschiedenen Fluggeschwindigkeiten. Die Angaben enthalten keine Kraftstoffreserven. Die maximale Reichweite in der Höhe von 0 m liegt bei ca. 1900 km bei 260 km/h und in der Höhe von 3048 m bei ca. 2000 km bei 300 km/h. (**Bild 7.40a** und **7.40b**)

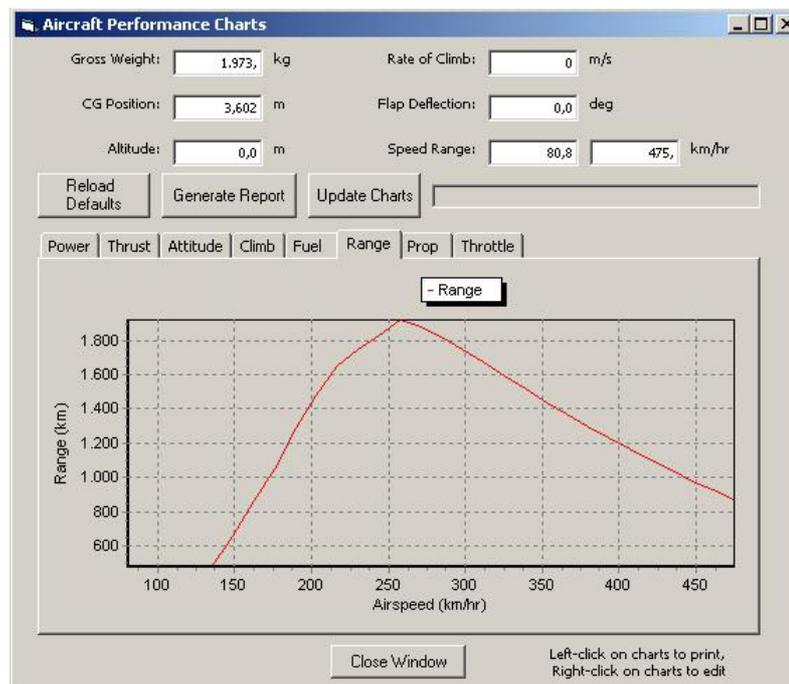


Bild 7.40a: Reichweite 0 m

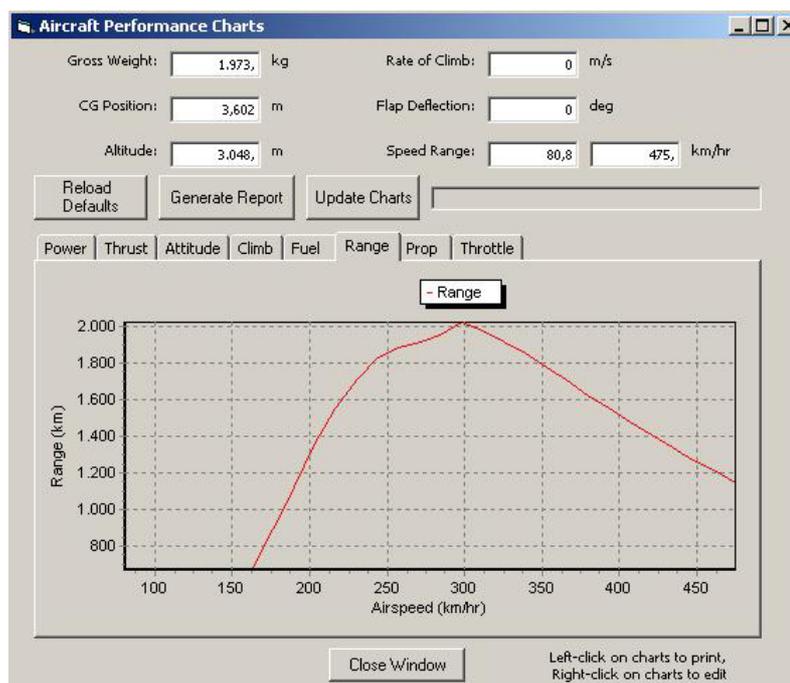


Bild 7.40b: Reichweite 3048 m

7. Propellerwirkungsgrad

Das Propellerwirkungsgraddatenblatt zeigt den Propellerwirkungsgrad bei verschiedenen Fluggeschwindigkeiten. In **Bild 7.41a** und **7.41b** ist zu erkennen, dass der Wirkungsgrad bei einer Fluggeschwindigkeit über 300 km/h zwischen 0,8 und 0,85 liegt.

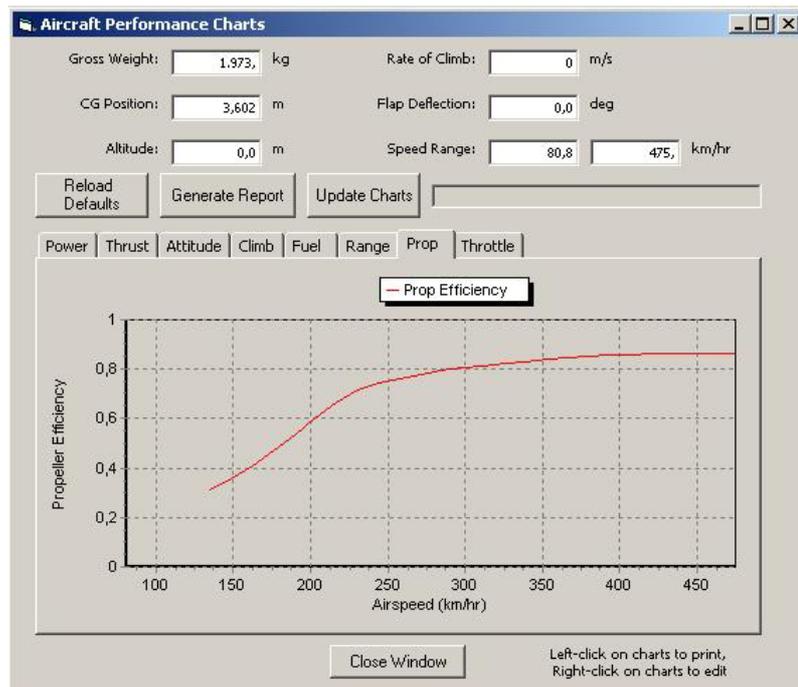


Bild 7.41a: Propellerwirkungsgrad 0 m

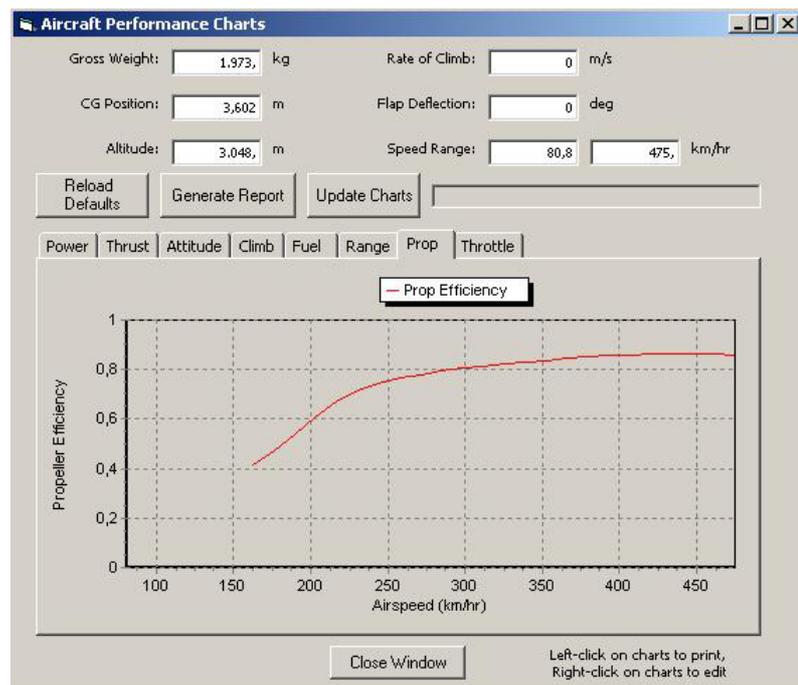


Bild 7.41b: Propellerwirkungsgrad 3048 m

8. Schubhebelstellung

Das Datenblatt für die Schubhebelstellung zeigt die Position des Schubhebels (grün) und damit die gesetzte Triebwerksleistung als Prozentangabe der maximalen Triebwerksleistung in der gewählten Flughöhe. Weiterhin wird die Grenze für Überdrehung des Triebwerks angegeben (rot). Dieses Überdrehen des Triebwerks kann bei einer schlechten Triebwerk-Propeller -Kombination vorkommen. (**Bild 7.42a** und **7.42b**)

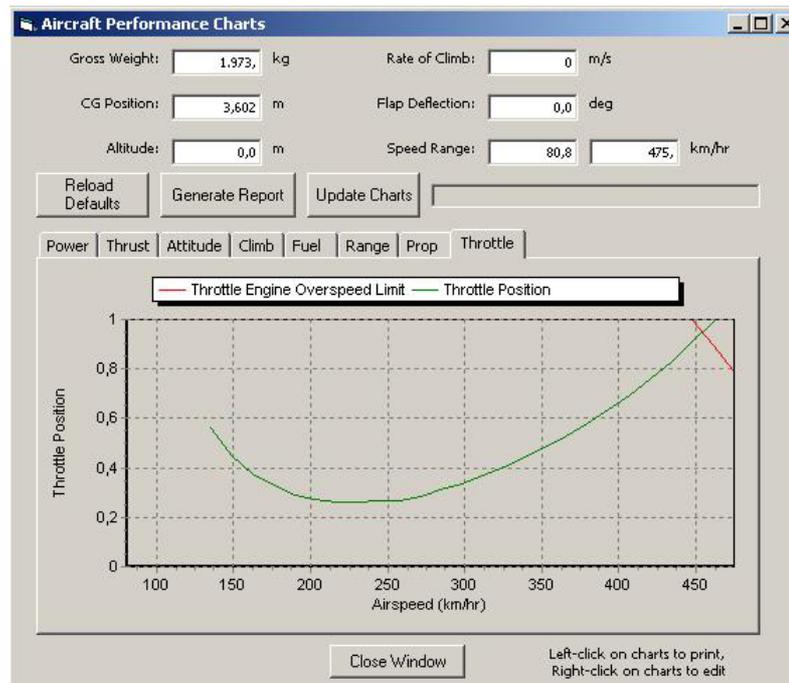


Bild 7.42a: Schubhebelstellung 0 m

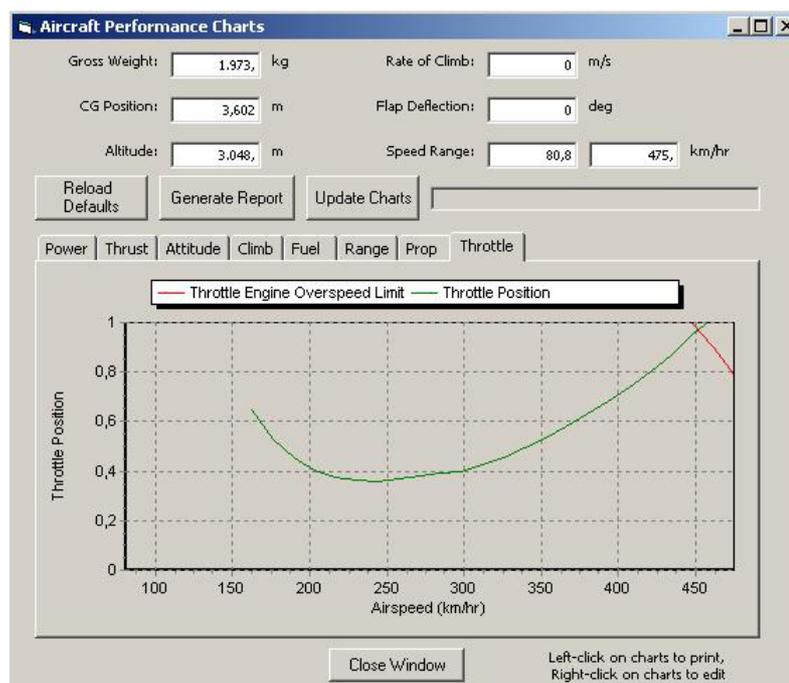


Abb. 7.42b: Schubhebelstellung 3048 m

7.10 Bewertung des Entwurfs

Für die Bewertung des Entwurfs werden die ermittelten Entwurfsparameter mit den Anforderungen und statistischen Werten aus der Fachliteratur verglichen. Weiterhin werden die direkten Betriebskosten in USD pro Flugstunde und pro Flugkilometer ermittelt.

7.10.1 Bewertung der Entwurfsparameter

Nach jedem Iterationsschritt ist eine Bewertung der vorgenommenen Veränderungen am Entwurf vorzunehmen. *AirplanePDQ* bietet hierfür einen Design Check Report an. Der Report beinhaltet diverse Parameter die mit der Hilfe einiger Faustformeln oder anhand der anderen Analysereports im **Anhang B** ermittelt werden. Der Design Check gibt einen ausreichenden Überblick über den Entwurf und zeigt gegebenenfalls die Entwurfsgrenzen auf.

Maximale Gesamtmasse

| | | |
|--------------|--------------|-----------|
| Design Check | Gesamtmasse: | 1973,2 kg |
| Anforderung | Gesamtmasse: | 1950 kg |

Die Gesamtmasse des Entwurfs steht in einem guten Verhältnis zur berechneten Masse aus der Dimensionierung. In weiteren Iterationsschritten müssten genauere Werte für die Strukturmasse und das Kabineninterieur ermittelt werden.

Schwerpunktlage

| | | |
|--------------|----------------------------|-----------|
| Design Check | Vordere Schwerpunktgrenze: | 3,214 m |
| | Vordere Schwerpunktlage: | 3,547 m |
| | Hintere Schwerpunktgrenze: | 4,009 m |
| | Hintere Schwerpunktlage: | 3,756 m |
| | Neutralpunkt: | 4,113 m |
| | Aufrichtgeschwindigkeit | |
| | Vordere Schwerpunktlage: | 94,1 km/h |
| | Aufrichtgeschwindigkeit | |
| | Hintere Schwerpunktlage: | 74,7 km/h |
| | | |

Der Schwerpunkt bewegt sich in einem sicheren Bereich innerhalb der Schwerpunktgrenzen. Der Sicherheitsabstand zur vorderen Grenze beträgt 0,333 m und der hintere Abstand ist 0,253 m. Wie im **Kapitel 7.5** bereits erwähnt, müssen weitere Untersuchungen der Schwerpunktlage mit den Kabinenlayouts aus **Kapitel 9** durchgeführt werden.

Die Aufrichtgeschwindigkeit in der vordersten Schwerpunktlage ist zu hoch. Dadurch ist es nicht möglich die Flugzeugnase des SUA bei den vorgesehenen 93,2 km/h (80 % der Abhebegeschwindigkeit) aufzurichten. Diese Abweichung ist durch weitere Iterationsschritte zu beheben.

Propellerblattspitzenfreiheit

Design Check

| | |
|--------------------------|----------|
| Flugzeug Horizontallage: | 0,3231 m |
| Bei hohem Anstellwinkel: | 1,05 m |

Die Blattspitzenfreiheit ist ausreichend vorhanden.

Sichtwinkel

Design Check

| | |
|--------------------------------------|---------|
| Sichtwinkel im Horizontalflug: | 9,147° |
| Sichtwinkel bei hohem Anstellwinkel: | 0,1018° |

Der Sichtwinkel ist durch die lange Triebwerksverkleidung etwas eingeschränkt. Optimal wäre ein Sichtwinkel von 15° im Horizontalflug. Der Sichtwinkel kann durch Optimierung der Sitzposition und der Kabinenhöhe verbessert werden.

Bodenfreiheit des Flugzeughecks

Design Check

| | |
|-------------------------------|--------|
| Bodenfreiheitswinkel: | 23,86° |
| Abfangwinkel bei der Landung: | 9,045° |

Für ein sicheres Abfangen bei der Landung verfügt das SUA über ausreichend Bodenfreiheit zwischen dem Flugzeugheck und der Landebahn.

Leitwerksgröße und -position

Design Check

| | |
|-----------------------------|---------|
| Seitenleitwerkskoeffizient: | 0,04943 |
| Höhenleitwerkskoeffizient: | 1,365 |

Der Höhenleitwerkskoeffizient ist im Vergleich zu anderen Flugzeugen zu hoch. Er müsste im Bereich zwischen 0,3 und 0,7 liegen. Hierbei ist zu bemerken, dass die STOL Eigenschaften eine sehr geringe Überziehgeschwindigkeit verlangen. Dieses führt dazu, dass der Höhenleitwerkskoeffizient dementsprechend größer ausfällt, um eine ausreichende Höhenruderwirksamkeit bei niedrigen Geschwindigkeiten zu gewährleisten.

Leistungsgewicht und Flächenbelastung

Design Check

| | |
|-------------------|-------------------------|
| Leistungsgewicht: | 3,9 kg/kW |
| Flächenbelastung: | 119,3 kg/m ² |

Anforderung

| | |
|-------------------|-----------------------|
| Leistungsgewicht: | 3,9 kg/kW |
| Flächenbelastung: | 118 kg/m ² |

Das Leistungsgewicht und die Flächenbelastung entsprechen annähernd den in der Dimensionierung berechneten Werten.

Fahrwerksabmessungen

Design Check

| | |
|--|---------|
| Fahrwerkswinkel vordere Schwerpunktlage: | 15,38° |
| Fahrwerkswinkel hintere Schwerpunktlage: | 9,193° |
| Min. Hauptfahrwerksmassenanteil: | 82,75 % |
| Max. Hauptfahrwerksmassenanteil: | 89,36 % |

Die hintere Schwerpunktlage ist zu weit hinten gegenüber der Hauptfahrwerksposition. Das Flugzeug hat die Tendenz hinten über zu kippen. Der Winkel zwischen Hauptfahrwerk und hinterster Schwerpunktlage muss größer sein als der kleinere der beiden folgenden Winkel.

- Bodenfreiheitswinkel (23,86°)
- Abfangwinkel bei der Landung +3° ($9,045^\circ + 3^\circ = 12,05^\circ$)

Weiterhin trägt das Hauptfahrwerk zu viel Gewicht. Dieses kann auf Grund des fehlenden Bodenanpressdrucks die Bugradsteuerung negativ beeinflussen. Der Massenanteil soll weniger als 85 % betragen.

Durch eine gezielte Überarbeitung der Fahrwerkposition, in Zusammenhang mit einer Repositionierung des Leitwerks, könnte der Entwurf optimiert werden. Bei der iterativen Optimierung müsste das Hauptfahrwerk etwas in die positive X-Achsen Richtung verschoben und der Höhenleitwerkskoeffizient angepasst werden.

Flugleistungen

| | | |
|---------------|---------------------------|------------|
| Design Check | (Meereshöhe 0 m) | |
| | Reisegeschwindigkeit: | 416,2 km/h |
| | Überziehggeschwindigkeit: | 101,8 km/h |
| | Steigrate: | 14,69 m/s |
| | Reichweite: | 1123 km |
| Anforderungen | (Reiseflughöhe 3048 m) | |
| | Reisegeschwindigkeit: | 407,8 km/h |
| | Überziehggeschwindigkeit: | 101,0 km/h |
| | Steigrate: | 14,84 m/s |
| | Reichweite: | 1500 km |

Für die Analyse der Flugleistungen wird Meereshöhe zu Grunde gelegt. Die in der Dimensionierung ermittelte Werte sind aber in der Reiseflughöhe von 3048 m berechnet. Dieser Unterschied lässt keinen direkten Vergleich der Reisegeschwindigkeit und der Reichweite zu. Für die Überprüfung der geforderten Leistungen wird der Flugleistungsanalyserport in **Anhang B6** genutzt.

Reiseflughöhe 3048 m:

- Reisegeschwindigkeit: 409 km/h
- Reichweite: 1470 km

Die berechneten Flugleistungen entsprechen den Anforderungen.

Abmessungen

| | |
|--------------|---------------------|
| Design Check | |
| | Spannweite: 10,92 m |
| | Gesamthöhe: 3,962 m |
| Anforderung | |
| | Spannweite: 10,91 m |

Die Gesamthöhe des Entwurfs ist höher als ein durchschnittliches Hangartor. Dieses Problem ist auf Grund der vorhandenen Flugzeugkonfiguration mit hochgezogenem Heckbereich nicht zu lösen. Denkbar wäre eine Änderung des Seitenleitwerks, um die Gesamthöhe zu reduzieren. Hier wäre die Möglichkeit für die Nutzung eines V- Leitwerks oder eines H- Leitwerks zu überprüfen.

7.10.2 Berechnung der direkten Betriebskosten

Zur Bewertung des Entwurfs werden die direkten Betriebskosten aus der Sicht des Betreibers, als Privatperson mit geschäftlichen oder privaten Flügen, berechnet. Hierfür werden die Kosten pro Flugkilometer und pro Flugstunde ermittelt. Grundlage ist das Verfahren von **Roskam VIII** welches folgende Teilkosten berücksichtigt.

| | |
|--|-----------------|
| 1. Flugkosten | DOC_{ft} |
| • Kraftstoff, Schmierstoff | C_{pol} |
| • Versicherungen | C_{ins} |
| 2. Wartung | $DOC_{ma\ int}$ |
| • Personalkosten für die Wartung der Zelle und der Systeme | $C_{lab / ap}$ |
| • Personalkosten für die Wartung des Antriebs | $C_{lab / eng}$ |
| • Material für die Wartung der Zelle und der Systeme | $C_{mat / ap}$ |
| • Material für die Wartung des Antriebs | $C_{mat / eng}$ |
| 3. Abschreibung | DOC_{depr} |
| • Zelle und Systeme | C_{dap} |
| • Antrieb | C_{deng} |
| • Propeller | C_{dprp} |
| • Avionik | C_{dav} |
| 4. Gebühren | $DOC_{ln\ r}$ |
| • Zulassungsgebühren | C_{rt} |
| 5. Finanzierung | DOC_{fin} |
| • Finanzierungszinsen | C_{fin} |

Die gesamten Betriebskosten werden mit der **Gleichung 7.3** berechnet.

Formel: Roskam VIII (S.80 Formel 5.19)

$$DOC = DOC_{ft} + DOC_{ma\ int} + DOC_{depr} + DOC_{ln\ r} + DOC_{fin} \quad (7.3)$$

Für die Berechnung der gesamten direkten Betriebskosten ist es notwendig eine Flugmission zu definieren und die Zeiten für die einzelnen Flugphasen festzulegen. Im Weiteren wird von einer

- maximalen Reichweite von 2012 km
- einer Fluggeschwindigkeit von 296 km/h
- einer maximalen ausfliegbaren Kraftstoffmasse von 318,6 kg

ausgegangen. Kraftstoffreserven werden nicht berücksichtigt.

Mit der maximalen Reichweite und der Geschwindigkeit lässt sich die Blockzeit t_{bl} berechnen:

(Gleichung 7.4)

$$\text{Blockzeit} \quad t_{bl} = \frac{2012 \text{ km}}{296 \text{ km/h}} \quad t_{bl} = 408 \text{ min} \quad (7.4)$$

Ausgegangen wird von folgenden Zeiten in den Flugphasen:

Roskam VIII (S.72 Bild 5.1)

| | Blockzeit | |
|--|------------------|--|
| | | $t_{bl} = 408 \text{ min} = 6,8 \text{ h}$ |
| Phase 1: Triebwerksstart und –aufwärmen, Rollen, Start | | $t_{gm_1} = 10 \text{ min}$ |
| Phase 2: Steigen auf Reiseflughöhe | | $t_{cl} = 5 \text{ min}$ |
| Phase 3: Reiseflug | | $t_{cr} = 383 \text{ min}$ |
| Phase 4: Sinkflug | | $t_{de} = 5 \text{ min}$ |
| Phase 5: Landung, Rollen, Triebwerk abschalten | | $t_{gm_2} = 5 \text{ min}$ |

Die gesamte Flugzeit beträgt $t_{fl} = 393 \text{ min} = 6,55 \text{ h}$

Die gesamte Bodenzeit beträgt $t_{gm} = 15 \text{ min}$

1. Flugkosten DOC_{flt}

Die Flugkosten berücksichtigen den verbrauchten Kraftstoff, die Schmierstoffe und die anfallenden Versicherungskosten. (**Gleichung 7.5**)

Formel: nach **Roskam VIII** modifiziert (S.80 Formel 5.20)

$$DOC_{flt} = C_{pol} + C_{ins} \quad (7.5)$$

Kraftstoffkosten, Schmierstoffkosten C_{pol} : **Gleichung 7.6**

Formel: nach **Roskam VIII** modifiziert (S.89 Formel 5.30)

$$C_{pol} = 1,05 \cdot \left(\frac{m_{F_{bl}}}{R_{bl}} \right) \cdot \left(\frac{FP}{FD} \right) \quad (7.6)$$

mit:

| | | | |
|--------------|---|---|-----------------------------|
| $m_{F_{bl}}$ | : max. ausfliegbare Kraftstoffmasse in kg | = | 318,6 kg |
| R_{bl} | : max. Reichweite in km | = | 2012 km (bei 296 km/h) |
| FP | : Kraftstoffpreis in USD/Liter | = | 0,31 USD/Liter (angenommen) |
| FD | : Kraftstoffdichte in kg/dm ³ | = | 0,802 kg/dm ³ |

Mit dem Faktor 1,05 in der **Gleichung 7.6** wird der Schmierstoffverbrauch berücksichtigt.

$$C_{pol} = 1,05 \cdot \left(\frac{318,6}{2012} \right) \cdot \left(\frac{0,31}{0,802} \right) = 0,0643 \text{ USD/km}$$

Versicherungen C_{ins} : **Gleichung 7.7**

Mit der Versicherung sind z.B. Passagierhaftpflichtschäden, Gepäckschäden oder Beschädigungen der Zelle am Boden oder im Flug abgedeckt.

Formel: **Roskam VIII** (S.90 Formel 5.31)

$$C_{ins} = 0,02 \cdot DOC \quad (7.7)$$

Mit der **Gleichung 7.5** werden aus den Kraftstoff- und Schmiermittelkosten, sowie den Versicherungskosten die gesamten Flugbetriebskosten berechnet.

$$DOC_{flt} = 0,0643 + 0,02 \cdot (DOC)$$

2. Wartung $DOC_{ma\ int}$

In den Wartungskosten werden die Personalkosten für Mechaniker und die Materialkosten für die Wartung der Zelle, der Systeme und des Antriebs berücksichtigt. (**Gleichung 7.8**)

Formel: nach **Roskam VIII** modifiziert (S.92 Formel 5.33)

$$DOC_{ma\ int} = C_{lab / ap} + C_{lab / eng} + C_{mat / ap} + C_{mat / eng} \quad (7.8)$$

Personalkosten für die Wartung der Zelle und der Systeme $C_{lab / ap}$: (**Gleichung 7.9**)

Formel: **Roskam VIII** (S.92 Formel 5.34, 5.35)

$$C_{lab / ap} = 1,03 \cdot MHR_{map_{bl}} \cdot \left(\frac{R_{l_{ap}}}{v_{bl}} \right) \quad (7.9)$$

mit:

$MHR_{map_{bl}}$: Personalstunden für die Wartung der Zelle und Systeme pro Blockstunde

Die benötigten Personalstunden pro Blockstunde werden mit den Personalstunden pro Flugstunde $MHR_{map_{fl}}$ in **Gleichung 7.10** berechnet. Hierfür wird ein Wert von 0,5 Personalstunden pro Flugstunde angenommen.

$$MHR_{map_{bl}} = MHR_{map_{fl}} \cdot \left(\frac{t_{fl}}{t_{bl}} \right) \quad (7.10)$$

$$MHR_{map_{bl}} = 0,5 \cdot \left(\frac{6,55}{6,8} \right) = 0,48 \text{ h}$$

$R_{l_{ap}}$: Durchschnittlicher Stundenlohn für einen Wartungsmechaniker in USD/h

Hierfür wird ein Betrag von 28 USD/h für einen ausgebildeten Wartungsmechaniker angenommen.

v_{bl} : Reisegeschwindigkeit in km/h = 296 km/h (bei Reichweite 2012 km)

Mit dem Faktor 1,03 in der **Gleichung 7.10** werden die nicht erfassten Wartungskosten berücksichtigt.

$$C_{lab / ap} = 1,03 \cdot 0,48 \cdot \left(\frac{28}{296} \right) = 0,0467 \text{ USD/km}$$

Personalkosten für die Wartung des Antriebs $C_{lab / eng}$: (**Gleichung 7.11**)

Formel: **Roskam VIII** (S.93 Formel 5.36)

$$C_{lab / eng} = 1,03 \cdot 1,3 \cdot N_e \cdot MHR_{meng_{bl}} \cdot \left(\frac{R_{l_{eng}}}{v_{bl}} \right) \quad (7.11)$$

mit:

$MHR_{meng_{bl}}$: Personalstunden für die Wartung des Antriebs pro Blockstunde

Hierfür wird ein Wert von 0,25 Personalstunden pro Blockstunde angenommen.

$R_{l_{eng}}$: Durchschnittlicher Stundenlohn für einen Triebwerksmechaniker in USD/h
 Hierfür wird ein Betrag von 28 USD/h für einen ausgebildeten Triebwerksmechaniker angenommen.

N_e : Anzahl der Triebwerke

Mit dem Faktor 1,03 und 1,3 in der **Gleichung 7.11** werden die nicht erfassten Wartungskosten berücksichtigt.

$$C_{lab/eng} = 1,03 \cdot 1,3 \cdot 1 \cdot 0,25 \cdot \left(\frac{28}{296} \right) = 0,0316 \text{ USD/km}$$

Material für die Wartung der Zelle und der Systeme $C_{mat/ap}$: (Gleichung 7.12)

Formel: Roskam VIII (S.93 Formel 5.37)

$$C_{mat/ap} = 1,03 \cdot \left(\frac{C_{mat/apblhr}}{v_{bl}} \right) \quad (7.12)$$

mit:

$C_{mat/apblhr}$: Materialkosten für die Wartung der Zelle und Systeme pro Blockstunde

Die benötigten Materialkosten pro Blockstunde werden mit der **Gleichung 7.13** berechnet.

Formel: Roskam VIII (S.99 Bild 5.8)

$$C_{mat/apblhr} = \left[30,0 \cdot \left(\frac{CEF_{theyear}}{CEF_{1989}} \right) \cdot ATF + 0,79 \cdot 10^{-5} \cdot AFP \right] \quad (7.13)$$

mit:

CEF : Kostenentwicklungsfaktor

Roskam VIII (S.20 Bild 2.7)

1989 $CEF = 3$

2004 $CEF = 4,5$ (angenommen)

ATF : Flugzeugtypfaktor, abhängig von der Maximalen Startmasse $ATF = 0,25$

AFP : Preis der Zelle und der Systeme in USD, 300000 USD(angenommen)

$$C_{mat/apblhr} = \left[30,0 \cdot \left(\frac{4,5}{3} \right) \cdot 0,25 + 0,79 \cdot 10^{-5} \cdot 300000 \right] = 13,62 \text{ USD/h}$$

Mit dem Faktor 1,03 in der **Gleichung 7.12** werden die nicht erfassten Wartungskosten berücksichtigt.

$$C_{mat/ap} = 1,03 \cdot \left(\frac{13,62}{296} \right) = 0,0474 \text{ USD/km}$$

Material für die Wartung des Antriebs $C_{mat/eng}$: (Gleichung 7.14)**Formel: Roskam VIII** (S.98 Formel 5.38)

$$C_{mat/eng} = 1,03 \cdot 1,3 \cdot N_e \cdot \left(\frac{C_{mat/engblhr}}{v_{bl}} \right) \quad (7.14)$$

mit:

 $C_{mat/engblhr}$: Materialkosten für die Wartung des Antriebs pro BlockstundeDie benötigten Materialkosten pro Blockstunde werden mit der **Gleichung 7.15** berechnet.**Formel: Roskam VIII** (S.99 Bild 5.9)

$$C_{mat/engblhr} = \left[(5,43 \cdot 10^{-5} \cdot EP) \cdot ESPPF - 0,47 \right] \cdot \left(\frac{1}{K_{HEM}} \right) \quad (7.15)$$

mit:

 EP : Preis für den Antrieb in USD, 130000 USD (angenommen) $ESPPF$: Ersatzteilpreisfaktor = 1,5 K_{HEM} : Faktor für Zeitraum zwischen zwei Triebwerksüberholungen
(**Gleichung 7.16**)**Formel: Roskam VIII** (S.102 Bild 5.11)

$$K_{HEM} = \left[0,021 \cdot \left(\frac{HEM}{100} \right) + 0,769 \right] \quad (7.16)$$

mit:

 HEM : Anzahl Stunden zwischen zwei Triebwerksüberholungen $HEM = 3000$ h (angenommen)

$$K_{HEM} = \left[0,021 \cdot \left(\frac{3000}{100} \right) + 0,769 \right] = 1,399$$

$$C_{mat/engblhr} = \left[(5,43 \cdot 10^{-5} \cdot 130000) \cdot 1,5 - 0,47 \right] \cdot \left(\frac{1}{1,399} \right) = 7,23 \text{ USD/h}$$

Mit den Materialkosten für die Wartung des Antriebs pro Blockstunde in USD können mit der **Gleichung 7.14** die gesamt Materialkosten für die Wartung des Antriebs in USD/km errechnet werden

$$C_{mat/eng} = 1,03 \cdot 1,3 \cdot 1 \cdot \left(\frac{7,23}{296} \right) = 0,0327 \text{ USD/km}$$

Mit der **Gleichung 7.8** werden aus den Wartungseinzelkosten die gesamten Wartungsbetriebskosten berechnet.

$$DOC_{ma\text{int}} = 0,0467 + 0,0316 + 0,0474 + 0,0327 = 0,1593 \text{ USD/km}$$

3. Abschreibung DOC_{depr}

In den Abschreibungskosten wird der Wertverlust des Flugzeugs mit der Zelle und den Systemen, des Antriebs, des Propellers und der Avionik berücksichtigt. (**Gleichung 7.17**)

Formel: nach **Roskam VIII** modifiziert (S.103 Formel 5.40)

$$DOC_{depr} = C_{dap} + C_{deng} + C_{dprp} + C_{dav} \quad (7.17)$$

Zelle und Systeme C_{dap} : (**Gleichung 7.18**)

Formel: **Roskam VIII** (S.103 Formel 5.41)

$$C_{dap} = \frac{F_{dap} \cdot [AEP - (N_e \cdot EP) - (N_p \cdot PP) - ASP]}{DP_{ap} \cdot U_{ann_{bl}} \cdot v_{bl}} \quad (7.18)$$

mit:

F_{dap} : Abschreibungsfaktor für die Zelle = 0,85 (**Roskam VIII**, S.107 Tabelle 5.7)

N_e : Anzahl der Antriebe

N_p : Anzahl der Propeller

AEP : Preis für das gesamte Flugzeug in USD, 500000 USD (angenommen)

EP : Preis für den Antrieb in USD, 130000 USD (angenommen)

PP : Preis für den Propeller in USD, 20000 USD (angenommen)

ASP : Preis für die Avionik in USD, 50000 USD (angenommen)

DP_{ap} : Abschreibungszeitraum für die Zelle = 10 (**Roskam VIII**, S.107 Tabelle 5.7)

$U_{ann_{bl}}$: jährliche Nutzungsdauer in Blockstunden = 800 h (**Roskam VIII**, S.77 Tabelle 5.3)

$$C_{dap} = \frac{0,85 \cdot [500000 - (1 \cdot 130000) - (1 \cdot 20000) - 50000]}{10 \cdot 800 \cdot 296} = 0,1076 \text{ USD/km}$$

Antrieb C_{deng} : (**Gleichung 7.19**)

Formel: **Roskam VIII** (S.104 Formel 5.42)

$$C_{deng} = \frac{F_{deng} \cdot N_e \cdot EP}{DP_{eng} \cdot U_{ann_{bl}} \cdot v_{bl}} \quad (7.19)$$

mit:

F_{deng} : Abschreibungsfaktor für den Antrieb = 0,85 (**Roskam VIII**, S.107 Tabelle 5.7)

EP : Preis für den Antrieb in USD, 130000 USD (angenommen)

DP_{eng} : Abschreibungszeitraum für den Antrieb = 7 (**Roskam VIII**, S.107 Tabelle 5.7)

$$C_{deng} = \frac{0,85 \cdot 1 \cdot 130000}{7 \cdot 800 \cdot 296} = 0,0666 \text{ USD/km}$$

Propeller C_{dprp} : (Gleichung 7.20)**Formel: Roskam VIII** (S.104 Formel 5.43)

$$C_{dprp} = \frac{F_{dprp} \cdot N_p \cdot PP}{DP_{prp} \cdot U_{ann_{bl}} \cdot v_{bl}} \quad (7.20)$$

mit:

 F_{dprp} : Abschreibungsfaktor für den Propeller = 0,85 (**Roskam VIII** , S.107 Tabelle 5.7) PP : Preis für den Propeller in USD, 20000 USD (angenommen) DP_{prp} : Abschreibungszeitraum für den Propeller = 7 (**Roskam VIII** , S.107 Tabelle 5.7)

$$C_{dprp} = \frac{0,85 \cdot 1 \cdot 20000}{7 \cdot 800 \cdot 296} = 0,0103 \text{ USD/km}$$

Avionik C_{dav} : (Gleichung 7.21)**Formel: Roskam VIII** (S.105 Formel 5.44)

$$C_{dav} = \frac{F_{dav} \cdot ASP}{DP_{av} \cdot U_{ann_{bl}} \cdot v_{bl}} \quad (7.20)$$

mit:

 F_{dav} : Abschreibungsfaktor für die Avionik = 1 (**Roskam VIII** , S.107 Tabelle 5.7) ASP : Preis für die Avionik in USD, 50000 USD (angenommen) DP_{av} : Abschreibungszeitraum für die Avionik = 5 (**Roskam VIII** , S.107 Tabelle 5.7)

$$C_{dav} = \frac{1 \cdot 1 \cdot 50000}{5 \cdot 800 \cdot 296} = 0,0422 \text{ USD/km}$$

Mit der **Gleichung 7.17** werden aus den Abschreibungseinzelkosten die gesamten Abschreibungskosten berechnet.

$$DOC_{depr} = 0,1076 + 0,0666 + 0,0103 + 0,0422 = 0,2267 \text{ USD/km}$$

4. Gebühren DOC_{lnr}

In den Gebühren werden die Kosten für die Zulassung des Flugzeugs berücksichtigt.
(**Gleichung 7.21**)

Formel: nach **Roskam VIII** modifiziert (S.107 Formel 5.47)

$$DOC_{lnr} = C_{rt} \quad (7.21)$$

Zulassungsgebühren C_{rt} : (**Gleichung 7.22**)

Formel: **Roskam VIII** (S.109 Formel 5.53)

$$C_{rt} = f_{rt} \cdot (DOC) \quad (7.22)$$

mit:

f_{rt} : Flugzeuggrößenfaktor (**Gleichung 7.23**)

Formel: nach **Roskam VIII** modifiziert (S.109 Formel 5.54)

$$f_{rt} = 0,001 + 10^{-8} \cdot \frac{m_{TO}}{0,4531} \quad (7.23)$$

mit:

m_{TO} : maximale Startmasse in kg = 1973 kg

$$f_{rt} = 0,001 + 10^{-8} \cdot \frac{1973kg}{0,4531} = 0,001044$$

Mit der **Gleichung 7.22** werden die Gebühren für die Zulassung berechnet

$$C_{rt} = 0,001044 \cdot (DOC)$$

und mit der **Gleichung 7.21** die Gebühren für die Berechnung der gesamten direkten Betriebskosten.

$$DOC_{lnr} = 0,001044 \cdot (DOC)$$

5. Finanzierung DOC_{fin} :

In dieser Berechnung wird davon ausgegangen, dass das Flugzeug finanziert wird und das Finanzierungskosten in der Höhe von 7% von den gesamten direkten Betriebskosten anfallen. **(Gleichung 7.24)**

Formel: Roskam VIII (S.109 Formel 5.55)

$$DOC_{fin} = 0,07 \cdot (DOC) \quad (7.24)$$

Nachdem alle Einzelkosten berechnet sind werden mit der **Gleichung 7.3** die gesamten direkten Betriebskosten berechnet. Weiterhin werden die direkten Betriebskosten in einem Kreisdiagramm im **Bild 7.40** graphisch dargestellt.

Mit Gl. 7.3

$$DOC = DOC_{flt} + DOC_{ma\ int} + DOC_{depr} + DOC_{ln\ r} + DOC_{fin}$$

$$DOC = [0,0643 + (0,02 \cdot DOC)] + 0,1593 + 0,2267 + (0,001044 \cdot DOC) + (0,07 \cdot DOC)$$

$$DOC = \mathbf{0,495 \text{ USD/km}}$$

$$DOC = \mathbf{146,64 \text{ USD/h}}$$

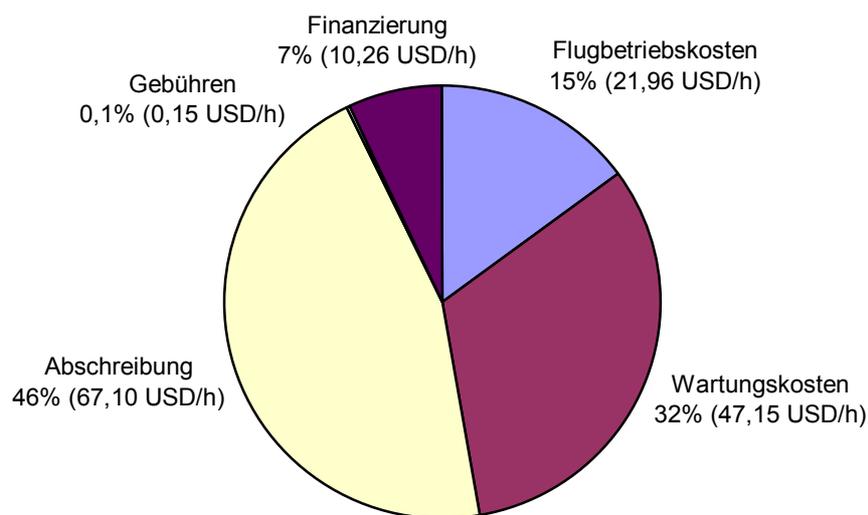


Bild 7.43: Direkte Betriebskosten

8 Entwurfsergebnisse

8.1 Darstellung der Entwurfparameter

Die Ergebnisse des Entwurfsverfahrens werden den Daten aus der Dimensionierung und den geforderten Werten aus dem Lastenheft gegenüber gestellt (**Tabelle 8.1**). Der Entwurf erreicht mit geringen Abweichungen die gestellten Anforderungen an das Sport Utility Aircraft.

Tabelle 8.1: Vergleich der Entwurfparameter

| Parameter | | Anforderungen | Dimensionierungsverfahren | Entwurfsverfahren |
|---|-------------------|---------------|---------------------------|----------------------|
| Höchstgeschwindigkeit (0 ft, 100% Leistung) | km/h | - | - | 463 |
| Höchstgeschwindigkeit (10000 ft, 100% Leistung) | km/h | - | - | 458 |
| Reisegeschwindigkeit (0 ft, 75% Leistung) | km/h | - | - | 419 |
| Reisegeschwindigkeit (10000 ft, 75% Leistung) | km/h | 400 | 408 | 409 |
| Reichweite (0 ft, 75% Leistung) | km | - | - | 1095 |
| Reichweite (10000 ft, 75% Leistung) | km | 1500 | 1500 | 1470 |
| Max. Reichweite (10000 ft, 296 km/h) | km | 2000 | - | 2012 |
| Steigrate | m/s | 15 | 14,84 | 14,69 |
| Überziehgeschwindigkeit | m/s | < 31,8 | 27,49 | 28,27 |
| Startlaufstrecke | m | 150 | 133 | - |
| Startstrecke | m | 290 | 221 | - |
| Landelaufstrecke | m | 220 | 224 | - |
| Landestrecke | m | 426 | 434 | - |
| Startmasse | kg | - | 1950 | 1973 |
| Leermasse | kg | - | 1076 | 1105 |
| Nutzlast | kg | 550 | 550 | 549,9 |
| Kraftstoffmasse | kg | - | 314 | 318,6 |
| Zuladung | kg | 850 | 864 | 868,5 |
| Flächenbelastung | kg/m ² | - | 118 | 119,3 |
| Leistungsgewicht | kg/kW | - | 3,9 | 3,9 |
| Flügelfläche | m ² | - | 16,53 | 16,34 (14,42 / 1,92) |
| Spannweite | m | - | 10,91 | 10,92 / 2,68 |
| Streckung | - | - | 7,2 | 7,3 (8,27 / 3,73) |
| Triebwerksleistung | kW | 450 - 550 | 500 | 500 |

8.2 Entwurfszeichnungen mit AirplanePDQ

Die **Bilder 8.1** bis **8.4** zeigen die Entwurfsergebnisse, welche im Umfang dieser Diplomarbeit erarbeitet wurden. Wie bereits im **Kapitel 7** ausführlich beschrieben, sind noch weitere Iterationsschritte notwendig um den Entwurf weiter zu optimieren und das Maximum an Leistung für das SUA zu erreichen.

In der Seitenansicht im **Bild 8.1** ist die Anordnung der Bestuhlung für sechs Passagiere und die Position der Augenpunkte zu erkennen. Hinter den Sitzen ist das Gepäck angeordnet, hier mit einem 50kg schweren Würfel dargestellt. Im hinteren Rumpfrücken ist das mit einer Masse von 50kg bemessene Gesamtrettungssystem zu erkennen, welches durch eine kleine Rakete herausgezogen wird und sich wie im **Bild C.4** in **Anhang C** entfaltet. Weiterhin sind die Abmessungen des PTL - Triebwerks und des Propellers zu erkennen.

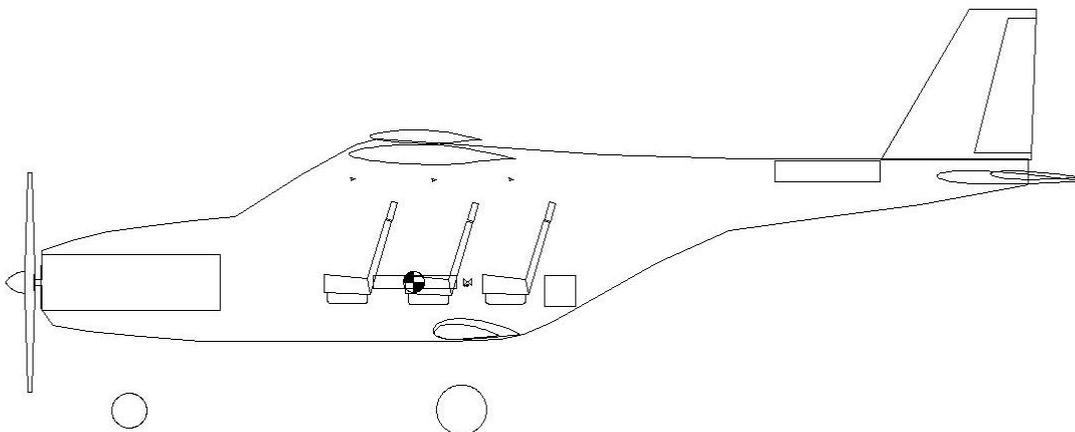


Bild 8.1: Sport Utility Aircraft Seitenansicht AirplanePDQ

In der Vorderansicht in **Bild 8.2** sind die Fahrwerksausleger zu erkennen, welche in *AirplanePDQ* als untere Tragfläche deklariert sind. Weiterhin ist die Position und die Größe der Leitwerke gegenüber der oberen Tragfläche zu erkennen.

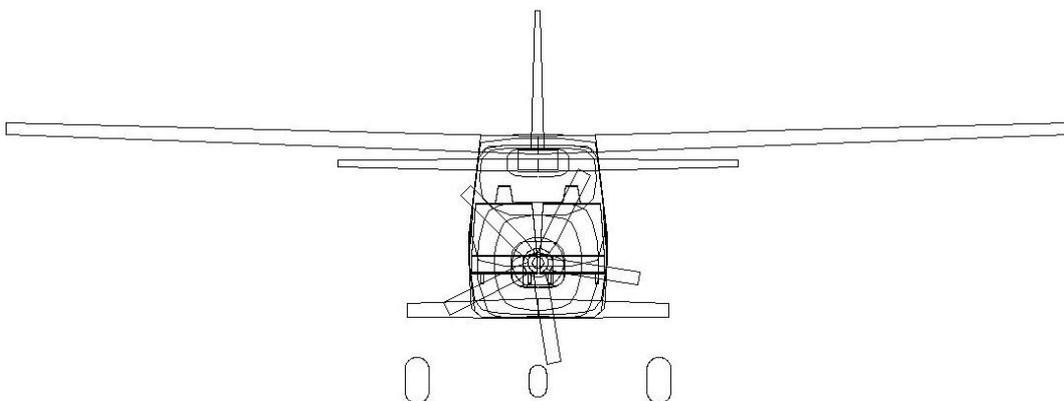


Bild 8.2: Sport Utility Aircraft Vorderansicht AirplanePDQ

Die Draufsicht in **Bild 8.3** zeigt die Position und Größe der Auftriebs- und Steuerflächen sowie der Flächentanks. In der 3D-Ansicht in **Bild 8.4** sind die Rumpfschnitte dargestellt, welche die Rumpfkontur definieren und für eine Weiterbearbeitung im Programm *X-Plane Maker* auf maximal zehn Schnitte reduziert werden müssen.

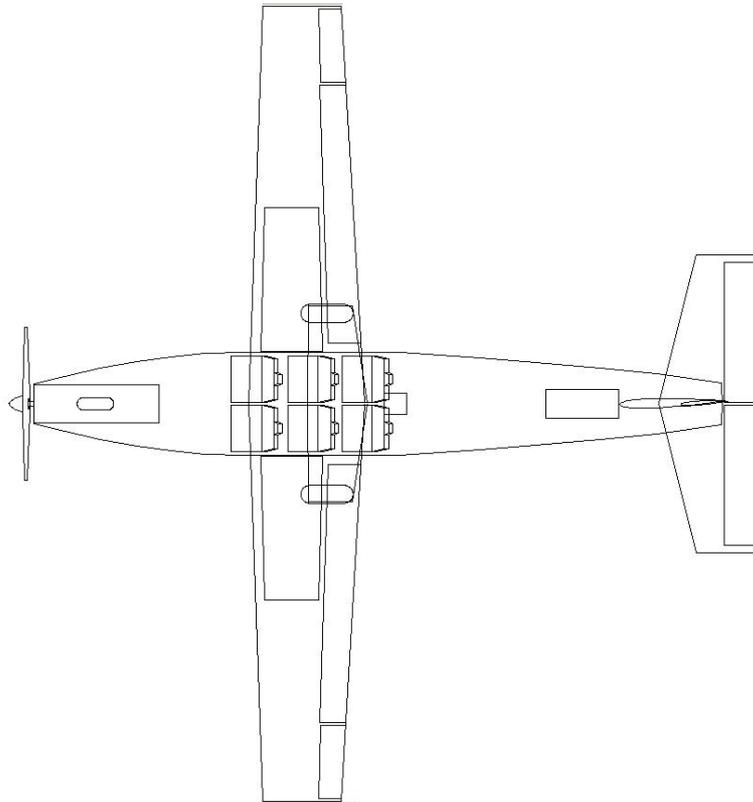


Bild 8.3: Sport Utility Aircraft Draufsicht AirplanePDQ

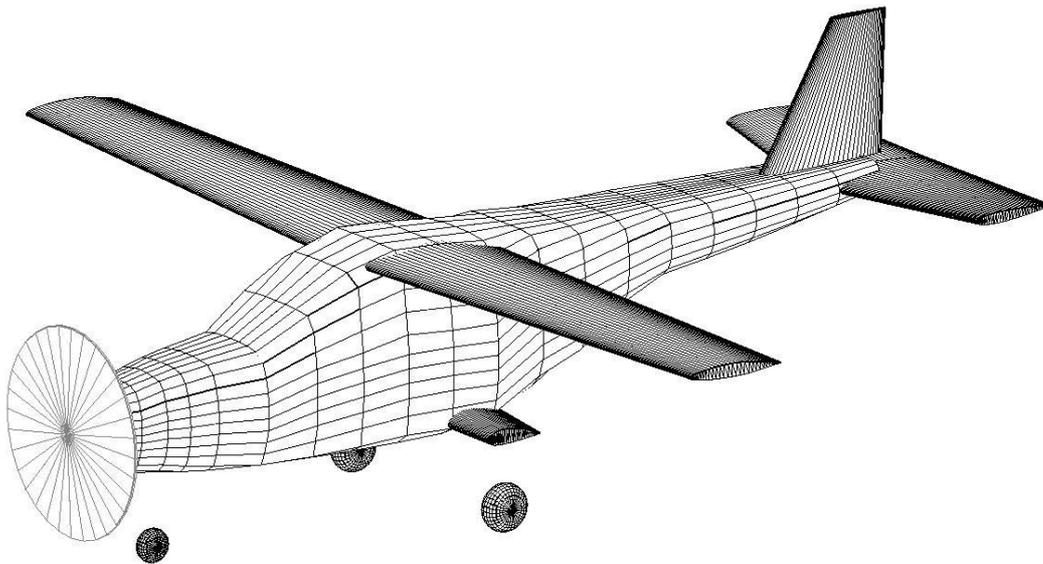


Bild 8.4: Sport Utility Aircraft 3D-Ansicht AirplanePDQ

8.3 Darstellung in X-Plane

Für eine Darstellung des Entwurfs im Flugsimulator wird der in *AirplanePDQ* erzeugte Datensatz vom Sport Utility Aircraft in dem Programm *X-Plane Maker* weiterbearbeitet. Die Daten aus *AirplanePDQ* bilden einen Rohentwurf ohne festgelegte Bewegungsparameter für die Steuerflächen und das Fahrwerk. Weiterhin müssen die Profile für die Auftriebsflächen gewählt werden.

Das Programm verfügt über eine eigene Profildatenbank aus der die Profile gewählt werden müssen. Das in *AirplanePDQ* für die Tragfläche gewählte Profil NACA 66(sub)1-212 ist in der Datenbank nicht vorhanden. Aus diesem Grunde wird das in die engere Auswahl gekommene Profil NACA 63-210 gewählt und das Höhenleitwerk angepasst. Diese Abänderung des Entwurfs lässt keinen Vergleich mit den ermittelten Parametern zu, ermöglicht aber eine Darstellung im Flugsimulator.

Plane Maker ermöglicht weiterhin die Gestaltung des Exterieurs durch das Anbringen einer Lackierung und die Ausarbeitung der Fenster und Türen. In **Bild 8.5** bis **8.10** sind die Fenster und die doppelte Seitentür, sowie die Anordnung der Heckladerampe mit einem integrierten Fenster zu erkennen. Eine formal ungewöhnliche und technisch hochinteressante Gestaltung wäre die Verlegung der A, B und C Säule hinter die Glasflächen (Flash-Glas bei PKW) und könnte zu einer hochwertigeren aerodynamischen Qualität führen. (**Bild 8.11**)



Bild 8.5: Sport Utility Aircraft Seitenansicht X-Plane Maker

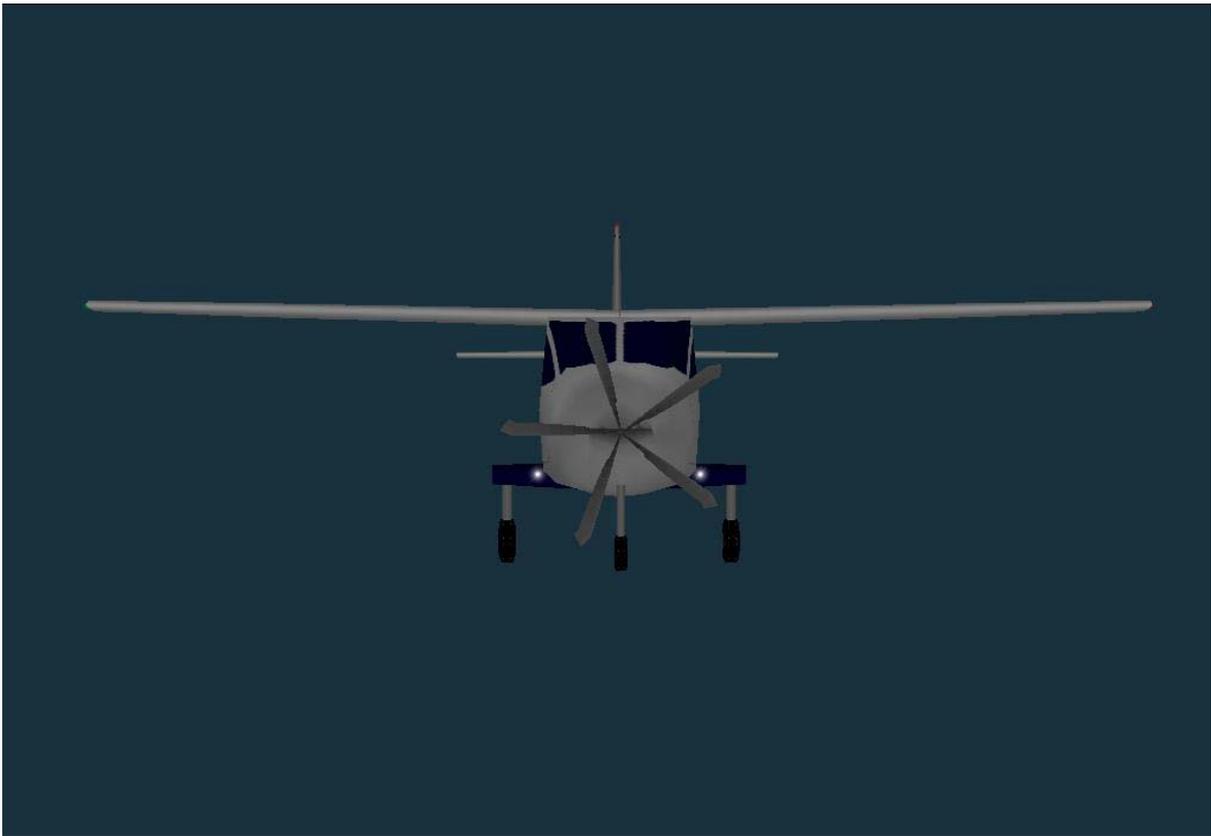


Bild 8.6: Sport Utility Aircraft Vorderansicht X-Plane Make



Bild 8.7: Sport Utility Aircraft Rückansicht X-Plane Maker



Bild 8.8: Sport Utility Aircraft Unteransicht X-Plane Maker



Bild 8.9: Sport Utility Aircraft Draufsicht X-Plane Maker



Bild 8.10: Sport Utility Aircraft 3D-Ansicht X-Plane Maker



Bild 8.11: Sport Utility Aircraft 3D-Ansicht Flash Glas X-Plane Maker

Der überarbeitete Entwurf wurde nach der Fertigstellung im Flugsimulator hochgeladen und auf der Startbahn für den Erstflug bereitgestellt. In mehreren Testflügen wurden die Flugeigenschaften überprüft. Bei den ersten Flügen (**Bild 8.12**) ließ sich feststellen, dass das SUA gute Flugeigenschaften aufweist, aber noch weitere Optimierungsschritte folgen müssen.

Durch das starke Triebwerk ist in der Startphase ein Gegensteuern nach rechts notwendig. Diese Tendenz verringert sich wenn die Leistung auf 75% reduziert wird. Die Stabilität und Steuerbarkeit des SUA in der Start- und Landephase sowie in allen Flugzuständen ist sehr gut und durch wenige Trimmeingaben ist ein unbeschleunigter Geradeausflug zu erreichen.

Der Flugsimulator bietet die Möglichkeit einer kompletten Flugerprobung. Es können diverse Flugdaten aufgenommen und in Form von Graphiken oder Dokumenten ausgegeben werden. Dadurch ist eine umfangreiche Auswertung und Überprüfung der Flugleistungen möglich. Dieses lässt eine iterative Optimierung des Entwurfs zu und schließt den Entwurfsablauf aus dem **Kapitel 1.5** ab. In weiteren Schritten müssen die Ergebnisse in die Dimensionierung und das Entwurfsverfahren einfließen.



Bild 8.12: Sport Utility Aircraft Flugsimulator X-Plane Flugansicht aus 225°

Nachdem der Entwurfsablauf abgeschlossen ist und das Exterieur gestaltet wurde, werden im folgenden **Kapitel 9** die Möglichkeiten, die das Sport Utility Aircraft hinsichtlich des Kabinenlayouts bietet, dargestellt. Für das SUA sind diverse Einsatzzwecke vorgesehen, welche durch ein geeignetes Interieur unterstützt werden sollen.

9 Kabinenlayout

Die Kabinenausstattungen der Allgemeinen Luftfahrt haben in den letzten Jahren einen sichtbaren Innovationsschub in den Bereichen Crashesicherheit und Design erhalten, erreichen aber noch nicht den Standard an Funktionalität und Modularität, wie er aus der Automobilindustrie bekannt ist. Diese Tatsache ist unter anderem auf die eingeschränkte Zugänglichkeit zurückzuführen. Nur wenige Flugzeugtypen bieten Einstiegs- und Belademöglichkeiten, wie man sie bei einem Minivan oder einem SUV vorfindet.

Der vorliegende Entwurf bietet durch die großen beidseitigen weit öffnenden Seitentüren und die Heckklappe vielseitige Möglichkeiten bei der Kabinennutzung. Durch die Heckklappe ist der Einschub von modularen Kabinenausstattungen möglich, welchen den verschiedenen Einsatzzwecken angepasst werden können. Durch dieses Plattformkonzept ist eine vielseitige Nutzung des SUAs im privaten, kommerziellen oder auch im militärischen Bereich möglich.

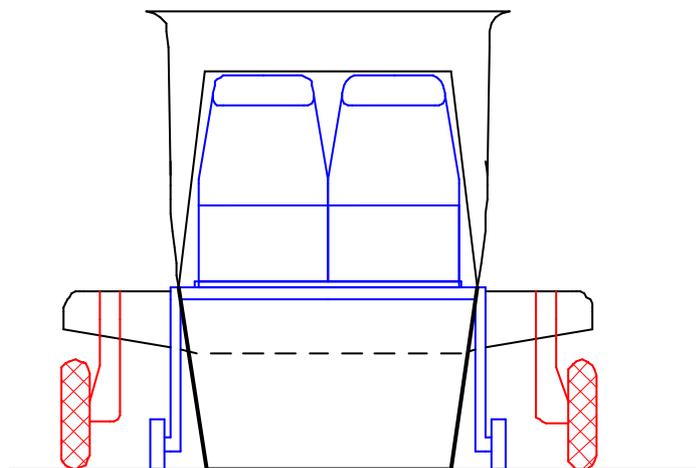
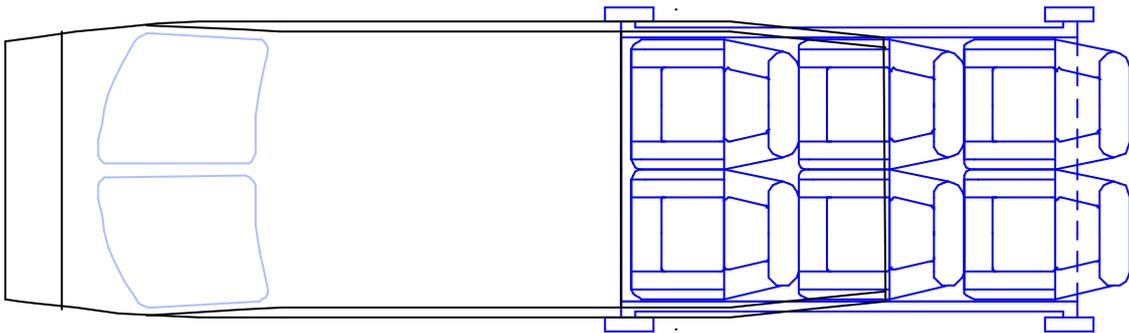
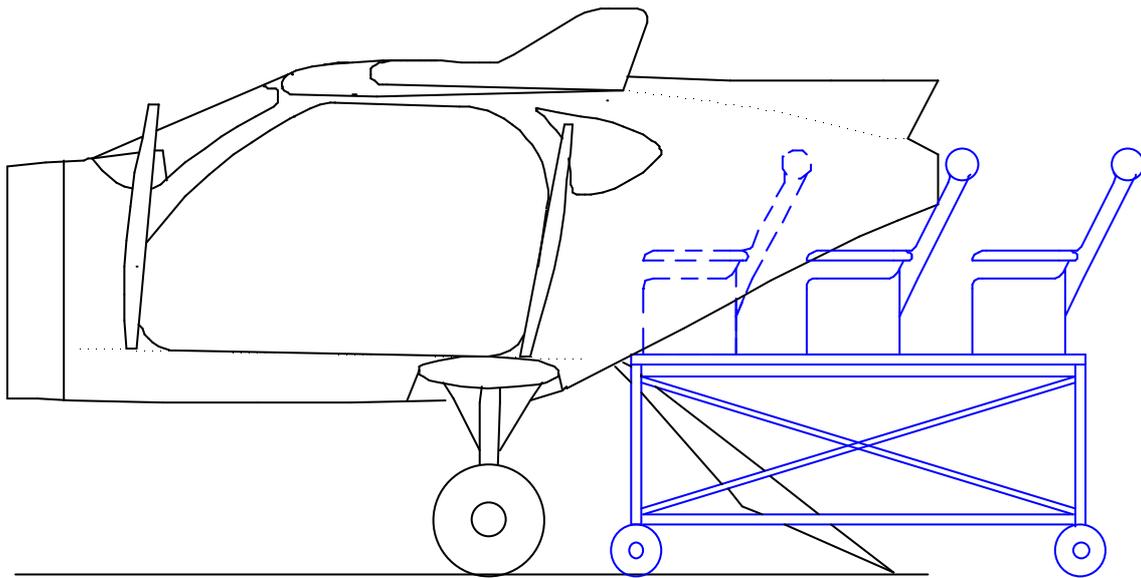
Für das Sport Utility Aircraft sind drei grundlegende Kabinenkonzepte vorgesehen. Das Konzept *Passagier* befasst sich mit Ausstattungsvarianten für den privaten und kommerziellen Gebrauch, mit den Möglichkeiten für den Transport von bis zu 6 Passagieren oder sperrigem Gepäck. Die Aufnahme von Frachtcontainern wird im Konzept *Transport* beschrieben und die Kabinenlayouts für Spezialverwendungen im Konzept *Mission*.

9.1 Plattform- und Beladekonzept

Das SUA wird durch die modulare Kabinenausstattung speziell für den jeweilige Einsatzzweck ausgerüstet. Dadurch ist ein Einsatz als Privatflugzeug, Transportflugzeug, Geschäftsreiseflugzeug oder auch für diverse Spezialverwendungen möglich. Die Installation der Kabinenausstattung auf einer Plattform (**Bild 9.1**) soll ein Wechseln und Anpassen des Flugzeugs für die unterschiedlichen Einsätze in kürzester Zeit ermöglichen.

Die Kabinenausstattung für den jeweiligen Einsatz wird außerhalb des Flugzeugs auf einer Plattform montiert. Diese Plattform befindet sich auf einem höhenverstellbaren Beladewagen, mit dem das komplette Interieur an das Flugzeug heran geschoben wird. Der Beladewagen ist elektrisch verfahrbar, um an dem Interieur zu arbeiten und die Plattform neu zu bestücken. Das Einbringen der Plattform in das Flugzeug erfolgt manuell oder mit einer elektrischen Fahrvorrichtung. (**Bild 9.2**)

Das gesamte Bauteil wird über ein Rollen- und Schienensystem in die Kabine eingeschoben und verriegelt. Die Plattform dient als kraftübertragendes Strukturbauteil und bildet den Kabinenfußboden.

**Bild 9.1:**

Dreiseitenansicht Plattformkonzept

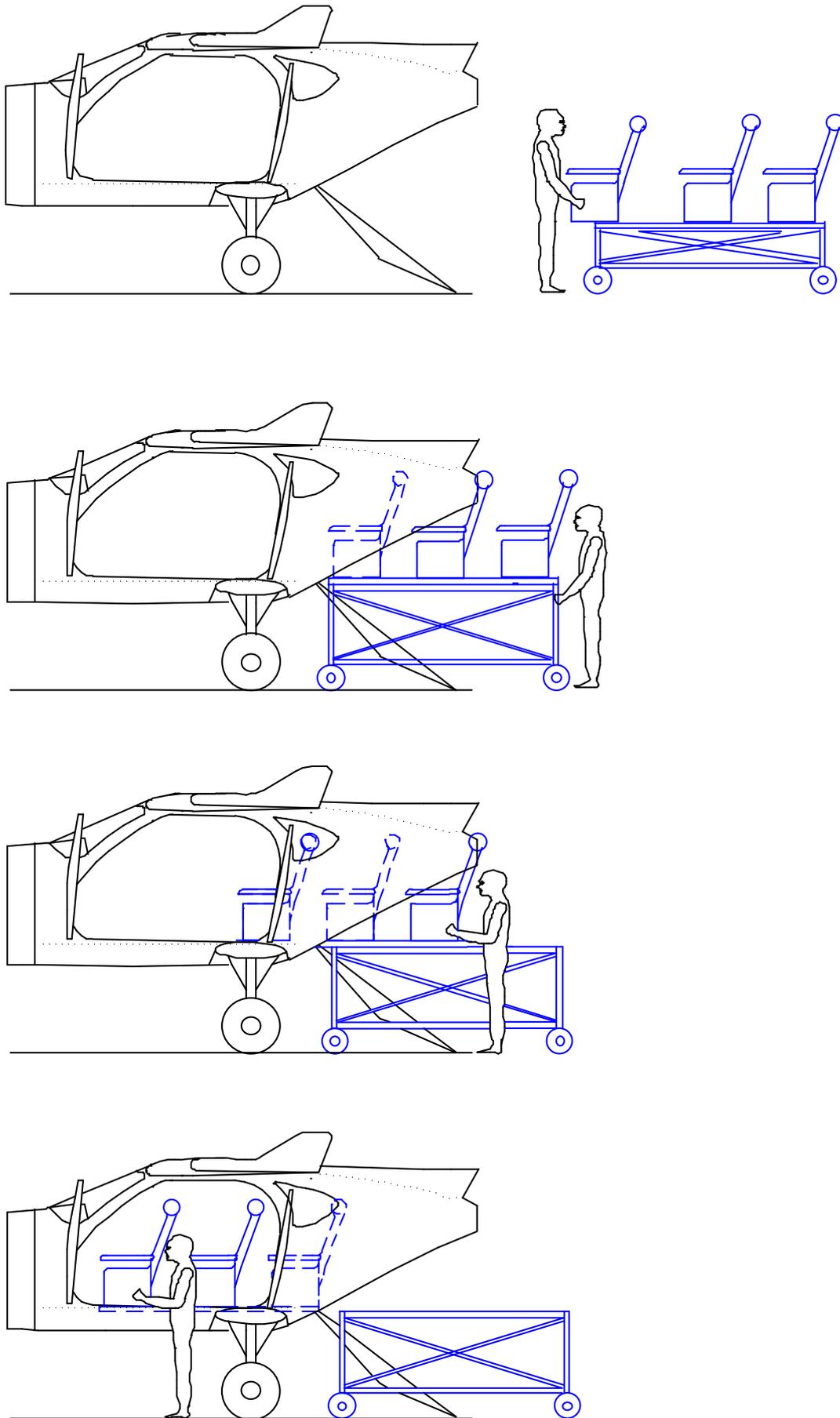


Bild 9.2: Bestücken und Einbringen der Plattform

9.2 Kabinenkonzept Passagier

Angedacht ist ein Einsatz im privaten und kommerziellen Bereich. Durch den modularen Aufbau der primären Kabinenausstattung ist ein schneller Wechsel zwischen den verschiedenen Einsatzrollen möglich. Das Kabinenkonzept *Passagier* beschreibt im speziellen die Einsatzmöglichkeiten des Sport Utility Aircraft als:

- Privatreiseflugzeug
- Zubringerflugzeug (Taxidienst)
- Geschäftsreiseflugzeug

Die verschiedenen Verwendungsmöglichkeiten werden im Weiteren durch eine Beschreibung der Einsatzbereiche und des In- und Exterieurs verdeutlicht.

9.2.1 Privatreiseflugzeug

Für das SUA als Privatreiseflugzeug sind folgende Einsatzbereiche denkbar.

Einsatzbereiche:

- Privatflüge
- Urlaubsreisen / Expeditionen
- Ausbildungsflüge VFR / IFR

Die Kabine lässt durch ihre großzügigen Abmessungen diverse Ausführungen des Interieurs zu. Das Interieur kann für jeden Einsatzzweck speziell angepasst werden. Angedacht ist eine Flexibilität wie sie seit Jahren in der Automobilindustrie bekannt ist. (**Bild 9.3 – 9.5**)

Interieur:

- Sitze für 1 + 5 Passagiere (PAX)
- Variable Bestuhlung für den Transport von Personen und Ausrüstung/Gepäck
- Transportmöglichkeit für Sportgeräte, z.B. Surfbrett, Taucherausrüstung, Fahrräder
- Möglichkeit für die Befestigung von Ausrüstung und Gepäck auf der Heckklappe oder auf dem Kabinenboden (Halteösen, Gurte)
- Klappsitze, Sitzbänke (klappbar) zu einer Liegefläche

Weitere Möglichkeiten bieten die Außenlastenstationen an den Fahrwerksauslegern.

Exterieur:

- Außenlastenstationen an den Fahrwerksauslegern
- Zusatztanks für Reichweitenerhöhung
- Ausrüstungsbehälter / Gepäckbehälter

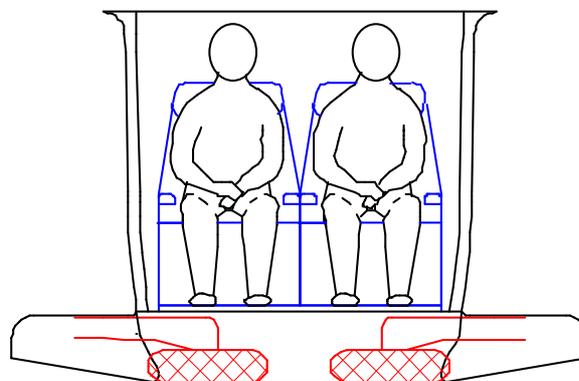
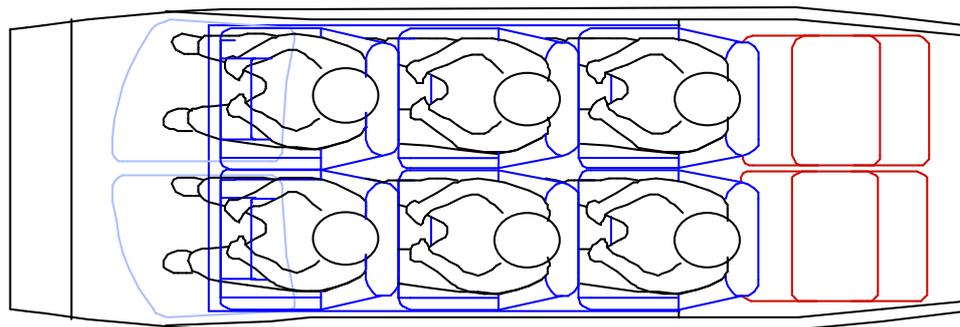
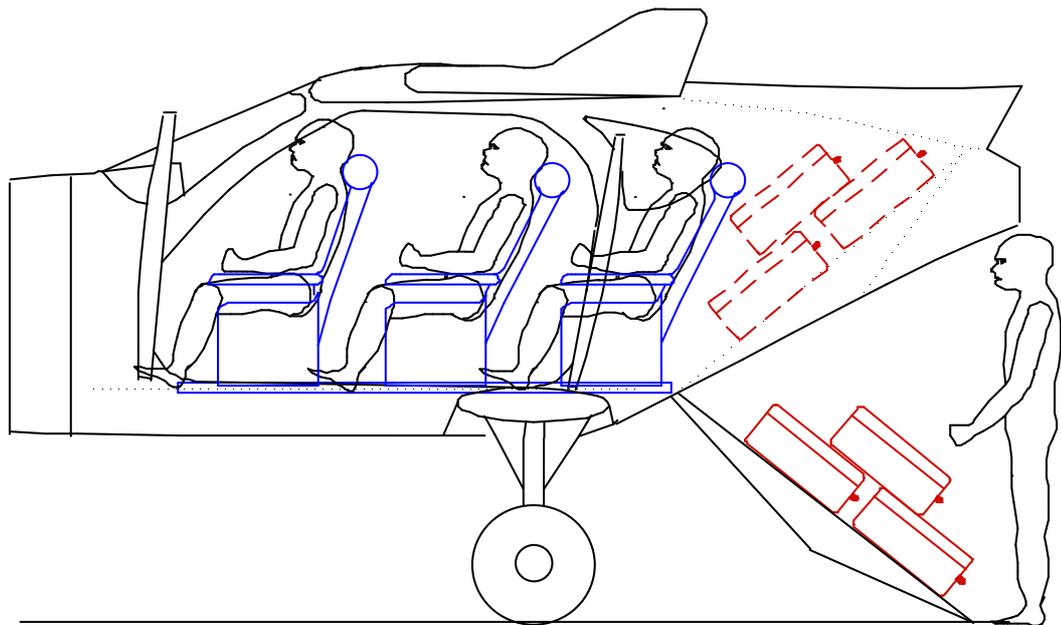


Bild 9.3: Dreiseitenansicht Kabinenlayout Privatreiseflugzeug 6 Sitze

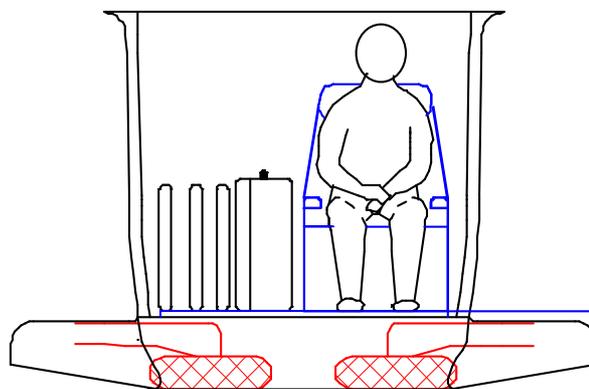
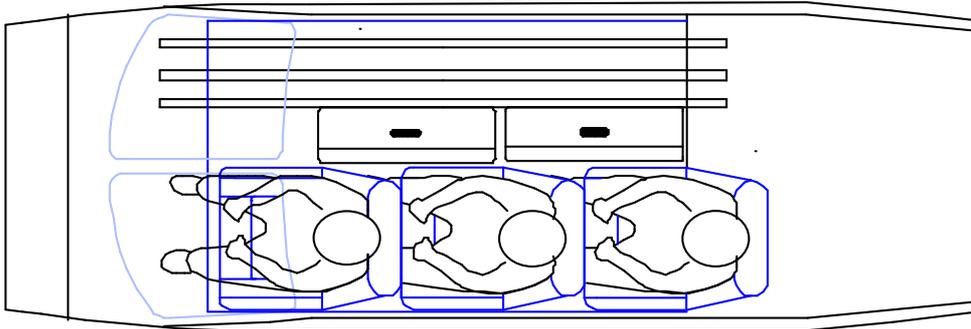
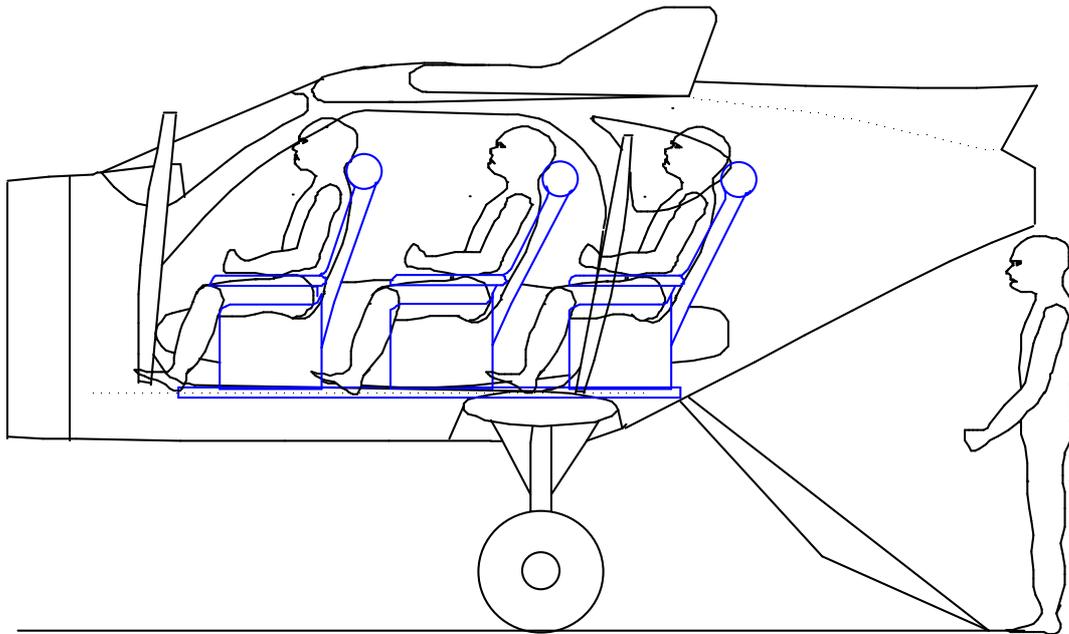


Bild 9.4: Dreiseitenansicht Kabinenlayout Privatreiseflugzeug 3 Sitze + Sportgeräte

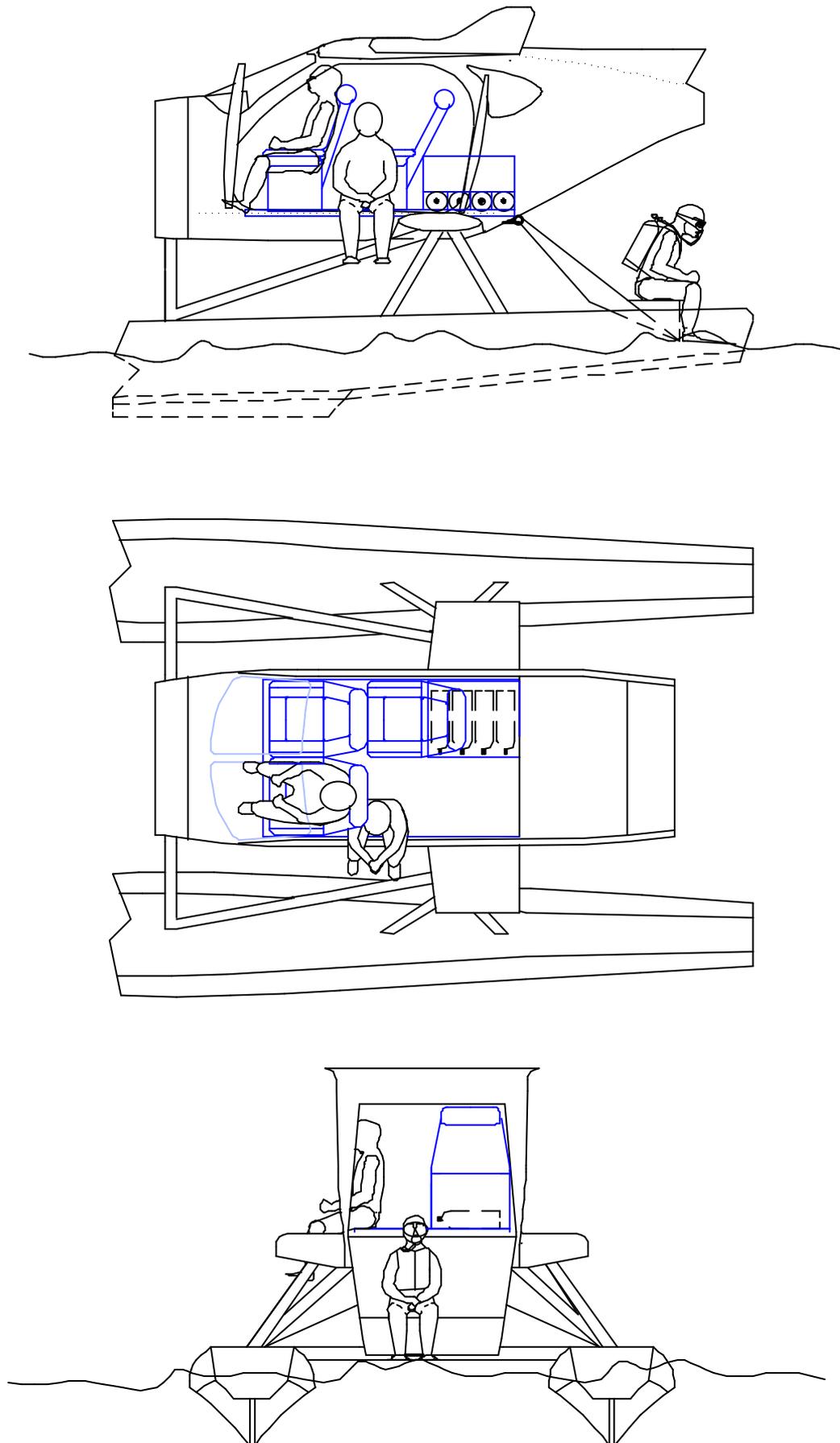


Bild 9.5: Dreiseitenansicht Kabinenlayout Privatreiseflugzeug Schwimmer

9.2.2 Zubringerflugzeug

Das Sport Utility Aircraft bietet durch seine guten Flugeigenschaften und -leistungen eine gute Einsatzmöglichkeit als agiles und flexibles Zubringerflugzeug. Durch die STOL Eigenschaften ist ein Einsatz von kurzen Start- und Landebahnen möglich. Das SUA besitzt durch die hohe Triebwerksleistung eine hohe Steiggeschwindigkeit, welche ein schnelles Steigen auf Reiseflughöhe ermöglicht. Durch die flexible Bestuhlung ist eine Anpassung an den jeweiligen Transportbedarf möglich. (**Bild 9.6 - 9.7**)

Der Einsatz von kleinen Zubringerflugzeugen, die von kleinen Flugplätzen aus eingesetzt werden sollen, ist eine bekannte Idee. Diverse Flugzeugkonzepte der letzten Jahre zielten auf dieses Einsatzkonzept. Speziell für diesen Zweck entwickelte Flugzeuge sind im Gegensatz zum SUA überwiegend kleine Geschäftsreiseflugzeuge, welche sich primär für den Transport von Personen eignen. Hier bietet das vorliegende Flugzeugkonzept vielfältigere und flexiblere Einsatzmöglichkeiten.

Einsatzbereiche:

- Taxiflugzeug für Zubringerdienste von kleinen Flugplätzen zu Großflughäfen

Interieur:

- Sitze für 1 + 3 oder 5 PAX
- Variable Bestuhlung für den Transport von Personen und Gepäck
- Transportmöglichkeit für Gepäck auf der Heckklappe oder auf dem Kabinenboden
- Transportbehälter für Gepäck auf der Heckklappe
- DVD Player und TFT Bildschirme in den Sitzen

Exterieur:

- Außenlastenstationen an den Fahrwerksauslegern
- Zusatztanks für Reichweitenerhöhung
- Ausrüstungsbehälter / Gepäckbehälter

Auf Grund der Sitzanordnung im **Bild 9.7**, sowie der Konzepte mit sechs Sitzen, müsste eine Ergonomiestudie durchgeführt werden. In dieser Studie ist die Größe und die Anordnung der Türen zu betrachten. Ein problemloses Ein- und Aussteigen, sowie die Flucht- und Bergemöglichkeiten bei einem Flugunfall sind zu gewährleisten. Weiterhin sind möglichst uneingeschränkte Sichtbereiche für den Piloten und die Passagiere zu schaffen. Für die Gesamtbetrachtung der verschiedenen Interieurkonzepte ist der Bau eines 1:1 Mockups der Kabine anzuraten.

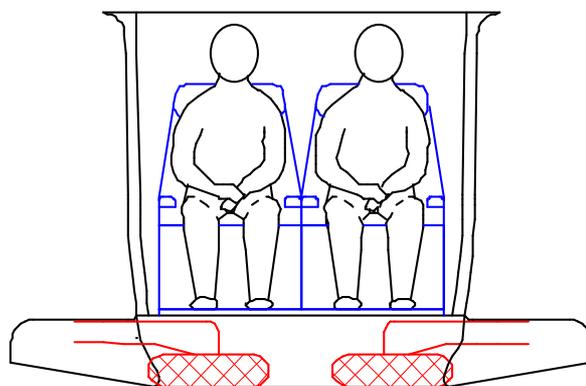
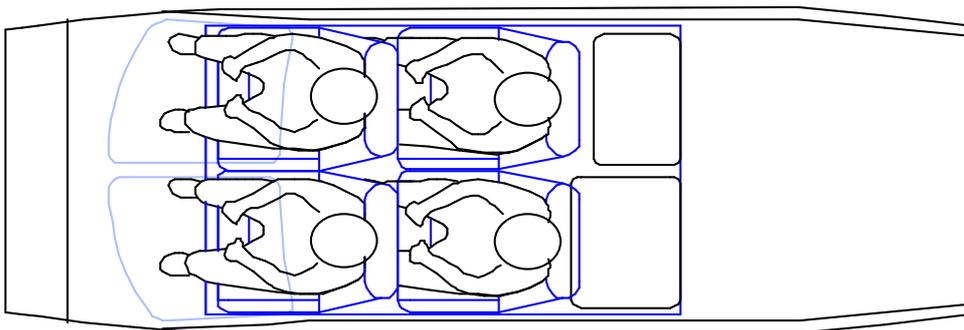
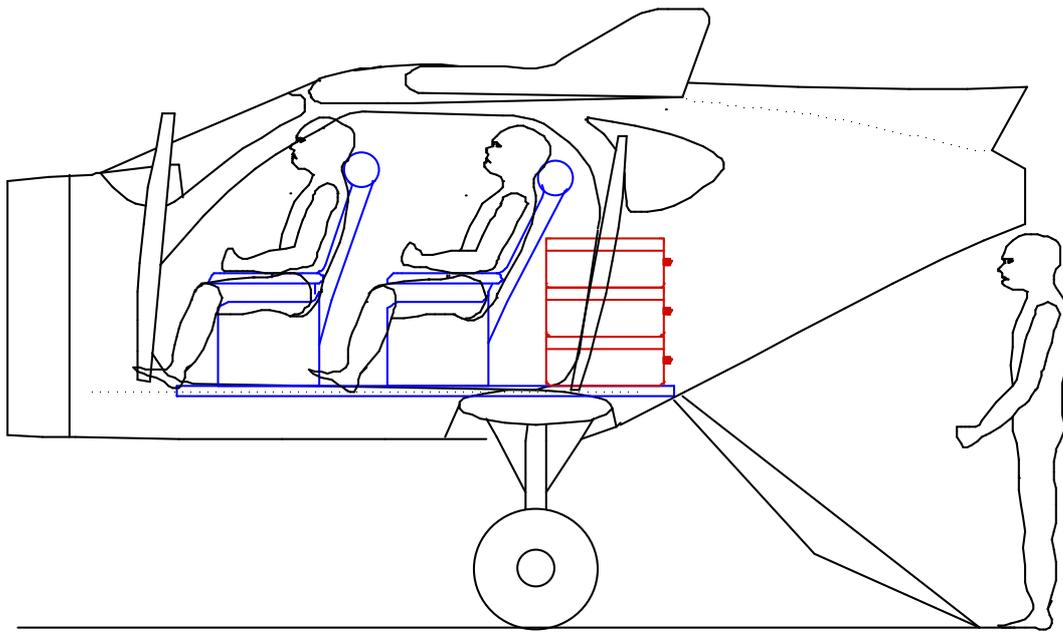


Bild 9.6: Dreiseitenansicht Kabinenlayout Zubringerflugzeug 4 Sitze

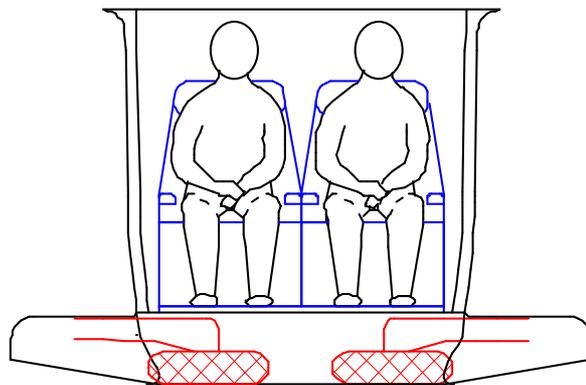
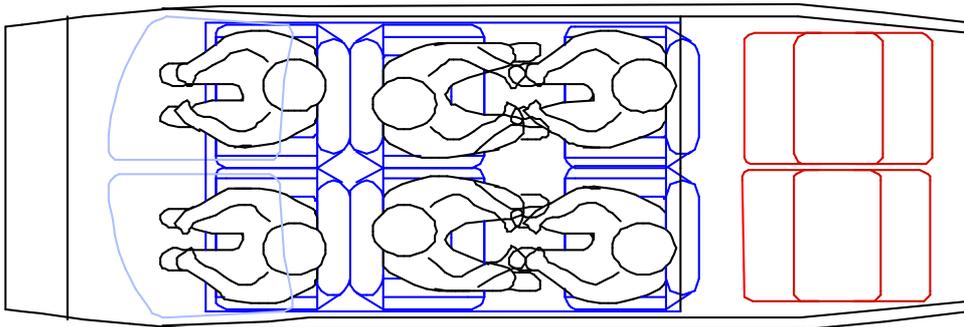
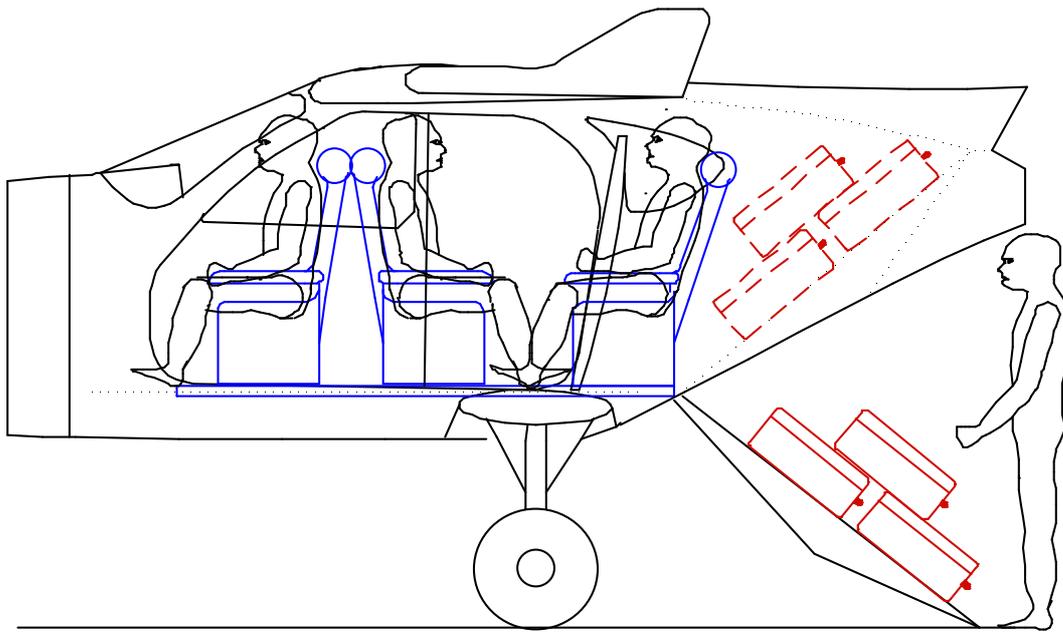


Bild 9.7: Dreiseitenansicht Kabinenlayout Zubringerflugzeug 6 Sitze

9.2.3 Geschäftsreiseflugzeug

Die Flugzeughersteller entwickeln im Bereich der Geschäftsreiseflugzeuge diverse leistungsstarke Minijets. Im Vergleich mit diesen Jets ist das SUA in den Flugleistungen unterlegen und kann nicht die Reichweiten und Reisegeschwindigkeiten erreichen. Dafür bietet es den Betreibern eine hohe Flexibilität und lässt sich auch für andere Zwecke nutzen. Für den Einsatz als Geschäftsreiseflugzeug kann die spezielle Plattform mit der hochwertigen Kabinenausstattung eingeschoben werden.

Einsatzbereiche:

- Businessflugzeug für kurze bis mittlere Entfernungen

Für das Interieur sind verschiedene elektronische Geräte angedacht, welche dem Geschäftsreisenden ein fliegendes Büro bieten oder der Unterhaltung dienen. Weiterhin sind verstellbare Sitze vorgesehen, welche im Gegensatz zu diversen Geschäftsreiseflugzeugen auch in eine Liegeposition eingestellt werden können. (**Bild 9.8**)

Interieur:

- Sitze für 1 + 3 PAX
- 2 Liegesitze und ein Tisch, Minibar, DVD Player und TFT Bildschirme, Laptop
- Transportbehälter für Gepäck auf der Heckklappe
- hochwertige Kabinenausstattung

Exterieur:

- Außenlastenstationen an den Fahrwerksauslegern
- Zusatztanks für Reichweitenerhöhung
- Ausrüstungsbehälter / Gepäckbehälter

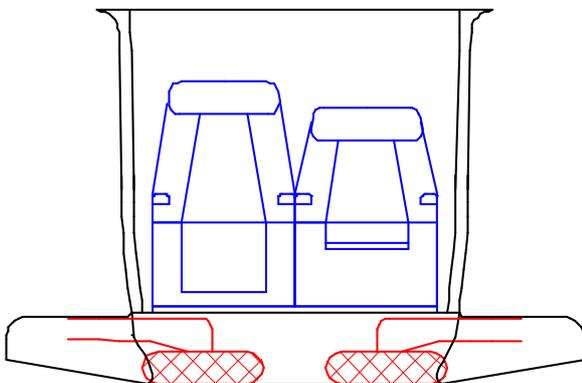
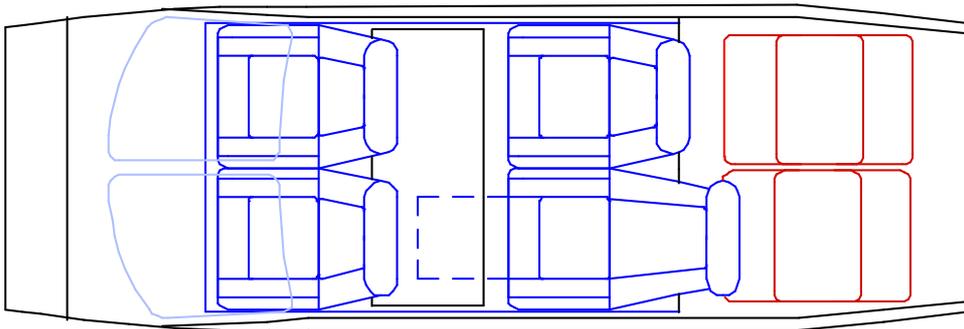
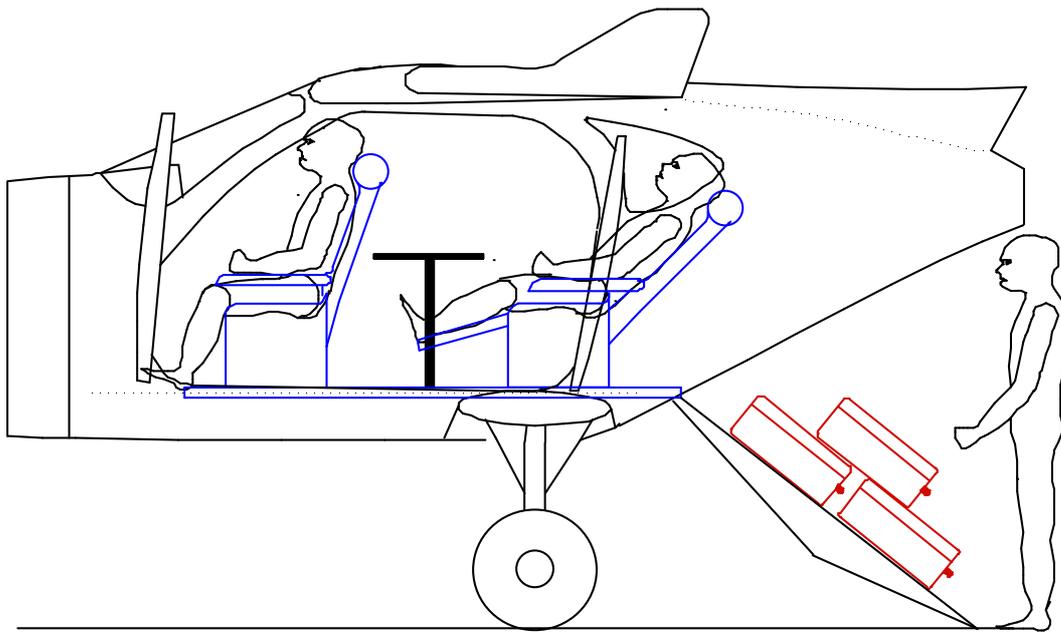


Bild 9.8: Dreiseitenansicht Kabinenlayout Geschäftsreiseflugzeug 4 Sitze

9.3 Kabinenkonzept Transport

Die geräumige Kabine und die gute Zugänglichkeit über die Heckladerampe lässt einen Einsatz als Transportflugzeug für kleine Spezialcontainer und das Absetzen von Fallschirmspringern zu. Das Kabinenkonzept *Transport* beschreibt die Einsatzmöglichkeiten des Sport Utility Aircraft als:

- Transportflugzeug für Frachtcontainer
- Fracht- und Passagierflugzeug
- Absetzflugzeug für Fallschirmspringer

Die verschiedenen Verwendungsmöglichkeiten für den Transport von Fracht und Personen werden im Weiteren durch eine Beschreibung der Einsatzbereiche und des In- und Exterieurs verdeutlicht.

9.3.1 Frachtflugzeug

Das Frachtflugzeugkonzept sieht eine Kabinenkonfiguration mit zwei Sitzen und einer Ladefläche vor. Die spezielle Plattform bietet eine Ladefläche mit diversen Möglichkeiten für die Befestigung von Frachtstücken und Spezial- oder Standardcontainern. Für diesen Zweck eignen sich die unten aufgeführten International Air Transport Association (IATA) Standard und Air Transport Association (ATA) Container. Die Fracht wird in Container verpackt und mit dem Beladewagen in das Flugzeug eingebracht. (**Bild 9.9**)

Einsatzbereiche:

- Frachtflugzeug für kurze bis mittlere Entfernungen

Interieur:

- Sitze für 1 + 1 PAX + Container
- Transport von Frachtcontainern die über die Heckklappe eingeladen werden

| | |
|--|----------------------|
| Box-Type Container IATA Standard IATA STD 13 (107 x 115 x 132) | |
| Air Cargo Container ATA E (107 x 74 x 65) | Max. Beladung 226 kg |
| Air Cargo Container ATA D (147 x 107 x 115) | Max. Beladung 906 kg |
- Abtrennung des Frachtbereiches durch Netz oder Gitter

Exterieur:

- Außenlastenstationen an den Fahrwerksauslegern
- Zusatztanks für Reichweitenerhöhung
- Ausrüstungsbehälter / Gepäckbehälter
- Winde mit Schienensystem

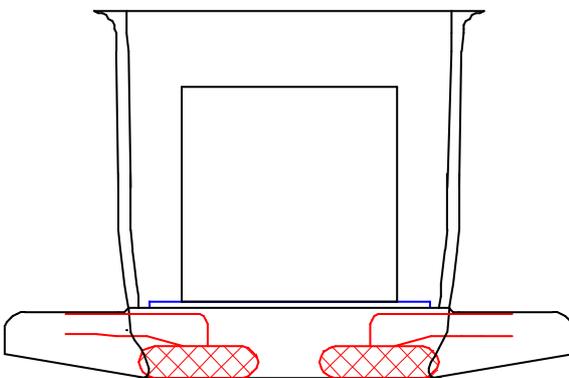
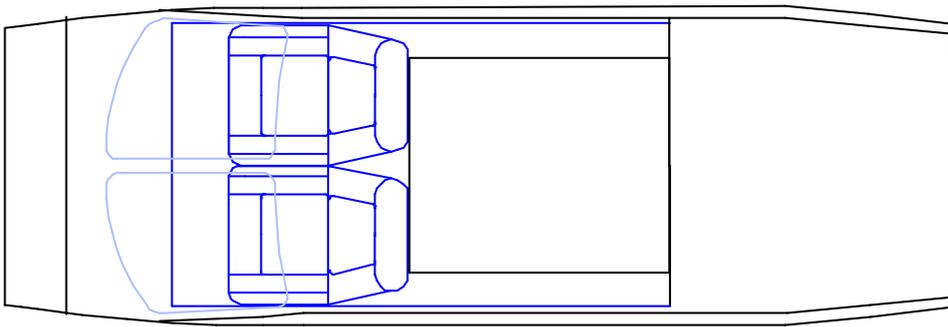
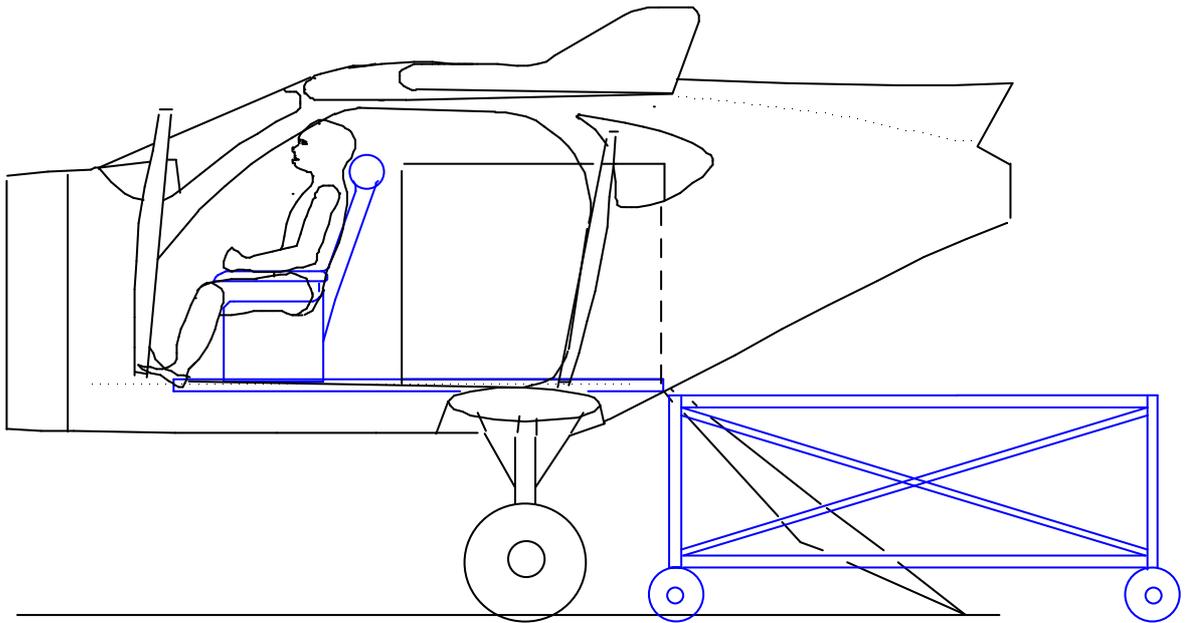


Bild 9.9: Dreiseitenansicht Kabinenlayout Transportflugzeug 2 Sitze

9.3.2 Fracht- und Passagierflugzeug

Für das SUA ist weiterhin ein Einsatz als Kombifrachter angedacht. Dafür sind vier Sitze und ein speziell an die Heckladeklappe angepasster Container vorgesehen (**Bild 9.10**). Möglich wäre auch der Einsatz von Klappsitzen, ähnlich den Flugbegleitersitzen in Passagiermaschinen, anstatt der zweiten Sitzreihe. Dieses ermöglicht einen noch flexibleren Einsatz für den Transport von Personen oder Fracht.

Einsatzbereiche:

- Fracht- und Passagierflugzeug für kurze bis mittlere Entfernungen

Interieur:

- Sitze für 1 + 3 PAX + Container
- Transport von Spezialcontainer der der Kontur der Heckklappe angepasst ist
- Abtrennung des Frachtbereiches durch Netz oder Gitter

Exterieur:

- Außenlastenstationen an den Fahrwerksauslegern
- Zusatztanks für Reichweitenerhöhung
- Ausrüstungsbehälter / Gepäckbehälter
- Winde mit Schienensystem

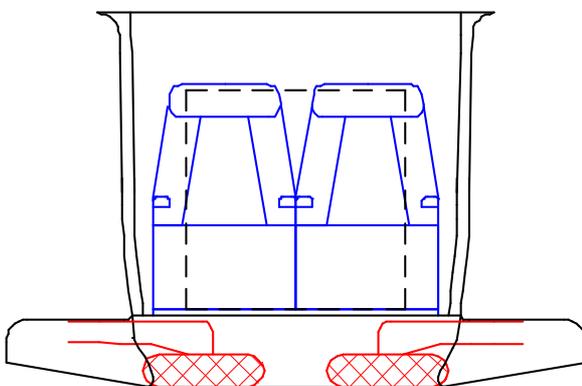
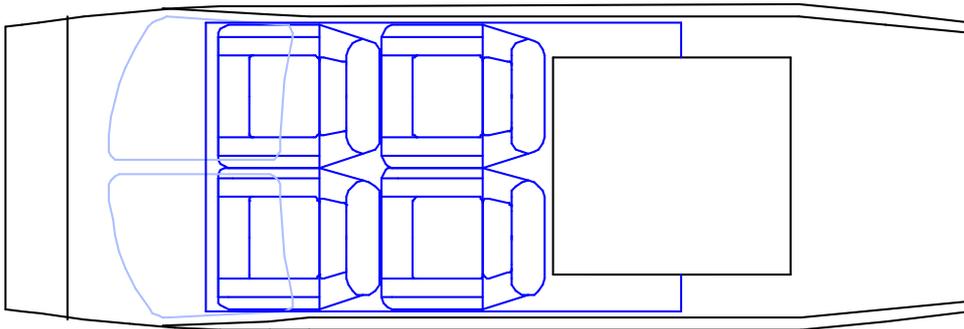
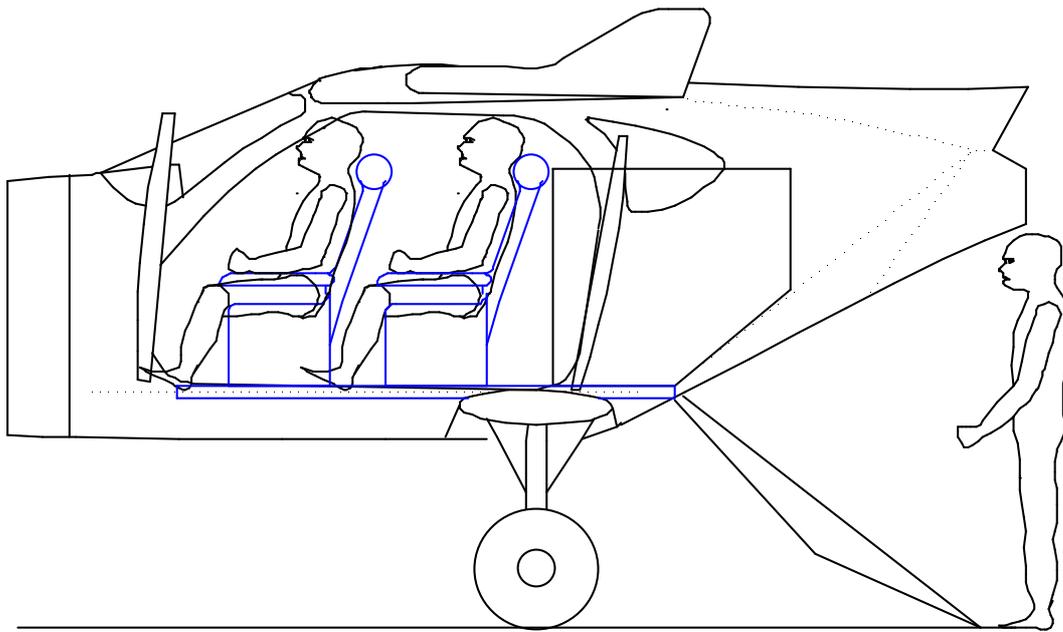


Bild 9.10: Dreiseitenansicht Kabinenlayout Fracht- und Passagierflugzeug 4 Sitze

9.3.3 Absetzflugzeug

Das Sport Utility Aircraft bietet durch die guten Flugleistungen gute Voraussetzungen für den Einsatz als privates, wie auch für militärische Zwecke geeignetes, Absetzflugzeug für Fallschirmspringer (**Bild 9.11**). Für diesen Zweck sind verschiedene Tür- und Heckladerampenversionen angedacht. Die hinteren Seitentüren würden jeweils durch eine Rolltür ersetzt werden, welche während der Start- und Landephase geschlossen ist. Die Heckladerampe lässt sich nach oben in die Kabine klappen, um das Absetzen über den hinteren Ausstieg zu gewährleisten. Möglich wäre auch das Anbringen eines Faltores, ähnlich einer Falttür aus der Haustechnik, welches kurz vor dem Absetzen zur Seite gefahren wird.

Einsatzbereiche:

- Absetzen von bis zu 5 Fallschirmspringer

Interieur:

- Sitze für 1 + bis zu 5 Fallschirmspringer auf dem Kabinenboden
- Hintere Seitentür kann durch eine Rolltür ersetzt werden, welche im Flug geöffnet werden kann
- Fallschirmspringer sitzen auf dem Kabinenboden gegen die Flugrichtung, Rückenlehne ersetzt den rechten Flugzeugführersitz
- Heckklappe kann für das Absetzen nach oben in die Kabine geöffnet werden

Exterieur:

- Außenlastenstationen an den Fahrwerksauslegern
- Fahrwerksausleger dienen als seitliche Austiegs- und Absprunghilfe
- Zusatztanks für Reichweitenerhöhung (nicht bei seitlichem Ausstieg)
- Ausrüstungsbehälter / Gepäckbehälter (nicht bei seitlichem Ausstieg)

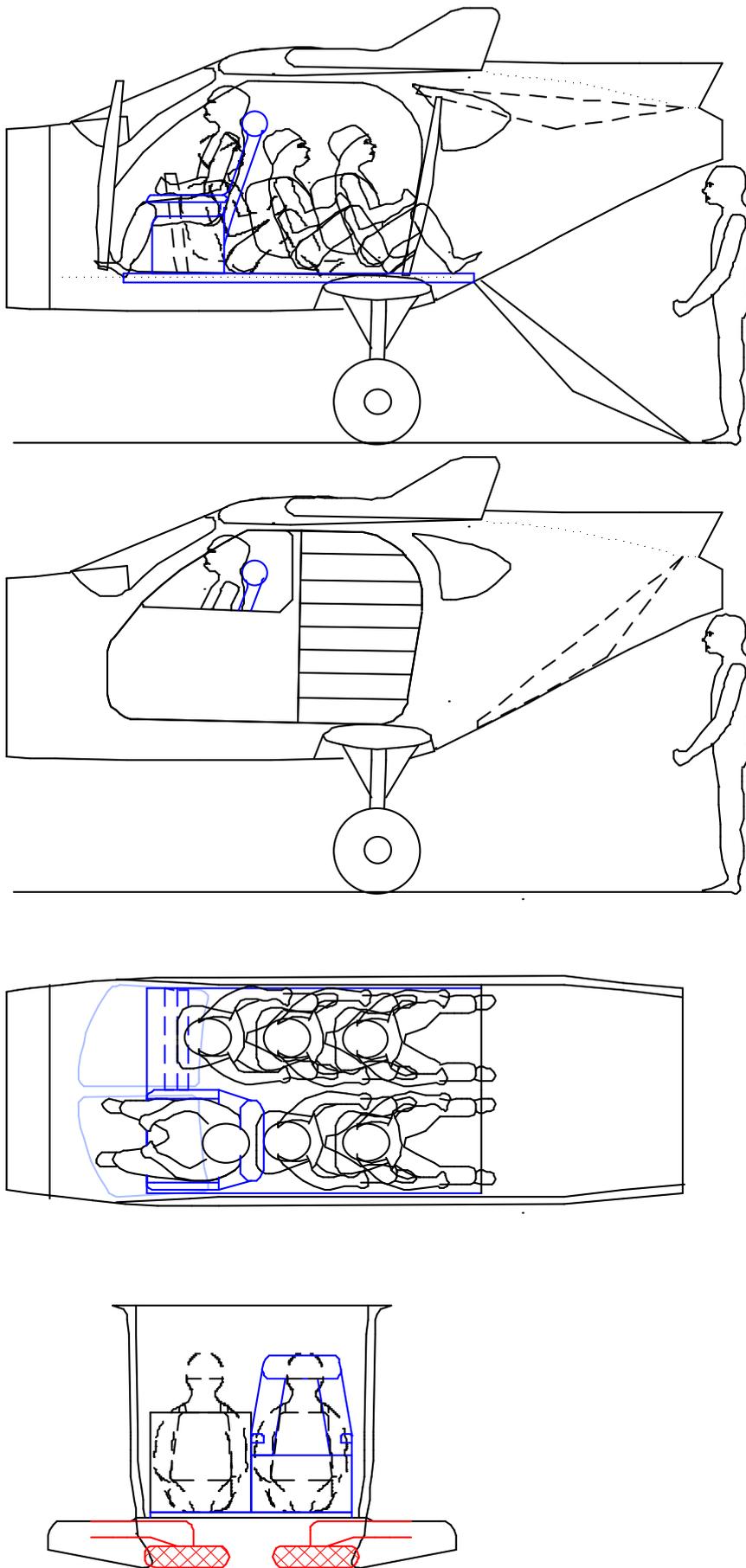


Bild 9.11: Dreiseitenansicht Kabinenlayout Absetzflugzeug 1 Sitz

9.4 Kabinenkonzept Mission

Das Kabinenkonzept *Mission* beschreibt die Verwendungsmöglichkeiten des Sport Utility Aircraft als Spezialflugzeug. Durch die modulare Kabinenausstattung kann eine Maschine diverse Spezialeinsätze ausführen. Das jeweilige Interieur wird in das SUA, welches mit primärer Grundausstattung versehen ist, eingeschoben und für die folgenden Spezialverwendungen ausgerüstet:

- Such- und Rettungsflugzeug (SAR)
- Überwachungsflugzeug (Patrouille, Aufklärung, Photo)
- Ambulanzflugzeug (Med)

Die verschiedenen Spezialverwendungen werden im Weiteren durch eine Beschreibung der Einsatzbereiche und des In- und Exterieurs verdeutlicht.

9.4.1 Such- und Rettungsflugzeug

Für den Such- und Rettungseinsatz ist eine sehr flexible Ladefläche vorgesehen und die Möglichkeit für das Anbringen von Schwimmern für den Einsatz als Seenotrettungsflugzeug. Die freie Kabinenfläche ermöglicht die Aufnahme von Personen und Ausrüstung. Weiterhin bieten die Klappsitze eine Auflage für Krankentragen. (**Bild 9.12-9.14**)

Im Seenotrettungseinsatz kann die Heckklappe für die Bergung von Schiffbrüchigen eingesetzt werden. Die Geretteten können auf die Heckklappe krabbeln und von da aus in die Kabine auf die Klappsitze oder auf die Trage gelangen. Für die Bergung von Spezialtragen ist ein Windensystem vorgesehen. Die Trage wird mit der Winde angehoben und über ein modulares Schienensystem an der Kabinendecke in die richtige Position gebracht

Einsatzbereiche:

- Such- und Rettungseinsätze in unwegsamem Gelände und auf See

Interieur:

- Sitze für 1 + 5 PAX
- 2 Sitze + 4 Klappsitze auf der Ladefläche, 2 Tragen die auf die Klappsitze gelegt werden können

Exterieur:

- Außenlastenstationen an den Fahrwerksauslegern
- Zusatztanks für Reichweitenerhöhung
- Ausrüstungsbehälter / Gepäckbehälter
- Infrarotkamera im Außenbehälter
- Winde mit Schienensystem

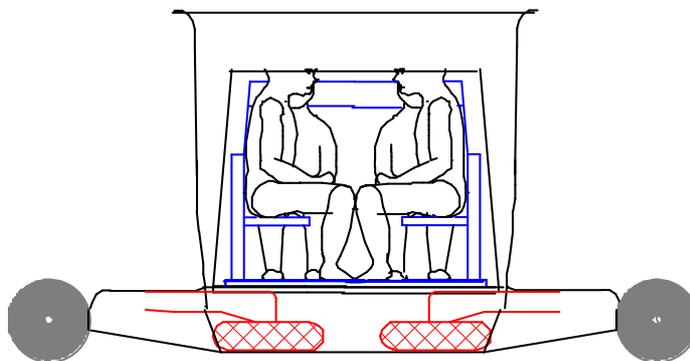
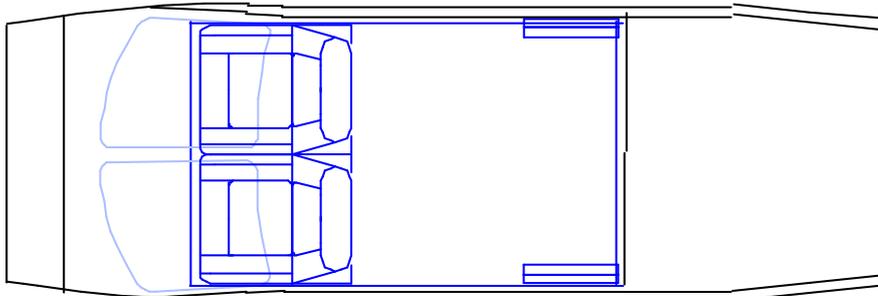
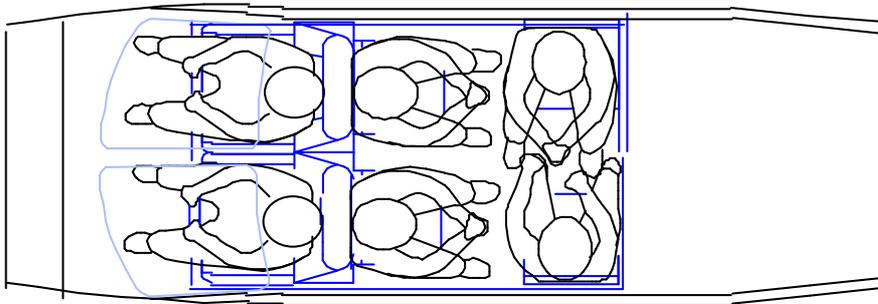
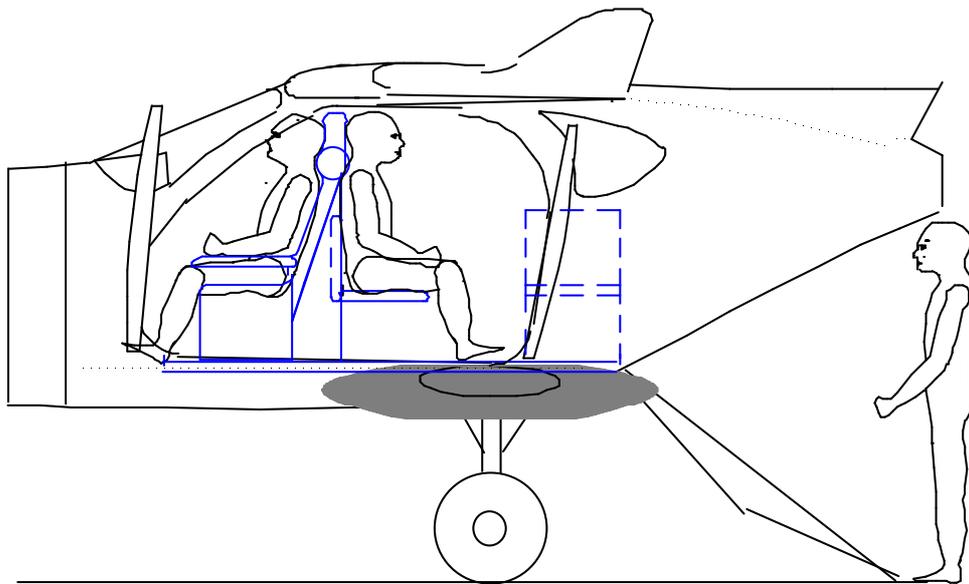


Bild 9.12: Dreiseitenansicht Kabinenlayout Such- und Rettungsflugzeug 6 Sitze

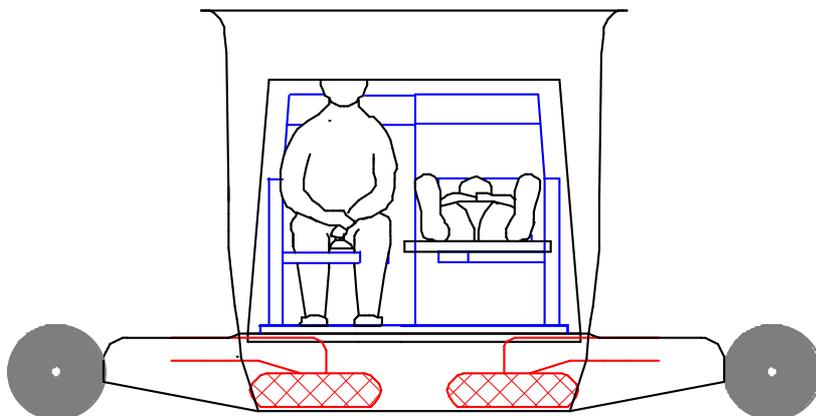
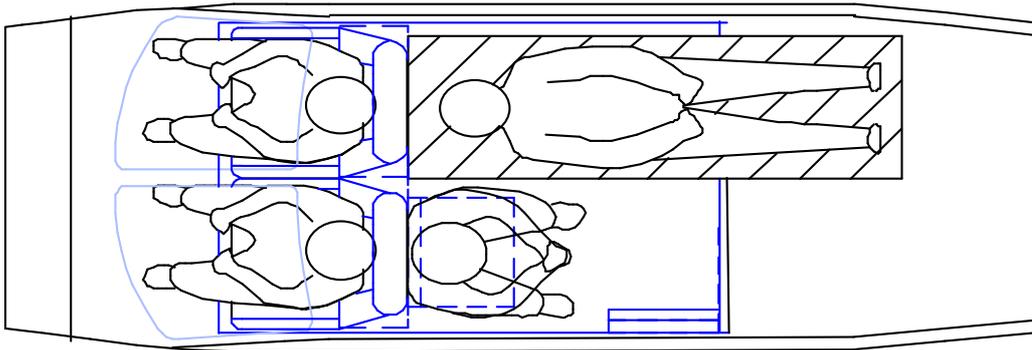
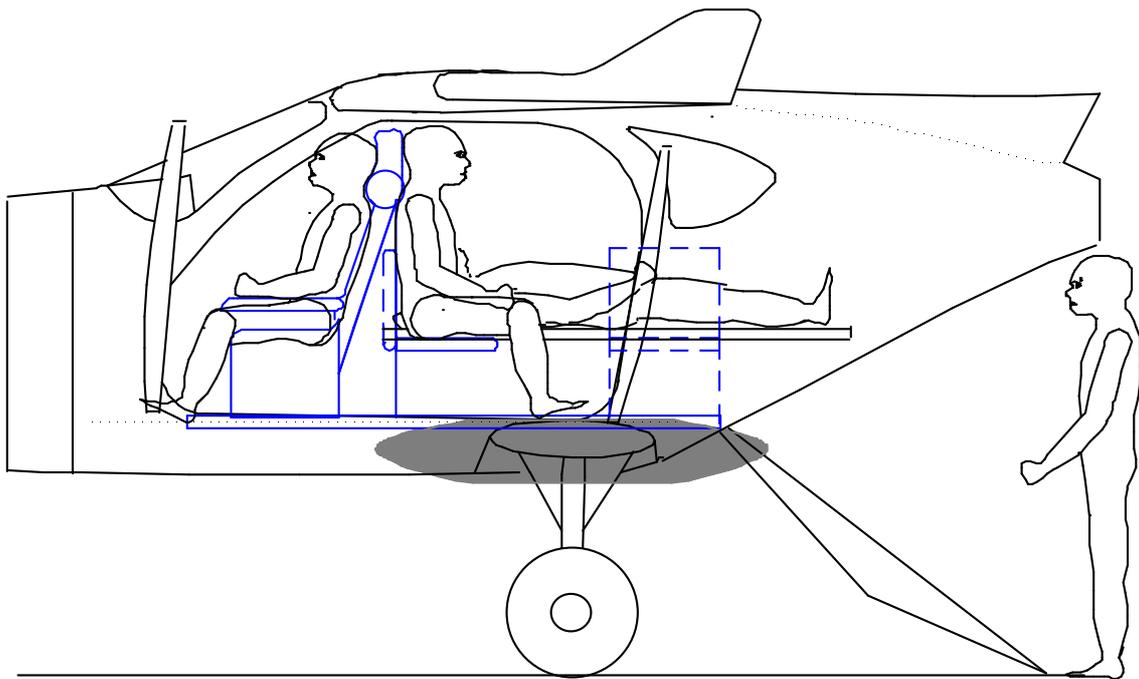


Bild 9.13: Dreiseitenansicht Kabinenlayout Such- und Rettungsflugzeug Trage

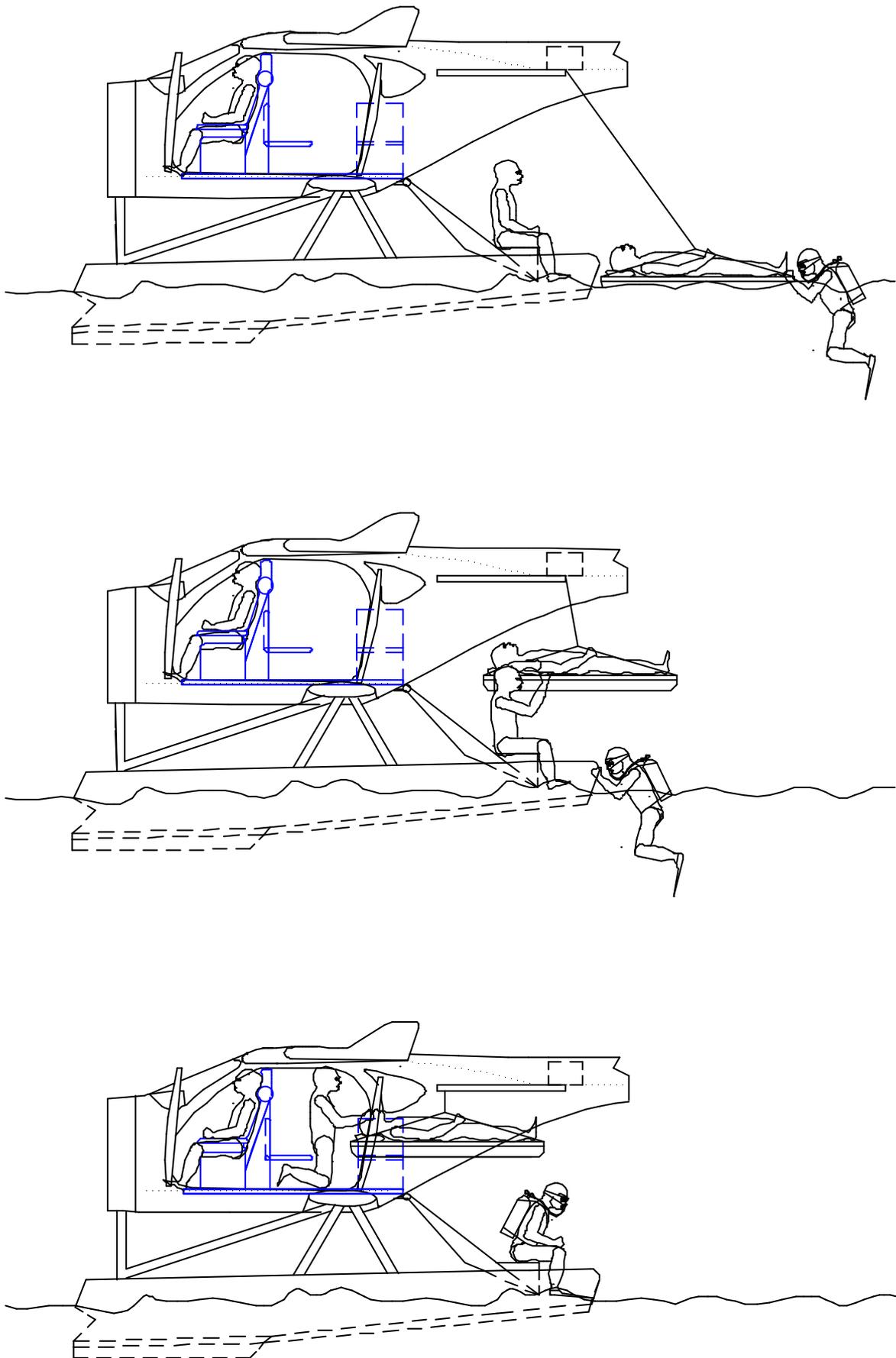


Bild 9.14: Dreiseitenansicht Kabinenlayout Such- und Rettungsflugzeug Schwimmer

9.4.2 Überwachungsflugzeug

Als Überwachungsflugzeug sind mehrere Einsatzmöglichkeiten denkbar, z. B. die Verwendung als Patrouillenflugzeug für die Grenzüberwachung oder für die Waldbrandpatrouille. Durch die Außenlastenstationen ist die Montage von Zusatztanks möglich, welche die Einsatzdauer und Reichweite des SUA erhöhen. Für den Einsatz als Aufklärungsflugzeug ist eine Integration einer Kamera denkbar, welche mit auf der Plattform installiert ist und nach unten durch einen Strukturausschnitt ausgefahren wird (**Bild 9.15**). Weiterhin können die Außenlastenstationen für die Anbringung von Zusatzausrüstung genutzt werden.

Einsatzbereiche:

- Patrouillenflugzeug (Grenzpatrouille, Waldbrandpatrouille)
- Aufklärungsflugzeug (Photo, Infrarot, Radar)

Interieur:

- Sitze für 1 + 3 PAX
- 2 Sitze + 2 Sitze mit Computertisch + Kameraausrüstung oder Aufklärungsbehälter

Exterieur:

- Außenlastenstationen an den Fahrwerksauslegern
- Zusatztanks für Reichweitenerhöhung
- Ausrüstungsbehälter / Gepäckbehälter
- Infrarotkamera, Radargerät im Außenbehälter

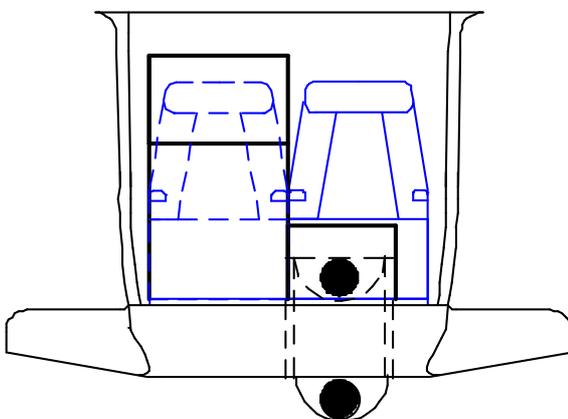
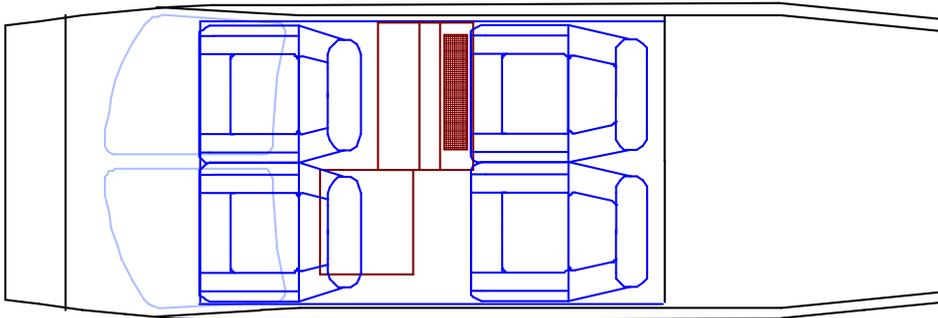
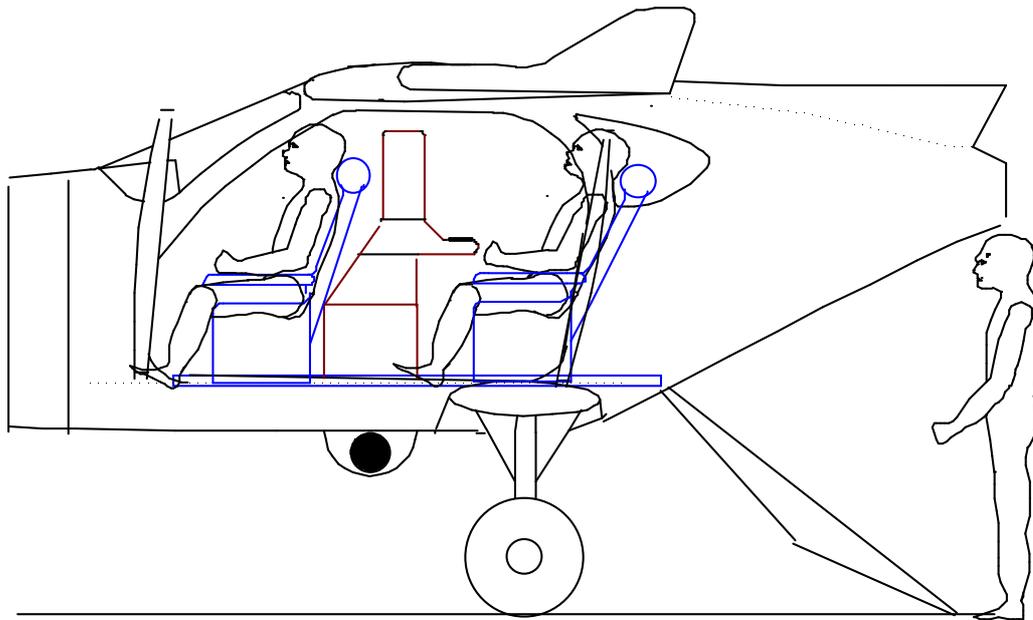


Bild 9.15: Dreiseitenansicht Kabinenlayout Überwachungsflugzeug 4 Sitze

9.4.3 Ambulanzflugzeug

Die geräumige Kabine bietet Platz für bis zu zwei Krankentragen, welche übereinander angebracht sind. Das SUA ermöglicht durch die Heckladerampe ein problemloses Beladen der Krankentragen. Durch die Position des hinteren Sitzes ist es dem mitfliegenden Arzt möglich beide Patienten während des Fluges zu versorgen (**Bild 9.16**). Ausgerüstet mit Ballonbereifung oder mit Schwimmern, ist ein Einsatz auf schlechten Pisten, im Außengelände sowie auf Seen oder Flüssen möglich (**Anhang C**).

Einsatzbereiche:

- Einsatz als Rettungsflugzeug für den Krankentransport

Interieur:

- Sitze für 1 + 3 PAX
- 2 Sitze + 1 oder 2 Krankentragen und einem an der Kabinendecke befestigten Staufach
- Platz für einen Arzt mit gutem Zugang zu den Kranken und zu der Ausrüstung im Staufach
- Einladen der Tragen über die Heckklappe
- Einschubsystem für die Tragen

Exterieur:

- Außenlastenstationen an den Fahrwerksauslegern
- Zusatztanks für Reichweitenerhöhung
- Behälter für medizinische Ausrüstung / Gepäckbehälter
- Winde mit Schienensystem

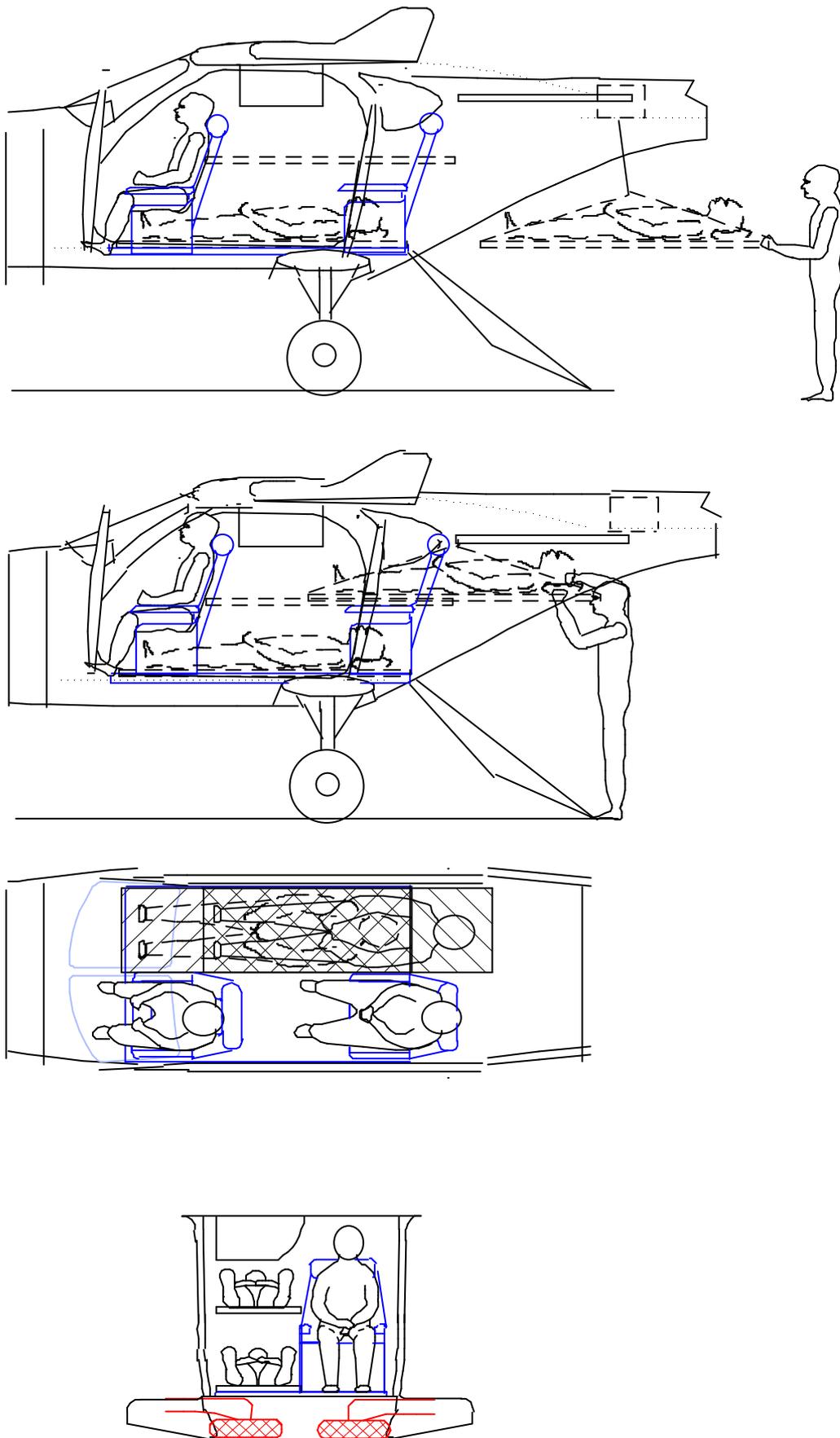


Bild 9.16: Dreiseitenansicht Kabinenlayout Ambulanzflugzeug 2 Tragen

10 Zusammenfassung

Für den Konzeptentwurf des SUA wurde ein Entwurfsablauf gewählt welcher eine grundlegende Dimensionierung mit einem Handrechnungsverfahren vorsieht. Die auf Erfahrungswerte und Marktstudien basierenden Formeln, wurden anhand der im Rahmen dieser Arbeit durchgeführten Marktstudie, verifiziert oder gegebenenfalls korrigiert. Im Weiteren kam für die Berechnung der Entwurfsparameter und die dreidimensionale Darstellung ein spezielles Entwurfsprogramm zur Anwendung.

Für das Entwurfsverfahren kam das Programm *AirplanePDQ* und *Airfoil Optimizer* von der Firma *DaVinci Technologies* zum Einsatz. Der große Vorteil dieser Software liegt darin, dass die gesamte Entwicklung des Entwurfs größtenteils in einem CAD Programm durchgeführt wird und durch eine einfache Manipulation der Dreiseitenansicht eine den Anforderungen entsprechende Veränderung des Entwurf erreicht wird. Die Optimierung der Entwurfsparameter und die Überprüfung der Flugleistungen und -eigenschaften wurde durch die diversen Analysefunktionen des Programms ermöglicht.

Weiterhin kam der Flugsimulator *X-Plane* von der Firma *Laminar Research* zur Anwendung. Das Programm bietet bereits in der Projektphase die Möglichkeit einer simulierten Flugerprobung des Entwurfs. Mit dem Programm *X-Plane Maker* wurde der *AirplanePDQ* Datensatz des Sport Utility Aircrafts aufbereitet und im Flugsimulator dargestellt. Der Simulator ermöglicht eine Überprüfung und Optimierung der Flugeigenschaften und eine umfangreiche Aufnahme von Flugleistungsdaten des Entwurfs. Diese Daten müssen ausgewertet werden und in weiteren Iterationsschritten in den Entwurf einfließen. Im ersten Schritt wurde primär die Flugstabilität des SUAs durch kleine Änderungen an den Auftriebsflächen verbessert und diverse Flugzustände sowie Starts und Landungen erprobt.

Der Sport Utility Aircraft Entwurf bietet, durch die geräumige Kabine und die gute Zugänglichkeit über die Heckladerampe und die Seitentüren, vielfältige Möglichkeiten für die Kabinenausstattung. Dabei sieht das grundlegende Konzept die Installation der Ausstattung auf einer Plattform vor, welche von hinten in die Kabine eingeschoben wird. Dieses ermöglicht eine Vielzahl von Kabinenvarianten, die das SUA zu einem multifunktional einsetzbaren Flugzeug machen. Durch die modulare Kabinenausstattung und die guten Flugleistungen sind diverse Verwendungszwecke in verschiedenen Einsatzbereichen denkbar.

Literaturverzeichnis

- Aero 02/04** THOMALLA, V.K. (RED.): *Aerokurier*. Ausgabe 01-2002 bis 06-2004, Stuttgart: Motor-Presse
- AOPA 2004** URL: <http://www.aopa.org/> (2004-07-05)
- Cescotti 1993** CESCOTTI, Roderich: *Luftfahrt-Definitionen: Englisch-Deutsch /Deutsch-Englisch*. Stuttgart: Motorbuch-Verlag, 1993
- DaVinci 2002** DAVINCI Technologies: *Software: Airfoil Optimizer Version 2002*, Laurel MD, 2002
URL: <http://www.davincitechnologies.com/> (2004-07-05)
- DaVinci 2003** DAVINCI Technologies: *Software: AirplanePDQ Version 2003*, Laurel MD, 2003
URL: <http://www.davincitechnologies.com/> (2004-07-05)
- Dubs 1966** DUBS, Fritz: *Aerodynamik der reinen Unterschallströmung*. Basel/Stuttgart: Birkhäuser, 1966
- FAA 2004** URL: <http://www.faa.gov/> (2004-07-05)
- FAR 23** U.S. DEPARTMENT FOR TRANSPORTATION, FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION: *Federal Aviation Regulations, Part 23, Normal, Utility, Aerobatic and Commuter Category Airplanes* . Washington,D.C.
URL: http://www.faa.gov/avr/afs/fars/far_idx.htm (2003-11-23)
- Flieger 02/04** SCHELLING, JÜRGEN (RED.): *Fliegermagazin*. Ausgabe 01-2002 bis 06-2004, Hamburg: Jahr Top Special Verlag
- GAMA 2004** URL: <http://www.gama.aero/home.php> (2004-07-05)
- Granzeier 2002** GRANZEIER, Werner: *Unterlagen zur Vorlesung: Fahrzeug- und Flugzeuginterieur*. Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg, Fachbereich Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, 2002
- Janes 04/05** JACKSON, Paul: *Jane`s All the World`s Aircraft 2004-05*,Jane`s Information Group, Surrey, UK 2004

-
- Kermode 1972** KERMODE, A.C.: *Mechanics of Flight*. Essex, UK: Longman, 1972
- Laminar 2004** LAMINAR RESEARCH: *Software: X-Plane Version 6*, Columbia SC, 2004
URL: <http://www.laminarresearch.com/> (2004-07-05)
- Loftin 1980** LOFTIN, L.K.: *Subsonic Aircraft: Evolution and the Matching of size to Performance*, NASA Reference Publication 1060, 1980
- NASA 2004** URL: <http://www.nasa.gov/home/index.html> (2004-07-05)
- RAYMER 1989** RAYMER, D.P.: *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, AIAA Education Series, Washington,D.C.: AIAA, 1989
- ROSKAM I** ROSKAM, H.P.: *Airplane Design*. Bd. 1: *Preliminary Sizing of Airplanes*. Ottawa, Kansas, 1989; Vertrieb: Analysis and Research Corporation, 120 East Ninth Street, Suite 2, Lawrence, Kansas 66044, USA
- ROSKAM II** ROSKAM, H.P.: *Airplane Design*. Bd. 2: *Preliminary Configuration Design and Integration of the Propulsion System*. Ottawa, Kansas, 1989
- ROSKAM III** ROSKAM, H.P.: *Airplane Design*. Bd. 3: *Layout Design of Cockpit, Fuselage, Wing and Empenage: Cutaways and Inboard Profiles*. Ottawa, Kansas, 1989
- ROSKAM IV** ROSKAM, H.P.: *Airplane Design*. Bd. 4: *Layout Design of Landing Gear and Systems*. Ottawa, Kansas, 1989
- ROSKAM V** ROSKAM, H.P.: *Airplane Design*. Bd. 5: *Component Weight Estimation*. Ottawa, Kansas, 1989
- ROSKAM VI** ROSKAM, H.P.: *Airplane Design*. Bd. 6: *Preliminary Calculation of Aerodynamic, Thrust and Power Characteristics*. Ottawa, Kansas, 1990
- ROSKAM VII** ROSKAM, H.P.: *Airplane Design*. Bd. 7: *Determination of Stability, Control and Performance Characteristics: FAR and Military Requirements*. Ottawa, Kansas, 1991

- ROSKAM VIII** ROSKAM, H.P.: *Airplane Design. Bd. 8: Airplane Cost Estimation: Design, Development, Manufacturing and Operation*. Ottawa, Kansas, 1990
- SCHOLZ 1999** SCHOLZ, Dieter: *Unterlagen zur Vorlesung: Flugzeugentwurf*. Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg, Fachbereich Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, 1999
URL: <http://www.haw-hamburg.de/pers/Scholz/SkriptFE.html>
(2003-11-23)
- YOUNG 2000** YOUNG, Trevor: *Lecture Notes Flight Mechanics: Course ME 4726*. University of Limerick, 2000

Anhang A Technische Daten der Marktstudie

Die Technischen Daten der Vergleichsflugzeuge sind dem **Janes 04/05** entnommen. Die Flugzeuge, die für einen näheren Vergleich und für die Erstellung der Tabellen und Diagramme im **Kapitel 6** verwendet wurden, sind grau gekennzeichnet.

Tabelle A.1: Allgemeine Informationen

| Flugzeug | Typ | Sitzplätze | Preis USD | DOC USD |
|---|--------------------------------|------------|--------------|------------|
| Kitplane | | | | |
| AMD Zodiac CH 640 | Four-seat kitbuilt | 1+3 | 35190 | - |
| Aviation Development Alaskan Bushmaster | Four-seat kitbuilt | 1+3 | 22500 | - |
| Dyn'Aero MCR4S | Four-seat kitbuilt | 1+3 | 48100 | - |
| Four Winds 250T | Four-seat kitbuilt | 1+3 | 52000 | - |
| Jabiru J400 | Four-seat kitbuilt | 1+3 | 35300 | - |
| ST Just SUPER CYCLONE | Four-seat kitbuilt | 1+3 | 39900 | - |
| Van's RV-10 | Four-seat kitbuilt | 1+3 | 40000 | - |
| Zenith Super STOL CH 801 | Four-seat kitbuilt | 1+3 | 20950 | - |
| Lancair LANCAIR IV | Four-seat performance kitbuilt | 1+3 | 115900 | - |
| Aircraft Designs Super Stallion | Six-seat kitbuilt | 1/2+4 | 71750 | - |
| Aviabellaanca 19-25 SKYROCKET III | Six-seat kitbuilt | 1+5 | - | - |
| Barr BARRSIX | Six-seat kitbuilt | 1+5 | 89900 | - |
| Murphy SR 2500 Super Rebel | Six-seat kitbuilt | 1+5 | 28000 | - |
| Aerocomp Comp Air 7SL | Utility kitbuilt | 1+6 | 59995 | - |
| Khrunichev T-411 AIST | Utility kitbuilt | 1+4 | 150000 | - |
| Lightplane | | | | |
| Maule MT-7-420 | Five-seat lightplane/turboprop | 1+4 | 470000 | - |
| Cessna 172 SKYHAWK | Four-seat lightplane | 1+3 | 181900 | - |
| Cessna T182 SKYLANE | Four-seat lightplane | 1+3 | 290000 | - |
| Cirrus Design SR22 | Four-seat lightplane | 1+3 | 307500 | - |
| Commander 115 | Four-seat lightplane | 1+3 | 565000 | - |
| Diamond DA 40-180 Star | Four-seat lightplane | 1+3 | 189900 | - |
| Grob G 140TP | Four-seat lightplane | 1+3 | 1200000 | - |
| Lancair COLUMBIA 300 | Four-seat lightplane | 1+3 | 299500 | - |
| Luscombe 185-11E SPARTAN | Four-seat lightplane | 1+3 | 158900 | - |
| Mooney M20R OVATION2 | Four-seat lightplane | 1+3 | 349950 | - |
| OMF Symphony 250 | Four-seat lightplane | 1+3 | - | - |
| Piper PA-28-181 ARCHER III | Four-seat lightplane | 1+3 | 179900 | - |
| Robin DR 500 President | Four-seat lightplane | 1+3 | - | - |
| Socata TB 200 TOBAGO GT | Four-seat lightplane | 1+3 | - | - |
| Zlin Z 143 | Four-seat lightplane | 1+3 | 169000 | - |
| Utility | | | | |
| Explorer EXPLORER 500T | Light utility transport | 1+9 | 1035000 | - |
| Gavilan EL-1 Gavilan 358 | Light utility transport | 1+7 | 379000 | - |
| Gippsland GA-8 Airvan | Light utility transport | 1+7 | 638000 | - |
| IBIS Aerospace Ae 270 SPIRIT | Light utility turboprop | 1+8 | 1995000 | - |
| Intracom GM-17 Viper | Light utility turboprop | 2+6 | 860000 | - |
| Myasishchev M-101T GZHEL | Light utility turboprop | 1/2+4 | 1600000 | 200 |
| PAC 750XL | Light utility turboprop | 1+9 | 900000 | - |
| Pilatus PC-6 TURBO PORTER | Light utility turboprop | 1+9 | - | - |
| Sherpa SHERPA | Light utility turboprop | 1+8 | 850000 | - |
| Technoavia SMG-92 Turbo Finist | Light utility turboprop | 1+6 | 240000 | - |
| ZLIN Z 400 RHINO | Light utility turboprop | - | 700000 | - |
| Beech TURBO BONANZA B36TC | Six-seat utility transport | 1+5 | 665000 | - |
| Cessna T206H TURBO STATIONAIR | Six-seat utility transport | 1+5 | 421900 | - |
| Found FBA-2C Bush Hawk | Six-seat utility transport | 1/2+4 | 275000 | 63,4 |
| Piper PA-32R-301 SARATOGA II | Six-seat utility transport | 1+5 | 409800 | - |
| Business | | | | |
| Diamond D-Jet | Business mono-jet | 2+3 | - | - |
| Visionaire VA-10 VANTAGE | Business mono-jet | 1/2+4 | 2195000 | 262 |
| Extra 500 | Business turboprop | 1+5 | 998000 | - |
| Farnborough F1 | Business turboprop | 1+5 | 1700000 | - |
| Grob G 160 Ranger | Business turboprop | 1/2+4 | - | - |
| Pilatus PC-12/45 | Business turboprop | 1/2+9 | 2712760 | 343,33 |
| Piper PA-46-500TP MALIBU MERIDIAN | Business turboprop | 1+5 | 1600000 | - |
| Socata TBM 700 C1 | Business turboprop | 1/2+5 | 2400000 | 230 |
| ADAM A500 | Business twinprop | 1+5 | 935000 | - |
| Beech 390 PREMIER I | Light business jet | 1/2+6 | 5300000 | 680 |
| Cessna CITATION MUSTANG | Light business jet | 2+4 | 2295000 | - |
| CMC LEOPARD | Light business jet | 1+3 | - | - |
| Eclipse Aviation 500 | Light business jet | 1+5 | 1175000 | - |
| Safire S-26 | Light business jet | 1/2+4 | 919000 | 280 |
| Maverick LEADER | Light business jet/kitbuilt | 1+3/4 | 1400000 | 170 |

Tabelle A.2: Triebwerksdaten

| Flugzeug | Triebwerks Typ | Leistung |
|---|-------------------|-------------------|
| Kitplane | | |
| AMD Zodiac CH 640 | O-360 | 134 kW (180hp) |
| Aviation Development Alaskan Bushmaster | O-320 | 119 kW (160hp) |
| Dyn'Aero MCR4S | 914UL | 84,6 kW (113,4hp) |
| Four Winds 250T | RR 250-B17F/2 | 335 kW (450shp) |
| Jabiru J400 | Jabiru 3300 | 89,5 kW (120hp) |
| ST Just SUPER CYCLONE | IO-520 | 224 kW (300hp) |
| Van's RV-10 | O-540 | 194 kW (260hp) |
| Zenith Super STOL CH 801 | O-360-A | 134 kW (180hp) |
| Lancair LANCAIR IV | Walter M601E | 560 kW (757shp) |
| Aircraft Designs Super Stallion | TSIO-550 | 261 kW (350hp) |
| Aviabellanca 19-25 SKYROCKET III | GTSIO-520F | 324 kW (435hp) |
| Barr BARRSIX | IO-720-A1B | 298 kW (400hp) |
| Murphy SR 2500 Super Rebel | O-540-A4A5 | 186 kW (250hp) |
| Aerocomp Comp Air 7SL | Walter M601D | 490 kW (657shp) |
| Khrunichev T-411 AIST | TIO-540 | 261 kW (350hp) |
| Lightplane | | |
| Maule MT-7-420 | RR 250-B17C | 313 kW (420shp) |
| Cessna 172 SKYHAWK | IO-360-L2A | 119 kW (160hp) |
| Cessna T182 SKYLANE | IO-540-AB1A5 | 172 kW (230hp) |
| Cirrus Design SR22 | IO-550-N | 231 kW (310hp) |
| Commander 115 | IO-540-T4B5 | 194 kW (260hp) |
| Diamond DA 40-180 Star | IO-360-M1A | 134 kW (180hp) |
| Grob G 140TP | RR 250-B17F | 334 kW (450shp) |
| Lancair COLUMBIA 300 | IO-550-N2B | 224 kW (300hp) |
| Luscombe 185-11E SPARTAN | IO-360-ES4 | 157 kW (210hp) |
| Mooney M20R OVATION2 | IO-550-G2B | 224 kW (300hp) |
| OMF Symphony 250 | IO-540-C | 186 kW (250hp) |
| Piper PA-28-181 ARCHER III | O-360-A4M | 134 kW (180hp) |
| Robin DR 500 President | IO-360-A1B6 | 149 kW (200hp) |
| Socata TB 200 TOBAGO GT | IO-360-A1AD | 134 kW (180hp) |
| Zlin Z 143 | O-540-J3A5 | 175 kW (235hp) |
| Utility | | |
| Explorer EXPLORER 500T | PT6-135B | 447 kW (600shp) |
| Gavilan EL-1 Gavilan 358 | TIO-540-W2A | 260 kW (350hp) |
| Gippsland GA-8 Airvan | IO-540-K1A5 | 224 kW (300 hp) |
| IBIS Aerospace Ae 270 SPIRIT | PT6A-66A | 634 kW (850shp) |
| Intracom GM-17 Viper | Walter M601E | 560 kW (757shp) |
| Myasishchev M-101T GZHEL | Walter M601 F32 | 559 kW (751shp) |
| PAC 750XL | PT6A-34 | 559 kW (751shp) |
| Pilatus PC-6 TURBO PORTER | PT6A | 409 kW (550shp) |
| Sherpa SHERPA | Walter M601E | 560 kW (757shp) |
| Technoavia SMG-92 Turbo Finist | Walter M601D-2 | 400 kW (536shp) |
| ZLIN Z 400 RHINO | OE-600A | 447 kW (600shp) |
| Beech TURBO BONANZA B36TC | TSIO-520-UB | 223,7 kW (300hp) |
| Cessna T206H TURBO STATIONAIR | TIO-540-AJ1A | 231 kW (310hp) |
| Found FBA-2C Bush Hawk | IO-540-D4A5 | 194 kW (260hp) |
| Piper PA-32R-301 SARATOGA II | IO-540-K1G5 | 224 kW (300hp) |
| Business | | |
| Diamond D-Jet | FJ33 | - |
| Visionaire VA-10 VANTAGE | JT15D-5D | 13,55 kN |
| Extra 500 | RR 250-B17F/2 | 336 kW (450shp) |
| Farnborough F1 | PT6A-60A | 634 kW (850shp) |
| Grob G 160 Ranger | PT6A-42A | 633 kW (850shp) |
| Pilatus PC-12/45 | PT6A-67B | 1197 kW (1605shp) |
| Piper PA-46-500TP MALIBU MERIDIAN | PT6A-42A | 901 kW (1209shp) |
| Socata TBM 700 C1 | PT6A-64 | 522 kW (700 shp) |
| ADAM A500 | TSIO-550 | 261 kW (350hp) |
| Beech 390 PREMIER I | FJ44-2A | 10,23 kN |
| Cessna CITATION MUSTANG | PW615F | 6,00 kN |
| CMC LEOPARD | FJX-1 | 3,11 kN |
| Eclipse Aviation 500 | PW610F | 4,00 kN |
| Safire S-26 | FJX-2 | 3,11 kN |
| Maverick LEADER | T58 | 3,34 kN |

Tabelle A.3: Propellerdaten

| Flugzeug | Propeller Typ | Propeller D. m |
|---|---|-------------------|
| Kitplane | | |
| AMD Zodiac CH 640 | Sensenich 76-EM8-0-63 two-blade, fixed pitch | - |
| Aviation Development Alaskan Bushmaster | two-blade, fixed pitch | - |
| Dyn'Aero MCR4S | - | - |
| Four Winds 250T | - | - |
| Jabiru J400 | two-blade, fixed pitch | 1,52 |
| ST Just SUPER CYCLONE | McCauley three-blade, fixed pitch | 2,18 |
| Van's RV-10 | Hartzell Constant Speed | - |
| Zenith Super STOL CH 801 | Sensenich 76-EMB-O-54 two-blade, fixed-pitch | - |
| Lancair LANCAIR IV | Hartzell three/four-blade constant-speed | 1,93 |
| Aircraft Designs Super Stallion | Hartzell three-blade constant-speed | - |
| Aviabellaanca 19-25 SKYROCKET III | Hartzell three-blade constant-speed | - |
| Barr BARRSIX | Hartzell HC-E3YR-1RF/F8468A-6R constant-speed | 2,11 |
| Murphy SR 2500 Super Rebel | Hartzell three-blade constant-speed | 2,13 |
| Aerocomp Comp Air 7SL | Avia Hamilton three/five-blade constant-speed | - |
| Khrunichev T-411 AIST | Hartzell three-blade constant-speed | 2,03 |
| Lightplane | | |
| Maule MT-7-420 | Hartzell three-blade constant-speed | 2,03 |
| Cessna 172 SKYHAWK | McCauley two-blade, fixed pitch | 1,91 |
| Cessna T182 SKYLANE | McCauley three-blade, fixed pitch | 2 |
| Cirrus Design SR22 | Hartzell PHC-J3YF-1MF/F77392-1 constant-speed | 1,98 |
| Commander 115 | McCauley B3D32C419/82NHA-5 three-blade, constant speed | 1,96 |
| Diamond DA 40-180 Star | MTV-12-B/180-17 three-blade, constant speed | - |
| Grob G 140TP | Mühlbauer MTV-5 five-blade | - |
| Lancair COLUMBIA 300 | Hartzell PHC-J3YF-1RF/F7691D-1 three blade, constant-speed | 1,96 |
| Luscombe 185-11E SPARTAN | Sensenich 76-EC8S10 two-blade, fixed pitch | 1,93 |
| Mooney M20R OVATION2 | McCauley 3A32C418/82NRC-9 three-blade, constant speed | 1,85 |
| OMF Symphony 250 | - | - |
| Piper PA-28-181 ARCHER III | Sensenich 76EM8S14-O-62 two-blade fixed pitch | 1,93 |
| Robin DR 500 President | Hartzell two-blade constant-speed | 1,93 |
| Socata TB 200 TOBAGO GT | Hartzell two-blade constant-speed | 1,88 |
| Zlin Z 143 | Mühlbauer MTV-9-B/195-45a three blade, variable pitch | 1,95 |
| Utility | | |
| Explorer EXPLORER 500T | Hartzell D9511FK-2 four-blade, constant-speed fully reversing | - |
| Gavilan EL-1 Gavilan 358 | Hartzell three-blade constant-speed | 2,18 |
| Gippsland GA-8 Airvan | Hartzell HC-2YR-1BF/F8475R two-blade, constant speed | 2,13 |
| IBIS Aerospace Ae 270 SPIRIT | Hartzell HC-D4N-3/D9511FK four-blade, constant speed | 2,44 |
| Intracom GM-17 Viper | five blade V510 constant speed | 2,5 |
| Myasishchev M-101T GZHEL | Avia Hamilton Sundstrand V-510 five-blade constant-speed | 2,3 |
| PAC 750XL | Hartzell HC-B3TN-3D/T10282NS+4 three blade, constant-speed | 2,69 |
| Pilatus PC-6 TURBO PORTER | three blade | - |
| Sherpa SHERPA | - | 2,54 |
| Technoavia SMG-92 Turbo Finist | Avia V-508D-2 three-blade | 2,5 |
| ZLIN Z 400 RHINO | Avia AV 803 three-blade | 2,6 |
| Beech TURBO BONANZA B36TC | Hartzell three-blade constant-speed | 1,98 |
| Cessna T206H TURBO STATIONAIR | McCauley three-blade, fixed pitch | - |
| Found FBA-2C Bush Hawk | Hartzell HC-C3YR-IRF three blade constant-speed | 2,13 |
| Piper PA-32R-301 SARATOGA II | Hartzell three-blade constant-speed | - |
| Business | | |
| Diamond D-Jet | - | - |
| Visionaire VA-10 VANTAGE | - | - |
| Extra 500 | five blade | 2 |
| Farnborough F1 | - | - |
| Grob G 160 Ranger | Hartzell four blade constant-speed | - |
| Pilatus PC-12/45 | Hartzell HC-E4A-3D/E10477K four blade constant-speed | 2,67 |
| Piper PA-46-500TP MALIBU MERIDIAN | Hartzell HC-E4N-3Q/E8501B-3.5 four blade constant-speed | 2,095 |
| Socata TBM 700 C1 | Hartzell HC-E4N-3/E9083S(K) four blade constant-speed | 2,31 |
| ADAM A500 | Hartzell FC7663D-2R three blade | 1,93 |
| Beech 390 PREMIER I | - | - |
| Cessna CITATION MUSTANG | - | - |
| CMC LEOPARD | - | - |
| Eclipse Aviation 500 | - | - |
| Safire S-26 | - | - |
| Maverick LEADER | - | - |

Tabelle A.4: Auftriebsflächendaten

| Flugzeug | Spannweite | Flügel­tiefe | Streckung | HL. Spannweite |
|---|------------|--------------|-----------|----------------|
| | m | m | | m |
| Kitplane | | | | |
| AMD Zodiac CH 640 | 9,60 | 1,46 | 6,60 | 3,00 |
| Aviation Development Alaskan Bushmaster | 11,89 | - | 7,20 | 3,48 |
| Dyn'Aero MCR4S | 8,66 | 0,96 | 9,20 | 2,50 |
| Four Winds 250T | 11,19 | 1,14 | 9,80 | 3,73 |
| Jabiru J400 | 8,10 | - | 8,20 | 2,66 |
| ST Just SUPER CYCLONE | 11,33 | - | 7,20 | - |
| Van's RV-10 | 9,69 | - | - | - |
| Zenith Super STOL CH 801 | 9,55 | 1,60 | 5,80 | 2,70 |
| Lancair LANCAIR IV | 9,20 | 1,18/0,77 | 9,30 | 3,35 |
| Aircraft Designs Super Stallion | 10,67 | 1,52/0,91 | 8,80 | 4,17 |
| Aviabellanca 19-25 SKYROCKET III | 10,67 | - | 6,70 | - |
| Barr BARRSIX | 10,92 | 1,63/1,07 | 7,63 | 3,96 |
| Murphy SR 2500 Super Rebel | 10,97 | 1,52 | 7,10 | 3,30 |
| Aerocomp Comp Air 7SL | 10,06 | - | 5,70 | - |
| Khrunichev T-411 AIST | 13,02 | - | 7,00 | - |
| Lightplane | | | | |
| Maule MT-7-420 | 10,02 | 1,60 | 6,70 | - |
| Cessna 172 SKYHAWK | 11,00 | 1,63/1,12 | 7,50 | - |
| Cessna T182 SKYLANE | 10,97 | 1,63/1,09 | 7,40 | - |
| Cirrus Design SR22 | 11,73 | - | 10,20 | 3,93 |
| Commander 115 | 9,98 | 1,78/0,89 | 7,10 | 4,11 |
| Diamond DA 40-180 Star | 11,94 | - | 10,60 | - |
| Grob G 140TP | 10,30 | - | 7,82 | - |
| Lancair COLUMBIA 300 | 10,97 | 1,40/1,02 | 9,20 | 4,17 |
| Luscombe 185-11E SPARTAN | 11,73 | - | 8,90 | 3,58 |
| Mooney M20R OVATION2 | 11,00 | 1,50 | 7,40 | 3,58 |
| OMF Symphony 250 | 12,19 | - | - | - |
| Piper PA-28-181 ARCHER III | 10,67 | 1,60/1,07 | 7,20 | 3,92 |
| Robin DR 500 President | - | - | - | - |
| Socata TB 200 TOBAGO GT | 10,01 | 1,22 | 8,00 | 3,20 |
| Zlin Z 143 | 10,14 | 1,49 | 7,00 | 3,01 |
| Utility | | | | |
| Explorer EXPLORER 500T | 14,43 | - | 11,30 | - |
| Gavilan EL-1 Gavilan 358 | 12,80 | - | - | - |
| Gippsland GA-8 Airvan | 12,28 | 1,60 | 7,90 | 4,17 |
| IBIS Aerospace Ae 270 SPIRIT | 13,82 | 1,88/1,04 | 9,10 | 5,40 |
| Intracom GM-17 Viper | 13,04 | 2,28/0,985 | 5,40 | 6,05 |
| Myasishchev M-101T GZHEL | 13,00 | - | - | 4,32 |
| PAC 750 -L | 12,81 | 2,13 | 6,00 | 4,93 |
| Pilatus PC-6 TURBO PORTER | 15,87 | - | 8,35 | - |
| Sherpa SHERPA | 13,69 | 1,83 | 7,30 | 5,03 |
| Technoavia SMG-92 Turbo Finist | 14,60 | 1,40 | 10,40 | 5,43 |
| ZLIN Z 400 RHINO | - | - | - | - |
| Beech TURBO BONANZA B36TC | 11,53 | 0/0,91 | 7,60 | - |
| Cessna T206H TURBO STATIONAIR | 10,97 | 1,63/1,13 | 7,40 | - |
| Found FBA-2C Bush Hawk | 10,97 | - | 7,20 | - |
| Piper PA-32R-301 SARATOGA II | 11,02 | - | 7,30 | 3,94 |
| Business | | | | |
| Diamond D-Jet | 11,80 | - | - | - |
| Visionaire VA-10 VANTAGE | 14,48 | 1,90/0,90 | 10,20 | - |
| Extra 500 | 11,50 | - | 9,30 | 3,80 |
| Farnborough F1 | 12,41 | - | 8,40 | - |
| Grob G 160 Ranger | 13,00 | - | 8,25 | - |
| Pilatus PC-12/45 | 16,23 | - | 10,20 | 5,21 |
| Piper PA-46-500TP MALIBU MERIDIAN | 13,11 | - | 10,60 | 4,42 |
| Socata TBM 700 C1 | 12,68 | 1,51 | 8,90 | 4,99 |
| ADAM A500 | 13,41 | - | 10,90 | - |
| Beech 390 PREMIER I | 13,56 | - | 8,00 | 4,90 |
| Cessna CITATION MUSTANG | 12,88 | - | - | - |
| CMC LEOPARD | 7,62 | 1,14/0,30 | 9,70 | 3,91 |
| Eclipse Aviation 500 | 10,97 | - | - | - |
| Safire S-26 | 11,58 | - | - | 4,44 |
| Maverick LEADER | 10,13 | - | 7,60 | - |

Tabelle A.5: Abmessungsdaten

| Flugzeug | Länge m | Breite m | Höhe m |
|---|--------------------|---------------------|-------------------|
| Kitplane | | | |
| AMD Zodiac CH 640 | 7,01 | - | 2,25 |
| Aviation Development Alaskan Bushmaster | 7,09 | - | 2,08 |
| Dyn'Aero MCR4S | 6,72 | - | 1,95 |
| Four Winds 250T | 7,92 | - | - |
| Jabiru J400 | 6,55 | - | 2,20 |
| ST Just SUPER CYCLONE | 7,89 | - | 2,41 |
| Van's RV-10 | 7,44 | - | 2,72 |
| Zenith Super STOL CH 801 | 7,47 | - | 3,00 |
| Lancair LANCAIR IV | 7,92 | - | 2,44 |
| Aircraft Designs Super Stallion | 7,62 | 1,27 | 2,90 |
| Aviabellaanca 19-25 SKYROCKET III | 8,23 | - | 2,74 |
| Barr BARRSIX | 9,12 | - | 2,18 |
| Murphy SR 2500 Super Rebel | 7,01 | 1,12 | 2,67 |
| Aerocomp Comp Air 7SL | 9,30 | - | 2,74 |
| Khrunichev T-411 AIST | 9,45 | - | 2,60 |
| Lightplane | | | |
| Maule MT-7-420 | 7,16 | - | 2,53 |
| Cessna 172 SKYHAWK | 8,28 | - | 2,72 |
| Cessna T182 SKYLANE | 8,84 | - | 2,84 |
| Cirrus Design SR22 | 7,92 | - | 2,80 |
| Commander 115 | 7,59 | - | 2,57 |
| Diamond DA 40-180 Star | 8,01 | - | 2,00 |
| Grob G 140TP | 8,90 | - | 2,80 |
| Lancair COLUMBIA 300 | 7,67 | 1,27 | 2,74 |
| Luscombe 185-11E SPARTAN | 7,32 | - | 2,69 |
| Mooney M20R OVATION2 | 8,15 | - | 2,54 |
| OMF Symphony 250 | - | - | - |
| Piper PA-28-181 ARCHER III | 7,32 | - | 2,22 |
| Robin DR 500 President | 7,22 | - | - |
| Socata TB 200 TOBAGO GT | 7,75 | - | 3,02 |
| Zlin Z 143 | 7,58 | - | 2,91 |
| Utility | | | |
| Explorer EXPLORER 500T | 9,68 | - | 4,72 |
| Gavilan EL-1 Gavilan 358 | 9,14 | - | 3,41 |
| Gippsland GA-8 Airvan | 8,95 | 1,37 | 3,89 |
| IBIS Aerospace Ae 270 SPIRIT | 12,23 | 1,60 | 4,78 |
| Intracom GM-17 Viper | 10,56 | 1,44 | 4,08 |
| Myasishchev M-101T GZHEL | 9,98 | - | 3,45 |
| PAC 750 -L | 11,46 | 1,52 | 3,84 |
| Pilatus PC-6 TURBO PORTER | 10,90 | - | 3,20 |
| Sherpa SHERPA | 9,96 | - | 2,87 |
| Technoavia SMG-92 Turbo Finist | 9,93 | - | 3,08 |
| ZLIN Z 400 RHINO | 9,85 | - | - |
| Beech TURBO BONANZA B36TC | - | - | - |
| Cessna T206H TURBO STATIONAIR | 8,61 | - | 2,83 |
| Found FBA-2C Bush Hawk | 8,08 | - | 2,51 |
| Piper PA-32R-301 SARATOGA II | 8,43 | - | 2,59 |
| Business | | | |
| Diamond D-Jet | 10,80 | - | 3,10 |
| Visionaire VA-10 VANTAGE | 12,53 | - | 4,37 |
| Extra 500 | 9,95 | 1,46 | 3,09 |
| Farnborough F1 | 10,70 | - | 3,47 |
| Grob G 160 Ranger | 11,50 | - | 3,40 |
| Pilatus PC-12/45 | 14,40 | - | 4,27 |
| Piper PA-46-500TP MALIBU MERIDIAN | 9,02 | - | 3,45 |
| Socata TBM 700 C1 | 10,65 | - | 4,36 |
| ADAM A500 | 11,18 | - | 2,90 |
| Beech 390 PREMIER I | 14,02 | - | 4,67 |
| Cessna CITATION MUSTANG | 11,86 | - | 4,19 |
| CMC LEOPARD | 7,85 | - | 2,06 |
| Eclipse Aviation 500 | 10,08 | - | 3,35 |
| Safire S-26 | 10,97 | 1,56 | 4,39 |
| Maverick LEADER | 8,69 | - | 2,74 |

Tabelle A.6: Kabinenabmessungsdaten

| Flugzeug | Kabinenlänge, | Kabinenbreite | Kabinenhöhe | Kabinenvolumen |
|---|---------------|---------------|-------------|----------------|
| | m | m | m | m ³ |
| Kitplane | | | | |
| AMD Zodiac CH 640 | 1,88 | 1,17 | 0,96 | - |
| Aviation Development Alaskan Bushmaster | - | 1,04 | - | - |
| Dyn'Aero MCR4S | - | 1,17 | - | - |
| Four Winds 250T | 2,89 | 1,24 | 1,40 | - |
| Jabiru J400 | - | 1,12 | 1,09 | - |
| ST Just SUPER CYCLONE | - | 1,07 | - | - |
| Van's RV-10 | - | 1,22 | 1,02 | - |
| Zenith Super STOL CH 801 | 1,98 | 1,12 | 1,17 | - |
| Lancair LANCAIR IV | 3,20 | 1,17 | 1,22 | - |
| Aircraft Designs Super Stallion | 3,30 | 1,24 | - | - |
| Aviabella 19-25 SKYROCKET III | 3,94 | 1,14 | 1,22 | - |
| Barr BARRSI - | 3,89 | 1,35 | 1,24 | - |
| Murphy SR 2500 Super Rebel | - | 1,12 | 1,30 | - |
| Aerocomp Comp Air 7SL | - | 1,21 | - | - |
| Khrunichev T-411 AIST | 2,94 | 1,27 | 1,30 | - |
| Lightplane | | | | |
| Maule MT-7-420 | - | 1,07 | - | - |
| Cessna 172 SKYHAWK | 3,61 | 1,00 | 1,22 | - |
| Cessna T182 SKYLANE | 3,40 | 1,07 | 1,23 | - |
| Cirrus Design SR22 | 3,30 | 1,25 | 1,27 | - |
| Commander 115 | 1,91 | 1,19 | 1,24 | 2,80 |
| Diamond DA 40-180 Star | - | - | - | - |
| Grob G 140TP | - | - | - | - |
| Lancair COLUMBIA 300 | 3,54 | 1,24 | 1,30 | - |
| Luscombe 185-11E SPARTAN | 2,70 | 1,16 | 1,30 | - |
| Mooney M20R OVATION2 | 3,20 | 1,10 | 1,13 | 3,90 |
| OMF Symphony 250 | - | - | - | - |
| Piper PA-28-181 ARCHER III | 2,49 | 1,06 | 1,14 | 3,00 |
| Robin DR 500 President | - | 1,20 | - | - |
| Socata TB 200 TOBAGO GT | 2,53 | 1,28 | 1,20 | - |
| Zlin Z 143 | - | - | - | - |
| Utility | | | | |
| Explorer EXPLORER 500T | 3,35 | 1,55 | 1,35 | 7,10 |
| Gavilan EL-1 Gavilan 358 | - | - | - | - |
| Gippsland GA-8 Airvan | 4,01 | 1,27 | 1,19 | 5,10 |
| IBIS Aerospace Ae 270 SPIRIT | 5,50 | 1,45 | 1,36 | 7,50 |
| Intracom GM-17 Viper | 4,40 | 1,32 | 1,32 | - |
| Myasishchev M-101T GZHEL | 4,56 | 1,32 | 1,26 | 7,50 |
| PAC 750 -L | 3,99 | 1,40 | 1,42 | - |
| Pilatus PC-6 TURBO PORTER | 2,30 | 1,16 | 1,28 | - |
| Sherpa SHERPA | - | - | - | 4,42 |
| Technoavia SMG-92 Turbo Finist | 3,40 | 1,27 | 1,38 | 5,20 |
| ZLIN Z 400 RHINO | - | - | - | - |
| Beech TURBO BONANZA B36TC | - | - | - | - |
| Cessna T206H TURBO STATIONAIR | 3,68 | 1,12 | 1,26 | 2,87 |
| Found FBA-2C Bush Hawk | 4,01 | 1,12 | 1,27 | - |
| Piper PA-32R-301 SARATOGA II | 3,16 | 1,24 | 1,07 | 5,50 |
| Business | | | | |
| Diamond D-Jet | 3,50 | 1,42 | 1,44 | - |
| Visionaire VA-10 VANTAGE | 3,30 | 1,57 | 1,52 | 8,80 |
| Extra 500 | 4,13 | 1,39 | 1,24 | - |
| Farnborough F1 | 3,44 | 1,40 | 1,34 | - |
| Grob G 160 Ranger | - | 1,58 | 1,42 | - |
| Pilatus PC-12/45 | 5,16 | 1,52 | 1,45 | 9,34 |
| Piper PA-46-500TP MALIBU MERIDIAN | 3,76 | 1,26 | 1,19 | - |
| Socata TBM 700 C1 | 4,05 | 1,21 | 1,22 | 3,50 |
| ADAM A500 | 4,15 | 1,37 | 1,29 | 7,40 |
| Beech 390 PREMIER I | 5,69 | 1,68 | 1,65 | - |
| Cessna CITATION MUSTANG | 4,37 | 1,40 | 1,37 | - |
| CMC LEOPARD | 2,74 | 1,14 | 1,02 | - |
| Eclipse Aviation 500 | 3,76 | 1,42 | 1,27 | 5,40 |
| Safire S-26 | 4,11 | 1,45 | 1,35 | - |
| Maverick LEADER | 2,64 | 1,32 | 1,09 | - |

Tabelle A.7: Tragflügelächendaten

| Flugzeug | Flügelfläche m ² | Querruderfläche m ² | Landeklappenflächen m ² |
|---|--------------------------------|-----------------------------------|---------------------------------------|
| Kitplane | | | |
| AMD Zodiac CH 640 | 14,00 | - | - |
| Aviation Development Alaskan Bushmaster | 19,51 | 1,77 | 2,15 |
| Dyn'Aero MCR4S | 8,15 | - | - |
| Four Winds 250T | 12,79 | - | - |
| Jabiru J400 | 8,00 | - | - |
| ST Just SUPER CYCLONE | 17,74 | - | - |
| Van's RV-10 | 13,75 | - | - |
| Zenith Super STOL CH 801 | 15,51 | - | - |
| Lancair LANCAIR IV | 9,10 | - | 1,12 |
| Aircraft Designs Super Stallion | 13,00 | - | - |
| Aviabellaanca 19-25 SKYROCKET III | 16,96 | - | - |
| Barr BARRSIX | 16,17 | 1,61 | 2,69 |
| Murphy SR 2500 Super Rebel | 16,91 | 2,37 | 2,09 |
| Aerocomp Comp Air 7SL | 17,74 | - | - |
| Khrunichev T-411 AIST | 24,30 | - | - |
| Lightplane | | | |
| Maule MT-7-420 | 15,38 | - | - |
| Cessna 172 SKYHAWK | 16,17 | 1,70 | 1,98 |
| Cessna T182 SKYLANE | 16,30 | 1,70 | 1,97 |
| Cirrus Design SR22 | 13,46 | - | - |
| Commander 115 | 14,12 | 1,02 | 1,67 |
| Diamond DA 40-180 Star | 13,50 | - | - |
| Grob G 140TP | 13,30 | - | - |
| Lancair COLUMBIA 300 | 13,12 | - | - |
| Luscombe 185-11E SPARTAN | 15,51 | - | - |
| Mooney M20R OVATION2 | 16,26 | 1,06 | 1,66 |
| OMF Symphony 250 | - | - | - |
| Piper PA-28-181 ARCHER III | 15,79 | 1,23 | 1,36 |
| Robin DR 500 President | - | - | - |
| Socata TB 200 TOBAGO GT | 11,90 | 0,91 | 3,72 |
| Zlin Z 143 | 14,78 | - | - |
| Utility | | | |
| Explorer EXPLORER 500T | 18,36 | - | - |
| Gavilan EL-1 Gavilan 358 | 19,25 | - | - |
| Gippsland GA-8 Airvan | 19,32 | 0,80 | 0,80 |
| IBIS Aerospace Ae 270 SPIRIT | 21,00 | 1,00 | 4,22 |
| Intracom GM-17 Viper | 31,30 | 1,24 | 3,14 |
| Myasishchev M-101T GZHEL | 17,06 | - | - |
| PAC 750 -L | 27,31 | 1,97 | 2,92 |
| Pilatus PC-6 TURBO PORTER | 30,15 | - | - |
| Sherpa SHERPA | 25,83 | 1,83 | 4,51 |
| Technoavia SMG-92 Turbo Finist | 20,44 | 2,38 | 3,28 |
| ZLIN Z 400 RHINO | - | - | - |
| Beech TURBO BONANZA B36TC | 17,47 | - | - |
| Cessna T206H TURBO STATIONAIR | 16,30 | 1,61 | 2,68 |
| Found FBA-2C Bush Hawk | 16,72 | - | - |
| Piper PA-32R-301 SARATOGA II | 16,56 | 0,98 | 1,36 |
| Business | | | |
| Diamond D-Jet | - | - | - |
| Visionaire VA-10 VANTAGE | 21,74 | 1,03 | - |
| Extra 500 | 14,26 | - | - |
| Farnborough F1 | 18,26 | - | - |
| Grob G 160 Ranger | 20,50 | - | - |
| Pilatus PC-12/45 | 25,81 | - | - |
| Piper PA-46-500TP MALIBU MERIDIAN | 17,00 | - | - |
| Socata TBM 700 C1 | 18,00 | - | - |
| ADAM A500 | 15,33 | - | - |
| Beech 390 PREMIER I | 22,95 | - | - |
| Cessna CITATION MUSTANG | - | - | - |
| CMC LEOPARD | 6,51 | - | 1,24 |
| Eclipse Aviation 500 | - | - | - |
| Safire S-26 | - | 0,38 | 2,75 |
| Maverick LEADER | 13,43 | - | - |

Tabelle A.8: Seitenleitwerksdaten

| Flugzeug | Seitenleitwerksfläche | Seitenruderfläche |
|---|-----------------------|-------------------|
| | m ² | m ² |
| Kitplane | | |
| AMD Zodiac CH 640 | - | - |
| Aviation Development Alaskan Bushmaster | - | - |
| Dyn'Aero MCR4S | - | - |
| Four Winds 250T | 1,77 | - |
| Jabiru J400 | - | - |
| ST Just SUPER CYCLONE | - | - |
| Van's RV-10 | - | - |
| Zenith Super STOL CH 801 | - | - |
| Lancair LANCAIR IV | - | - |
| Aircraft Designs Super Stallion | 1,78 | - |
| Aviabellanca 19-25 SKYROCKET III | - | - |
| Barr BARRSIX | - | - |
| Murphy SR 2500 Super Rebel | - | - |
| Aerocomp Comp Air 7SL | - | - |
| Khrunichev T-411 AIST | - | - |
| Lightplane | | |
| Maule MT-7-420 | - | - |
| Cessna 172 SKYHAWK | 1,04 | 0,69 |
| Cessna T182 SKYLANE | 1,08 | 0,65 |
| Cirrus Design SR22 | - | - |
| Commander 115 | 1,58 | - |
| Diamond DA 40-180 Star | - | - |
| Grob G 140TP | - | - |
| Lancair COLUMBIA 300 | - | - |
| Luscombe 185-11E SPARTAN | - | - |
| Mooney M20R OVATION2 | 0,73 | 0,58 |
| OMF Symphony 250 | - | - |
| Piper PA-28-181 ARCHER III | 0,69 | 0,38 |
| Robin DR 500 President | - | - |
| Socata TB 200 TOBAGO GT | 0,88 | 0,63 |
| Zlin Z 143 | - | - |
| Utility | | |
| Explorer EXPLORER 500T | 2,87 | - |
| Gavilan EL-1 Gavilan 358 | - | - |
| Gippsland GA-8 Airvan | 1,35 | 0,73 |
| IBIS Aerospace Ae 270 SPIRIT | 1,96 | 1,11 |
| Intracom GM-17 Viper | 2,60 | 0,87 |
| Myasishchev M-101T GZHEL | - | - |
| PAC 750 -L | 1,53 | 0,63 |
| Pilatus PC-6 TURBO PORTER | - | - |
| Sherpa SHERPA | 1,24 | 1,37 |
| Technoavia SMG-92 Turbo Finist | 2,13 | 1,63 |
| ZLIN Z 400 RHINO | - | - |
| Beech TURBO BONANZA B36TC | - | - |
| Cessna T206H TURBO STATIONAIR | 1,08 | 0,65 |
| Found FBA-2C Bush Hawk | - | - |
| Piper PA-32R-301 SARATOGA II | 0,70 | 0,40 |
| Business | | |
| Diamond D-Jet | - | - |
| Visionaire VA-10 VANTAGE | 5,72 | - |
| Extra 500 | - | - |
| Farnborough F1 | - | - |
| Grob G 160 Ranger | - | - |
| Pilatus PC-12/45 | - | - |
| Piper PA-46-500TP MALIBU MERIDIAN | - | - |
| Socata TBM 700 C1 | 2,56 | - |
| ADAM A500 | - | - |
| Beech 390 PREMIER I | - | - |
| Cessna CITATION MUSTANG | - | - |
| CMC LEOPARD | 1,06 | - |
| Eclipse Aviation 500 | - | - |
| Safire S-26 | 1,98 | 0,74 |
| Maverick LEADER | - | - |

Tabelle A.9: Höhenleitwerksdaten

| Flugzeug | Höhenleitwerksfläche m ² | Höhenruderfläche m ² |
|---|--|------------------------------------|
| Kitplane | | |
| AMD Zodiac CH 640 | 2,80 | - |
| Aviation Development Alaskan Bushmaster | 3,58 | - |
| Dyn'Aero MCR4S | - | - |
| Four Winds 250T | 3,41 | - |
| Jabiru J400 | - | - |
| ST Just SUPER CYCLONE | - | - |
| Van's RV-10 | - | - |
| Zenith Super STOL CH 801 | 2,70 | - |
| Lancair LANCAIR IV | - | - |
| Aircraft Designs Super Stallion | 3,07 | - |
| Aviabellaanca 19-25 SKYROCKET III | - | - |
| Barr BARRSIX | - | - |
| Murphy SR 2500 Super Rebel | - | - |
| Aerocomp Comp Air 7SL | - | - |
| Khrunichev T-411 AIST | - | - |
| Lightplane | | |
| Maule MT-7-420 | - | - |
| Cessna 172 SKYHAWK | 2,00 | 1,35 |
| Cessna T182 SKYLANE | 2,13 | 1,54 |
| Cirrus Design SR22 | 3,48 | - |
| Commander 115 | - | - |
| Diamond DA 40-180 Star | - | - |
| Grob G 140TP | - | - |
| Lancair COLUMBIA 300 | - | - |
| Luscombe 185-11E SPARTAN | - | - |
| Mooney M20R OVATION2 | 1,99 | 1,11 |
| OMF Symphony 250 | - | - |
| Piper PA-28-181 ARCHER III | 2,76 | - |
| Robin DR 500 President | - | - |
| Socata TB 200 TOBAGO GT | 2,56 | - |
| Zlin Z 143 | - | - |
| Utility | | |
| Explorer EXPLORER 500T | 5,29 | - |
| Gavilan EL-1 Gavilan 358 | 5,02 | - |
| Gippsland GA-8 Airvan | 2,41 | 1,76 |
| IBIS Aerospace Ae 270 SPIRIT | 2,98 | 1,89 |
| Intracom GM-17 Viper | 6,72 | 2,45 |
| Myasishchev M-101T GZHEL | - | - |
| PAC 750 -L | 3,13 | 2,59 |
| Pilatus PC-6 TURBO PORTER | - | - |
| Sherpa SHERPA | 2,81 | 2,39 |
| Technoavia SMG-92 Turbo Finist | 3,73 | 2,91 |
| ZLIN Z 400 RHINO | - | - |
| Beech TURBO BONANZA B36TC | - | - |
| Cessna T206H TURBO STATIONAIR | 2,31 | 1,86 |
| Found FBA-2C Bush Hawk | - | - |
| Piper PA-32R-301 SARATOGA II | 2,94 | - |
| Business | | |
| Diamond D-Jet | - | - |
| Visionaire VA-10 VANTAGE | 7,06 | 1,35 |
| Extra 500 | - | - |
| Farnborough F1 | - | - |
| Grob G 160 Ranger | - | - |
| Pilatus PC-12/45 | - | - |
| Piper PA-46-500TP MALIBU MERIDIAN | - | - |
| Socata TBM 700 C1 | 4,76 | - |
| ADAM A500 | - | - |
| Beech 390 PREMIER I | 4,65 | - |
| Cessna CITATION MUSTANG | - | - |
| CMC LEOPARD | 2,14 | - |
| Eclipse Aviation 500 | - | - |
| Safire S-26 | 2,61 | 0,63 |
| Maverick LEADER | - | - |

Tabelle A.10a: Massedaten

| Flugzeug | Leermasse kg | Kraftstoffmasse kg | Gepäck kg | Nutzlast kg | Startmasse kg |
|---|-------------------------|-------------------------------|----------------------|------------------------|--------------------------|
| Kitplane | | | | | |
| AMD Zodiac CH 640 | 545 | 104 | 34 | 360 | 1000 |
| Aviation Development Alaskan Bushmaster | 680 | - | 91 | - | 1361 |
| Dyn'Aero MCR4S | 350 | - | 40 | - | 750 |
| Four Winds 250T | 929 | 360 | - | 360 | 1541 |
| Jabiru J400 | 315 | 102 | - | 360 | 700 |
| ST Just SUPER CYCLONE | 839 | 232 | - | 516 | 1587 |
| Van's RV-10 | 726 | 166 | 45 | 290 | 1226 |
| Zenith Super STOL CH 801 | 522 | 160 | - | 360 | 998 |
| Lancair LANCAIR IV | 996 | 454 | 68 | 612 | 1608 |
| Aircraft Designs Super Stallion | 998 | 545 | - | 499 | 1724 |
| Aviabellanca 19-25 SKYROCKET III | 1129 | 533 | 91 | - | 1905 |
| Barr BARRSIX | 1134 | - | 91 | - | 2041 |
| Murphy SR 2500 Super Rebel | 748 | 242 | 113 | - | 1361 |
| Aerocomp Comp Air 7SL | 1315 | - | - | - | 2358 |
| Khrunichev T-411 AIST | 544 | 255 | - | 361 | 1650 |
| Lightplane | | | | | |
| Maule MT-7-420 | 725 | 257 | - | - | 1134 |
| Cessna 172 SKYHAWK | 745 | 170 | 54 | 380 | 1111 |
| Cessna T182 SKYLANE | 860 | 278 | 91 | 550 | 1406 |
| Cirrus Design SR22 | 1021 | 218 | 59 | - | 1542 |
| Commander 115 | 953 | 272 | 91 | 525 | 1474 |
| Diamond DA 40-180 Star | 740 | 156 | 35 | 410 | 1150 |
| Grob G 140TP | 1130 | 408 | - | 670 | 1800 |
| Lancair COLUMBIA 300 | 1021 | 288 | 54 | - | 1542 |
| Luscombe 185-11E SPARTAN | 658 | - | 45 | - | 1034 |
| Mooney M20R OVATION2 | 1009 | 242 | 54 | - | 1528 |
| OMF Symphony 250 | 761 | - | - | 399 | 1301 |
| Piper PA-28-181 ARCHER III | 766 | - | 90 | - | 1156 |
| Robin DR 500 President | 650 | - | 60 | - | 1150 |
| Socata TB 200 TOBAGO GT | 745 | - | 65 | - | 1150 |
| Zlin Z 143 | 850 | - | - | - | 1350 |
| Utility | | | | | |
| Explorer EXPLORER 500T | 1724 | - | - | - | 2812 |
| Gavilan EL-1 Gavilan 358 | 1270 | - | - | 770 | 2041 |
| Gippsland GA-8 Airvan | 997 | 270 | 135 | - | 1814 |
| IBIS Aerospace Ae 270 SPIRIT | 2300 | 1034 | - | - | 3700 |
| Intracom GM-17 Viper | 1756 | - | - | 1000 | 3200 |
| Myasishchev M-101T GZHEL | 2270 | 450 | - | 630 | 3200 |
| PAC 750 -L | 1393 | 663 | - | 1814 | 3402 |
| Pilatus PC-6 TURBO PORTER | 1270 | - | - | 945 | 2800 |
| Sherpa SHERPA | 1393 | - | - | - | 2494 |
| Technoavia SMG-92 Turbo Finist | 1450 | - | - | 600 | 2350 |
| ZLIN Z 400 RHINO | 1540 | - | - | - | 2700 |
| Beech TURBO BONANZA B36TC | 1241 | - | - | 233 | 1746 |
| Cessna T206H TURBO STATIONAIR | 1034 | 239 | 82 | - | 1632 |
| Found FBA-2C Bush Hawk | 862 | - | 113 | - | 1587 |
| Piper PA-32R-301 SARATOGA II | 1087 | - | - | - | 1633 |
| Business | | | | | |
| Diamond D-Jet | 1175 | - | - | 400 | 2155 |
| Visionaire VA-10 VANTAGE | 2236 | 1013 | - | 849 | 3719 |
| Extra 500 | 1360 | - | - | - | 2000 |
| Farnborough F1 | 1805 | 763 | - | 567 | 2675 |
| Grob G 160 Ranger | - | - | - | 720 | 3300 |
| Pilatus PC-12/45 | 2600 | 1226 | - | 1410 | 4500 |
| Piper PA-46-500TP MALIBU MERIDIAN | 1471 | - | 45 | - | 2200 |
| Socata TBM 700 C1 | 2075 | 866 | 135 | 647 | 2984 |
| ADAM A500 | 1533 | 499 | - | - | 2857 |
| Beech 390 PREMIER I | 3627 | 1638 | 276 | - | 5670 |
| Cessna CITATION MUSTANG | 2336 | 1170 | - | 272 | - |
| CMC LEOPARD | 998 | 544 | - | - | 1814 |
| Eclipse Aviation 500 | 1256 | 603 | - | - | 2131 |
| Safire S-26 | 1654 | - | - | 635 | 2676 |
| Maverick LEADER | 1315 | - | - | - | 2630 |

Tabelle A.10b: Massedaten

| Flugzeug | Zuladung kg | Landmasse kg | Rollmasse kg |
|---|------------------------|-------------------------|-------------------------|
| Kitplane | | | |
| AMD Zodiac CH 640 | 455 | 1000 | - |
| Aviation Development Alaskan Bushmaster | 681 | - | - |
| Dyn'Aero MCR4S | 400 | - | - |
| Four Winds 250T | 612 | - | - |
| Jabiru J400 | 385 | - | - |
| ST Just SUPER CYCLONE | 748 | - | - |
| Van's RV-10 | 500 | - | - |
| Zenith Super STOL CH 801 | 476 | - | - |
| Lancair LANCAIR IV | 612 | 1360 | - |
| Aircraft Designs Super Stallion | 726 | - | - |
| Aviabellaanca 19-25 SKYROCKET III | 776 | - | - |
| Barr BARRSIX | 907 | - | - |
| Murphy SR 2500 Super Rebel | 613 | - | - |
| Aerocomp Comp Air 7SL | 1043 | 2087 | - |
| Khrunichev T-411 AIST | 1106 | - | - |
| Lightplane | | | |
| Maule MT-7-420 | 409 | - | - |
| Cessna 172 SKYHAWK | 366 | - | 1114 |
| Cessna T182 SKYLANE | 546 | 1338 | 1411 |
| Cirrus Design SR22 | 521 | - | - |
| Commander 115 | 521 | - | 1478 |
| Diamond DA 40-180 Star | 410 | 1092 | - |
| Grob G 140TP | 670 | - | - |
| Lancair COLUMBIA 300 | 521 | 1465 | - |
| Luscombe 185-11E SPARTAN | 376 | - | 1037 |
| Mooney M20R OVATION2 | 519 | 1451 | - |
| OMF Symphony 250 | 540 | - | - |
| Piper PA-28-181 ARCHER III | 390 | - | 1160 |
| Robin DR 500 President | 500 | - | - |
| Socata TB 200 TOBAGO GT | 405 | - | - |
| Zlin Z 143 | 500 | 1280 | - |
| Utility | | | |
| Explorer EXPLORER 500T | 1088 | - | - |
| Gavilan EL-1 Gavilan 358 | 771 | - | - |
| Gippsland GA-8 Airvan | 817 | - | - |
| IBIS Aerospace Ae 270 SPIRIT | 1400 | - | - |
| Intracom GM-17 Viper | 1444 | - | - |
| Myasishchev M-101T GZHEL | 930 | - | - |
| PAC 750 -L | 2009 | 3231 | - |
| Pilatus PC-6 TURBO PORTER | 1530 | 2660 | - |
| Sherpa SHERPA | 1101 | - | - |
| Technoavia SMG-92 Turbo Finist | 900 | - | - |
| ZLIN Z 400 RHINO | 1160 | - | - |
| Beech TURBO BONANZA B36TC | 505 | - | 1753 |
| Cessna T206H TURBO STATIONAIR | 598 | - | 1641 |
| Found FBA-2C Bush Hawk | 725 | - | - |
| Piper PA-32R-301 SARATOGA II | 546 | - | 1639 |
| Business | | | |
| Diamond D-Jet | 980 | - | - |
| Visionaire VA-10 VANTAGE | 1483 | 3583 | 3764 |
| Extra 500 | 640 | - | - |
| Farnborough F1 | 870 | 2541 | 2688 |
| Grob G 160 Ranger | - | - | - |
| Pilatus PC-12/45 | 1900 | - | 4520 |
| Piper PA-46-500TP MALIBU MERIDIAN | 729 | - | 2219 |
| Socata TBM 700 C1 | 909 | 2835 | 3000 |
| ADAM A500 | 1324 | - | - |
| Beech 390 PREMIER I | 2043 | 5262 | 5710 |
| Cessna CITATION MUSTANG | - | - | - |
| CMC LEOPARD | 816 | 1701 | - |
| Eclipse Aviation 500 | 875 | 2086 | 2143 |
| Safire S-26 | 1022 | - | - |
| Maverick LEADER | 1315 | - | - |

Tabelle A.11: Flächenbelastung und Leistungsgewicht

| Flugzeug | Flächenbelastung kg/m ² | Leistungsgewicht kg/kW |
|---|---------------------------------------|---------------------------|
| Kitplane | | |
| AMD Zodiac CH 640 | 71,4 | 7,44 |
| Aviation Development Alaskan Bushmaster | 69,7 | 11,41 |
| Dyn'Aero MCR4S | - | - |
| Four Winds 250T | 87,9 | 3,59 |
| Jabiru J400 | 87,5 | 7,82 |
| ST Just SUPER CYCLONE | 89,5 | 7,1 |
| Van's RV-10 | 90,82 | 6,4 |
| Zenith Super STOL CH 801 | 62,9 | 7,29 |
| Lancair LANCAIR IV | 175,6 | 2,87 |
| Aircraft Designs Super Stallion | 132,5 | 6,61 |
| Aviabellaanca 19-25 SKYROCKET III | 112,3 | 5,88 |
| Barr BARRSIX | 124,8 | 6,85 |
| Murphy SR 2500 Super Rebel | 80,5 | 7,3 |
| Aerocomp Comp Air 7SL | 132,9 | 4,82(3,49) |
| Khrunichev T-411 AIST | 67,9 | 6,15 |
| Lightplane | | |
| Maule MT-7-420 | 73,7 | 3,62 |
| Cessna 172 SKYHAWK | 68,7 | 9,32 |
| Cessna T182 SKYLANE | 86,2 | 8,2 |
| Cirrus Design SR22 | 114,6 | 6,68 |
| Commander 115 | 104,5 | 7,45 |
| Diamond DA 40-180 Star | 85,2 | 8,58 |
| Grob G 140TP | - | - |
| Lancair COLUMBIA 300 | 117,6 | 6,9 |
| Luscombe 185-11E SPARTAN | 66,7 | 7,5 |
| Mooney M20R OVATION2 | 94 | 7,32 |
| OMF Symphony 250 | - | - |
| Piper PA-28-181 ARCHER III | 73,2 | 8,62 |
| Robin DR 500 President | 81 | 7,72 |
| Socata TB 200 TOBAGO GT | 96,6 | 7,72 |
| Zlin Z 143 | 91,4 | 7,7 |
| Utility | | |
| Explorer EXPLORER 500T | 153,2 | 6,29 |
| Gavilan EL-1 Gavilan 358 | 106,7 | 12,9 |
| Gippsland GA-8 Airvan | 93,9 | 8,12 |
| IBIS Aerospace Ae 270 SPIRIT | 176,2 | 5,84 |
| Intracom GM-17 Viper | 102,2 | 5,71 |
| Myasishchev M-101T GZHEL | 187,6 | 5,18 |
| PAC 750 -L | 124,6 | 6,09 |
| Pilatus PC-6 TURBO PORTER | - | - |
| Sherpa SHERPA | 96,6 | 4,46 |
| Technoavia SMG-92 Turbo Finist | 115 | 8,87 |
| ZLIN Z 400 RHINO | 132,1 | 7,47 |
| Beech TURBO BONANZA B36TC | 99,9 | 7,81 |
| Cessna T206H TURBO STATIONAIR | 100,2 | 7,07 |
| Found FBA-2C Bush Hawk | 94,9 | 7,1 |
| Piper PA-32R-301 SARATOGA II | 98,6 | 7,3 |
| Business | | |
| Diamond D-Jet | - | - |
| Visionaire VA-10 VANTAGE | 171,1 | 274 (kg/kN) |
| Extra 500 | 140,3 | 5,96 |
| Farnborough F1 | 146,5 | 4,22 |
| Grob G 160 Ranger | - | - |
| Pilatus PC-12/45 | 174,3 | 5,03 |
| Piper PA-46-500TP MALIBU MERIDIAN | 129,4 | 5,9 |
| Socata TBM 700 C1 | 165,8 | 5,72 |
| ADAM A500 | 186,4 | 5,48 |
| Beech 390 PREMIER I | 247,1 | 277(kg/kN) |
| Cessna CITATION MUSTANG | - | - |
| CMC LEOPARD | 278,6 | 240 (kg/kN) |
| Eclipse Aviation 500 | - | 311 (kg/kN) |
| Safire S-26 | - | 301 (kg/kN) |
| Maverick LEADER | 195,8 | 394 (kg/kN) |

Tabelle A.12: Geschwindigkeitsdaten

| Flugzeug | Höchste zulässige Geschw. kt (km/h) | Horizontalflug- geschw. kt (km/h) | Normal zulässige Reisegeschw. Geschw. kt (km/h) | kt (km/h) |
|---|--|---|---|---------------|
| Kitplane | | | | |
| AMD Zodiac CH 640 | - | 126(233) | - | 122(227) |
| Aviation Development Alaskan Bushmaster | 130(241) | - | - | 100(185) |
| Dyn'Aero MCR4S | 165(306) | 173(320) | - | 155(287) |
| Four Winds 250T | - | - | - | 209(386) |
| Jabiru J400 | 138(255) | 130(240) | - | 120(222) |
| ST Just SUPER CYCLONE | - | - | 152(281) | 142(263) |
| Van's RV-10 | - | 182(337) | - | 175(324) |
| Zenith Super STOL CH 801 | 130(241) | 96(177) | - | 91(193) |
| Lancair LANCAIR IV | - | - | - | 317(595) |
| Aircraft Designs Super Stallion | - | - | 266(493) | 256(474) |
| Aviabella 19-25 SKYROCKET III | - | - | 295(547) | 284(526)FL250 |
| Barr BARRSIX | 238(441) | 206(381) | - | 196(362) |
| Murphy SR 2500 Super Rebel | 153(284) | 139(257) | - | 126(233) |
| Aerocomp Comp Air 7SL | 206(381) | - | - | 217(402) |
| Khrunichev T-411 AIST | - | - | - | 110(204) |
| Lightplane | | | | |
| Maule MT-7-420 | - | 174(322) | - | 169(314) |
| Cessna 172 SKYHAWK | - | 123(227) | - | 122(226) |
| Cessna T182 SKYLANE | - | 150(278) | - | 145(269) |
| Cirrus Design SR22 | 204(377) | - | - | 181(335) |
| Commander 115 | - | 197(364) | - | 187(346) |
| Diamond DA 40-180 Star | 178(329) | 147(272) | - | 145(269) |
| Grob G 140TP | - | - | 170(315) | 220(407) |
| Lancair COLUMBIA 300 | 235(435) | - | - | 190(352) |
| Luscombe 185-11E SPARTAN | 157(290) | 130(241) | - | 117(217) |
| Mooney M20R OVATION2 | - | - | - | 192(356) |
| OMF Symphony 250 | - | - | - | 145(269) |
| Piper PA-28-181 ARCHER III | - | 133(246) | - | 128(237) |
| Robin DR 500 President | - | 147(272) | - | 140(260) |
| Socata TB 200 TOBAGO GT | - | - | - | 130(240) |
| Zlin Z 143 | 170(315) | 142(264) | - | 125(232) |
| Utility | | | | |
| Explorer EXPLORER 500T | - | - | - | 205(380) |
| Gavilan EL-1 Gavilan 358 | - | - | - | 130(241) |
| Gippsland GA-8 Airvan | 185(342) | - | - | 121(224) |
| IBIS Aerospace Ae 270 SPIRIT | - | - | - | 270(500) |
| Intracom GM-17 Viper | - | 232(430) | - | 221(410) |
| Myasishchev M-101T GZHEL | - | - | - | 232(430) |
| PAC 750 -L | 176(326) | 156(289) | - | - |
| Pilatus PC-6 TURBO PORTER | 151(279) | - | - | 125(232) |
| Sherpa SHERPA | - | - | 182(338) | 162(301) |
| Technoavia SMG-92 Turbo Finist | 164(305) | 159(295) | 143(265) | 130(240) |
| ZLIN Z 400 RHINO | 183(340) | 145(270) | - | - |
| Beech TURBO BONANZA B36TC | - | 213(394)FL220 | - | 200(370)FL250 |
| Cessna T206H TURBO STATIONAIR | - | 178(330)FL170 | - | 164(304)FL200 |
| Found FBA-2C Bush Hawk | - | - | - | 150(278) |
| Piper PA-32R-301 SARATOGA II | - | 175(324) | - | 166(307) |
| Business | | | | |
| Diamond D-Jet | - | - | 295(546) | 315(583) |
| Visionaire VA-10 VANTAGE | - | - | - | 350(648) |
| Extra 500 | - | - | - | 225(417) |
| Farnborough F1 | - | - | 295(546) | 329(609)FL300 |
| Grob G 160 Ranger | - | - | - | 270(500) |
| Pilatus PC-12/45 | - | - | 240(444) | 270(500) |
| Piper PA-46-500TP MALIBU MERIDIAN | - | - | - | 262(485) |
| Socata TBM 700 C1 | - | - | - | 300(555)FL260 |
| ADAM A500 | - | 250(463)FL200 | - | 223(413)FL200 |
| Beech 390 PREMIER I | - | - | 320(593) | 461(854) |
| Cessna CITATION MUSTANG | - | - | - | 340(630)FL350 |
| CMC LEOPARD | 300(556) | 469(869)FL310 | - | 434(804)FL450 |
| Eclipse Aviation 500 | - | - | 285(528) | 355(657) |
| Safire S-26 | - | - | - | 340(630) |
| Maverick LEADER | 391(724) | - | - | 350(648) |

Tabelle A.13: Überziehgeschwindigkeitsdaten

| Flugzeug | Überziehgeschw. , Klappen ein kt (km/h) | Überziehgeschw. , Klappen aus kt (km/h) |
|---|--|--|
| Kitplane | | |
| AMD Zodiac CH 640 | 51(94) | 41(76) |
| Aviation Development Alaskan Bushmaster | 38(70) | 31(57) |
| Dyn'Aero MCR4S | 54(100) | 45(83) |
| Four Winds 250T | 53(99) | - |
| Jabiru J400 | 60(111) | 48(88) |
| ST Just SUPER CYCLONE | 37(68) | 33(62) |
| Van's RV-10 | 54(101) | - |
| Zenith Super STOL CH 801 | 41(77) | 34(63) |
| Lancair LANCAIR IV | 63(119) | - |
| Aircraft Designs Super Stallion | - | 62(115) |
| Aviabella 19-25 SKYROCKET III | - | 59(110) |
| Barr BARRSIX | 62(115) | 54(100) |
| Murphy SR 2500 Super Rebel | 46(84) | 40(74) |
| Aerocomp Comp Air 7SL | - | 53(97) |
| Khrunichev T-411 AIST | 61(112) | 51(93) |
| Lightplane | | |
| Maule MT-7-420 | - | 44(81) |
| Cessna 172 SKYHAWK | 51(95) | 47(87) |
| Cessna T182 SKYLANE | 54(100) | 49(91) |
| Cirrus Design SR22 | 70(130) | 59(110) |
| Commander 115 | 60(113) | 54(100) |
| Diamond DA 40-180 Star | 52(96) | 49(91) |
| Grob G 140TP | 61(113) | - |
| Lancair COLUMBIA 300 | 71(132) | 57(106) |
| Luscombe 185-11E SPARTAN | 47(87) | 43(79) |
| Mooney M20R OVATION2 | 66(122) | 59(109) |
| OMF Symphony 250 | 65(120) | 55(102) |
| Piper PA-28-181 ARCHER III | - | 45(84) |
| Robin DR 500 President | - | - |
| Socata TB 200 TOBAGO GT | 61(112) | 53(98) |
| Zlin Z 143 | 63(117) | 60(110) |
| Utility | | |
| Explorer EXPLORER 500T | - | 61(113) |
| Gavilan EL-1 Gavilan 358 | 65(128) | 58(107) |
| Gippsland GA-8 Airvan | 60(112) | 52(97) |
| IBIS Aerospace Ae 270 SPIRIT | 85(158) | 66(123) |
| Intracom GM-17 Viper | - | 67(123) |
| Myasishchev M-101T GZHEL | - | 61(113) |
| PAC 750 -L | - | 59(112) |
| Pilatus PC-6 TURBO PORTER | 58(108) | 52(97) |
| Sherpa SHERPA | 54(100) | 42(78) |
| Technoavia SMG-92 Turbo Finist | 63(115) | 54(100) |
| ZLIN Z 400 RHINO | - | - |
| Beech TURBO BONANZA B36TC | 65(120) | 57(106) |
| Cessna T206H TURBO STATIONAIR | 62(115) | 54(100) |
| Found FBA-2C Bush Hawk | 57(106) | 52(97) |
| Piper PA-32R-301 SARATOGA II | 67(124) | 63(117) |
| Business | | |
| Diamond D-Jet | 63(117) | - |
| Visionaire VA-10 VANTAGE | - | 70(129) |
| Extra 500 | 61(113) | - |
| Farnborough F1 | - | 59(110) |
| Grob G 160 Ranger | 61(113) | - |
| Pilatus PC-12/45 | 92(171) | 64(119) |
| Piper PA-46-500TP MALIBU MERIDIAN | - | - |
| Socata TBM 700 C1 | 82(152)IAS | 65(121)IAS |
| ADAM A500 | 70(130) | - |
| Beech 390 PREMIER I | - | - |
| Cessna CITATION MUSTANG | - | - |
| CMC LEOPARD | - | 84(156) |
| Eclipse Aviation 500 | 62(115) | - |
| Safire S-26 | 69(128) | - |
| Maverick LEADER | - | 78(145) |

Tabelle A.14: Steigrate und Gipfelflughöhe

| Flugzeug | Steigrate, Meereshöhe ft/min | Gipfelflughöhe m |
|---|---------------------------------|---------------------|
| Kitplane | | |
| AMD Zodiac CH 640 | 950 | 3900 |
| Aviation Development Alaskan Bushmaster | 1000 | - |
| Dyn'Aero MCR4S | - | - |
| Four Winds 250T | - | - |
| Jabiru J400 | 1000 | 4570 |
| ST Just SUPER CYCLONE | 1600 | 4570 |
| Van's RV-10 | 1450 | 6096 |
| Zenith Super STOL CH 801 | 720 | 4267 |
| Lancair LANCAIR IV | 3800 | - |
| Aircraft Designs Super Stallion | 2600 | 9750 |
| Aviabellaanca 19-25 SKYROCKET III | 2080 | 9140 |
| Barr BARRSIX | 900 | 7010 |
| Murphy SR 2500 Super Rebel | 1100 | 4575 |
| Aerocomp Comp Air 7SL | 3000(4000) | 7620 |
| Khrunichev T-411 AIST | - | 3000 |
| Lightplane | | |
| Maule MT-7-420 | 2800 | 6100 |
| Cessna 172 SKYHAWK | 720 | 4115 |
| Cessna T182 SKYLANE | 924 | 5515 |
| Cirrus Design SR22 | 1400 | 5335 |
| Commander 115 | 1070 | 5120 |
| Diamond DA 40-180 Star | 945 | 5000 |
| Grob G 140TP | 2800 | - |
| Lancair COLUMBIA 300 | 1400 | 5480 |
| Luscombe 185-11E SPARTAN | 876 | 4877 |
| Mooney M20R OVATION2 | 1250 | 6100 |
| OMF Symphony 250 | - | - |
| Piper PA-28-181 ARCHER III | 692 | 4300 |
| Robin DR 500 President | 1000 | - |
| Socata TB 200 TOBAGO GT | 937 | 4875 |
| Zlin Z 143 | 964 | 5700 |
| Utility | | |
| Explorer EXPLORER 500T | 1000 | 7620 |
| Gavilan EL-1 Gavilan 358 | 800 | 6858 |
| Gippsland GA-8 Airvan | 790 | 6100 |
| IBIS Aerospace Ae 270 SPIRIT | 1710 | 9140 |
| Intracom GM-17 Viper | 1398 | 7165 |
| Myasishchev M-101T GZHEL | - | - |
| PAC 750 -L | 1600 | 9140 |
| Pilatus PC-6 TURBO PORTER | 1010 | 8840 |
| Sherpa SHERPA | 1670 | 7620 |
| Technoavia SMG-92 Turbo Finist | 1500 | 5940 |
| ZLIN Z 400 RHINO | - | 6000 |
| Beech TURBO BONANZA B36TC | 1053 | 7620 |
| Cessna T206H TURBO STATIONAIR | 1050 | 8230 |
| Found FBA-2C Bush Hawk | 1120 | 5485 |
| Piper PA-32R-301 SARATOGA II | 1305 | 5029 |
| Business | | |
| Diamond D-Jet | 2600 | 7620 |
| Visionaire VA-10 VANTAGE | 4000 | 12500 |
| Extra 500 | 1800 | - |
| Farnborough F1 | - | 10670 |
| Grob G 160 Ranger | 2360 | - |
| Pilatus PC-12/45 | 1680 | 9150 |
| Piper PA-46-500TP MALIBU MERIDIAN | 1739 | 9150 |
| Socata TBM 700 C1 | 2380 | 9450 |
| ADAM A500 | 1800 | 7620 |
| Beech 390 PREMIER I | - | 12500 |
| Cessna CITATION MUSTANG | - | 12500 |
| CMC LEOPARD | 6000 | 15545 |
| Eclipse Aviation 500 | 2680 | 12495 |
| Safire S-26 | 2900 | 11280 |
| Maverick LEADER | 3000 | 9450 |

Tabelle A.15: Start- und Landestreckendaten

| Flugzeug | Startlaufstrecke m | Startstrecke 15m m | Landestrecke 15m m | Landelaufstrecke m |
|---|-----------------------|-----------------------|-----------------------|-----------------------|
| Kitplane | | | | |
| AMD Zodiac CH 640 | 300 | - | - | 350 |
| Aviation Development Alaskan Bushmaster | 244 | - | - | 91 |
| Dyn'Aero MCR4S | 153 | 221 | - | 201 |
| Four Winds 250T | - | - | - | - |
| Jabiru J400 | 300 | - | - | 200 |
| ST Just SUPER CYCLONE | 69 | - | - | 122 |
| Van's RV-10 | 152 | - | - | 198 |
| Zenith Super STOL CH 801 | 119 | 122 | 91 | 46 |
| Lancair LANCAIR IV | 457 | 549 | - | 518 |
| Aircraft Designs Super Stallion | 549 | - | 366 | 213 |
| Aviabellaanca 19-25 SKYROCKET III | 207 | 344 | 546 | 282 |
| Barr BARRSIX | 274 | 549 | 427 | 229 |
| Murphy SR 2500 Super Rebel | 183 | - | - | 152 |
| Aerocomp Comp Air 7SL | 183(122) | - | - | 244 |
| Khrunichev T-411 AIST | 85 | 210 | 331 | 136 |
| Lightplane | | | | |
| Maule MT-7-420 | 61 | - | 152 | 91 |
| Cessna 172 SKYHAWK | 288 | 514 | 395 | 168 |
| Cessna T182 SKYLANE | 242 | 462 | 412 | 180 |
| Cirrus Design SR22 | 311 | 480 | 709 | 348 |
| Commander 115 | 349 | 605 | 366 | 219 |
| Diamond DA 40-180 Star | 313 | 464 | 638 | 325 |
| Grob G 140TP | - | 570 | 670 | - |
| Lancair COLUMBIA 300 | 213 | 381 | 716 | 472 |
| Luscombe 185-11E SPARTAN | 274 | 419 | 579 | 264 |
| Mooney M20R OVATION2 | - | - | - | - |
| OMF Symphony 250 | - | - | - | - |
| Piper PA-28-181 ARCHER III | 346 | 490 | 427 | 280 |
| Robin DR 500 President | - | 460 | 530 | - |
| Socata TB 200 TOBAGO GT | - | 475 | 449 | - |
| Zlin Z 143 | 170 | 640 | 765 | 380 |
| Utility | | | | |
| Explorer EXPLORER 500T | 366 | - | - | - |
| Gavilan EL-1 Gavilan 358 | 341 | 546 | 500 | 244 |
| Gippsland GA-8 Airvan | 305 | 549 | 366 | 396 |
| IBIS Aerospace Ae 270 SPIRIT | 270 | 550 | 500 | 167 |
| Intracom GM-17 Viper | 620 | - | - | 340 |
| Myasishchev M-101T GZHEL | 380 | - | - | 370 |
| PAC 750 -L | - | 325 | 426 | - |
| Pilatus PC-6 TURBO PORTER | 197 | - | - | 127 |
| Sherpa SHERPA | 108 | - | - | 81 |
| Technoavia SMG-92 Turbo Finist | 250 | 457 | - | 145 |
| ZLIN Z 400 RHINO | 220 | - | - | 200 |
| Beech TURBO BONANZA B36TC | 311 | 649 | 516 | 298 |
| Cessna T206H TURBO STATIONAIR | 277 | 567 | 425 | 224 |
| Found FBA-2C Bush Hawk | 229 | 406 | - | - |
| Piper PA-32R-301 SARATOGA II | 366 | 540 | 464 | 195 |
| Business | | | | |
| Diamond D-Jet | - | 620 | - | - |
| Visionaire VA-10 VANTAGE | 274 | 610 | 760 | 363 |
| Extra 500 | - | - | - | - |
| Farnborough F1 | 466 | - | - | - |
| Grob G 160 Ranger | - | 650 | 650 | - |
| Pilatus PC-12/45 | 450 | 701 | 558 | 288 |
| Piper PA-46-500TP MALIBU MERIDIAN | 518 | 776 | 644 | 308 |
| Socata TBM 700 C1 | - | 650 | 650 | - |
| ADAM A500 | - | - | - | - |
| Beech 390 PREMIER I | 1156 | - | - | 966 |
| Cessna CITATION MUSTANG | 950 | - | - | - |
| CMC LEOPARD | - | 727 | 732 | 854 |
| Eclipse Aviation 500 | 628 | - | - | 625 |
| Safire S-26 | - | 762 | - | - |
| Maverick LEADER | 671 | - | - | 607 |

Tabelle A.16: Reichweitendaten

| Flugzeug | Reichweite, max. Kraftstoff km | Reichweite, max. Nutzlast km | Lastvielfaches |
|---|-----------------------------------|---------------------------------|----------------|
| Kitplane | | | |
| AMD Zodiac CH 640 | 820 | - | 5,7/-2,9 |
| Aviation Development Alaskan Bushmaster | 993 | - | - |
| Dyn'Aero MCR4S | 1707 | - | - |
| Four Winds 250T | 2407 | - | 9/-4 |
| Jabiru J400 | 1333 | - | 3,8/-1,9 |
| ST Just SUPER CYCLONE | 1460 | - | 3,8/-1,52 |
| Van's RV-10 | 1852 | - | - |
| Zenith Super STOL CH 801 | 1015 | - | 5,7/-2,8 |
| Lancair LANCAIR IV | 2129 | - | 3,8/-1,9 |
| Aircraft Designs Super Stallion | 4345 | - | - |
| Aviabellaanca 19-25 SKYROCKET III | 3701 | 1519 | - |
| Barr BARRSIX | 2317 | - | - |
| Murphy SR 2500 Super Rebel | 1376 | - | 5,7/-3,8 |
| Aerocomp Comp Air 7SL | 1666 | - | - |
| Khrunichev T-411 AIST | 1200 | - | - |
| Lightplane | | | |
| Maule MT-7-420 | 1448 | - | - |
| Cessna 172 SKYHAWK | 1272 | - | - |
| Cessna T182 SKYLANE | 1792 | - | - |
| Cirrus Design SR22 | 1852 | - | - |
| Commander 115 | 1861 | - | - |
| Diamond DA 40-180 Star | 1056 | - | - |
| Grob G 140TP | 2130 | 1065 | 6,0/-4 |
| Lancair COLUMBIA 300 | 2565 | - | - |
| Luscombe 185-11E SPARTAN | 1018 | - | - |
| Mooney M20R OVATION2 | 2370 | - | - |
| OMF Symphony 250 | 898 | - | - |
| Piper PA-28-181 ARCHER III | 966 | - | - |
| Robin DR 500 President | 1855 | - | - |
| Socata TB 200 TOBAGO GT | 1179 | - | - |
| Zlin Z 143 | 480 | - | - |
| Utility | | | |
| Explorer EXPLORER 500T | 1759 | - | - |
| Gavilan EL-1 Gavilan 358 | 1368 | - | - |
| Gippsland GA-8 Airvan | 1722 | - | - |
| IBIS Aerospace Ae 270 SPIRIT | 2981 | - | - |
| Intracom GM-17 Viper | 2400 | - | - |
| Myasishchev M-101T GZHEL | 1400 | 800 | - |
| PAC 750 -L | 1097 | - | - |
| Pilatus PC-6 TURBO PORTER | 962 | - | - |
| Sherpa SHERPA | 2526 | - | - |
| Technoavia SMG-92 Turbo Finist | 600 | - | - |
| ZLIN Z 400 RHINO | 2000 | 1600 | - |
| Beech TURBO BONANZA B36TC | 2013 | - | - |
| Cessna T206H TURBO STATIONAIR | 1281 | - | - |
| Found FBA-2C Bush Hawk | 1629 | - | - |
| Piper PA-32R-301 SARATOGA II | 1590 | - | - |
| Business | | | |
| Diamond D-Jet | 2444 | - | - |
| Visionaire VA-10 VANTAGE | 2500 | - | - |
| Extra 500 | 1815 | - | - |
| Farnborough F1 | 3046 | 1805 | - |
| Grob G 160 Ranger | 4000 | 3300 | - |
| Pilatus PC-12/45 | 4187 | - | - |
| Piper PA-46-500TP MALIBU MERIDIAN | 1885 | - | - |
| Socata TBM 700 C1 | 3031 | 611 | - |
| ADAM A500 | 2129 | - | - |
| Beech 390 PREMIER I | 2648 | - | - |
| Cessna CITATION MUSTANG | 2407 | - | - |
| CMC LEOPARD | 3547 | 2778 | - |
| Eclipse Aviation 500 | 3380 | - | - |
| Safire S-26 | 2592 | 1889 | - |
| Maverick LEADER | 1852 | - | - |

Anhang B AirplanePDQ Analysereports

Flugzeugentwurf ist ein iterativer Prozess zwischen der Analyse von Daten und der Modifizierung des Entwurfs. *AirplanePDQ* bietet hierfür eine Anzahl von Analyse- und Informationsfunktionen an, welche anhand von Reports dargestellt werden. Folgende Reports stehen für die Entwurfsoptimierung zur Verfügung.

1. Design Summary Report
2. Geometry Report
3. Weight and Balance Report
4. Weight Estimate Comparison Report
5. Drag Breakdown Report
6. Performance Charts
7. Trim Report
8. Aero Report
9. CG Limits Breakdown Report
10. Design Check Report

B.1 Design Summary Report

Der *Design Summary Report* bietet eine Übersicht über die Charakteristik und Leistung des Flugzeugs. Dieser Report beinhaltet Informationen vergleichbar mit den Spezifikationsblättern eines Flugzeugherstellers.

| | |
|--------------|--------------|
| Design Name: | SUA SIX |
| Designer: | Oliver Meins |
| Design Date: | 05.07.2004 |

External Dimensions

| Parameter | SI Units | User Units |
|-------------------------|----------|------------|
| Upper Wing Span | 10,92 m | 35,84 ft |
| Upper Wing Chord (Root) | 1,576 m | 5,171 ft |
| Upper Wing Chord (Tip) | 1,064 m | 3,49 ft |
| Upper Wing Aspect Ratio | 8,276 | |
| Lower Wing Span | 2,68 m | 8,793 ft |
| Lower Wing Chord (Root) | 0,8272 m | 2,714 ft |
| Lower Wing Chord (Tip) | 0,6077 m | 1,994 ft |
| Lower Wing Aspect Ratio | 3,735 | |

| | | |
|------------------------------------|----------|----------|
| Horizontal Stabilizer Span | 4,101 m | 13,46 ft |
| Horizontal Stabilizer Chord (Root) | 1,366 m | 4,48 ft |
| Horizontal Stabilizer Chord (Tip) | 0,8637 m | 2,834 ft |
| Horizontal Stabilizer Aspect Ratio | 3,679 | |
| Vertical Stabilizer Span | 1,439 m | 4,721 ft |
| Vertical Stabilizer Chord (Root) | 1,424 m | 4,672 ft |
| Vertical Stabilizer Chord (Tip) | 0,6371 m | 2,09 ft |
| Vertical Stabilizer Aspect Ratio | 1,396 | |
| Max Fuselage Width | 1,417 m | 4,65 ft |
| Max Fuselage Height | 1,931 m | 6,336 ft |
| Fuselage Length | 9,392 m | 30,81 ft |
| Tail Height above Ground | 3,962 m | 13, ft |
| Wheel Track | 2,484 m | 8,15 ft |
| Wheel Base | 3,159 m | 10,36 ft |
| Propeller Diameter | 2,1 m | 6,89 ft |

Internal Dimensions

| Parameter | SI Units | User Units |
|------------------|----------|------------|
| Cabin Length | 2,776 m | 9,108 ft |
| Cabin Max Width | 1,245 m | 4,085 ft |
| Cabin Max Height | 1,243 m | 4,077 ft |

Areas

| Parameter | SI Units | User Units |
|-----------------------------------|-----------------------|-----------------------|
| Upper Wing Area, Gross | 14,42 m ² | 155,2 ft ² |
| Flaps Area | 2,817 m ² | 30,32 ft ² |
| Ailerons Area | 0,6552 m ² | 7,052 ft ² |
| Lower Wing Area, Gross | 1,923 m ² | 20,7 ft ² |
| Horizontal Stabilizer Area, Gross | 4,571 m ² | 49,2 ft ² |
| Elevator Area | 1,837 m ² | 19,77 ft ² |
| Vertical Stabilizer Area, Gross | 1,483 m ² | 15,96 ft ² |
| Rudder Area | 0,5228 m ² | 5,627 ft ² |

Powerplant

| Parameter | SI Units | User Units |
|---------------------|---------------|------------|
| Engine Model | Custom Engine | |
| Engine Power Rating | 5,e+05 watts | 670,5 HP |

Weights and Loadings

| Parameter | SI Units | User Units |
|-----------------------|-------------------------|---------------------------|
| Empty Weight | 1.104,8 kg | 2.435,6 lbm |
| Gross Weight | 1.950, kg | 4.299, lbm |
| Baggage Capacity | 60, kg | 132,3 lbm |
| Payload with Max Fuel | 526,7 kg | 1.161,1 lbm |
| Fuel Capacity | 0,3944 m ³ | 104,2 gal |
| Max Wing Loading | 119,3 kg/m ² | 24,44 lbm/ft ² |
| Max Power Loading | 0,0039 kg/watts | 6,412 lbm/HP |
| Number of Seats | 6 | |

Performance

| Parameter | SI Units | User Units |
|--|-----------------------------|--------------|
| Max Level Speed (SL) | 124,4 m/s | 241,6 knots |
| Cruise Speed (SL, 75% Power) | 115,6 m/s | 224,6 knots |
| Stall Speed Clean (Power On) | 37, m/s | 71,88 knots |
| Stall Speed 45, deg Flaps (Power On) | 28,27 m/s | 54,91 knots |
| Max Rate of Climb | 14,69 m/s | 2.891,3 fpm |
| Max Range @ Cruise (SL, 75% Power) | 1,123e+06 m | 606,2 nmi |
| Fuel Consumption at Cruise (SL, 75% Power) | 4,435e-05 m ³ /s | 42,18 gal/hr |

B.2 Geometry Report

Der *Geometry Report* beinhaltet eine Zusammenstellung von geometrischen Daten des Entwurfs. Jede Komponente des Flugzeugs wird mit den grundlegenden Dimensionen und Parametern dargestellt.

Design Name: SUA SIX
 Designer: Oliver Meins
 Design Date: 05.07.2004

Engine #1

| Parameter | SI Units | User Units |
|----------------|---------------|-------------|
| Ref Position X | -0,01731 m | -0,05679 ft |
| Y | 0,0 m | 0,0 ft |
| Z | -0,005141 m | -0,01687 ft |
| Model | Custom Engine | |
| Type | turboprop | |
| Max Power | 5,e+05 watts | 670,5 HP |
| Width | 0,5264 m | 1,727 ft |
| Length | 1,7 m | 5,577 ft |
| Height | 0,5264 m | 1,727 ft |

Propeller #1

| Parameter | SI Units | User Units |
|------------------|-------------|-------------|
| Ref Position X | 0,00145 m | 0,004758 ft |
| Y | 0,0 m | 0,0 ft |
| Z | -0,003294 m | -0,01081 ft |
| Diameter | 2,1 m | 6,89 ft |
| Number of Blades | 5 | |
| Mean Chord | 0,1417 m | 0,4649 ft |
| Mean Pitch | 3,91 m | 12,83 ft |
| Propeller Type | Fixed Pitch | |
| Blade Set Angle | 0,0 rad | 0,0 deg |

Biplane Geometry

| Parameter | SI Units | User Units |
|--------------|----------|------------|
| Average Span | 6,802 m | 22,32 ft |

| | | |
|-------------------------|-------------|-----------|
| Average Chord | 0,9802 m | 3,216 ft |
| Gap | 1,791 m | 5,875 ft |
| Gap/Chord | 1,827 | |
| Gap/Span | 0,2633 | |
| Stagger Angle | 0,2604 rad | 14,92 deg |
| Stagger | 0,4772 m | 1,566 ft |
| Stagger/Chord | 0,4869 m | 1,597 ft |
| Decalage | 0,04807 rad | 2,754 deg |
| Overhang (% Upper Span) | 0,7547 | |

Upper Wing (Upper)

| Parameter | SI Units | User Units |
|-----------------------------|----------------------|-----------------------|
| Ref Position X | 3,383 m | 11,1 ft |
| Y | 0,0 m | 0,0 ft |
| Z | 1,209 m | 3,967 ft |
| Aerodynamic Center Position | 3,431 m | 11,26 ft |
| Airfoil Section | 66(sub)1-212 | |
| Ref Area | 14,42 m ² | 155,2 ft ² |
| Exposed Area | 12,23 m ² | 131,7 ft ² |
| Wetted Area | 24,95 m ² | 268,5 ft ² |
| Span | 10,92 m | 35,84 ft |
| Fuselage Cutout | 0,7086 m | 2,325 ft |
| Root Chord | 1,576 m | 5,171 ft |
| Mean Chord | 1,3 m | 4,264 ft |
| Tip Chord | 1,064 m | 3,49 ft |
| Thickness (% Chord) | 12 | |
| Aspect Ratio | 8,276 | |
| Incidence | 0,02618 rad | 1,5 deg |
| Twist | -2,484e-05 rad | -0,001423 deg |
| Taper Ratio | 0,675 | |
| Dihedral | 0,03153 rad | 1,807 deg |
| Sweep (1/4 c) | 0,01224 rad | 0,701 deg |
| Control Surface | Flaps | |
| % Span | 64,84 | |
| Mean % Chord | 29,87 | |
| Inboard Edge (% semi span) | 15,36 | |
| Control Surface | Ailerons | |
| % Span | 18,42 | |

| | |
|----------------------------|-------|
| Mean % Chord | 29,22 |
| Inboard Edge (% semi span) | 80,96 |

Lower Wing (Lower)

| Parameter | SI Units | User Units |
|-----------------------------|-----------------------|-----------------------|
| Ref Position X | 3,991 m | 13,09 ft |
| Y | 0,0 m | 0,0 ft |
| Z | -0,4788 m | -1,571 ft |
| Aerodynamic Center Position | 3,954 m | 12,97 ft |
| Airfoil Section | 4424 | |
| Ref Area | 1,923 m ² | 20,7 ft ² |
| Exposed Area | 0,8341 m ² | 8,978 ft ² |
| Wetted Area | 1,734 m ² | 18,67 ft ² |
| Span | 2,68 m | 8,793 ft |
| Fuselage Cutout | 0,7076 m | 2,322 ft |
| Root Chord | 0,8272 m | 2,714 ft |
| Mean Chord | 0,6609 m | 2,168 ft |
| Tip Chord | 0,6077 m | 1,994 ft |
| Thickness (% Chord) | 24 | |
| Aspect Ratio | 3,735 | |
| Incidence | 0,03487 rad | 1,998 deg |
| Twist | -6,536e-06 rad | -3,745e-04 deg |
| Taper Ratio | 0,7347 | |
| Dihedral | -0,01189 rad | -0,6815 deg |
| Sweep (1/4 c) | -0,03129 rad | -1,793 deg |

Horizontal Stabilizer

| Parameter | SI Units | User Units |
|-----------------------------|----------------------|-----------------------|
| Ref Position X | 8,916 m | 29,25 ft |
| Y | 0,0 m | 0,0 ft |
| Z | 1,002 m | 3,286 ft |
| Aerodynamic Center Position | 9,114 m | 29,9 ft |
| Airfoil Section | 9 | |
| Ref Area | 4,571 m ² | 49,2 ft ² |
| Exposed Area | 3,62 m ² | 38,96 ft ² |
| Wetted Area | 7,347 m ² | 79,08 ft ² |
| Span | 4,101 m | 13,46 ft |
| Fuselage Cutout | 0,3601 m | 1,181 ft |

| | | |
|----------------------------|-------------|------------|
| Root Chord | 1,366 m | 4,48 ft |
| Mean Chord | 1,084 m | 3,556 ft |
| Tip Chord | 0,8637 m | 2,834 ft |
| Thickness (% Chord) | 9 | |
| Aspect Ratio | 3,679 | |
| Incidence | 0,03491 rad | 2, deg |
| Twist | 0,0 rad | 0,0 deg |
| Taper Ratio | 0,6325 | |
| Dihedral | 0,01023 rad | 0,5863 deg |
| Sweep (1/4 c) | 0,1869 rad | 10,71 deg |
| Control Surface | Elevator | |
| % Span | 94,03 | |
| Mean % Chord | 42,31 | |
| Inboard Edge (% semi span) | 0,7189 | |

Vertical Stabilizer

| Parameter | SI Units | User Units |
|-----------------------------|----------------------|-----------------------|
| Ref Position X | 8,405 m | 27,58 ft |
| Y | 0,003581 m | 0,01175 ft |
| Z | 1,167 m | 3,827 ft |
| Aerodynamic Center Position | 8,681 m | 28,48 ft |
| Airfoil Section | 9 | |
| Ref Area | 1,483 m ² | 15,96 ft ² |
| Exposed Area | 1,483 m ² | 15,96 ft ² |
| Wetted Area | 3,01 m ² | 32,4 ft ² |
| Span | 1,439 m | 4,721 ft |
| Fuselage Cutout | 0,0 m | 0,0 ft |
| Root Chord | 1,424 m | 4,672 ft |
| Mean Chord | 1,081 m | 3,545 ft |
| Tip Chord | 0,6371 m | 2,09 ft |
| Thickness (% Chord) | 9 | |
| Aspect Ratio | 1,396 | |
| Incidence | -0,03491 rad | -2, deg |
| Twist | -0,03491 rad | -2, deg |
| Taper Ratio | 0,4474 | |
| Dihedral | 1,571 rad | 90, deg |
| Sweep (1/4 c) | 0,4189 rad | 24, deg |
| Control Surface | Rudder | |

| | |
|----------------------------|-------|
| % Span | 89,47 |
| Mean % Chord | 39,2 |
| Inboard Edge (% semi span) | 4,579 |

Fuselage

| Parameter | SI Units | User Units |
|----------------|----------------------|-----------------------|
| Ref Position X | 0,05489 m | 0,1801 ft |
| Y | 0,0 m | 0,0 ft |
| Z | 0,01507 m | 0,04944 ft |
| Max Width | 1,417 m | 4,65 ft |
| Max Height | 1,931 m | 6,336 ft |
| Length Overall | 9,392 m | 30,81 ft |
| Frontal Area | 2,15 m ² | 23,14 ft ² |
| Wetted Area | 37, m ² | 398,3 ft ² |
| Volume | 11,84 m ³ | 418, ft ³ |

Cabin

| Parameter | SI Units | User Units |
|---------------------------|--------------|---------------|
| Ref Position X | 1,891 m | 6,202 ft |
| Y | -2,761e-04 m | -9,058e-04 ft |
| Z | 0,438 m | 1,437 ft |
| Number of Passengers | 6 | |
| Seats Across | 2 | |
| Rows | 3 | |
| 1st Row Seat Pitch | 1,27 m | 4,167 ft |
| Subsequent Row Seat Pitch | 0,753 m | 2,471 ft |
| Width | 1,245 m | 4,085 ft |
| Height | 1,243 m | 4,077 ft |
| Length | 2,776 m | 9,108 ft |

Landing Gear

| Parameter | SI Units | User Units |
|--------------------|----------|------------|
| Gear Configuration | Tricycle | |
| Main Position X | 4,055 m | 13,3 ft |
| Y | 0,0 m | 0,0 ft |
| Z | -1,221 m | -4,007 ft |
| Main Diameter | 0,711 m | 2,333 ft |

| | | |
|-----------------|----------|-----------|
| Main Width | 0,247 m | 0,8104 ft |
| Nose Position X | 0,8959 m | 2,939 ft |
| Y | 0,0 m | 0,0 ft |
| Z | -1,228 m | -4,03 ft |
| Nose Diameter | 0,4977 m | 1,633 ft |
| Nose Width | 0,1729 m | 0,5673 ft |
| Wheel Base | 3,159 m | 10,36 ft |
| Track | 2,484 m | 8,15 ft |

Fuel Tank #1

| Parameter | SI Units | User Units |
|---------------------------|-----------------------|-------------------|
| Tank Type | Wing Tank | |
| Ref Position X | 3,383 m | 11,1 ft |
| Y | 0,0 m | 0,0 ft |
| Z | 1,209 m | 3,967 ft |
| Fuel Volume | 0,3944 m ³ | 104,2 gal |
| Fuel Weight | 318,6 kg | 702,3 lbm |
| % Span | 36,04 | |
| Inboard Edge (% Semispan) | 13,26 | |
| % Chord | 55,46 | |
| Forward Edge (% Chord) | 9,163 | |

Fracht (Cargo)

| Parameter | SI Units | User Units |
|------------------|-----------------|-------------------|
| Ref Position X | 4,991 m | 16,37 ft |
| Y | 0,0 m | 0,0 ft |
| Z | -0,08659 m | -0,2841 ft |
| CG Position | 4,991 m | 196,5 in |
| Weight | 60, kg | 132,3 lbm |
| Width | 0,3 m | 0,9843 ft |
| Height | 0,3 m | 0,9843 ft |
| Length | 0,3 m | 0,9843 ft |

Rettungssystem (Fixed Equipment)

| Parameter | SI Units | User Units |
|------------------|-----------------|-------------------|
| Ref Position X | 7,536 m | 24,72 ft |
| Y | 0,0 m | 0,0 ft |
| Z | 1,06 m | 3,479 ft |
| CG Position | 7,536 m | 296,7 in |
| Weight | 50, kg | 110,2 lbm |
| Width | 0,4 m | 1,312 ft |
| Height | 0,2 m | 0,6562 ft |
| Length | 1, m | 3,281 ft |

B.3 Weight and Balance Report

Der *Weight and Balance Report* analysiert das Gewicht und die Schwerpunktlage des Flugzeugs. Aus den Einzelberechnungen des Gewichts und der längsachsenbezogenen Schwerpunktlage jeder Flugzeugkomponente, wird das Gesamtgewicht und die Schwerpunktlage für das gesamte Flugzeug berechnet. Aus diesen Vorgaben wird der zulässige Schwerpunktbereich berechnet. Diese Berechnung berücksichtigt die Rotationsanforderungen beim Start, die Anforderungen an die Längsstabilität und die Überziehgeschwindigkeit.

Weight Breakdown

| Parameter | Weight | | Station | |
|------------------------------|-------------------|--------------------|----------------|-----------------|
| | SI Units | User Units | SI Units | User Units |
| Structures Group | | | | |
| Upper Wing | 199,4 kg | 439,6 lbm | 3,614 m | 142,3 in |
| Lower Wing | 21,47 kg | 47,33 lbm | 4,079 m | 160,6 in |
| Horizontal Stabilizer | 31,93 kg | 70,4 lbm | 9,266 m | 364,8 in |
| Vertical Stabilizer | 12,35 kg | 27,23 lbm | 8,847 m | 348,3 in |
| Fuselage | 252,6 kg | 556,9 lbm | 3,812 m | 150,1 in |
| Landing Gear | 110,5 kg | 243,7 lbm | 3,347 m | 131,8 in |
| Propulsion Group | | | | |
| Engine #1 | 176,3 kg | 388,7 lbm | 0,9089 m | 35,78 in |
| Fuel System | 32,95 kg | 72,64 lbm | 3,572 m | 140,6 in |
| Equipment Group | | | | |
| Avionics | 24,88 kg | 54,86 lbm | 2,526 m | 99,43 in |
| Electrical | 67,56 kg | 148,9 lbm | 1,891 m | 74,43 in |
| Flight Controls | 40,79 kg | 89,92 lbm | 3,812 m | 150,1 in |
| Furnishings | 83,99 kg | 185,2 lbm | 3,001 m | 118,1 in |
| Rettungssystem | 50, kg | 110,2 lbm | 7,536 m | 296,7 in |
| TOTAL WEIGHT EMPTY | 1.104,8 kg | 2.435,6 lbm | 3,439 m | 135,4 in |
| Useful Load Group | | | | |
| Crew and Passengers | 489,9 kg | 1.080,1 lbm | 3,818 m | 150,3 in |
| Fuel | 318,6 kg | 702,3 lbm | 3,572 m | 140,6 in |
| Cargo | 60, kg | 132,3 lbm | 4,991 m | 196,5 in |
| AS-DRAWN GROSS WEIGHT | 1.973,2 kg | 4.350,3 lbm | 3,602 m | 141,8 in |
| DESIGN GROSS WEIGHT | 1.950, kg | 4.299, lbm | | |

CG Limits

| Parameter | SI Units | User Units |
|-------------------------|-----------------|-------------------|
| Forward CG Limit | 3,214 m | 126,5 in |
| Aft CG Limit | 4,009 m | 157,8 in |
| Neutral Point | 4,113 m | 161,9 in |
| Forward CG Limit (%MAC) | 9,47 | |
| Aft CG Limit (%MAC) | 70,6 | |
| Neutral Point (%MAC) | 78,6 | |

Loading Extremes

| Parameter | CG Location | | Static Margin |
|-------------------------|--------------------|-------------------|----------------------|
| | SI Units | User Units | % MAC |
| Most Forward CG Loading | 3,547 m | 139,6 in | 43,51 |
| Most Aft CG Loading | 3,756 m | 147,9 in | 27,44 |

B.4 Weight Estimate Comparison Report

Der *Weight Estimate Comparison Report* bietet eine Anzahl von verschiedenen Verfahren für die Ermittlung des Gewichts von Flugzeugkomponenten.

| | Current Value | Cessna Method | Raymer GA Method | Stinton Method | Torenbeek Method | USAF Method | Average Method |
|------------------------------|---------------|---------------|------------------|----------------|------------------|-------------|----------------|
| Structures Group | | | | | | | |
| Upper Wing | 199,4 kg | 284,6 kg | 199,4 kg | 237,4 kg | 178,4 kg | 205,5 kg | 221, kg |
| Lower Wing | 21,47 kg | 35,3 kg | 21,47 kg | 31,65 kg | 28,59 kg | 30,55 kg | 29,51 kg |
| Horizontal Stabilizer | 31,93 kg | 30,11 kg | 31,93 kg | 45,15 kg | 29,68 kg | 34,08 kg | 34,19 kg |
| Vertical Stabilizer | 12,35 kg | 10,57 kg | 12,35 kg | 14,65 kg | 9,627 kg | 9,722 kg | 11,38 kg |
| Fuselage | 252,6 kg | 172,5 kg | 252,6 kg | 245,5 kg | 252,6 kg | 262,1 kg | 237, kg |
| Landing Gear | 110,5 kg | 78,87 kg | 110,5 kg | 107,3 kg | 110,5 kg | 23,62 kg | 86,17 kg |
| Propulsion Group | | | | | | | |
| Engine #1 | 176,3 kg | 176,3 kg | 176,3 kg | 176,3 kg | 176,3 kg | 176,3 kg | 176,3 kg |
| Fuel System | 32,95 kg | 18,89 kg | 32,95 kg | 34,15 kg | 20,12 kg | 26,77 kg | 26,58 kg |
| Equipment Group | | | | | | | |
| Avionics | 24,88 kg | 14,83 kg | 24,88 kg | 87,75 kg | 90, kg | 24,88 kg | 48,47 kg |
| Electrical | 67,56 kg | 52,26 kg | 67,56 kg | 58,5 kg | 81,01 kg | 67,56 kg | 65,38 kg |
| Flight Controls | 40,79 kg | 32,76 kg | 40,79 kg | 29,97 kg | 39,59 kg | 90,96 kg | 46,81 kg |
| Furnishings | 83,99 kg | 86,83 kg | 83,99 kg | 54, kg | 71,73 kg | 83,99 kg | 76,11 kg |
| Rettungssystem | 50, kg | 50, kg | 50, kg | 50, kg | 50, kg | 50, kg | 50, kg |
| TOTAL WEIGHT EMPTY | | | | | | | |
| | 1.104,8 kg | 1.043,8 kg | 1.104,8 kg | 1.172,2 kg | 1.138,1 kg | 1.086, kg | 1.109, kg |
| Useful Load Group | | | | | | | |
| Crew and Passengers | 489,9 kg | 489,9 kg | 489,9 kg | 489,9 kg | 489,9 kg | 489,9 kg | 489,9 kg |
| Fuel | 318,6 kg | 318,6 kg | 318,6 kg | 318,6 kg | 318,6 kg | 318,6 kg | 318,6 kg |
| Cargo | 60, kg | 60, kg | 60, kg | 60, kg | 60, kg | 60, kg | 60, kg |
| AS-DRAWN GROSS WEIGHT | | | | | | | |
| | 1.973,2 kg | 1.912,3 kg | 1.973,2 kg | 2.040,6 kg | 2.006,6 kg | 1.954,5 kg | 1.977,4 kg |
| DESIGN GROSS WEIGHT | | | | | | | |
| | 1.950, kg | | | | | | |

B.5 Drag Breakdown Report

Der *Drag Breakdown Report* stellt die Einzelwiderstände der Flugzeugkomponenten dar, aus denen der Gesamtwiderstand des Flugzeugs berechnet wird. Für die Berechnung des Widerstands wird der Reiseflug zugrunde gelegt.

| Component | | Cd | Percent Total |
|------------------------------|----------------------|-----------------------|---------------|
| Upper Wing | | | |
| Component Lift Coeff | 0,1226 | | |
| Component Induced Drag Coeff | 8,11E-04 | | |
| Component Profile Drag Coeff | 0,003495 | | |
| Component Drag Coeff | 0,004306 | | |
| Component Ref Area | 14,42 m ² | 155,2 ft ² | |
| Design Ref Area | 16,34 m ² | 175,9 ft ² | |
| Total Drag Coeff | | 0,0038 | 18,56% |
| Lower Wing | | | |
| Component Lift Coeff | 0,3568 | | |
| Component Induced Drag Coeff | 0,01331 | | |
| Component Profile Drag Coeff | 0,008675 | | |
| Component Drag Coeff | 0,02198 | | |
| Component Ref Area | 1,923 m ² | 20,7 ft ² | |
| Design Ref Area | 16,34 m ² | 175,9 ft ² | |
| Total Drag Coeff | | 0,00259 | 12,64% |
| Horizontal Stabilizer | | | |
| Component Lift Coeff | -0,02291 | | |
| Component Induced Drag Coeff | 4,96E-05 | | |
| Component Profile Drag Coeff | 0,006962 | | |
| Component Drag Coeff | 0,007011 | | |
| Component Ref Area | 4,571 m ² | 49,2 ft ² | |
| Design Ref Area | 16,34 m ² | 175,9 ft ² | |
| Total Drag Coeff | | 0,00196 | 9,59% |

Vertical
Stabilizer

| | | | |
|------------------------------|----------------------|-----------------------|----------------|
| Component Lift Coeff | -9,56E-08 | | |
| Component Induced Drag Coeff | 0,005259 | | |
| Component Profile Drag Coeff | 0,005452 | | |
| Component Drag Coeff | 0,01026 | | |
| Component Ref Area | 1,483 m ² | 15,96 ft ² | |
| Design Ref Area | 16,34 m ² | 175,9 ft ² | |
| Total Drag Coeff | | | 9,31E-04 4,55% |

Fuselage

| | | | |
|---------------------------------------|----------------------|-----------------------|----------------|
| Cutoff Reynolds Number | 4,81E+08 | | |
| Fuselage Reference Length | 9,392 m | 30,81 ft | |
| Cruise Reynolds Number | 7,62E+07 | | |
| Fuselage Form Factor | 1,534 | | |
| Skin Friction Coeff | 0,002096 | | |
| Wetted Area | 37, m ² | 398,3 ft ² | |
| Skin Friction Drag Coeff | 0,04345 | | |
| Base Drag Area | 0,215 m ² | 2,314 ft ² | |
| Base Drag Coeff | 0,01123 | | |
| Leaks and Proturberance Drag Coeff | 0,002734 | | |
| Cooling Drag Coeff | 0,005468 | | |
| Fuselage Lift Coefficient | -0,04289 | | |
| Fuselage Induced Drag | 0,003881 | | |
| Component Drag Coeff | 0,06676 | | |
| Component Ref Area | 2,737 m ² | 29,46 ft ² | |
| Design Ref Area | 16,34 m ² | 175,9 ft ² | |
| Total Drag Coeff | | | 0,01118 54,65% |

Landing
Gear

| | | | |
|----------------------|----------------------|-----------------------|---------|
| Component Drag Coeff | 0 | | |
| Component Ref Area | 2,737 m ² | 29,46 ft ² | |
| Design Ref Area | 16,34 m ² | 175,9 ft ² | |
| Total Drag Coeff | | | 0 0,00% |

TOTAL
Airplane
Drag

0,02046 100,00%

B.6 Performance Charts

Analysis Parameters

| Parameter | SI Units | User Units |
|---------------|-----------|------------|
| Weight | 1.973, kg | 4.299, lbm |
| Altitude | 0,0 m | 0,0 m |
| Rate of Climb | 0,0 m/s | 0,0 m/s |
| Flaps Setting | 0,0 rad | 0,0 deg |
| CG Location | 3,602 m | 141,8 in |

Performance Data

| Airspeed | Engine Power Avail | Thrust Power Avail | Thrust Avail | Propeller Efficiency | Throttle Limit | Throttle Position | Engine Power Req |
|----------|--------------------|--------------------|--------------|----------------------|----------------|-------------------|------------------|
| (km/hr) | (kW) | (kW) | (N) | (%) | (%) | (%) | (kW) |
| 135,20 | 500 | 155,80 | 4148,80 | 31,16 | 100 | 56,39 | 281,90 |
| 148,80 | 500 | 179,20 | 4337,60 | 35,85 | 100 | 44,78 | 223,90 |
| 162,40 | 500 | 205,50 | 4557,20 | 41,11 | 100 | 37,58 | 187,90 |
| 176,00 | 500 | 234,90 | 4805,50 | 46,97 | 100 | 33,13 | 165,70 |
| 189,50 | 500 | 268,30 | 5096,60 | 53,67 | 100 | 29,26 | 146,30 |
| 203,10 | 500 | 302,30 | 5358,00 | 60,47 | 100 | 27,24 | 136,20 |
| 216,70 | 500 | 333,70 | 5542,70 | 66,74 | 100 | 26,12 | 130,60 |
| 230,30 | 500 | 356,80 | 5576,40 | 71,35 | 100 | 26,11 | 130,50 |
| 243,90 | 500 | 372,30 | 5495,30 | 74,47 | 100 | 26,49 | 132,40 |
| 257,50 | 500 | 381,90 | 5338,30 | 76,37 | 100 | 26,62 | 133,10 |
| 271,10 | 500 | 389,70 | 5174,80 | 77,94 | 100 | 28,63 | 143,20 |
| 284,70 | 500 | 396,60 | 5014,90 | 79,32 | 100 | 31,02 | 155,10 |
| 298,30 | 500 | 402,20 | 4854,00 | 80,44 | 100 | 33,80 | 169,00 |
| 311,90 | 500 | 407,00 | 4697,80 | 81,40 | 100 | 37,01 | 185,10 |
| 325,50 | 500 | 411,50 | 4551,60 | 82,30 | 100 | 40,55 | 202,80 |
| 339,10 | 500 | 415,70 | 4414,10 | 83,15 | 100 | 44,44 | 222,20 |
| 352,70 | 500 | 419,40 | 4281,60 | 83,89 | 100 | 48,72 | 243,60 |
| 366,30 | 500 | 422,80 | 4155,50 | 84,55 | 100 | 53,00 | 265,00 |
| 379,80 | 500 | 425,50 | 4032,60 | 85,10 | 100 | 58,04 | 290,20 |
| 393,40 | 500 | 427,90 | 3915,60 | 85,59 | 100 | 63,49 | 317,50 |
| 407,00 | 500 | 429,80 | 3801,10 | 85,95 | 100 | 69,42 | 347,10 |
| 420,60 | 500 | 431,20 | 3690,80 | 86,25 | 100 | 75,96 | 379,80 |
| 434,20 | 500 | 432,70 | 3587,50 | 86,54 | 100 | 82,97 | 414,90 |
| 447,80 | 500 | 433,20 | 3482,20 | 86,63 | 100 | 90,67 | 453,30 |
| 461,40 | 450 | 389,00 | 3035,10 | 86,54 | 90 | 99,04 | 495,20 |
| 475,00 | 394 | 339,00 | 2569,10 | 86,09 | 79 | 108,40 | 542,20 |

| Airspeed | Thrust Power Req | Induced Drag Power | Profile Drag Power | Thrust Req | Induced Drag | Profile Drag | Fuel Con- sumption |
|-----------------|-----------------------------|-------------------------------|-----------------------------------|-------------------|-------------------------|-------------------------|-------------------------------|
| (km/hr) | (kW) | (kW) | (kW) | (N) | (N) | (N) | (liter/hr) |
| 135,20 | 87,84 | 63,22 | 22,07 | 2339,30 | 1683,70 | 587,70 | 122,20 |
| 148,80 | 80,26 | 55,77 | 23,19 | 1942,30 | 1349,60 | 561,30 | 97,02 |
| 162,40 | 77,23 | 49,83 | 26,72 | 1712,40 | 1104,90 | 592,50 | 81,42 |
| 176,00 | 77,81 | 45,68 | 31,71 | 1592,10 | 934,70 | 648,80 | 71,79 |
| 189,50 | 78,52 | 42,53 | 35,74 | 1491,20 | 807,70 | 678,80 | 63,40 |
| 203,10 | 82,35 | 39,98 | 42,24 | 1459,30 | 708,60 | 748,60 | 59,02 |
| 216,70 | 87,14 | 37,46 | 49,62 | 1447,50 | 622,20 | 824,20 | 56,59 |
| 230,30 | 93,14 | 35,69 | 57,48 | 1455,80 | 557,90 | 898,40 | 56,57 |
| 243,90 | 98,62 | 34,45 | 64,24 | 1455,60 | 508,50 | 948,10 | 57,39 |
| 257,50 | 101,60 | 32,95 | 68,80 | 1420,90 | 460,60 | 961,80 | 57,68 |
| 271,10 | 111,60 | 32,54 | 79,19 | 1481,80 | 432,10 | 1051,60 | 62,05 |
| 284,70 | 123,00 | 32,57 | 90,61 | 1555,50 | 411,80 | 1145,80 | 67,21 |
| 298,30 | 135,90 | 33,03 | 103,10 | 1640,60 | 398,60 | 1244,30 | 73,24 |
| 311,90 | 150,60 | 33,99 | 116,80 | 1738,70 | 392,30 | 1348,70 | 80,19 |
| 325,50 | 166,90 | 35,28 | 131,80 | 1845,70 | 390,20 | 1458,10 | 87,87 |
| 339,10 | 184,80 | 36,97 | 148,00 | 1961,60 | 392,50 | 1571,90 | 96,29 |
| 352,70 | 204,30 | 39,06 | 165,60 | 2086,00 | 398,80 | 1690,10 | 105,60 |
| 366,30 | 224,10 | 41,43 | 183,00 | 2202,30 | 407,30 | 1798,90 | 114,80 |
| 379,80 | 247,00 | 44,27 | 203,10 | 2340,50 | 419,60 | 1925,00 | 125,80 |
| 393,40 | 271,70 | 47,52 | 224,60 | 2486,10 | 434,80 | 2055,50 | 137,60 |
| 407,00 | 298,40 | 51,19 | 247,70 | 2638,80 | 452,80 | 2190,40 | 150,40 |
| 420,60 | 327,60 | 55,28 | 272,80 | 2803,40 | 473,10 | 2334,80 | 164,60 |
| 434,20 | 359,00 | 59,80 | 299,80 | 2976,70 | 495,70 | 2485,70 | 179,80 |
| 447,80 | 392,70 | 64,75 | 328,50 | 3157,20 | 520,50 | 2641,20 | 196,50 |
| 461,40 | 428,50 | 70,16 | 359,10 | 3343,50 | 547,40 | 2801,50 | 214,60 |
| 475,00 | 466,70 | 76,04 | 391,40 | 3537,30 | 576,30 | 2966,60 | 235,00 |

| Airspeed | Mileage | Instantaneous Range | Max Range | Elevator Setting | Pitch Attitude | Max Rate of Climb |
|-----------------|----------------|----------------------------|------------------|-------------------------|-----------------------|--------------------------|
| (km/hr) | (km/liter) | (km) | (km) | (deg) | (deg) | (m/s) |
| 135,20 | 1,106 | 436,40 | 475,90 | 8,930 | 13,930 | 3,511 |
| 148,80 | 1,533 | 604,80 | 659,60 | 7,354 | 10,470 | 5,116 |
| 162,40 | 1,994 | 786,60 | 857,80 | 6,286 | 7,933 | 6,631 |
| 176,00 | 2,451 | 966,80 | 1054,40 | 5,475 | 6,226 | 8,117 |
| 189,50 | 2,990 | 1179,20 | 1286,10 | 4,855 | 4,963 | 9,811 |
| 203,10 | 3,442 | 1357,70 | 1480,70 | 4,341 | 3,956 | 11,370 |
| 216,70 | 3,830 | 1510,70 | 1647,60 | 3,882 | 3,046 | 12,740 |
| 230,30 | 4,072 | 1606,00 | 1751,60 | 3,247 | 2,278 | 13,630 |
| 243,90 | 4,250 | 1676,30 | 1828,20 | 3,031 | 1,709 | 14,150 |
| 257,50 | 4,465 | 1761,10 | 1920,70 | 2,737 | 1,008 | 14,480 |
| 271,10 | 4,369 | 1723,50 | 1879,70 | 2,560 | 0,566 | 14,370 |
| 284,70 | 4,236 | 1670,90 | 1822,30 | 2,408 | 0,186 | 14,140 |
| 298,30 | 4,073 | 1606,50 | 1752,10 | 2,275 | -0,145 | 13,760 |
| 311,90 | 3,889 | 1534,00 | 1673,00 | 2,190 | -0,397 | 13,250 |
| 325,50 | 3,704 | 1461,10 | 1593,50 | 2,096 | -0,633 | 12,640 |
| 339,10 | 3,521 | 1388,90 | 1514,80 | 2,012 | -0,842 | 11,940 |
| 352,70 | 3,341 | 1317,70 | 1437,10 | 1,937 | -1,027 | 11,120 |
| 366,30 | 3,189 | 1258,00 | 1372,00 | 1,820 | -1,176 | 10,270 |
| 379,80 | 3,020 | 1191,30 | 1299,30 | 1,763 | -1,323 | 9,228 |
| 393,40 | 2,860 | 1128,00 | 1230,30 | 1,709 | -1,455 | 8,075 |
| 407,00 | 2,706 | 1067,30 | 1164,00 | 1,652 | -1,574 | 6,792 |
| 420,60 | 2,556 | 1008,10 | 1099,40 | 1,604 | -1,678 | 5,359 |
| 434,20 | 2,415 | 952,60 | 1039,00 | 1,561 | -1,771 | 3,808 |
| 447,80 | 2,279 | 899,10 | 980,60 | 1,522 | -1,856 | 2,089 |
| 461,40 | 2,150 | 848,10 | 925,00 | 1,486 | -1,933 | -2,043 |
| 475,00 | 2,022 | 797,40 | 869,70 | 1,453 | -2,004 | -6,603 |

Analysis Parameters

| Parameter | SI Units | User Units |
|---------------|------------|------------|
| Weight | 1.973, kg | 4.299, lbm |
| Altitude | 0,0 m | 0,0 m |
| Rate of Climb | 0,0 m/s | 0,0 m/s |
| Flaps Setting | 0,7854 rad | 45,0 deg |
| CG Location | 3,602 m | 141,8 in |

Performance Data

| Airspeed | Engine Power Avail | Thrust Power Avail | Thrust Avail | Propeller Efficiency | Throttle Limit | Throttle Position | Engine Power Req |
|----------|--------------------|--------------------|--------------|----------------------|----------------|-------------------|------------------|
| (km/hr) | (kW) | (kW) | (N) | (%) | (%) | (%) | (kW) |
| 95,72 | 500 | 100,7 | 3.785,80 | 20,13 | 100 | 83,44 | 417,2 |
| 100,7 | 500 | 106,7 | 3.813,70 | 21,33 | 100 | 76,15 | 380,8 |
| 105,7 | 500 | 113 | 3.850,20 | 22,6 | 100 | 71,09 | 355,4 |
| 110,6 | 500 | 119,5 | 3.889,30 | 23,9 | 100 | 67,13 | 335,6 |
| 115,6 | 500 | 126,3 | 3.931,60 | 25,25 | 100 | 63,54 | 317,7 |
| 120,6 | 500 | 133,2 | 3.977,50 | 26,64 | 100 | 61,51 | 307,6 |
| 125,6 | 500 | 140,5 | 4.028,60 | 28,1 | 100 | 60,18 | 300,9 |
| 130,5 | 500 | 148,2 | 4.088,40 | 29,65 | 100 | 59,34 | 296,7 |
| 135,5 | 500 | 156,3 | 4.153,00 | 31,26 | 100 | 59,87 | 299,3 |
| 140,5 | 500 | 164,6 | 4.218,40 | 32,92 | 100 | 60,63 | 303,1 |
| 145,4 | 500 | 173,3 | 4.289,40 | 34,66 | 100 | 61,51 | 307,6 |
| 150,4 | 500 | 182,3 | 4.362,30 | 36,45 | 100 | 62,34 | 311,7 |
| 155,4 | 500 | 191,7 | 4.440,40 | 38,33 | 100 | 63,89 | 319,4 |
| 160,4 | 500 | 201,5 | 4.523,10 | 40,3 | 100 | 65,71 | 328,5 |
| 165,3 | 500 | 211,7 | 4.610,50 | 42,35 | 100 | 67,77 | 338,9 |
| 170,3 | 500 | 222,4 | 4.702,30 | 44,49 | 100 | 70 | 350,00 |
| 175,3 | 500 | 233,3 | 4.792,80 | 46,67 | 100 | 72,58 | 362,90 |
| 180,2 | 500 | 244,9 | 4.891,60 | 48,98 | 100 | 75,22 | 376,10 |
| 185,2 | 500 | 257,3 | 5.001,50 | 51,47 | 100 | 77,64 | 388,20 |
| 190,2 | 500 | 270 | 5.110,90 | 54 | 100 | 80,37 | 401,80 |
| 195,2 | 500 | 282,9 | 5.217,60 | 56,57 | 100 | 83,25 | 416,30 |
| 200,1 | 500 | 295 | 5.306,60 | 59 | 100 | 86,52 | 432,60 |
| 205,1 | 500 | 307,1 | 5.390,80 | 61,43 | 100 | 89,96 | 449,80 |
| 210,1 | 500 | 318,8 | 5.462,90 | 63,76 | 100 | 93,7 | 468,50 |
| 215,1 | 500 | 330 | 5.524,90 | 66,01 | 100 | 97,7 | 488,50 |
| 220 | 500 | 340,3 | 5.568,40 | 68,07 | 100 | 102,3 | 511,50 |
| 225 | 500 | 349 | 5.583,60 | 69,79 | 100 | 107,4 | 537,00 |

| Airspeed | Thrust Power Req | Induced Drag Power | Profile Drag Power | Thrust Req | Induced Drag | Profile Drag | Fuel Con- sumption |
|-----------------|-----------------------------|-------------------------------|-----------------------------------|-----------------------|-------------------------|-------------------------|-------------------------------|
| (km/hr) | (kW) | (kW) | (kW) | (N) | (N) | (N) | (liter/hr) |
| 95,72 | 83,99 | 65,21 | 16,91 | 3.159,00 | 2.452,40 | 636,1 | 180,8 |
| 100,7 | 81,23 | 62,18 | 18,13 | 2.904,20 | 2.223,30 | 648,4 | 165 |
| 105,7 | 80,34 | 59,68 | 20,22 | 2.737,10 | 2.033,40 | 689 | 154 |
| 110,6 | 80,23 | 57,57 | 22,49 | 2.610,80 | 1.873,20 | 731,8 | 145,5 |
| 115,6 | 80,22 | 56 | 24,2 | 2.498,10 | 1.743,90 | 753,50 | 137,7 |
| 120,6 | 81,95 | 54,92 | 27,05 | 2.446,70 | 1.639,60 | 807,50 | 133,3 |
| 125,6 | 84,55 | 54,18 | 30,37 | 2.424,30 | 1.553,40 | 870,80 | 130,4 |
| 130,5 | 87,97 | 53,85 | 34,04 | 2.426,30 | 1.485,40 | 938,90 | 128,6 |
| 135,5 | 93,58 | 54,68 | 38,7 | 2.486,40 | 1.452,80 | 1.028,10 | 129,7 |
| 140,5 | 99,79 | 55,74 | 43,69 | 2.557,50 | 1.428,50 | 1.119,70 | 131,4 |
| 145,4 | 106,6 | 57,14 | 48,91 | 2.638,50 | 1.414,30 | 1.210,70 | 133,3 |
| 150,4 | 113,6 | 58,68 | 54,22 | 2.719,60 | 1.404,50 | 1.297,80 | 135,1 |
| 155,4 | 122,4 | 61,44 | 60,02 | 2.836,90 | 1.423,30 | 1.390,50 | 138,4 |
| 160,4 | 132,4 | 64,77 | 66,3 | 2.971,90 | 1.454,10 | 1.488,50 | 142,4 |
| 165,3 | 143,5 | 68,62 | 73,22 | 3.124,60 | 1.494,10 | 1.594,20 | 146,8 |
| 170,3 | 155,7 | 73,07 | 80,57 | 3.291,50 | 1.544,60 | 1.703,20 | 151,7 |
| 175,3 | 169,40 | 78,46 | 88,36 | 3.478,70 | 1.611,40 | 1.814,90 | 157,3 |
| 180,2 | 184,20 | 84,51 | 96,62 | 3.679,50 | 1.687,80 | 1.929,80 | 163 |
| 185,2 | 199,80 | 92,66 | 103,3 | 3.883,00 | 1.800,90 | 2.008,10 | 168,2 |
| 190,2 | 217,00 | 100,1 | 112,4 | 4.107,50 | 1.895,10 | 2.127,60 | 174,1 |
| 195,2 | 235,50 | 108,3 | 122 | 4.343,70 | 1.997,00 | 2.250,20 | 180,4 |
| 200,1 | 255,20 | 117,10 | 132,10 | 4.591,20 | 2.106,50 | 2.376,10 | 187,50 |
| 205,1 | 276,3 | 126,7 | 142,7 | 4849,5 | 2223 | 2505 | 194,9 |
| 210,1 | 298,7 | 136,9 | 153,9 | 5118,5 | 2346,4 | 2637 | 203 |
| 215,1 | 322,4 | 147,9 | 165,6 | 5397,8 | 2476,3 | 2772,2 | 211,7 |
| 220 | 348,1 | 159,9 | 178,2 | 5696,2 | 2616,8 | 2915,3 | 221,7 |
| 225 | 374,8 | 172,5 | 191,1 | 5996,4 | 2759,2 | 3057,5 | 232,7 |

| Airspeed | Mileage | Instantaneous Range | Max Range | Elevator Setting | Pitch Attitude | Max Rate of Climb |
|-----------------|----------------|----------------------------|------------------|-------------------------|-----------------------|--------------------------|
| (km/hr) | (km/liter) | (km) | (km) | (deg) | (deg) | (m/s) |
| 95,72 | 0,5294 | 208,8 | 227,7 | 8,811 | 12,17 | 0,8613 |
| 100,7 | 0,6102 | 240,7 | 262,5 | 7,286 | 8,637 | 1,315 |
| 105,7 | 0,6859 | 270,6 | 295,1 | 6,112 | 6,06 | 1,689 |
| 110,6 | 0,7606 | 300 | 327,2 | 5,046 | 3,94 | 2,031 |
| 115,6 | 0,8397 | 331,2 | 361,2 | 3,964 | 1,744 | 2,379 |
| 120,6 | 0,9046 | 356,8 | 389,2 | 3,116 | -0,02937 | 2,65 |
| 125,6 | 0,9629 | 379,8 | 414,2 | 2,479 | -1,396 | 2,892 |
| 130,5 | 1,015 | 400,4 | 436,7 | 2,037 | -2,566 | 3,115 |
| 135,5 | 1,044 | 412 | 449,3 | 1,447 | -3,991 | 3,242 |
| 140,5 | 1,069 | 421,8 | 460 | 1,032 | -5,047 | 3,349 |
| 145,4 | 1,091 | 430,4 | 469,4 | 0,6955 | -5,929 | 3,447 |
| 150,4 | 1,113 | 439,2 | 479 | 0,4496 | -6,612 | 3,547 |
| 155,4 | 1,122 | 442,7 | 482,9 | 0,1137 | -7,44 | 3,577 |
| 160,4 | 1,126 | 444,3 | 484,5 | -0,1843 | -8,188 | 3,571 |
| 165,3 | 1,126 | 444,1 | 484,3 | -0,4396 | -8,853 | 3,527 |
| 170,3 | 1,123 | 442,9 | 483 | -0,6738 | -9,463 | 3,449 |
| 175,3 | 1,114 | 439,6 | 479,4 | -0,912 | -10,07 | 3,307 |
| 180,2 | 1,106 | 436,2 | 475,7 | -1,144 | -10,63 | 3,137 |
| 185,2 | 1,101 | 434,3 | 473,6 | -1,452 | -11,31 | 2,974 |
| 190,2 | 1,092 | 430,8 | 469,8 | -1,653 | -11,77 | 2,74 |
| 195,2 | 1,082 | 426,7 | 465,4 | -1,838 | -12,19 | 2,449 |
| 200,1 | 1,068 | 421,1 | 459,3 | -2,009 | -12,59 | 2,056 |
| 205,1 | 1,052 | 415 | 452,7 | -2,162 | -12,95 | 1,594 |
| 210,1 | 1,035 | 408,2 | 445,1 | -2,291 | -13,29 | 1,039 |
| 215,1 | 1,016 | 400,7 | 437 | -2,411 | -13,61 | 0,3924 |
| 220 | 0,9927 | 391,5 | 427 | -3,213 | -13,9 | -0,4035 |
| 225 | 0,9669 | 381,4 | 415,9 | -3,341 | -14,17 | -1,333 |

Analysis Parameters

| Parameter | SI Units | User Units |
|---------------|-----------|-------------|
| Weight | 1.973, kg | 4.299, lbm |
| Altitude | 3.048, m | 10.000,0 ft |
| Rate of Climb | 0,0 m/s | 0,0 m/s |
| Flaps Setting | 0,0 rad | 0,0 deg |
| CG Location | 3,602 m | 141,8 in |

Performance Data

| Airspeed | Engine Power Avail | Thrust Power Avail | Thrust Avail | Propeller Efficiency | Throttle Limit | Throttle Position | Engine Power Req |
|----------|--------------------|--------------------|--------------|----------------------|----------------|-------------------|------------------|
| (km/hr) | (kW) | (kW) | (N) | (%) | (%) | (%) | (kW) |
| 161,2 | 369,3 | 150,7 | 3.365,20 | 40,81 | 100 | 66,25 | 244,6 |
| 172,4 | 369,3 | 168,3 | 3.514,50 | 45,58 | 100 | 55,65 | 205,5 |
| 183,6 | 369,3 | 187,8 | 3.682,30 | 50,86 | 100 | 47,96 | 177,1 |
| 194,8 | 369,3 | 209 | 3.862,10 | 56,6 | 100 | 43,06 | 159 |
| 206 | 369,3 | 229,2 | 4.004,00 | 62,06 | 100 | 39,61 | 146,3 |
| 217,2 | 369,3 | 247,9 | 4.107,30 | 67,12 | 100 | 37,34 | 137,9 |
| 228,4 | 369,3 | 261,9 | 4.127,40 | 70,93 | 100 | 36,37 | 134,3 |
| 239,7 | 369,3 | 272,5 | 4.093,90 | 73,8 | 100 | 35,64 | 131,6 |
| 250,9 | 369,3 | 278,9 | 4.002,30 | 75,53 | 100 | 36,25 | 133,9 |
| 262,1 | 369,3 | 284,3 | 3.905,50 | 76,99 | 100 | 37,26 | 137,6 |
| 273,3 | 369,3 | 288,8 | 3.804,80 | 78,21 | 100 | 38,27 | 141,3 |
| 284,5 | 369,3 | 293 | 3.707,50 | 79,34 | 100 | 39,24 | 144,9 |
| 295,7 | 369,3 | 296,5 | 3.609,40 | 80,28 | 100 | 39,5 | 145,9 |
| 306,9 | 369,3 | 299,4 | 3.512,50 | 81,09 | 100 | 41,39 | 152,8 |
| 318,1 | 369,3 | 302,1 | 3.418,70 | 81,8 | 100 | 43,9 | 162,1 |
| 329,3 | 369,3 | 304,8 | 3.331,80 | 82,53 | 100 | 46,64 | 172,2 |
| 340,5 | 369,3 | 307,1 | 3.246,60 | 83,16 | 100 | 49,69 | 183,5 |
| 351,7 | 369,3 | 309,5 | 3.167,60 | 83,81 | 100 | 52,97 | 195,6 |
| 362,9 | 369,3 | 311,5 | 3.089,90 | 84,36 | 100 | 56,63 | 209,1 |
| 374,1 | 369,3 | 313,3 | 3.014,70 | 84,84 | 100 | 60,67 | 224 |
| 385,3 | 369,3 | 314,9 | 2.941,90 | 85,28 | 100 | 65,01 | 240,1 |
| 396,6 | 369,3 | 316,1 | 2.869,60 | 85,6 | 100 | 69,43 | 256,4 |
| 407,8 | 369,3 | 317,4 | 2.802,20 | 85,95 | 100 | 74,29 | 274,3 |
| 419 | 369,3 | 318,2 | 2.734,50 | 86,18 | 100 | 79,55 | 293,8 |
| 430,2 | 369,3 | 319,2 | 2.671,10 | 86,43 | 100 | 85,1 | 314,2 |
| 441,4 | 369,3 | 319,6 | 2.606,70 | 86,55 | 100 | 91,09 | 336,4 |
| 452,6 | 358,7 | 310,6 | 2.470,60 | 86,59 | 97,13 | 97,5 | 360 |
| 463,8 | 326 | 281,6 | 2.185,90 | 86,39 | 88,28 | 103,3 | 381,4 |
| 475 | 292,3 | 251,5 | 1.906,30 | 86,06 | 79,15 | 111,3 | 410,8 |

| Airspeed | Thrust Power Req | Induced Drag Power | Profile Drag Power | Thrust Req | Induced Drag | Profile Drag | Fuel Con- sumption |
|-----------------|-----------------------------|-------------------------------|-----------------------------------|-----------------------|-------------------------|-------------------------|-------------------------------|
| (km/hr) | (kW) | (kW) | (kW) | (N) | (N) | (N) | (liter/hr) |
| 161,2 | 99,83 | 71,31 | 26,03 | 2.229,40 | 1.592,40 | 581,2 | 106 |
| 172,4 | 93,67 | 65,19 | 26,94 | 1.955,80 | 1.361,10 | 562,4 | 89,06 |
| 183,6 | 90,08 | 59,73 | 29,39 | 1.766,00 | 1.171,00 | 576,2 | 76,75 |
| 194,8 | 90,01 | 56,06 | 33,28 | 1.663,10 | 1.035,80 | 614,9 | 68,91 |
| 206 | 90,76 | 52,75 | 37,54 | 1.585,80 | 921,7 | 656 | 63,38 |
| 217,2 | 92,56 | 49,96 | 42,28 | 1.533,80 | 827,9 | 700,6 | 59,76 |
| 228,4 | 95,26 | 47,7 | 47,37 | 1.501,10 | 751,7 | 746,4 | 58,2 |
| 239,7 | 97,12 | 45,94 | 51,06 | 1.458,90 | 690,1 | 767,1 | 57,03 |
| 250,9 | 101,1 | 43,8 | 57,23 | 1.450,90 | 628,5 | 821,2 | 58,01 |
| 262,1 | 105,9 | 41,93 | 63,98 | 1.455,20 | 576 | 878,9 | 59,63 |
| 273,3 | 110,5 | 40,69 | 69,85 | 1.456,00 | 536 | 920,1 | 61,24 |
| 284,5 | 115 | 39,98 | 75,07 | 1.454,90 | 506 | 949,9 | 62,8 |
| 295,7 | 117,1 | 38,68 | 78,54 | 1.425,80 | 471 | 956,30 | 63,22 |
| 306,9 | 123,9 | 38,12 | 85,97 | 1.453,90 | 447,1 | 1.008,50 | 66,24 |
| 318,1 | 132,6 | 37,92 | 94,87 | 1.500,80 | 429,1 | 1.073,60 | 70,26 |
| 329,3 | 142,2 | 37,98 | 104,4 | 1.554,10 | 415,2 | 1.141,00 | 74,65 |
| 340,5 | 152,6 | 38,3 | 114,5 | 1.613,20 | 404,9 | 1.210,60 | 79,52 |
| 351,7 | 163,9 | 38,87 | 125,3 | 1.677,90 | 397,9 | 1.282,40 | 84,77 |
| 362,9 | 176,4 | 39,71 | 137 | 1.749,90 | 393,9 | 1.358,50 | 90,63 |
| 374,1 | 190,1 | 40,8 | 149,5 | 1.828,90 | 392,6 | 1.438,90 | 97,09 |
| 385,3 | 204,7 | 42,12 | 162,9 | 1.912,60 | 393,5 | 1.521,80 | 104 |
| 396,6 | 219,5 | 43,7 | 176,1 | 1.992,30 | 396,7 | 1.598,40 | 111,1 |
| 407,8 | 235,8 | 45,48 | 190,6 | 2.081,80 | 401,6 | 1.683,10 | 118,9 |
| 419 | 253,2 | 47,51 | 206 | 2.175,30 | 408,3 | 1.770,00 | 127,3 |
| 430,2 | 271,6 | 49,79 | 222,2 | 2.273,00 | 416,7 | 1.859,30 | 136,2 |
| 441,4 | 291,1 | 52,32 | 239,2 | 2.374,50 | 426,8 | 1.950,90 | 145,8 |
| 452,6 | 311,8 | 55,11 | 257,1 | 2.480,00 | 438,3 | 2.044,80 | 156 |
| 463,8 | 329,4 | 56,16 | 273,7 | 2.557,20 | 435,9 | 2.124,60 | 165,3 |
| 475 | 353,6 | 60,92 | 293,3 | 2.679,70 | 461,7 | 2.222,70 | 178 |

| Airspeed | Mileage | Instantaneous Range | Max Range | Elevator Setting | Pitch Attitude | Max Rate of Climb |
|-----------------|----------------|----------------------------|------------------|-------------------------|-----------------------|--------------------------|
| (km/hr) | (km/liter) | (km) | (km) | (deg) | (deg) | (m/s) |
| 161,2 | 1,521 | 599,8 | 654,1 | 8,477 | 12,94 | 2,629 |
| 172,4 | 1,936 | 763,6 | 832,80 | 7,396 | 10,58 | 3,858 |
| 183,6 | 2,393 | 943,70 | 1.029,20 | 6,544 | 8,586 | 5,052 |
| 194,8 | 2,827 | 1.115,10 | 1.216,20 | 5,973 | 7,225 | 6,151 |
| 206 | 3,251 | 1.282,20 | 1.398,40 | 5,398 | 6,083 | 7,153 |
| 217,2 | 3,635 | 1.433,90 | 1.563,80 | 4,919 | 5,139 | 8,026 |
| 228,4 | 3,925 | 1.548,20 | 1.688,50 | 4,532 | 4,369 | 8,614 |
| 239,7 | 4,202 | 1.657,50 | 1.807,80 | 4,233 | 3,755 | 9,066 |
| 250,9 | 4,324 | 1.705,70 | 1.860,30 | 3,902 | 3,097 | 9,189 |
| 262,1 | 4,395 | 1.733,50 | 1.890,60 | 3,619 | 2,51 | 9,219 |
| 273,3 | 4,462 | 1.760,20 | 1.919,70 | 3,415 | 2,068 | 9,215 |
| 284,5 | 4,53 | 1.786,80 | 1.948,70 | 2,999 | 1,647 | 9,2 |
| 295,7 | 4,677 | 1.844,90 | 2.012,10 | 2,784 | 1,133 | 9,269 |
| 306,9 | 4,633 | 1.827,50 | 1.993,10 | 2,639 | 0,7752 | 9,07 |
| 318,1 | 4,528 | 1.786,00 | 1.947,80 | 2,519 | 0,4764 | 8,759 |
| 329,3 | 4,412 | 1.740,10 | 1.897,80 | 2,41 | 0,2073 | 8,405 |
| 340,5 | 4,282 | 1.689,10 | 1.842,10 | 2,313 | -0,036 | 7,985 |
| 351,7 | 4,149 | 1.636,60 | 1.784,90 | 2,224 | -0,2565 | 7,522 |
| 362,9 | 4,005 | 1.579,60 | 1.722,70 | 2,149 | -0,4453 | 6,982 |
| 374,1 | 3,854 | 1.520,00 | 1.657,80 | 2,087 | -0,6055 | 6,369 |
| 385,3 | 3,704 | 1.461,00 | 1.593,40 | 2,03 | -0,7521 | 5,695 |
| 396,6 | 3,569 | 1.407,80 | 1.535,40 | 1,985 | -0,8894 | 4,995 |
| 407,8 | 3,43 | 1.352,80 | 1.475,40 | 1,932 | -1,021 | 4,217 |
| 419 | 3,291 | 1.298,10 | 1.415,80 | 1,882 | -1,143 | 3,363 |
| 430,2 | 3,159 | 1246 | 1358,9 | 1,837 | -1,255 | 2,459 |
| 441,4 | 3,028 | 1194,3 | 1302,5 | 1,794 | -1,359 | 1,471 |
| 452,6 | 2,901 | 1144,1 | 1247,8 | 1,755 | -1,455 | -0,06052 |
| 463,8 | 2,806 | 1106,9 | 1207,2 | 1,718 | -1,527 | -2,472 |
| 475 | 2,668 | 1052,3 | 1147,7 | 1,625 | -1,61 | -5,275 |

B.7 Trim Report

Der Flugzeug *Aerodynamik Trim Report* bietet eine detaillierte Zusammenstellung der Kräfte und Momente an den verschiedenen Auftriebs- und Steuerflächen bei diversen Fluggeschwindigkeiten.

Bild B.1: Eingabedaten Trim Report Höhe 0 m, Klappen 0°

| Airspeed | Pitch Angle | Elevator Deflection | Upper Wing alpha | Upper Wing Ci | Upper Wing Cm (about CG) | Upper Wing Cd | Upper Wing Cla | Upper Wing Cma (about CG) | Upper Wing Cda | Upper Wing Cle | Upper Wing Cme (about CG) | Upper Wing Cde |
|-------------|-------------|---------------------|------------------|---------------|--------------------------|---------------|----------------|---------------------------|----------------|----------------|---------------------------|----------------|
| ***80,8*** | 15,2 | 10,8 | 13,2 | 1,321 | 0,138 | 0,104 | 2,885 | 0,313 | 0,454 | 0 | 0 | 0 |
| ***94,39*** | 23,4 | 6,1 | 19,6 | 0,726 | 0,055 | 0,113 | -0,475 | -0,174 | 0,788 | 0 | 0 | 0 |
| ***108,*** | 15,2 | 10,5 | 13,2 | 1,322 | 0,139 | 0,104 | 2,887 | 0,313 | 0,455 | 0 | 0 | 0 |
| ***121,6*** | 23,6 | 7,5 | 19,8 | 0,725 | 0,055 | 0,116 | -0,475 | -0,174 | 0,788 | 0 | 0 | 0 |
| 135,2 | 13,9 | 8,9 | 12,2 | 1,259 | 0,132 | 0,094 | 3,374 | 0,428 | 0,511 | 0 | 0 | 0 |
| 148,8 | 10,5 | 7,4 | 9,4 | 1,054 | 0,105 | 0,066 | 3,391 | 0,450 | 0,413 | 0 | 0 | 0 |
| 162,4 | 7,9 | 6,3 | 7,4 | 0,891 | 0,083 | 0,049 | 4,458 | 0,610 | 0,409 | 0 | 0 | 0 |
| 176 | 6,2 | 5,5 | 6,1 | 0,759 | 0,065 | 0,038 | 4,614 | 0,591 | 0,367 | 0 | 0 | 0 |
| 189,5 | 5,0 | 4,9 | 5,1 | 0,653 | 0,051 | 0,029 | 4,969 | 0,576 | 0,313 | 0 | 0 | 0 |
| 203,1 | 4,0 | 4,3 | 4,3 | 0,566 | 0,040 | 0,023 | 4,332 | 0,519 | 0,259 | 0 | 0 | 0 |
| 216,7 | 3,0 | 3,9 | 3,6 | 0,497 | 0,032 | 0,019 | 4,479 | 0,546 | 0,267 | 0 | 0 | 0 |
| 230,3 | 2,3 | 3,2 | 3,0 | 0,440 | 0,025 | 0,016 | 4,138 | 0,507 | 0,260 | 0 | 0 | 0 |
| 243,9 | 1,7 | 3,0 | 2,5 | 0,392 | 0,019 | 0,013 | 3,568 | 0,412 | 0,209 | 0 | 0 | 0 |
| 257,5 | 1,0 | 2,7 | 2,0 | 0,354 | 0,015 | 0,010 | 4,607 | 0,485 | 0,189 | 0 | 0 | 0 |
| 271,1 | 0,6 | 2,6 | 1,6 | 0,319 | 0,011 | 0,009 | 4,664 | 0,493 | 0,176 | 0 | 0 | 0 |
| 284,7 | 0,2 | 2,4 | 1,3 | 0,288 | 0,008 | 0,008 | 4,962 | 0,532 | 0,169 | 0 | 0 | 0 |
| 298,3 | -0,1 | 2,3 | 1,1 | 0,262 | 0,005 | 0,007 | 5,222 | 0,566 | 0,161 | 0 | 0 | 0 |
| 311,9 | -0,4 | 2,2 | 0,9 | 0,239 | 0,001 | 0,007 | 5,028 | 0,492 | 0,112 | 0 | 0 | 0 |
| 325,5 | -0,6 | 2,1 | 0,7 | 0,218 | -0,001 | 0,006 | 5,043 | 0,496 | 0,103 | 0 | 0 | 0 |
| 339,1 | -0,8 | 2,0 | 0,5 | 0,200 | -0,002 | 0,006 | 5,117 | 0,521 | 0,074 | 0 | 0 | 0 |
| 352,7 | -1,0 | 1,9 | 0,4 | 0,184 | -0,004 | 0,005 | 5,184 | 0,543 | 0,068 | 0 | 0 | 0 |
| 366,3 | -1,2 | 1,8 | 0,3 | 0,172 | -0,005 | 0,005 | 5,234 | 0,562 | 0,062 | 0 | 0 | 0 |
| 379,8 | -1,3 | 1,8 | 0,1 | 0,159 | -0,007 | 0,005 | 5,279 | 0,581 | 0,056 | 0 | 0 | 0 |
| 393,4 | -1,5 | 1,7 | 0,0 | 0,148 | -0,008 | 0,005 | 5,321 | 0,598 | 0,051 | 0 | 0 | 0 |
| 407 | -1,6 | 1,7 | -0,1 | 0,137 | -0,009 | 0,004 | 5,360 | 0,614 | 0,029 | 0 | 0 | 0 |
| 420,6 | -1,7 | 1,6 | -0,1 | 0,128 | -0,010 | 0,004 | 5,370 | 0,619 | 0,024 | 0 | 0 | 0 |
| 434,2 | -1,8 | 1,6 | -0,2 | 0,120 | -0,011 | 0,004 | 5,373 | 0,620 | 0,004 | 0 | 0 | 0 |
| 447,8 | -1,9 | 1,5 | -0,3 | 0,112 | -0,012 | 0,004 | 5,376 | 0,622 | 0,001 | 0 | 0 | 0 |
| 461,4 | -1,9 | 1,5 | -0,3 | 0,105 | -0,013 | 0,004 | 5,315 | 0,616 | -0,003 | 0 | 0 | 0 |
| 475 | -2,0 | 1,5 | -0,4 | 0,098 | -0,014 | 0,004 | 5,219 | 0,605 | -0,006 | 0 | 0 | 0 |

| Airspeed | Pitch Angle | Elevator Deflection | Lower Wing alpha | Lower Wing Cl | Lower Wing Cm (about CG) | Lower Wing Cd | Lower Wing Cla | Lower Wing Cma (about CG) | Lower Wing Cda | Lower Wing Cle | Lower Wing Cme (about CG) | Lower Wing Cde |
|-------------|-------------|---------------------|------------------|---------------|--------------------------|---------------|----------------|---------------------------|----------------|----------------|---------------------------|----------------|
| ***80,8*** | 15,2 | 10,8 | 11,4 | 0,892 | -0,230 | 0,135 | 0,363 | -0,070 | 0,180 | 0 | 0 | 0 |
| ***94,39*** | 23,4 | 6,1 | 16,7 | 1,077 | -0,277 | 0,158 | -0,126 | 0,015 | -0,043 | 0 | 0 | 0 |
| ***108,*** | 15,2 | 10,5 | 11,4 | 0,893 | -0,230 | 0,135 | 0,363 | -0,070 | 0,180 | 0 | 0 | 0 |
| ***121,6*** | 23,6 | 7,5 | 16,9 | 1,078 | -0,277 | 0,158 | -0,126 | 0,015 | -0,043 | 0 | 0 | 0 |
| 135,2 | 13,9 | 8,9 | 10,5 | 0,886 | -0,228 | 0,132 | 0,837 | -0,180 | 0,286 | 0 | 0 | 0 |
| 148,8 | 10,5 | 7,4 | 8,2 | 0,783 | -0,205 | 0,097 | 1,614 | -0,331 | 0,548 | 0 | 0 | 0 |
| 162,4 | 7,9 | 6,3 | 6,5 | 0,718 | -0,192 | 0,080 | 1,399 | -0,268 | 0,414 | 0 | 0 | 0 |
| 176 | 6,2 | 5,5 | 5,4 | 0,673 | -0,184 | 0,069 | 1,718 | -0,337 | 0,377 | 0 | 0 | 0 |
| 189,5 | 5,0 | 4,9 | 4,6 | 0,637 | -0,177 | 0,062 | 1,690 | -0,328 | 0,357 | 0 | 0 | 0 |
| 203,1 | 4,0 | 4,3 | 3,9 | 0,607 | -0,171 | 0,056 | 2,469 | -0,523 | 0,424 | 0 | 0 | 0 |
| 216,7 | 3,0 | 3,9 | 3,3 | 0,569 | -0,163 | 0,050 | 2,514 | -0,533 | 0,388 | 0 | 0 | 0 |
| 230,3 | 2,3 | 3,2 | 2,8 | 0,535 | -0,156 | 0,045 | 2,610 | -0,557 | 0,368 | 0 | 0 | 0 |
| 243,9 | 1,7 | 3,0 | 2,4 | 0,511 | -0,151 | 0,041 | 2,694 | -0,579 | 0,351 | 0 | 0 | 0 |
| 257,5 | 1,0 | 2,7 | 2,0 | 0,477 | -0,143 | 0,037 | 2,372 | -0,497 | 0,311 | 0 | 0 | 0 |
| 271,1 | 0,6 | 2,6 | 1,7 | 0,459 | -0,140 | 0,034 | 2,367 | -0,495 | 0,288 | 0 | 0 | 0 |
| 284,7 | 0,2 | 2,4 | 1,4 | 0,444 | -0,137 | 0,033 | 2,327 | -0,484 | 0,277 | 0 | 0 | 0 |
| 298,3 | -0,1 | 2,3 | 1,2 | 0,431 | -0,134 | 0,031 | 2,293 | -0,474 | 0,268 | 0 | 0 | 0 |
| 311,9 | -0,4 | 2,2 | 1,0 | 0,422 | -0,132 | 0,030 | 2,348 | -0,488 | 0,263 | 0 | 0 | 0 |
| 325,5 | -0,6 | 2,1 | 0,9 | 0,413 | -0,130 | 0,029 | 2,358 | -0,490 | 0,258 | 0 | 0 | 0 |
| 339,1 | -0,8 | 2,0 | 0,8 | 0,405 | -0,129 | 0,028 | 2,354 | -0,488 | 0,252 | 0 | 0 | 0 |
| 352,7 | -1,0 | 1,9 | 0,6 | 0,398 | -0,127 | 0,027 | 2,350 | -0,487 | 0,247 | 0 | 0 | 0 |
| 366,3 | -1,2 | 1,8 | 0,5 | 0,379 | -0,122 | 0,024 | 2,601 | -0,555 | 0,255 | 0 | 0 | 0 |
| 379,8 | -1,3 | 1,8 | 0,4 | 0,373 | -0,121 | 0,024 | 2,665 | -0,575 | 0,254 | 0 | 0 | 0 |
| 393,4 | -1,5 | 1,7 | 0,3 | 0,368 | -0,120 | 0,023 | 2,723 | -0,593 | 0,254 | 0 | 0 | 0 |
| 407 | -1,6 | 1,7 | 0,3 | 0,363 | -0,119 | 0,023 | 2,776 | -0,609 | 0,254 | 0 | 0 | 0 |
| 420,6 | -1,7 | 1,6 | 0,2 | 0,359 | -0,118 | 0,022 | 2,828 | -0,625 | 0,254 | 0 | 0 | 0 |
| 434,2 | -1,8 | 1,6 | 0,1 | 0,356 | -0,118 | 0,022 | 2,877 | -0,640 | 0,253 | 0 | 0 | 0 |
| 447,8 | -1,9 | 1,5 | 0,1 | 0,353 | -0,117 | 0,022 | 2,923 | -0,654 | 0,253 | 0 | 0 | 0 |
| 461,4 | -1,9 | 1,5 | 0,0 | 0,350 | -0,117 | 0,021 | 2,977 | -0,669 | 0,253 | 0 | 0 | 0 |
| 475 | -2,0 | 1,5 | 0,0 | 0,348 | -0,116 | 0,021 | 3,034 | -0,686 | 0,254 | 0 | 0 | 0 |

| Airspeed | Pitch Angle | Elevator Deflection | Horizontal Stabilizer alpha | Horizontal Stabilizer Ci | Horizontal Stabilizer Cm (about CG) | Horizontal Stabilizer Cd | Horizontal Stabilizer Cda | Horizontal Stabilizer Cma (about CG) | Horizontal Stabilizer Cda | Horizontal Stabilizer Cde | Horizontal Stabilizer Cme (about CG) | Horizontal Stabilizer Cde |
|-------------|-------------|---------------------|-----------------------------|--------------------------|-------------------------------------|--------------------------|---------------------------|--------------------------------------|---------------------------|---------------------------|--------------------------------------|---------------------------|
| ***80,8*** | 15,2 | 10,8 | 8,8 | 0,126 | -0,515 | 0,031 | 2,461 | -12,300 | 0,134 | -4,011 | 19,500 | 0,170 |
| ***94,39*** | 23,4 | 6,1 | 12,5 | 0,679 | -3,336 | 0,066 | -45,750 | 228,600 | -5,841 | -4,392 | 21,350 | 0,113 |
| ***108,*** | 15,2 | 10,5 | 8,8 | 0,147 | -0,619 | 0,031 | 2,462 | -12,300 | 0,144 | -4,034 | 19,610 | 0,167 |
| ***121,6*** | 23,6 | 7,5 | 12,6 | 0,541 | -2,632 | 0,054 | -46,110 | 230,400 | -4,685 | -4,396 | 21,370 | 0,131 |
| 135,2 | 13,9 | 8,9 | 8,2 | 0,211 | -0,955 | 0,028 | 2,464 | -12,310 | 0,173 | -4,399 | 21,380 | 0,149 |
| 148,8 | 10,5 | 7,4 | 6,6 | 0,163 | -0,733 | 0,021 | 2,762 | -13,800 | 0,128 | -4,402 | 21,400 | 0,129 |
| 162,4 | 7,9 | 6,3 | 5,4 | 0,126 | -0,559 | 0,017 | 2,763 | -13,810 | 0,109 | -4,406 | 21,410 | 0,116 |
| 176 | 6,2 | 5,5 | 4,7 | 0,098 | -0,430 | 0,014 | 2,794 | -13,960 | 0,086 | -4,410 | 21,430 | 0,105 |
| 189,5 | 5,0 | 4,9 | 4,1 | 0,077 | -0,330 | 0,013 | 2,796 | -13,970 | 0,074 | -4,414 | 21,450 | 0,097 |
| 203,1 | 4,0 | 4,3 | 3,6 | 0,061 | -0,256 | 0,011 | 2,797 | -13,980 | 0,066 | -4,418 | 21,470 | 0,090 |
| 216,7 | 3,0 | 3,9 | 3,2 | 0,048 | -0,193 | 0,010 | 2,743 | -13,700 | 0,038 | -4,423 | 21,500 | 0,084 |
| 230,3 | 2,3 | 3,2 | 2,8 | 0,036 | -0,140 | 0,009 | 2,740 | -13,690 | 0,029 | -4,428 | 21,520 | 0,075 |
| 243,9 | 1,7 | 3,0 | 2,5 | 0,027 | -0,098 | 0,009 | 2,743 | -13,700 | 0,024 | -4,433 | 21,550 | 0,072 |
| 257,5 | 1,0 | 2,7 | 2,2 | 0,018 | -0,056 | 0,008 | 2,745 | -13,710 | 0,019 | -4,439 | 21,570 | 0,068 |
| 271,1 | 0,6 | 2,6 | 2,0 | 0,012 | -0,027 | 0,008 | 2,722 | -13,600 | 0,014 | -4,445 | 21,600 | 0,066 |
| 284,7 | 0,2 | 2,4 | 1,8 | 0,006 | -0,001 | 0,008 | 2,724 | -13,610 | 0,012 | -4,451 | 21,630 | 0,064 |
| 298,3 | -0,1 | 2,3 | 1,7 | 0,001 | 0,021 | 0,008 | 2,727 | -13,620 | 0,009 | -4,458 | 21,670 | 0,062 |
| 311,9 | -0,4 | 2,2 | 1,6 | -0,003 | 0,043 | 0,008 | 2,729 | -13,640 | 0,007 | -4,465 | 21,700 | 0,061 |
| 325,5 | -0,6 | 2,1 | 1,5 | -0,007 | 0,059 | 0,007 | 2,732 | -13,650 | 0,005 | -4,472 | 21,740 | 0,059 |
| 339,1 | -0,8 | 2,0 | 1,4 | -0,010 | 0,073 | 0,007 | 2,735 | -13,670 | 0,003 | -4,480 | 21,770 | 0,058 |
| 352,7 | -1,0 | 1,9 | 1,3 | -0,012 | 0,086 | 0,007 | 2,738 | -13,680 | 0,002 | -4,488 | 21,810 | 0,057 |
| 366,3 | -1,2 | 1,8 | 1,2 | -0,015 | 0,095 | 0,007 | 2,799 | -13,990 | -0,002 | -4,496 | 21,850 | 0,055 |
| 379,8 | -1,3 | 1,8 | 1,2 | -0,017 | 0,105 | 0,007 | 2,803 | -14,000 | -0,004 | -4,505 | 21,900 | 0,054 |
| 393,4 | -1,5 | 1,7 | 1,1 | -0,019 | 0,114 | 0,007 | 2,855 | -14,260 | -0,007 | -4,514 | 21,940 | 0,054 |
| 407 | -1,6 | 1,7 | 1,0 | -0,020 | 0,122 | 0,007 | 2,858 | -14,280 | -0,008 | -4,524 | 21,990 | 0,053 |
| 420,6 | -1,7 | 1,6 | 1,0 | -0,022 | 0,130 | 0,007 | 2,862 | -14,300 | -0,009 | -4,534 | 22,040 | 0,052 |
| 434,2 | -1,8 | 1,6 | 1,0 | -0,023 | 0,137 | 0,007 | 2,866 | -14,320 | -0,010 | -4,544 | 22,090 | 0,052 |
| 447,8 | -1,9 | 1,5 | 0,9 | -0,025 | 0,143 | 0,007 | 2,870 | -14,340 | -0,011 | -4,555 | 22,140 | 0,051 |
| 461,4 | -1,9 | 1,5 | 0,9 | -0,026 | 0,149 | 0,007 | 2,874 | -14,360 | -0,012 | -4,566 | 22,190 | 0,051 |
| 475 | -2,0 | 1,5 | 0,9 | -0,027 | 0,155 | 0,007 | 2,879 | -14,380 | -0,012 | -4,578 | 22,250 | 0,050 |

| Airspeed | Pitch Angle | Elevator Deflection | Vertical Stabilizer alpha | Vertical Stabilizer Ci | Vertical Stabilizer Cm (about CG) | Vertical Stabilizer Cd | Vertical Stabilizer Cia | Vertical Stabilizer Cma (about CG) | Vertical Stabilizer Cda | Vertical Stabilizer Cie | Vertical Stabilizer Cme (about CG) | Vertical Stabilizer Cde |
|-------------|-------------|---------------------|---------------------------|------------------------|-----------------------------------|------------------------|-------------------------|------------------------------------|-------------------------|-------------------------|------------------------------------|-------------------------|
| ***80,8*** | 15,2 | 10,8 | -1,2 | 0,000 | 0,000 | 0,008 | 0,000 | 0,000 | -0,125 | 0 | 0 | 0 |
| ***94,39*** | 23,4 | 6,1 | -1,2 | 0,000 | 0,000 | 0,008 | 0,000 | 0,000 | -0,125 | 0 | 0 | 0 |
| ***108,*** | 15,2 | 10,5 | -1,2 | 0,000 | 0,000 | 0,008 | 0,000 | 0,000 | -0,125 | 0 | 0 | 0 |
| ***121,6*** | 23,6 | 7,5 | -1,2 | 0,000 | 0,000 | 0,008 | 0,000 | 0,000 | -0,125 | 0 | 0 | 0 |
| 135,2 | 13,9 | 8,9 | -1,2 | 0,000 | 0,000 | 0,008 | 0,000 | 0,000 | -0,125 | 0 | 0 | 0 |
| 148,8 | 10,5 | 7,4 | -1,2 | 0,000 | 0,000 | 0,008 | 0,000 | 0,000 | -0,125 | 0 | 0 | 0 |
| 162,4 | 7,9 | 6,3 | -1,2 | 0,000 | 0,000 | 0,008 | 0,000 | 0,000 | -0,125 | 0 | 0 | 0 |
| 176 | 6,2 | 5,5 | -1,2 | 0,000 | 0,000 | 0,008 | 0,000 | 0,000 | -0,125 | 0 | 0 | 0 |
| 189,5 | 5,0 | 4,9 | -1,2 | 0,000 | 0,000 | 0,008 | 0,000 | 0,000 | -0,125 | 0 | 0 | 0 |
| 203,1 | 4,0 | 4,3 | -1,2 | 0,000 | 0,000 | 0,008 | 0,000 | 0,000 | -0,125 | 0 | 0 | 0 |
| 216,7 | 3,0 | 3,9 | -1,2 | 0,000 | 0,000 | 0,008 | 0,000 | 0,000 | -0,125 | 0 | 0 | 0 |
| 230,3 | 2,3 | 3,2 | -1,1 | 0,000 | 0,000 | 0,009 | 0,000 | 0,000 | -0,161 | 0 | 0 | 0 |
| 243,9 | 1,7 | 3,0 | -1,1 | 0,000 | 0,000 | 0,009 | 0,000 | 0,000 | -0,161 | 0 | 0 | 0 |
| 257,5 | 1,0 | 2,7 | -1,1 | 0,000 | 0,000 | 0,009 | 0,000 | 0,000 | -0,161 | 0 | 0 | 0 |
| 271,1 | 0,6 | 2,6 | -1,1 | 0,000 | 0,000 | 0,009 | 0,000 | 0,000 | -0,161 | 0 | 0 | 0 |
| 284,7 | 0,2 | 2,4 | -1,1 | 0,000 | 0,000 | 0,009 | 0,000 | 0,000 | -0,162 | 0 | 0 | 0 |
| 298,3 | -0,1 | 2,3 | -1,1 | 0,000 | 0,000 | 0,009 | 0,000 | 0,000 | -0,162 | 0 | 0 | 0 |
| 311,9 | -0,4 | 2,2 | -1,1 | 0,000 | 0,000 | 0,009 | 0,000 | 0,000 | -0,162 | 0 | 0 | 0 |
| 325,5 | -0,6 | 2,1 | -1,1 | 0,000 | 0,000 | 0,009 | 0,000 | 0,000 | -0,162 | 0 | 0 | 0 |
| 339,1 | -0,8 | 2,0 | -1,1 | 0,000 | 0,000 | 0,009 | 0,000 | 0,000 | -0,162 | 0 | 0 | 0 |
| 352,7 | -1,0 | 1,9 | -1,1 | 0,000 | 0,000 | 0,009 | 0,000 | 0,000 | -0,163 | 0 | 0 | 0 |
| 366,3 | -1,2 | 1,8 | -1,1 | 0,000 | 0,000 | 0,010 | 0,000 | 0,000 | -0,181 | 0 | 0 | 0 |
| 379,8 | -1,3 | 1,8 | -1,1 | 0,000 | 0,000 | 0,010 | 0,000 | 0,000 | -0,181 | 0 | 0 | 0 |
| 393,4 | -1,5 | 1,7 | -1,1 | 0,000 | 0,000 | 0,010 | 0,000 | 0,000 | -0,181 | 0 | 0 | 0 |
| 407 | -1,6 | 1,7 | -1,1 | 0,000 | 0,000 | 0,010 | 0,000 | 0,000 | -0,182 | 0 | 0 | 0 |
| 420,6 | -1,7 | 1,6 | -1,1 | 0,000 | 0,000 | 0,010 | 0,000 | 0,000 | -0,182 | 0 | 0 | 0 |
| 434,2 | -1,8 | 1,6 | -1,1 | 0,000 | 0,000 | 0,010 | 0,000 | 0,000 | -0,182 | 0 | 0 | 0 |
| 447,8 | -1,9 | 1,5 | -1,1 | 0,000 | 0,000 | 0,010 | 0,000 | 0,000 | -0,182 | 0 | 0 | 0 |
| 461,4 | -1,9 | 1,5 | -1,1 | 0,000 | 0,000 | 0,010 | 0,000 | 0,000 | -0,183 | 0 | 0 | 0 |
| 475 | -2,0 | 1,5 | -1,1 | 0,000 | 0,000 | 0,010 | 0,000 | 0,000 | -0,183 | 0 | 0 | 0 |

| Airspeed | Pitch Angle | Elevator Deflection | Fuselage Ci | Fuselage Cm (about CG) | Fuselage Cd | Fuselage Cla | Fuselage Cma (about CG) | Fuselage Cda |
|-------------|-------------|---------------------|-------------|------------------------|-------------|--------------|-------------------------|--------------|
| ***80,8*** | 15,2 | 10,8 | 0,4 | 0,108 | 0,375 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| ***94,39*** | 23,4 | 6,1 | 0,6 | 0,166 | 0,779 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| ***108,*** | 15,2 | 10,5 | 0,4 | 0,108 | 0,373 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| ***121,6*** | 23,6 | 7,5 | 0,6 | 0,168 | 0,789 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 135,2 | 13,9 | 8,9 | 0,3 | 0,099 | 0,322 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 148,8 | 10,5 | 7,4 | 0,3 | 0,074 | 0,213 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 162,4 | 7,9 | 6,3 | 0,2 | 0,056 | 0,152 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 176 | 6,2 | 5,5 | 0,2 | 0,044 | 0,120 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 189,5 | 5,0 | 4,9 | 0,1 | 0,035 | 0,101 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 203,1 | 4,0 | 4,3 | 0,1 | 0,028 | 0,089 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 216,7 | 3,0 | 3,9 | 0,1 | 0,022 | 0,080 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 230,3 | 2,3 | 3,2 | 0,1 | 0,016 | 0,074 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 243,9 | 1,7 | 3,0 | 0,0 | 0,012 | 0,071 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 257,5 | 1,0 | 2,7 | 0,0 | 0,007 | 0,068 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 271,1 | 0,6 | 2,6 | 0,0 | 0,004 | 0,067 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 284,7 | 0,2 | 2,4 | 0,0 | 0,001 | 0,066 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 298,3 | -0,1 | 2,3 | 0,0 | -0,001 | 0,065 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 311,9 | -0,4 | 2,2 | 0,0 | -0,003 | 0,065 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 325,5 | -0,6 | 2,1 | 0,0 | -0,004 | 0,065 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 339,1 | -0,8 | 2,0 | 0,0 | -0,006 | 0,065 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 352,7 | -1,0 | 1,9 | 0,0 | -0,007 | 0,065 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 366,3 | -1,2 | 1,8 | 0,0 | -0,008 | 0,066 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 379,8 | -1,3 | 1,8 | 0,0 | -0,009 | 0,066 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 393,4 | -1,5 | 1,7 | 0,0 | -0,010 | 0,066 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 407 | -1,6 | 1,7 | 0,0 | -0,011 | 0,066 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 420,6 | -1,7 | 1,6 | 0,0 | -0,012 | 0,067 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 434,2 | -1,8 | 1,6 | 0,0 | -0,013 | 0,067 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 447,8 | -1,9 | 1,5 | 0,0 | -0,013 | 0,067 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 461,4 | -1,9 | 1,5 | 0,0 | -0,014 | 0,067 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 475 | -2,0 | 1,5 | 0,0 | -0,014 | 0,067 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |

| Airspeed | Pitch Angle | Elevator Deflection | Aircraft Cl | Aircraft Cm (about CG) | Aircraft Cd | Aircraft Cla | Aircraft Cma (about CG) | Aircraft Cda | Aircraft Cle | Aircraft Cme (about CG) | Aircraft Cde |
|-------------|-------------|---------------------|-------------|------------------------|-------------|--------------|-------------------------|--------------|--------------|-------------------------|--------------|
| ***80,8*** | 15,2 | 10,8 | 1,4 | 0,119 | 0,180 | 3,514 | -2,104 | 0,448 | -1,122 | 4,549 | 0,048 |
| ***94,39*** | 23,4 | 6,1 | 1,1 | -0,545 | 0,268 | -12,990 | 53,670 | -0,955 | -1,229 | 4,980 | 0,032 |
| ***108,*** | 15,2 | 10,5 | 1,4 | 0,095 | 0,180 | 3,516 | -2,105 | 0,451 | -1,128 | 4,574 | 0,047 |
| ***121,6*** | 23,6 | 7,5 | 1,0 | -0,379 | 0,268 | -13,100 | 54,100 | -0,632 | -1,230 | 4,986 | 0,037 |
| 135,2 | 13,9 | 8,9 | 1,3 | 0,000 | 0,161 | 4,001 | -2,013 | 0,521 | -1,231 | 4,989 | 0,042 |
| 148,8 | 10,5 | 7,4 | 1,1 | 0,000 | 0,112 | 4,192 | -2,350 | 0,454 | -1,232 | 4,992 | 0,036 |
| 162,4 | 7,9 | 6,3 | 0,9 | 0,000 | 0,083 | 5,108 | -2,206 | 0,429 | -1,233 | 4,996 | 0,032 |
| 176 | 6,2 | 5,5 | 0,8 | 0,000 | 0,066 | 5,292 | -2,263 | 0,381 | -1,234 | 5,001 | 0,029 |
| 189,5 | 5,0 | 4,9 | 0,7 | 0,000 | 0,054 | 5,603 | -2,278 | 0,328 | -1,235 | 5,005 | 0,027 |
| 203,1 | 4,0 | 4,3 | 0,6 | 0,000 | 0,046 | 5,132 | -2,341 | 0,286 | -1,236 | 5,010 | 0,025 |
| 216,7 | 3,0 | 3,9 | 0,5 | 0,000 | 0,040 | 5,252 | -2,255 | 0,280 | -1,237 | 5,015 | 0,023 |
| 230,3 | 2,3 | 3,2 | 0,5 | 0,000 | 0,036 | 4,962 | -2,288 | 0,266 | -1,239 | 5,021 | 0,021 |
| 243,9 | 1,7 | 3,0 | 0,4 | 0,000 | 0,032 | 4,469 | -2,375 | 0,217 | -1,240 | 5,027 | 0,020 |
| 257,5 | 1,0 | 2,7 | 0,4 | 0,000 | 0,028 | 5,349 | -2,308 | 0,194 | -1,242 | 5,034 | 0,019 |
| 271,1 | 0,6 | 2,6 | 0,3 | 0,000 | 0,026 | 5,392 | -2,275 | 0,178 | -1,243 | 5,040 | 0,018 |
| 284,7 | 0,2 | 2,4 | 0,3 | 0,000 | 0,025 | 5,651 | -2,243 | 0,170 | -1,245 | 5,048 | 0,018 |
| 298,3 | -0,1 | 2,3 | 0,3 | 0,000 | 0,024 | 5,877 | -2,215 | 0,162 | -1,247 | 5,055 | 0,017 |
| 311,9 | -0,4 | 2,2 | 0,3 | 0,000 | 0,023 | 5,713 | -2,284 | 0,117 | -1,249 | 5,063 | 0,017 |
| 325,5 | -0,6 | 2,1 | 0,2 | 0,000 | 0,023 | 5,728 | -2,284 | 0,108 | -1,251 | 5,072 | 0,017 |
| 339,1 | -0,8 | 2,0 | 0,2 | 0,000 | 0,022 | 5,794 | -2,265 | 0,081 | -1,253 | 5,080 | 0,016 |
| 352,7 | -1,0 | 1,9 | 0,2 | 0,000 | 0,022 | 5,854 | -2,249 | 0,075 | -1,255 | 5,089 | 0,016 |
| 366,3 | -1,2 | 1,8 | 0,2 | 0,000 | 0,021 | 5,945 | -2,308 | 0,068 | -1,258 | 5,099 | 0,015 |
| 379,8 | -1,3 | 1,8 | 0,2 | 0,000 | 0,021 | 5,993 | -2,296 | 0,062 | -1,260 | 5,109 | 0,015 |
| 393,4 | -1,5 | 1,7 | 0,2 | 0,000 | 0,021 | 6,051 | -2,343 | 0,057 | -1,263 | 5,119 | 0,015 |
| 407 | -1,6 | 1,7 | 0,2 | 0,000 | 0,021 | 6,092 | -2,334 | 0,036 | -1,266 | 5,130 | 0,015 |
| 420,6 | -1,7 | 1,6 | 0,1 | 0,000 | 0,021 | 6,109 | -2,335 | 0,032 | -1,268 | 5,142 | 0,015 |
| 434,2 | -1,8 | 1,6 | 0,1 | 0,000 | 0,020 | 6,118 | -2,339 | 0,014 | -1,271 | 5,153 | 0,014 |
| 447,8 | -1,9 | 1,5 | 0,1 | 0,000 | 0,020 | 6,127 | -2,343 | 0,011 | -1,274 | 5,166 | 0,014 |
| 461,4 | -1,9 | 1,5 | 0,1 | 0,000 | 0,020 | 6,081 | -2,355 | 0,007 | -1,277 | 5,178 | 0,014 |
| 475 | -2,0 | 1,5 | 0,1 | 0,000 | 0,020 | 6,004 | -2,370 | 0,004 | -1,281 | 5,191 | 0,014 |

Aircraft Trim Report

Gross Weight: kg Rate of Climb: m/s

CG Position: m Flap Deflection: deg

Altitude: m Speed Range: km/hr

Bild B.2: Eingabedaten Trim Report Höhe 0 m, Klappen 45°

| Airspeed | Pitch Angle | Elevator Deflection | Upper Wing alpha | Upper Wing Ci | Upper Wing Cm (about CG) | Upper Wing Cd | Upper Wing Cla | Upper Wing Cma (about CG) | Upper Wing Cda | Upper Wing Cle | Upper Wing Cme (about CG) | Upper Wing Cde |
|-------------|-------------|---------------------|------------------|---------------|--------------------------|---------------|----------------|---------------------------|----------------|----------------|---------------------------|----------------|
| ***80,8*** | 24,8 | -5,1 | 20,8 | 2,395 | -0,030 | 0,414 | -0,475 | -0,173 | 0,721 | 0 | 0 | 0 |
| 94,39 | 13,2 | 9,3 | 11,6 | 2,889 | 0,044 | 0,442 | 3,404 | 0,431 | 0,988 | 0 | 0 | 0 |
| 108 | 5,0 | 5,6 | 5,1 | 2,333 | -0,029 | 0,304 | 5,076 | 0,632 | 1,068 | 0 | 0 | 0 |
| 121,6 | -0,4 | 3,0 | 0,9 | 1,925 | -0,076 | 0,222 | 5,651 | 0,592 | 0,925 | 0 | 0 | 0 |
| 135,2 | -3,9 | 1,5 | -1,9 | 1,623 | -0,110 | 0,177 | 4,772 | 0,553 | 0,597 | 0 | 0 | 0 |
| 148,8 | -6,4 | 0,5 | -3,9 | 1,397 | -0,137 | 0,150 | 4,838 | 0,529 | 0,515 | 0 | 0 | 0 |
| 162,4 | -8,5 | -0,3 | -5,5 | 1,228 | -0,155 | 0,132 | 4,651 | 0,495 | 0,426 | 0 | 0 | 0 |
| 176 | -10,2 | -0,9 | -6,8 | 1,098 | -0,169 | 0,120 | 4,173 | 0,448 | 0,307 | 0 | 0 | 0 |
| 189,5 | -11,7 | -1,6 | -8,0 | 0,999 | -0,181 | 0,110 | 4,308 | 0,499 | 0,295 | 0 | 0 | 0 |
| 203,1 | -12,8 | -2,1 | -8,9 | 0,918 | -0,191 | 0,104 | 4,307 | 0,499 | 0,263 | 0 | 0 | 0 |
| 216,7 | -13,7 | -2,5 | -9,6 | 0,851 | -0,199 | 0,100 | 4,306 | 0,499 | 0,237 | 0 | 0 | 0 |
| 230,3 | -14,5 | -3,5 | -10,1 | 0,797 | -0,205 | 0,096 | 4,397 | 0,362 | 0,222 | 0 | 0 | 0 |
| 243,9 | -15,1 | -3,7 | -10,6 | 0,751 | -0,210 | 0,094 | 4,481 | 0,239 | 0,200 | 0 | 0 | 0 |
| 257,5 | -15,6 | -4,0 | -11,0 | 0,712 | -0,212 | 0,092 | 4,482 | 0,239 | 0,185 | 0 | 0 | 0 |
| 271,1 | -16,0 | -4,1 | -11,4 | 0,679 | -0,215 | 0,091 | 4,485 | 0,239 | 0,171 | 0 | 0 | 0 |
| 284,7 | -16,4 | -4,3 | -11,7 | 0,651 | -0,216 | 0,090 | 4,488 | 0,240 | 0,160 | 0 | 0 | 0 |
| 298,3 | -17,6 | -4,9 | -12,6 | 0,644 | -0,209 | 0,091 | -25,840 | -4,600 | -1,886 | 0 | 0 | 0 |
| 311,9 | -16,9 | -4,4 | -12,1 | 0,605 | -0,231 | 0,085 | 1,334 | 0,077 | -0,711 | 0 | 0 | 0 |
| 325,5 | -17,2 | -4,5 | -12,3 | 0,587 | -0,234 | 0,084 | 0,076 | -0,113 | -0,772 | 0 | 0 | 0 |
| 339,1 | -17,9 | -4,9 | -12,9 | 0,584 | -0,233 | 0,090 | -0,670 | -0,226 | -0,817 | 0 | 0 | 0 |
| 352,7 | -19,3 | -5,6 | -14,0 | 0,601 | -0,228 | 0,106 | -0,669 | -0,226 | -0,818 | 0 | 0 | 0 |
| 366,3 | -20,4 | -6,1 | -14,8 | 0,615 | -0,224 | 0,118 | -0,664 | -0,223 | -0,820 | 0 | 0 | 0 |
| ***379,8*** | -21,5 | -6,7 | -15,7 | 0,629 | -0,220 | 0,131 | -0,654 | -0,218 | -0,824 | 0 | 0 | 0 |
| ***393,4*** | -22,7 | -7,4 | -16,6 | 0,643 | -0,217 | 0,144 | -0,655 | -0,218 | -0,825 | 0 | 0 | 0 |
| ***407,*** | -23,7 | -7,9 | -17,3 | 0,656 | -0,213 | 0,155 | -0,650 | -0,215 | -0,828 | 0 | 0 | 0 |
| ***420,6*** | -24,6 | -8,4 | -18,0 | 0,667 | -0,210 | 0,166 | -0,650 | -0,215 | -0,829 | 0 | 0 | 0 |
| ***434,2*** | -25,4 | -8,9 | -18,7 | 0,678 | -0,208 | 0,175 | -0,651 | -0,216 | -0,829 | 0 | 0 | 0 |
| ***447,8*** | -25,2 | -8,9 | -18,5 | 0,678 | -0,209 | 0,174 | -0,652 | -0,216 | -0,829 | 0 | 0 | 0 |
| ***461,4*** | -23,2 | -7,9 | -17,0 | 0,656 | -0,217 | 0,150 | -0,658 | -0,219 | -0,827 | 0 | 0 | 0 |
| ***475,*** | -20,5 | -6,4 | -14,8 | 0,625 | -0,228 | 0,119 | -0,674 | -0,227 | -0,821 | 0 | 0 | 0 |

| Airspeed | Pitch Angle | Elevator Deflection | Lower Wing alpha | Lower Wing Cl | Lower Wing Cm (about CG) | Lower Wing Cd | Lower Wing Cla | Lower Wing Cma (about CG) | Lower Wing Cda | Lower Wing Cie | Lower Wing Cme (about CG) | Lower Wing Cde |
|-------------|-------------|---------------------|------------------|---------------|--------------------------|---------------|----------------|---------------------------|----------------|----------------|---------------------------|----------------|
| ***80,8*** | 24,8 | -5,1 | 17,7 | 0,697 | -0,178 | 0,120 | -0,095 | 0,010 | -0,029 | 0 | 0 | 0 |
| 94,39 | 13,2 | 9,3 | 10,0 | 0,511 | -0,131 | 0,092 | 1,155 | -0,255 | 0,399 | 0 | 0 | 0 |
| 108 | 5,0 | 5,6 | 4,6 | 0,314 | -0,090 | 0,042 | 1,325 | -0,250 | 0,247 | 0 | 0 | 0 |
| 121,6 | -0,4 | 3,0 | 1,1 | 0,131 | -0,052 | 0,019 | 1,812 | -0,365 | 0,169 | 0 | 0 | 0 |
| 135,2 | -3,9 | 1,5 | -1,3 | -0,016 | -0,021 | 0,009 | 2,871 | -0,618 | 0,106 | 0 | 0 | 0 |
| 148,8 | -6,4 | 0,5 | -2,9 | -0,129 | 0,004 | 0,006 | 2,580 | -0,603 | 0,000 | 0 | 0 | 0 |
| 162,4 | -8,5 | -0,3 | -4,3 | -0,223 | 0,026 | 0,007 | 2,484 | -0,474 | -0,075 | 0 | 0 | 0 |
| 176 | -10,2 | -0,9 | -5,4 | -0,297 | 0,040 | 0,009 | 2,614 | -0,506 | -0,129 | 0 | 0 | 0 |
| 189,5 | -11,7 | -1,6 | -6,4 | -0,371 | 0,055 | 0,013 | 2,611 | -0,588 | -0,198 | 0 | 0 | 0 |
| 203,1 | -12,8 | -2,1 | -7,1 | -0,421 | 0,066 | 0,016 | 2,651 | -0,598 | -0,238 | 0 | 0 | 0 |
| 216,7 | -13,7 | -2,5 | -7,7 | -0,463 | 0,076 | 0,020 | 2,729 | -0,617 | -0,275 | 0 | 0 | 0 |
| 230,3 | -14,5 | -3,5 | -8,2 | -0,498 | 0,084 | 0,023 | 2,860 | -0,647 | -0,332 | 0 | 0 | 0 |
| 243,9 | -15,1 | -3,7 | -8,6 | -0,529 | 0,090 | 0,027 | 2,893 | -0,654 | -0,360 | 0 | 0 | 0 |
| 257,5 | -15,6 | -4,0 | -8,9 | -0,555 | 0,096 | 0,030 | 2,915 | -0,659 | -0,383 | 0 | 0 | 0 |
| 271,1 | -16,0 | -4,1 | -9,2 | -0,578 | 0,101 | 0,032 | 2,934 | -0,664 | -0,404 | 0 | 0 | 0 |
| 284,7 | -16,4 | -4,3 | -9,5 | -0,597 | 0,106 | 0,035 | 2,906 | -0,657 | -0,416 | 0 | 0 | 0 |
| 298,3 | -17,6 | -4,9 | -10,2 | -0,666 | 0,122 | 0,043 | 6,370 | -1,656 | -0,954 | 0 | 0 | 0 |
| 311,9 | -16,9 | -4,4 | -9,8 | -0,623 | 0,112 | 0,039 | 3,140 | -0,733 | -0,403 | 0 | 0 | 0 |
| 325,5 | -17,2 | -4,5 | -10,0 | -0,637 | 0,115 | 0,040 | 3,233 | -0,763 | -0,399 | 0 | 0 | 0 |
| 339,1 | -17,9 | -4,9 | -10,4 | -0,679 | 0,125 | 0,046 | 3,313 | -0,786 | -1,152 | 0 | 0 | 0 |
| 352,7 | -19,3 | -5,6 | -11,4 | -0,762 | 0,144 | 0,056 | 3,309 | -0,785 | -1,200 | 0 | 0 | 0 |
| 366,3 | -20,4 | -6,1 | -11,8 | -0,836 | 0,161 | 0,063 | 2,454 | -0,576 | -0,361 | 0 | 0 | 0 |
| ***379,8*** | -21,5 | -6,7 | -12,5 | -0,882 | 0,172 | 0,070 | 0,809 | -0,183 | -0,115 | 0 | 0 | 0 |
| ***393,4*** | -22,7 | -7,4 | -13,3 | -0,900 | 0,176 | 0,072 | 0,808 | -0,183 | -0,117 | 0 | 0 | 0 |
| ***407,*** | -23,7 | -7,9 | -13,9 | -0,915 | 0,179 | 0,074 | -0,071 | -0,022 | 0,017 | 0 | 0 | 0 |
| ***420,6*** | -24,6 | -8,4 | -14,5 | -0,916 | 0,180 | 0,074 | -0,217 | 0,006 | -0,769 | 0 | 0 | 0 |
| ***434,2*** | -25,4 | -8,9 | -15,0 | -0,915 | 0,180 | 0,074 | -0,217 | 0,006 | -0,769 | 0 | 0 | 0 |
| ***447,8*** | -25,2 | -8,9 | -14,9 | -0,918 | 0,181 | 0,074 | -0,218 | 0,006 | -0,769 | 0 | 0 | 0 |
| ***461,4*** | -23,2 | -7,9 | -13,6 | -0,916 | 0,179 | 0,074 | 0,441 | -0,116 | -0,062 | 0 | 0 | 0 |
| ***475,*** | -20,5 | -6,4 | -11,8 | -0,846 | 0,163 | 0,065 | 2,666 | -0,626 | -0,397 | 0 | 0 | 0 |

| Airspeed | Pitch Angle | Elevator Deflection | Horizontal Stabilizer alpha | Horizontal Stabilizer Ci | Horizontal Stabilizer Cm (about CG) | Horizontal Stabilizer Cd | Horizontal Stabilizer Cla | Horizontal Stabilizer Cma (about CG) | Horizontal Stabilizer Cda | Horizontal Stabilizer Cle | Horizontal Stabilizer Cme (about CG) | Horizontal Stabilizer Cde |
|-------------|-------------|---------------------|-----------------------------|--------------------------|-------------------------------------|--------------------------|---------------------------|--------------------------------------|---------------------------|---------------------------|--------------------------------------|---------------------------|
| ***80,8*** | 24,8 | -5,1 | 13,2 | 1,317 | -6,663 | 0,183 | -45,600 | 227,900 | -11,320 | -4,39 | 21,34 | -0,09957 |
| 94,39 | 13,2 | 9,3 | 7,8 | 0,146 | -0,625 | 0,027 | 2,553 | -12,760 | 0,125 | -4,392 | 21,35 | 0,1534 |
| 108 | 5,0 | 5,6 | 4,1 | 0,024 | -0,056 | 0,013 | 2,788 | -13,930 | 0,046 | -4,394 | 21,36 | 0,1064 |
| 121,6 | -0,4 | 3,0 | 1,6 | -0,056 | 0,314 | 0,008 | 2,733 | -13,650 | -0,015 | -4,396 | 21,37 | 0,07116 |
| 135,2 | -3,9 | 1,5 | 0,0 | -0,110 | 0,564 | 0,008 | 2,638 | -13,180 | -0,057 | -4,399 | 21,38 | 0,0504 |
| 148,8 | -6,4 | 0,5 | -1,1 | -0,149 | 0,749 | 0,008 | 2,639 | -13,190 | -0,077 | -4,402 | 21,4 | 0,0368 |
| 162,4 | -8,5 | -0,3 | -2,1 | -0,179 | 0,890 | 0,009 | 2,583 | -12,910 | -0,103 | -4,406 | 21,41 | -0,03325 |
| 176 | -10,2 | -0,9 | -2,8 | -0,202 | 1,002 | 0,011 | 2,586 | -12,920 | -0,117 | -4,41 | 21,43 | -0,04275 |
| 189,5 | -11,7 | -1,6 | -3,5 | -0,223 | 1,099 | 0,012 | 2,765 | -13,820 | -0,154 | -4,414 | 21,45 | -0,05256 |
| 203,1 | -12,8 | -2,1 | -4,0 | -0,239 | 1,174 | 0,014 | 2,764 | -13,810 | -0,162 | -4,418 | 21,47 | -0,05934 |
| 216,7 | -13,7 | -2,5 | -4,5 | -0,252 | 1,235 | 0,015 | 2,855 | -14,260 | -0,176 | -4,423 | 21,5 | -0,06417 |
| 230,3 | -14,5 | -3,5 | -4,6 | -0,264 | 1,285 | 0,017 | 2,699 | -13,490 | -0,155 | -4,428 | 21,52 | -0,07828 |
| 243,9 | -15,1 | -3,7 | -4,9 | -0,273 | 1,325 | 0,018 | 2,678 | -13,380 | -0,168 | -4,433 | 21,55 | -0,08195 |
| 257,5 | -15,6 | -4,0 | -5,1 | -0,279 | 1,351 | 0,018 | 2,680 | -13,390 | -0,171 | -4,439 | 21,57 | -0,08496 |
| 271,1 | -16,0 | -4,1 | -5,3 | -0,284 | 1,374 | 0,019 | 2,682 | -13,400 | -0,174 | -4,445 | 21,6 | -0,08751 |
| 284,7 | -16,4 | -4,3 | -5,5 | -0,288 | 1,394 | 0,020 | 2,685 | -13,410 | -0,176 | -4,451 | 21,63 | -0,0897 |
| 298,3 | -17,6 | -4,9 | -6,0 | -0,292 | 1,405 | 0,021 | 2,739 | -13,690 | -0,196 | -4,458 | 21,67 | -0,09805 |
| 311,9 | -16,9 | -4,4 | -5,7 | -0,303 | 1,467 | 0,021 | 2,690 | -13,440 | -0,184 | -4,465 | 21,7 | -0,09116 |
| 325,5 | -17,2 | -4,5 | -5,8 | -0,307 | 1,486 | 0,021 | 2,693 | -13,450 | -0,186 | -4,472 | 21,74 | -0,09256 |
| 339,1 | -17,9 | -4,9 | -6,1 | -0,313 | 1,509 | 0,022 | 2,748 | -13,730 | -0,208 | -4,48 | 21,77 | -0,09743 |
| 352,7 | -19,3 | -5,6 | -6,8 | -0,320 | 1,536 | 0,024 | 2,751 | -13,750 | -0,212 | -4,488 | 21,81 | -0,1072 |
| 366,3 | -20,4 | -6,1 | -7,2 | -0,325 | 1,557 | 0,025 | 2,745 | -13,710 | -0,198 | -4,496 | 21,85 | -0,1134 |
| ***379,8*** | -21,5 | -6,7 | -7,7 | -0,331 | 1,580 | 0,027 | 2,748 | -13,730 | -0,201 | -4,505 | 21,9 | -0,1213 |
| ***393,4*** | -22,7 | -7,4 | -8,2 | -0,338 | 1,607 | 0,029 | 2,637 | -13,180 | -0,230 | -4,514 | 21,94 | -0,1295 |
| ***407,*** | -23,7 | -7,9 | -8,6 | -0,344 | 1,629 | 0,031 | 2,641 | -13,200 | -0,233 | -4,524 | 21,99 | -0,1363 |
| ***420,6*** | -24,6 | -8,4 | -9,0 | -0,349 | 1,652 | 0,033 | 2,645 | -13,210 | -0,236 | -4,534 | 22,04 | -0,1427 |
| ***434,2*** | -25,4 | -8,9 | -9,3 | -0,354 | 1,671 | 0,035 | 2,648 | -13,230 | -0,239 | -4,544 | 22,09 | -0,1482 |
| ***447,8*** | -25,2 | -8,9 | -9,2 | -0,350 | 1,650 | 0,035 | 2,652 | -13,250 | -0,237 | -4,555 | 22,14 | -0,1477 |
| ***461,4*** | -23,2 | -7,9 | -8,4 | -0,325 | 1,537 | 0,030 | 2,657 | -13,270 | -0,225 | -4,566 | 22,19 | -0,1357 |
| ***475,*** | -20,5 | -6,4 | -7,2 | -0,302 | 1,436 | 0,024 | 2,775 | -13,870 | -0,187 | -4,578 | 22,25 | -0,1176 |

| Airspeed | Pitch Angle | Elevator Deflection | Vertical Stabilizer alpha | Vertical Stabilizer Ci | Vertical Stabilizer Cm (about CG) | Vertical Stabilizer Cd | Vertical Stabilizer Cla | Vertical Stabilizer Cma (about CG) | Vertical Stabilizer Cda | Vertical Stabilizer Cle | Vertical Stabilizer Cme (about CG) | Vertical Stabilizer Cde |
|-------------|-------------|---------------------|---------------------------|------------------------|-----------------------------------|------------------------|-------------------------|------------------------------------|-------------------------|-------------------------|------------------------------------|-------------------------|
| ***80,8*** | 24,8 | -5,1 | -1,2 | 0,000 | 0,000 | 0,008 | 0,000 | 0,000 | -0,125 | 0 | 0 | 0 |
| 94,39 | 13,2 | 9,3 | -1,2 | 0,000 | 0,000 | 0,008 | 0,000 | 0,000 | -0,125 | 0 | 0 | 0 |
| 108 | 5,0 | 5,6 | -1,2 | 0,000 | 0,000 | 0,008 | 0,000 | 0,000 | -0,125 | 0 | 0 | 0 |
| 121,6 | -0,4 | 3,0 | -1,2 | 0,000 | 0,000 | 0,008 | 0,000 | 0,000 | -0,125 | 0 | 0 | 0 |
| 135,2 | -3,9 | 1,5 | -1,2 | 0,000 | 0,000 | 0,008 | 0,000 | 0,000 | -0,125 | 0 | 0 | 0 |
| 148,8 | -6,4 | 0,5 | -1,2 | 0,000 | 0,000 | 0,008 | 0,000 | 0,000 | -0,125 | 0 | 0 | 0 |
| 162,4 | -8,5 | -0,3 | -1,2 | 0,000 | 0,000 | 0,008 | 0,000 | 0,000 | -0,125 | 0 | 0 | 0 |
| 176 | -10,2 | -0,9 | -1,2 | 0,000 | 0,000 | 0,008 | 0,000 | 0,000 | -0,125 | 0 | 0 | 0 |
| 189,5 | -11,7 | -1,6 | -1,2 | 0,000 | 0,000 | 0,008 | 0,000 | 0,000 | -0,125 | 0 | 0 | 0 |
| 203,1 | -12,8 | -2,1 | -1,2 | 0,000 | 0,000 | 0,008 | 0,000 | 0,000 | -0,125 | 0 | 0 | 0 |
| 216,7 | -13,7 | -2,5 | -1,2 | 0,000 | 0,000 | 0,008 | 0,000 | 0,000 | -0,125 | 0 | 0 | 0 |
| 230,3 | -14,5 | -3,5 | -1,1 | 0,000 | 0,000 | 0,009 | 0,000 | 0,000 | -0,161 | 0 | 0 | 0 |
| 243,9 | -15,1 | -3,7 | -1,1 | 0,000 | 0,000 | 0,009 | 0,000 | 0,000 | -0,161 | 0 | 0 | 0 |
| 257,5 | -15,6 | -4,0 | -1,1 | 0,000 | 0,000 | 0,009 | 0,000 | 0,000 | -0,161 | 0 | 0 | 0 |
| 271,1 | -16,0 | -4,1 | -1,1 | 0,000 | 0,000 | 0,009 | 0,000 | 0,000 | -0,161 | 0 | 0 | 0 |
| 284,7 | -16,4 | -4,3 | -1,1 | 0,000 | 0,000 | 0,009 | 0,000 | 0,000 | -0,162 | 0 | 0 | 0 |
| 298,3 | -17,6 | -4,9 | -1,1 | 0,000 | 0,000 | 0,009 | 0,000 | 0,000 | -0,162 | 0 | 0 | 0 |
| 311,9 | -16,9 | -4,4 | -1,1 | 0,000 | 0,000 | 0,009 | 0,000 | 0,000 | -0,162 | 0 | 0 | 0 |
| 325,5 | -17,2 | -4,5 | -1,1 | 0,000 | 0,000 | 0,009 | 0,000 | 0,000 | -0,162 | 0 | 0 | 0 |
| 339,1 | -17,9 | -4,9 | -1,1 | 0,000 | 0,000 | 0,009 | 0,000 | 0,000 | -0,162 | 0 | 0 | 0 |
| 352,7 | -19,3 | -5,6 | -1,1 | 0,000 | 0,000 | 0,009 | 0,000 | 0,000 | -0,163 | 0 | 0 | 0 |
| 366,3 | -20,4 | -6,1 | -1,1 | 0,000 | 0,000 | 0,010 | 0,000 | 0,000 | -0,181 | 0 | 0 | 0 |
| ***379,8*** | -21,5 | -6,7 | -1,1 | 0,000 | 0,000 | 0,010 | 0,000 | 0,000 | -0,181 | 0 | 0 | 0 |
| ***393,4*** | -22,7 | -7,4 | -1,1 | 0,000 | 0,000 | 0,010 | 0,000 | 0,000 | -0,181 | 0 | 0 | 0 |
| ***407,*** | -23,7 | -7,9 | -1,1 | 0,000 | 0,000 | 0,010 | 0,000 | 0,000 | -0,182 | 0 | 0 | 0 |
| ***420,6*** | -24,6 | -8,4 | -1,1 | 0,000 | 0,000 | 0,010 | 0,000 | 0,000 | -0,182 | 0 | 0 | 0 |
| ***434,2*** | -25,4 | -8,9 | -1,1 | 0,000 | 0,000 | 0,010 | 0,000 | 0,000 | -0,182 | 0 | 0 | 0 |
| ***447,8*** | -25,2 | -8,9 | -1,1 | 0,000 | 0,000 | 0,010 | 0,000 | 0,000 | -0,182 | 0 | 0 | 0 |
| ***461,4*** | -23,2 | -7,9 | -1,1 | 0,000 | 0,000 | 0,010 | 0,000 | 0,000 | -0,183 | 0 | 0 | 0 |
| ***475,*** | -20,5 | -6,4 | -1,1 | 0,000 | 0,000 | 0,010 | 0,000 | 0,000 | -0,183 | 0 | 0 | 0 |

| Airspeed | Pitch Angle | Elevator Deflection | Fuselage Cl | Fuselage Cm (about CG) | Fuselage Cd | Fuselage Cla | Fuselage Cma (about CG) | Fuselage Cda |
|-------------|-------------|---------------------|-------------|------------------------|-------------|--------------|-------------------------|--------------|
| ***80,8*** | 24,8 | -5,1 | 0,6 | 0,176 | 0,869 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 94,39 | 13,2 | 9,3 | 0,3 | 0,094 | 0,300 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 108 | 5,0 | 5,6 | 0,1 | 0,036 | 0,107 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 121,6 | -0,4 | 3,0 | 0,0 | -0,003 | 0,074 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 135,2 | -3,9 | 1,5 | -0,1 | -0,028 | 0,092 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 148,8 | -6,4 | 0,5 | -0,2 | -0,045 | 0,124 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 162,4 | -8,5 | -0,3 | -0,2 | -0,060 | 0,163 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 176 | -10,2 | -0,9 | -0,3 | -0,072 | 0,202 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 189,5 | -11,7 | -1,6 | -0,3 | -0,083 | 0,246 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 203,1 | -12,8 | -2,1 | -0,3 | -0,091 | 0,280 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 216,7 | -13,7 | -2,5 | -0,3 | -0,097 | 0,310 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 230,3 | -14,5 | -3,5 | -0,4 | -0,103 | 0,336 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 243,9 | -15,1 | -3,7 | -0,4 | -0,107 | 0,359 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 257,5 | -15,6 | -4,0 | -0,4 | -0,111 | 0,379 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 271,1 | -16,0 | -4,1 | -0,4 | -0,114 | 0,396 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 284,7 | -16,4 | -4,3 | -0,4 | -0,117 | 0,411 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 298,3 | -17,6 | -4,9 | -0,4 | -0,125 | 0,462 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 311,9 | -16,9 | -4,4 | -0,4 | -0,120 | 0,433 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 325,5 | -17,2 | -4,5 | -0,4 | -0,122 | 0,445 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 339,1 | -17,9 | -4,9 | -0,4 | -0,127 | 0,478 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 352,7 | -19,3 | -5,6 | -0,5 | -0,137 | 0,545 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 366,3 | -20,4 | -6,1 | -0,5 | -0,145 | 0,600 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| ***379,8*** | -21,5 | -6,7 | -0,5 | -0,153 | 0,659 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| ***393,4*** | -22,7 | -7,4 | -0,6 | -0,161 | 0,726 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| ***407,*** | -23,7 | -7,9 | -0,6 | -0,168 | 0,783 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| ***420,6*** | -24,6 | -8,4 | -0,6 | -0,175 | 0,840 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| ***434,2*** | -25,4 | -8,9 | -0,6 | -0,180 | 0,891 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| ***447,8*** | -25,2 | -8,9 | -0,6 | -0,179 | 0,882 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| ***461,4*** | -23,2 | -7,9 | -0,6 | -0,165 | 0,756 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| ***475,*** | -20,5 | -6,4 | -0,5 | -0,145 | 0,601 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |

| Airspeed | Pitch Angle | Elevator Deflection | Aircraft Ci | Aircraft Cm (about CG) | Aircraft Cd | Aircraft Cla | Aircraft Cma (about CG) | Aircraft Cda | Aircraft Cle | Aircraft Cme (about CG) | Aircraft Cde |
|-------------|-------------|---------------------|-------------|------------------------|-------------|--------------|-------------------------|--------------|--------------|-------------------------|--------------|
| ***80,8*** | 24,8 | -5,1 | 2,7 | -1,379 | 0,577 | -12,950 | 53,510 | -2,547 | -1,228 | 4,978 | -0,0279 |
| 94,39 | 13,2 | 9,3 | 2,7 | -0,001 | 0,459 | 4,090 | -2,119 | 0,942 | -1,229 | 4,98 | 0,0429 |
| 108 | 5,0 | 5,6 | 2,1 | -0,001 | 0,296 | 5,651 | -2,215 | 0,973 | -1,229 | 4,983 | 0,0298 |
| 121,6 | -0,4 | 3,0 | 1,7 | -0,001 | 0,214 | 6,201 | -2,193 | 0,820 | -1,230 | 4,986 | 0,0199 |
| 135,2 | -3,9 | 1,5 | 1,4 | 0,000 | 0,176 | 5,523 | -2,131 | 0,512 | -1,231 | 4,989 | 0,0141 |
| 148,8 | -6,4 | 0,5 | 1,2 | 0,000 | 0,156 | 5,547 | -2,154 | 0,421 | -1,232 | 4,992 | 0,0103 |
| 162,4 | -8,5 | -0,3 | 1,0 | 0,000 | 0,147 | 5,355 | -2,110 | 0,327 | -1,233 | 4,996 | -0,0093 |
| 176 | -10,2 | -0,9 | 0,8 | 0,000 | 0,144 | 4,950 | -2,157 | 0,212 | -1,234 | 5,001 | -0,012 |
| 189,5 | -11,7 | -1,6 | 0,7 | 0,000 | 0,144 | 5,119 | -2,325 | 0,182 | -1,235 | 5,005 | -0,0147 |
| 203,1 | -12,8 | -2,1 | 0,6 | 0,000 | 0,145 | 5,122 | -2,324 | 0,147 | -1,236 | 5,01 | -0,0166 |
| 216,7 | -13,7 | -2,5 | 0,6 | 0,000 | 0,147 | 5,156 | -2,432 | 0,117 | -1,237 | 5,015 | -0,018 |
| 230,3 | -14,5 | -3,5 | 0,5 | 0,000 | 0,150 | 5,208 | -2,373 | 0,099 | -1,239 | 5,021 | -0,0219 |
| 243,9 | -15,1 | -3,7 | 0,5 | 0,000 | 0,152 | 5,280 | -2,457 | 0,073 | -1,240 | 5,027 | -0,0229 |
| 257,5 | -15,6 | -4,0 | 0,4 | 0,000 | 0,154 | 5,285 | -2,460 | 0,055 | -1,242 | 5,034 | -0,0238 |
| 271,1 | -16,0 | -4,1 | 0,4 | 0,000 | 0,157 | 5,290 | -2,462 | 0,041 | -1,243 | 5,04 | -0,0245 |
| 284,7 | -16,4 | -4,3 | 0,4 | 0,000 | 0,159 | 5,290 | -2,465 | 0,028 | -1,245 | 5,048 | -0,0251 |
| 298,3 | -17,6 | -4,9 | 0,3 | 0,000 | 0,170 | -21,040 | -6,858 | -1,846 | -1,247 | 5,055 | -0,0274 |
| 311,9 | -16,9 | -4,4 | 0,3 | 0,000 | 0,159 | 2,536 | -2,619 | -0,741 | -1,249 | 5,063 | -0,0255 |
| 325,5 | -17,2 | -4,5 | 0,3 | 0,000 | 0,160 | 1,438 | -2,792 | -0,794 | -1,251 | 5,072 | -0,0259 |
| 339,1 | -17,9 | -4,9 | 0,3 | 0,000 | 0,172 | 0,805 | -2,957 | -0,930 | -1,253 | 5,08 | -0,0273 |
| 352,7 | -19,3 | -5,6 | 0,3 | -0,001 | 0,199 | 0,806 | -2,960 | -0,937 | -1,255 | 5,089 | -0,03 |
| 366,3 | -20,4 | -6,1 | 0,3 | -0,001 | 0,220 | 0,708 | -2,938 | -0,838 | -1,258 | 5,099 | -0,0317 |
| ***379,8*** | -21,5 | -6,7 | 0,3 | -0,001 | 0,243 | 0,524 | -2,914 | -0,814 | -1,260 | 5,109 | -0,0339 |
| ***393,4*** | -22,7 | -7,4 | 0,3 | -0,001 | 0,267 | 0,492 | -2,785 | -0,823 | -1,263 | 5,119 | -0,0362 |
| ***407,*** | -23,7 | -7,9 | 0,3 | -0,001 | 0,287 | 0,394 | -2,777 | -0,810 | -1,266 | 5,13 | -0,0381 |
| ***420,6*** | -24,6 | -8,4 | 0,3 | -0,001 | 0,306 | 0,378 | -2,780 | -0,904 | -1,268 | 5,142 | -0,0399 |
| ***434,2*** | -25,4 | -8,9 | 0,3 | -0,001 | 0,323 | 0,378 | -2,785 | -0,906 | -1,271 | 5,153 | -0,0415 |
| ***447,8*** | -25,2 | -8,9 | 0,3 | -0,006 | 0,320 | 0,378 | -2,790 | -0,905 | -1,274 | 5,166 | -0,0413 |
| ***461,4*** | -23,2 | -7,9 | 0,3 | -0,022 | 0,277 | 0,451 | -2,804 | -0,816 | -1,277 | 5,178 | -0,038 |
| ***475,*** | -20,5 | -6,4 | 0,3 | -0,033 | 0,221 | 0,733 | -2,980 | -0,840 | -1,281 | 5,191 | -0,0329 |

Aircraft Trim Report

Gross Weight: kg Rate of Climb: m/s

CG Position: m Flap Deflection: deg

Altitude: m Speed Range: km/hr

Bild B.3: Eingabedaten Trim Report Höhe 3048 m, Klappen 0°

| Airspeed | Pitch Angle | Elevator Deflection | Upper Wing alpha | Upper Wing Cl | Upper Wing Cm (about CG) | Upper Wing Cd | Upper Wing Cla | Upper Wing Cma (about CG) | Upper Wing Cda | Upper Wing Cle | Upper Wing Cme (about CG) | Upper Wing Cde |
|-------------|-------------|---------------------|------------------|---------------|--------------------------|---------------|----------------|---------------------------|----------------|----------------|---------------------------|----------------|
| ***80,8*** | 15,2 | 10,8 | 13,2 | 1,321 | 0,138 | 0,104 | 2,885 | 0,313 | 0,454 | 0 | 0 | 0 |
| ***94,39*** | 15,2 | 10,8 | 13,2 | 1,321 | 0,138 | 0,104 | 2,868 | 0,311 | 0,409 | 0 | 0 | 0 |
| ***108,*** | 15,2 | 10,7 | 13,2 | 1,322 | 0,139 | 0,105 | 2,888 | 0,313 | 0,455 | 0 | 0 | 0 |
| ***121,6*** | 15,2 | 10,5 | 13,2 | 1,323 | 0,139 | 0,105 | 2,889 | 0,314 | 0,455 | 0 | 0 | 0 |
| ***135,2*** | 47,6 | 4,8 | 38,7 | 0,527 | -0,018 | 0,376 | -0,471 | -0,174 | 0,796 | 0 | 0 | 0 |
| ***148,8*** | 15,2 | 9,2 | 13,2 | 1,325 | 0,139 | 0,105 | 2,892 | 0,314 | 0,412 | 0 | 0 | 0 |
| 162,4 | 12,7 | 8,3 | 11,2 | 1,186 | 0,122 | 0,083 | 3,404 | 0,436 | 0,492 | 0 | 0 | 0 |
| 176 | 9,9 | 7,1 | 9,0 | 1,023 | 0,101 | 0,062 | 3,396 | 0,451 | 0,404 | 0 | 0 | 0 |
| 189,5 | 7,8 | 6,2 | 7,4 | 0,885 | 0,082 | 0,048 | 4,465 | 0,611 | 0,407 | 0 | 0 | 0 |
| 203,1 | 6,4 | 5,5 | 6,2 | 0,771 | 0,067 | 0,039 | 4,599 | 0,595 | 0,371 | 0 | 0 | 0 |
| 216,7 | 5,2 | 4,9 | 5,3 | 0,677 | 0,054 | 0,032 | 4,991 | 0,629 | 0,343 | 0 | 0 | 0 |
| 230,3 | 4,3 | 4,5 | 4,5 | 0,597 | 0,044 | 0,026 | 4,814 | 0,600 | 0,328 | 0 | 0 | 0 |
| 243,9 | 3,5 | 4,1 | 3,9 | 0,531 | 0,036 | 0,021 | 4,093 | 0,498 | 0,265 | 0 | 0 | 0 |
| 257,5 | 2,7 | 3,7 | 3,3 | 0,477 | 0,030 | 0,018 | 4,758 | 0,581 | 0,269 | 0 | 0 | 0 |
| 271,1 | 2,1 | 3,5 | 2,9 | 0,430 | 0,024 | 0,016 | 3,858 | 0,473 | 0,231 | 0 | 0 | 0 |
| 284,7 | 1,6 | 3,0 | 2,5 | 0,389 | 0,019 | 0,013 | 3,699 | 0,422 | 0,212 | 0 | 0 | 0 |
| 298,3 | 1,0 | 2,7 | 2,0 | 0,357 | 0,015 | 0,010 | 4,628 | 0,488 | 0,191 | 0 | 0 | 0 |
| 311,9 | 0,6 | 2,6 | 1,7 | 0,326 | 0,012 | 0,009 | 4,632 | 0,488 | 0,178 | 0 | 0 | 0 |
| 325,5 | 0,3 | 2,4 | 1,4 | 0,299 | 0,009 | 0,008 | 4,902 | 0,523 | 0,172 | 0 | 0 | 0 |
| 339,1 | 0,0 | 2,3 | 1,2 | 0,275 | 0,006 | 0,007 | 5,143 | 0,555 | 0,166 | 0 | 0 | 0 |
| 352,7 | -0,3 | 2,2 | 1,0 | 0,254 | 0,004 | 0,007 | 5,359 | 0,583 | 0,141 | 0 | 0 | 0 |
| 366,3 | -0,5 | 2,1 | 0,8 | 0,234 | 0,002 | 0,006 | 5,435 | 0,593 | 0,113 | 0 | 0 | 0 |
| 379,8 | -0,7 | 2,1 | 0,6 | 0,217 | 0,000 | 0,006 | 5,442 | 0,594 | 0,104 | 0 | 0 | 0 |
| 393,4 | -0,9 | 2,0 | 0,5 | 0,201 | -0,003 | 0,006 | 5,160 | 0,526 | 0,075 | 0 | 0 | 0 |
| 407 | -1,0 | 1,9 | 0,4 | 0,188 | -0,004 | 0,005 | 5,223 | 0,546 | 0,069 | 0 | 0 | 0 |
| 420,6 | -1,2 | 1,9 | 0,3 | 0,175 | -0,005 | 0,005 | 5,279 | 0,565 | 0,064 | 0 | 0 | 0 |
| 434,2 | -1,3 | 1,8 | 0,2 | 0,163 | -0,007 | 0,005 | 5,323 | 0,582 | 0,059 | 0 | 0 | 0 |
| 447,8 | -1,4 | 1,8 | 0,1 | 0,153 | -0,008 | 0,005 | 5,364 | 0,599 | 0,054 | 0 | 0 | 0 |
| 461,4 | -1,5 | 1,7 | 0,0 | 0,145 | -0,008 | 0,005 | 5,396 | 0,612 | 0,051 | 0 | 0 | 0 |
| 475 | -1,6 | 1,6 | -0,1 | 0,136 | -0,009 | 0,004 | 5,431 | 0,625 | 0,029 | 0 | 0 | 0 |

| Airspeed | Pitch Angle | Elevator Deflection | Lower Wing alpha | Lower Wing Cl | Lower Wing Cm (about CG) | Lower Wing Cd | Lower Wing Cla | Lower Wing Cma (about CG) | Lower Wing Cda | Lower Wing Cle | Lower Wing Cme (about CG) | Lower Wing Cde |
|-------------|-------------|---------------------|------------------|---------------|--------------------------|---------------|----------------|---------------------------|----------------|----------------|---------------------------|----------------|
| ***80,8*** | 15,2 | 10,8 | 11,4 | 0,892 | -0,230 | 0,135 | 0,363 | -0,070 | 0,180 | 0 | 0 | 0 |
| ***94,39*** | 15,2 | 10,8 | 11,4 | 0,893 | -0,230 | 0,135 | 0,367 | -0,071 | 0,181 | 0 | 0 | 0 |
| ***108,*** | 15,2 | 10,7 | 11,4 | 0,893 | -0,230 | 0,135 | 0,363 | -0,070 | 0,180 | 0 | 0 | 0 |
| ***121,6*** | 15,2 | 10,5 | 11,4 | 0,894 | -0,230 | 0,135 | 0,363 | -0,070 | 0,180 | 0 | 0 | 0 |
| ***135,2*** | 47,6 | 4,8 | 32,7 | 0,944 | -0,263 | 0,263 | -0,550 | 0,087 | 0,801 | 0 | 0 | 0 |
| ***148,8*** | 15,2 | 9,2 | 11,4 | 0,895 | -0,230 | 0,136 | 0,362 | -0,070 | 0,181 | 0 | 0 | 0 |
| 162,4 | 12,7 | 8,3 | 9,7 | 0,866 | -0,224 | 0,124 | 1,742 | -0,394 | 0,567 | 0 | 0 | 0 |
| 176 | 9,9 | 7,1 | 7,8 | 0,768 | -0,202 | 0,093 | 1,502 | -0,300 | 0,433 | 0 | 0 | 0 |
| 189,5 | 7,8 | 6,2 | 6,5 | 0,717 | -0,192 | 0,080 | 1,443 | -0,278 | 0,420 | 0 | 0 | 0 |
| 203,1 | 6,4 | 5,5 | 5,5 | 0,678 | -0,185 | 0,071 | 1,720 | -0,338 | 0,380 | 0 | 0 | 0 |
| 216,7 | 5,2 | 4,9 | 4,7 | 0,643 | -0,178 | 0,063 | 1,677 | -0,325 | 0,360 | 0 | 0 | 0 |
| 230,3 | 4,3 | 4,5 | 4,1 | 0,617 | -0,173 | 0,058 | 2,168 | -0,447 | 0,403 | 0 | 0 | 0 |
| 243,9 | 3,5 | 4,1 | 3,6 | 0,591 | -0,168 | 0,053 | 2,582 | -0,551 | 0,405 | 0 | 0 | 0 |
| 257,5 | 2,7 | 3,7 | 3,1 | 0,557 | -0,161 | 0,048 | 2,478 | -0,522 | 0,379 | 0 | 0 | 0 |
| 271,1 | 2,1 | 3,5 | 2,7 | 0,532 | -0,155 | 0,044 | 2,679 | -0,574 | 0,369 | 0 | 0 | 0 |
| 284,7 | 1,6 | 3,0 | 2,4 | 0,510 | -0,151 | 0,041 | 2,665 | -0,571 | 0,349 | 0 | 0 | 0 |
| 298,3 | 1,0 | 2,7 | 2,0 | 0,480 | -0,144 | 0,037 | 2,381 | -0,499 | 0,314 | 0 | 0 | 0 |
| 311,9 | 0,6 | 2,6 | 1,7 | 0,465 | -0,141 | 0,035 | 2,382 | -0,499 | 0,293 | 0 | 0 | 0 |
| 325,5 | 0,3 | 2,4 | 1,5 | 0,451 | -0,138 | 0,033 | 2,346 | -0,489 | 0,283 | 0 | 0 | 0 |
| 339,1 | 0,0 | 2,3 | 1,3 | 0,440 | -0,136 | 0,032 | 2,315 | -0,480 | 0,275 | 0 | 0 | 0 |
| 352,7 | -0,3 | 2,2 | 1,1 | 0,429 | -0,134 | 0,031 | 2,289 | -0,472 | 0,268 | 0 | 0 | 0 |
| 366,3 | -0,5 | 2,1 | 1,0 | 0,421 | -0,132 | 0,030 | 2,287 | -0,471 | 0,262 | 0 | 0 | 0 |
| 379,8 | -0,7 | 2,1 | 0,9 | 0,414 | -0,131 | 0,029 | 2,298 | -0,473 | 0,258 | 0 | 0 | 0 |
| 393,4 | -0,9 | 2,0 | 0,7 | 0,408 | -0,130 | 0,028 | 2,366 | -0,491 | 0,256 | 0 | 0 | 0 |
| 407 | -1,0 | 1,9 | 0,6 | 0,403 | -0,129 | 0,028 | 2,364 | -0,490 | 0,252 | 0 | 0 | 0 |
| 420,6 | -1,2 | 1,9 | 0,5 | 0,397 | -0,128 | 0,027 | 2,362 | -0,489 | 0,248 | 0 | 0 | 0 |
| 434,2 | -1,3 | 1,8 | 0,5 | 0,393 | -0,127 | 0,026 | 2,449 | -0,509 | 0,251 | 0 | 0 | 0 |
| 447,8 | -1,4 | 1,8 | 0,4 | 0,389 | -0,126 | 0,026 | 2,557 | -0,534 | 0,255 | 0 | 0 | 0 |
| 461,4 | -1,5 | 1,7 | 0,3 | 0,370 | -0,121 | 0,023 | 2,766 | -0,604 | 0,259 | 0 | 0 | 0 |
| 475 | -1,6 | 1,6 | 0,2 | 0,367 | -0,120 | 0,023 | 2,813 | -0,619 | 0,259 | 0 | 0 | 0 |

| Airspeed | Pitch Angle | Elevator Deflection | Horizontal Stabilizer alpha | Horizontal Stabilizer Ci | Horizontal Stabilizer Cm (about CG) | Horizontal Stabilizer Cd | Horizontal Stabilizer Cla | Horizontal Stabilizer Cma (about CG) | Horizontal Stabilizer Cda | Horizontal Stabilizer Cle | Horizontal Stabilizer Cme (about CG) | Horizontal Stabilizer Cde |
|-------------|-------------|---------------------|-----------------------------|--------------------------|-------------------------------------|--------------------------|---------------------------|--------------------------------------|---------------------------|---------------------------|--------------------------------------|---------------------------|
| ***80,8*** | 15,2 | 10,8 | 8,8 | 0,122 | -0,494 | 0,031 | 2,461 | -12,300 | 0,132 | -4,008 | 19,48 | 0,1708 |
| ***94,39*** | 15,2 | 10,8 | 8,8 | 0,127 | -0,516 | 0,031 | 2,462 | -12,300 | 0,134 | -4,013 | 19,51 | 0,1701 |
| ***108,*** | 15,2 | 10,7 | 8,8 | 0,133 | -0,548 | 0,031 | 2,462 | -12,300 | 0,137 | -4,022 | 19,55 | 0,1691 |
| ***121,6*** | 15,2 | 10,5 | 8,8 | 0,143 | -0,599 | 0,031 | 2,463 | -12,310 | 0,142 | -4,033 | 19,6 | 0,1674 |
| ***135,2*** | 47,6 | 4,8 | 23,5 | 0,322 | -1,634 | 0,153 | -0,472 | 2,356 | 0,728 | -4,4 | 21,39 | 0,09568 |
| ***148,8*** | 15,2 | 9,2 | 8,8 | 0,238 | -1,087 | 0,031 | 2,466 | -12,320 | 0,186 | -4,404 | 21,4 | 0,1524 |
| 162,4 | 12,7 | 8,3 | 7,6 | 0,193 | -0,874 | 0,025 | 2,559 | -12,790 | 0,148 | -4,407 | 21,42 | 0,1415 |
| 176 | 9,9 | 7,1 | 6,3 | 0,155 | -0,697 | 0,020 | 2,766 | -13,820 | 0,124 | -4,411 | 21,44 | 0,1262 |
| 189,5 | 7,8 | 6,2 | 5,4 | 0,125 | -0,552 | 0,017 | 2,767 | -13,830 | 0,108 | -4,416 | 21,46 | 0,1151 |
| 203,1 | 6,4 | 5,5 | 4,7 | 0,101 | -0,440 | 0,015 | 2,798 | -13,980 | 0,087 | -4,421 | 21,49 | 0,106 |
| 216,7 | 5,2 | 4,9 | 4,2 | 0,082 | -0,352 | 0,013 | 2,800 | -13,990 | 0,077 | -4,426 | 21,51 | 0,09809 |
| 230,3 | 4,3 | 4,5 | 3,7 | 0,067 | -0,281 | 0,012 | 2,802 | -14,000 | 0,069 | -4,431 | 21,54 | 0,09192 |
| 243,9 | 3,5 | 4,1 | 3,4 | 0,054 | -0,224 | 0,011 | 2,805 | -14,010 | 0,062 | -4,437 | 21,56 | 0,08687 |
| 257,5 | 2,7 | 3,7 | 3,1 | 0,043 | -0,172 | 0,010 | 2,751 | -13,740 | 0,036 | -4,443 | 21,59 | 0,08184 |
| 271,1 | 2,1 | 3,5 | 2,8 | 0,034 | -0,130 | 0,009 | 2,753 | -13,760 | 0,031 | -4,449 | 21,63 | 0,07802 |
| 284,7 | 1,6 | 3,0 | 2,5 | 0,026 | -0,094 | 0,009 | 2,751 | -13,750 | 0,024 | -4,456 | 21,66 | 0,07176 |
| 298,3 | 1,0 | 2,7 | 2,2 | 0,018 | -0,057 | 0,008 | 2,754 | -13,760 | 0,020 | -4,463 | 21,69 | 0,06822 |
| 311,9 | 0,6 | 2,6 | 2,0 | 0,013 | -0,031 | 0,008 | 2,732 | -13,650 | 0,015 | -4,471 | 21,73 | 0,06604 |
| 325,5 | 0,3 | 2,4 | 1,9 | 0,008 | -0,008 | 0,008 | 2,735 | -13,660 | 0,012 | -4,479 | 21,77 | 0,06412 |
| 339,1 | 0,0 | 2,3 | 1,7 | 0,003 | 0,012 | 0,008 | 2,738 | -13,680 | 0,010 | -4,487 | 21,81 | 0,06242 |
| 352,7 | -0,3 | 2,2 | 1,6 | -0,001 | 0,030 | 0,008 | 2,741 | -13,700 | 0,008 | -4,496 | 21,85 | 0,0609 |
| 366,3 | -0,5 | 2,1 | 1,5 | -0,004 | 0,046 | 0,008 | 2,745 | -13,710 | 0,006 | -4,505 | 21,9 | 0,05968 |
| 379,8 | -0,7 | 2,1 | 1,4 | -0,007 | 0,059 | 0,007 | 2,748 | -13,730 | 0,005 | -4,515 | 21,94 | 0,05866 |
| 393,4 | -0,9 | 2,0 | 1,4 | -0,010 | 0,074 | 0,007 | 2,752 | -13,750 | 0,003 | -4,524 | 21,99 | 0,05786 |
| 407 | -1,0 | 1,9 | 1,3 | -0,012 | 0,085 | 0,007 | 2,756 | -13,770 | 0,002 | -4,535 | 22,04 | 0,05693 |
| 420,6 | -1,2 | 1,9 | 1,2 | -0,014 | 0,095 | 0,007 | 2,760 | -13,790 | 0,001 | -4,546 | 22,09 | 0,05608 |
| 434,2 | -1,3 | 1,8 | 1,2 | -0,016 | 0,105 | 0,007 | 2,784 | -13,910 | -0,002 | -4,557 | 22,15 | 0,05531 |
| 447,8 | -1,4 | 1,8 | 1,1 | -0,018 | 0,113 | 0,007 | 2,789 | -13,940 | -0,003 | -4,568 | 22,2 | 0,05461 |
| 461,4 | -1,5 | 1,7 | 1,1 | -0,019 | 0,118 | 0,007 | 2,806 | -14,020 | -0,005 | -4,581 | 22,26 | 0,05398 |
| 475 | -1,6 | 1,6 | 1,0 | -0,021 | 0,125 | 0,007 | 2,885 | -14,410 | -0,009 | -4,593 | 22,32 | 0,05252 |

| Airspeed | Pitch Angle | Elevator Deflection | Vertical Stabilizer alpha | Vertical Stabilizer Ci | Vertical Stabilizer Cm (about CG) | Vertical Stabilizer Cd | Vertical Stabilizer Cla | Vertical Stabilizer Cma (about CG) | Vertical Stabilizer Cda | Vertical Stabilizer Cde | Vertical Stabilizer Cme (about CG) | Vertical Stabilizer Cde |
|-------------|-------------|---------------------|---------------------------|------------------------|-----------------------------------|------------------------|-------------------------|------------------------------------|-------------------------|-------------------------|------------------------------------|-------------------------|
| ***80,8*** | 15,2 | 10,8 | -1,2 | 0,000 | 0,000 | 0,008 | 0,000 | 0,000 | -0,125 | 0 | 0 | 0 |
| ***94,39*** | 15,2 | 10,8 | -1,2 | 0,000 | 0,000 | 0,008 | 0,000 | 0,000 | -0,125 | 0 | 0 | 0 |
| ***108,*** | 15,2 | 10,7 | -1,2 | 0,000 | 0,000 | 0,008 | 0,000 | 0,000 | -0,125 | 0 | 0 | 0 |
| ***121,6*** | 15,2 | 10,5 | -1,2 | 0,000 | 0,000 | 0,008 | 0,000 | 0,000 | -0,125 | 0 | 0 | 0 |
| ***135,2*** | 47,6 | 4,8 | -1,2 | 0,000 | 0,000 | 0,008 | 0,000 | 0,000 | -0,125 | 0 | 0 | 0 |
| ***148,8*** | 15,2 | 9,2 | -1,2 | 0,000 | 0,000 | 0,008 | 0,000 | 0,000 | -0,125 | 0 | 0 | 0 |
| 162,4 | 12,7 | 8,3 | -1,2 | 0,000 | 0,000 | 0,008 | 0,000 | 0,000 | -0,125 | 0 | 0 | 0 |
| 176 | 9,9 | 7,1 | -1,2 | 0,000 | 0,000 | 0,008 | 0,000 | 0,000 | -0,125 | 0 | 0 | 0 |
| 189,5 | 7,8 | 6,2 | -1,2 | 0,000 | 0,000 | 0,008 | 0,000 | 0,000 | -0,125 | 0 | 0 | 0 |
| 203,1 | 6,4 | 5,5 | -1,2 | 0,000 | 0,000 | 0,008 | 0,000 | 0,000 | -0,125 | 0 | 0 | 0 |
| 216,7 | 5,2 | 4,9 | -1,2 | 0,000 | 0,000 | 0,008 | 0,000 | 0,000 | -0,125 | 0 | 0 | 0 |
| 230,3 | 4,3 | 4,5 | -1,2 | 0,000 | 0,000 | 0,008 | 0,000 | 0,000 | -0,125 | 0 | 0 | 0 |
| 243,9 | 3,5 | 4,1 | -1,2 | 0,000 | 0,000 | 0,008 | 0,000 | 0,000 | -0,126 | 0 | 0 | 0 |
| 257,5 | 2,7 | 3,7 | -1,1 | 0,000 | 0,000 | 0,008 | 0,000 | 0,000 | -0,126 | 0 | 0 | 0 |
| 271,1 | 2,1 | 3,5 | -1,1 | 0,000 | 0,000 | 0,008 | 0,000 | 0,000 | -0,126 | 0 | 0 | 0 |
| 284,7 | 1,6 | 3,0 | -1,1 | 0,000 | 0,000 | 0,009 | 0,000 | 0,000 | -0,162 | 0 | 0 | 0 |
| 298,3 | 1,0 | 2,7 | -1,1 | 0,000 | 0,000 | 0,009 | 0,000 | 0,000 | -0,162 | 0 | 0 | 0 |
| 311,9 | 0,6 | 2,6 | -1,1 | 0,000 | 0,000 | 0,009 | 0,000 | 0,000 | -0,162 | 0 | 0 | 0 |
| 325,5 | 0,3 | 2,4 | -1,1 | 0,000 | 0,000 | 0,009 | 0,000 | 0,000 | -0,162 | 0 | 0 | 0 |
| 339,1 | 0,0 | 2,3 | -1,1 | 0,000 | 0,000 | 0,009 | 0,000 | 0,000 | -0,163 | 0 | 0 | 0 |
| 352,7 | -0,3 | 2,2 | -1,1 | 0,000 | 0,000 | 0,009 | 0,000 | 0,000 | -0,163 | 0 | 0 | 0 |
| 366,3 | -0,5 | 2,1 | -1,1 | 0,000 | 0,000 | 0,009 | 0,000 | 0,000 | -0,163 | 0 | 0 | 0 |
| 379,8 | -0,7 | 2,1 | -1,1 | 0,000 | 0,000 | 0,009 | 0,000 | 0,000 | -0,163 | 0 | 0 | 0 |
| 393,4 | -0,9 | 2,0 | -1,1 | 0,000 | 0,000 | 0,009 | 0,000 | 0,000 | -0,164 | 0 | 0 | 0 |
| 407 | -1,0 | 1,9 | -1,1 | 0,000 | 0,000 | 0,009 | 0,000 | 0,000 | -0,164 | 0 | 0 | 0 |
| 420,6 | -1,2 | 1,9 | -1,1 | 0,000 | 0,000 | 0,009 | 0,000 | 0,000 | -0,164 | 0 | 0 | 0 |
| 434,2 | -1,3 | 1,8 | -1,1 | 0,000 | 0,000 | 0,009 | 0,000 | 0,000 | -0,165 | 0 | 0 | 0 |
| 447,8 | -1,4 | 1,8 | -1,1 | 0,000 | 0,000 | 0,009 | 0,000 | 0,000 | -0,165 | 0 | 0 | 0 |
| 461,4 | -1,5 | 1,7 | -1,1 | 0,000 | 0,000 | 0,009 | 0,000 | 0,000 | -0,165 | 0 | 0 | 0 |
| 475 | -1,6 | 1,6 | -1,1 | 0,000 | 0,000 | 0,010 | 0,000 | 0,000 | -0,183 | 0 | 0 | 0 |

| Airspeed | Pitch Angle | Elevator Deflection | Fuselage Cl | Fuselage Cm (about CG) | Fuselage Cd | Fuselage Cla | Fuselage Cma (about CG) | Fuselage Cda |
|-------------|-------------|---------------------|-------------|------------------------|-------------|--------------|-------------------------|--------------|
| ***80,8*** | 15,2 | 10,8 | 0,4 | 0,108 | 0,378 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| ***94,39*** | 15,2 | 10,8 | 0,4 | 0,108 | 0,377 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| ***108,*** | 15,2 | 10,7 | 0,4 | 0,108 | 0,375 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| ***121,6*** | 15,2 | 10,5 | 0,4 | 0,108 | 0,374 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| ***135,2*** | 47,6 | 4,8 | 1,2 | 0,338 | 2,989 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| ***148,8*** | 15,2 | 9,2 | 0,4 | 0,108 | 0,372 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 162,4 | 12,7 | 8,3 | 0,3 | 0,090 | 0,279 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 176 | 9,9 | 7,1 | 0,2 | 0,070 | 0,198 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 189,5 | 7,8 | 6,2 | 0,2 | 0,056 | 0,150 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 203,1 | 6,4 | 5,5 | 0,2 | 0,045 | 0,123 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 216,7 | 5,2 | 4,9 | 0,1 | 0,037 | 0,105 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 230,3 | 4,3 | 4,5 | 0,1 | 0,030 | 0,093 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 243,9 | 3,5 | 4,1 | 0,1 | 0,025 | 0,085 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 257,5 | 2,7 | 3,7 | 0,1 | 0,019 | 0,078 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 271,1 | 2,1 | 3,5 | 0,1 | 0,015 | 0,074 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 284,7 | 1,6 | 3,0 | 0,0 | 0,012 | 0,071 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 298,3 | 1,0 | 2,7 | 0,0 | 0,007 | 0,069 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 311,9 | 0,6 | 2,6 | 0,0 | 0,005 | 0,067 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 325,5 | 0,3 | 2,4 | 0,0 | 0,002 | 0,067 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 339,1 | 0,0 | 2,3 | 0,0 | 0,000 | 0,066 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 352,7 | -0,3 | 2,2 | 0,0 | -0,002 | 0,066 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 366,3 | -0,5 | 2,1 | 0,0 | -0,004 | 0,066 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 379,8 | -0,7 | 2,1 | 0,0 | -0,005 | 0,066 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 393,4 | -0,9 | 2,0 | 0,0 | -0,006 | 0,066 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 407 | -1,0 | 1,9 | 0,0 | -0,007 | 0,066 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 420,6 | -1,2 | 1,9 | 0,0 | -0,008 | 0,067 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 434,2 | -1,3 | 1,8 | 0,0 | -0,009 | 0,067 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 447,8 | -1,4 | 1,8 | 0,0 | -0,010 | 0,067 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 461,4 | -1,5 | 1,7 | 0,0 | -0,011 | 0,067 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |
| 475 | -1,6 | 1,6 | 0,0 | -0,011 | 0,067 | 1,415 | 0,407 | 0,000 |

| Airspeed | Pitch Angle | Elevator Deflection | Aircraft Cl | Aircraft Cm (about CG) | Aircraft Cd | Aircraft Cla | Aircraft Cma (about CG) | Aircraft Cda | Aircraft Cle | Aircraft Cme (about CG) | Aircraft Cde |
|-------------|-------------|---------------------|-------------|------------------------|-------------|--------------|-------------------------|--------------|--------------|-------------------------|--------------|
| ***80,8*** | 15,2 | 10,8 | 1,4 | 0,124 | 0,181 | 3,514 | -2,104 | 0,447 | -1,121 | 4,545 | 0,0478 |
| ***94,39*** | 15,2 | 10,8 | 1,4 | 0,119 | 0,181 | 3,500 | -2,107 | 0,408 | -1,123 | 4,551 | 0,0476 |
| ***108,*** | 15,2 | 10,7 | 1,4 | 0,112 | 0,180 | 3,516 | -2,106 | 0,449 | -1,125 | 4,56 | 0,0473 |
| ***121,6*** | 15,2 | 10,5 | 1,4 | 0,100 | 0,180 | 3,518 | -2,107 | 0,451 | -1,128 | 4,574 | 0,0468 |
| ***135,2*** | 47,6 | 4,8 | 0,9 | -0,003 | 0,907 | -0,375 | 0,894 | 0,989 | -1,231 | 4,99 | 0,0268 |
| ***148,8*** | 15,2 | 9,2 | 1,4 | -0,014 | 0,180 | 3,522 | -2,109 | 0,426 | -1,232 | 4,994 | 0,0426 |
| 162,4 | 12,7 | 8,3 | 1,3 | 0,000 | 0,143 | 4,161 | -2,129 | 0,531 | -1,233 | 4,998 | 0,0396 |
| 176 | 9,9 | 7,1 | 1,1 | 0,000 | 0,105 | 4,183 | -2,352 | 0,431 | -1,234 | 5,003 | 0,0353 |
| 189,5 | 7,8 | 6,2 | 0,9 | 0,000 | 0,083 | 5,121 | -2,211 | 0,428 | -1,235 | 5,008 | 0,0322 |
| 203,1 | 6,4 | 5,5 | 0,8 | 0,000 | 0,068 | 5,280 | -2,264 | 0,385 | -1,237 | 5,013 | 0,0296 |
| 216,7 | 5,2 | 4,9 | 0,7 | 0,000 | 0,057 | 5,622 | -2,236 | 0,355 | -1,238 | 5,019 | 0,0274 |
| 230,3 | 4,3 | 4,5 | 0,6 | 0,000 | 0,049 | 5,523 | -2,271 | 0,344 | -1,240 | 5,025 | 0,0257 |
| 243,9 | 3,5 | 4,1 | 0,6 | 0,000 | 0,043 | 4,936 | -2,370 | 0,287 | -1,241 | 5,031 | 0,0243 |
| 257,5 | 2,7 | 3,7 | 0,5 | 0,000 | 0,038 | 5,496 | -2,233 | 0,280 | -1,243 | 5,038 | 0,0229 |
| 271,1 | 2,1 | 3,5 | 0,5 | 0,000 | 0,035 | 4,726 | -2,334 | 0,244 | -1,245 | 5,046 | 0,0218 |
| 284,7 | 1,6 | 3,0 | 0,4 | 0,000 | 0,031 | 4,584 | -2,377 | 0,220 | -1,247 | 5,053 | 0,0201 |
| 298,3 | 1,0 | 2,7 | 0,4 | 0,000 | 0,028 | 5,371 | -2,318 | 0,196 | -1,249 | 5,062 | 0,0191 |
| 311,9 | 0,6 | 2,6 | 0,3 | 0,000 | 0,027 | 5,368 | -2,291 | 0,181 | -1,251 | 5,07 | 0,0185 |
| 325,5 | 0,3 | 2,4 | 0,3 | 0,000 | 0,025 | 5,603 | -2,263 | 0,174 | -1,253 | 5,079 | 0,0179 |
| 339,1 | 0,0 | 2,3 | 0,3 | 0,000 | 0,024 | 5,813 | -2,238 | 0,167 | -1,255 | 5,089 | 0,0175 |
| 352,7 | -0,3 | 2,2 | 0,3 | 0,000 | 0,024 | 6,001 | -2,217 | 0,143 | -1,258 | 5,098 | 0,017 |
| 366,3 | -0,5 | 2,1 | 0,3 | 0,000 | 0,023 | 6,069 | -2,212 | 0,117 | -1,260 | 5,109 | 0,0167 |
| 379,8 | -0,7 | 2,1 | 0,2 | 0,000 | 0,023 | 6,078 | -2,216 | 0,109 | -1,263 | 5,12 | 0,0164 |
| 393,4 | -0,9 | 2,0 | 0,2 | 0,000 | 0,022 | 5,838 | -2,281 | 0,083 | -1,266 | 5,131 | 0,0162 |
| 407 | -1,0 | 1,9 | 0,2 | 0,000 | 0,022 | 5,894 | -2,267 | 0,077 | -1,269 | 5,143 | 0,0159 |
| 420,6 | -1,2 | 1,9 | 0,2 | 0,000 | 0,022 | 5,945 | -2,256 | 0,071 | -1,272 | 5,155 | 0,0157 |
| 434,2 | -1,3 | 1,8 | 0,2 | 0,000 | 0,021 | 6,001 | -2,270 | 0,066 | -1,275 | 5,167 | 0,0155 |
| 447,8 | -1,4 | 1,8 | 0,2 | 0,000 | 0,021 | 6,050 | -2,262 | 0,062 | -1,278 | 5,181 | 0,0153 |
| 461,4 | -1,5 | 1,7 | 0,2 | 0,000 | 0,021 | 6,108 | -2,274 | 0,059 | -1,281 | 5,194 | 0,0151 |
| 475 | -1,6 | 1,6 | 0,2 | 0,000 | 0,021 | 6,167 | -2,356 | 0,037 | -1,285 | 5,209 | 0,0147 |

B.8 Aero Report

Der *Aerodynamics Report* bietet eine detaillierte Zusammenstellung der Kräfte und Momente an den verschiedenen Auftriebs- und Steuerflächen bei diversen Anstellwinkeln. Diese werden als Eingangswerte für die Berechnungen der Flugleistungsparameter verwendet und dienen der Ermittlung der Längsstabilität. Für die Berechnung gilt die Annahme, dass alle Auftriebsflächen in der Neutralposition (kein Ausschlag) sind.

| Parameter | SI Units | User Units |
|------------------------------|----------------------|-----------------------|
| LS Name | | |
| Upper Wing | | |
| Upper Wing Area | 14,42 m ² | 155,2 ft ² |
| Upper Wing Chord | 1,3 m | 4,264 ft |
| Upper Wing AC | 3,431 m | 135,1 in |
| LS Name | | |
| Lower Wing | | |
| Lower Wing Area | 1,923 m ² | 20,7 ft ² |
| Lower Wing Chord | 0,6609 m | 2,168 ft |
| Lower Wing AC | 3,954 m | 155,7 in |
| LS Name | | |
| Horizontal Stabilizer | | |
| Horizontal Stabilizer Area | 4,571 m ² | 49,2 ft ² |
| Horizontal Stabilizer Chord | 1,084 m | 3,556 ft |
| Horizontal Stabilizer AC | 9,114 m | 358,8 in |
| LS Name | | |
| Vertical Stabilizer | | |
| Vertical Stabilizer Area | 1,483 m ² | 15,96 ft ² |
| Vertical Stabilizer Chord | 1,081 m | 3,545 ft |
| Vertical Stabilizer AC | 8,681 m | 341,8 in |
| Fuselage Area | 2,737 m ² | 29,46 ft ² |
| Fuselage Length | 9,392 m | 30,81 ft |
| Fuselage AC | 0,8989 m | 35,39 in |
| Aircraft Reference Area | 16,34 m ² | 175,9 ft ² |
| Aircraft Reference Length | 1,3 m | 4,264 ft |
| Aircraft CG | 3,602 m | 141,8 in |

| Pitch Angle | Upper Wing Cl | Upper Wing Cm (about CG) | Upper Wing Cd | Upper Wing Cla | Upper Wing Cma (about CG) | Upper Wing Cda | Upper Wing Cle | Upper Wing Cme (about CG) | Upper Wing Cde |
|-------------|---------------|--------------------------|---------------|----------------|---------------------------|----------------|----------------|---------------------------|----------------|
| -15 | -0,9555 | -0,137 | 0,052 | 4,059 | 0,502 | -1,145 | 0 | 0 | 0 |
| -14 | -0,8854 | -0,129 | 0,046 | 4,016 | 0,491 | -0,3698 | 0 | 0 | 0 |
| -13 | -0,8154 | -0,120 | 0,040 | 4,014 | 0,489 | -0,3433 | 0 | 0 | 0 |
| -12 | -0,7423 | -0,111 | 0,034 | 4,189 | 0,507 | -0,3368 | 0 | 0 | 0 |
| -11 | -0,6573 | -0,101 | 0,028 | 4,868 | 0,577 | -0,3485 | 0 | 0 | 0 |
| -10 | -0,5724 | -0,091 | 0,023 | 4,861 | 0,577 | -0,3122 | 0 | 0 | 0 |
| -9 | -0,4902 | -0,081 | 0,018 | 4,710 | 0,552 | -0,2578 | 0 | 0 | 0 |
| -8 | -0,41 | -0,072 | 0,015 | 4,596 | 0,531 | -0,2175 | 0 | 0 | 0 |
| -7 | -0,3295 | -0,063 | 0,012 | 4,612 | 0,532 | -0,1837 | 0 | 0 | 0 |
| -6 | -0,2398 | -0,052 | 0,009 | 5,138 | 0,596 | -0,1559 | 0 | 0 | 0 |
| -5 | -0,1467 | -0,042 | 0,007 | 5,336 | 0,620 | -0,117 | 0 | 0 | 0 |
| -4 | -0,06091 | -0,032 | 0,006 | 4,917 | 0,570 | -0,09131 | 0 | 0 | 0 |
| -3 | 0,007187 | -0,024 | 0,005 | 3,902 | 0,446 | -0,05562 | 0 | 0 | 0 |
| -2 | 0,09746 | -0,013 | 0,004 | 5,172 | 0,599 | -0,006728 | 0 | 0 | 0 |
| -1 | 0,1883 | -0,004 | 0,005 | 5,206 | 0,542 | 0,06947 | 0 | 0 | 0 |
| 0 | 0,2807 | 0,005 | 0,008 | 5,291 | 0,522 | 0,1716 | 0 | 0 | 0 |
| 1 | 0,3538 | 0,012 | 0,011 | 4,193 | 0,416 | 0,2091 | 0 | 0 | 0 |
| 2 | 0,4248 | 0,022 | 0,015 | 4,067 | 0,541 | 0,2185 | 0 | 0 | 0 |
| 3 | 0,5132 | 0,033 | 0,019 | 5,064 | 0,667 | 0,2677 | 0 | 0 | 0 |
| 4 | 0,5812 | 0,042 | 0,023 | 3,897 | 0,482 | 0,2397 | 0 | 0 | 0 |
| 5 | 0,6795 | 0,052 | 0,029 | 5,631 | 0,583 | 0,3665 | 0 | 0 | 0 |
| 6 | 0,7778 | 0,062 | 0,037 | 5,635 | 0,584 | 0,4153 | 0 | 0 | 0 |
| 7 | 0,8609 | 0,072 | 0,043 | 4,758 | 0,569 | 0,4042 | 0 | 0 | 0 |
| 8 | 0,9403 | 0,082 | 0,050 | 4,547 | 0,566 | 0,4213 | 0 | 0 | 0 |
| 9 | 1,019 | 0,092 | 0,058 | 4,496 | 0,558 | 0,4697 | 0 | 0 | 0 |
| 10 | 1,091 | 0,101 | 0,066 | 4,124 | 0,505 | 0,4652 | 0 | 0 | 0 |
| 11 | 1,163 | 0,109 | 0,074 | 4,127 | 0,505 | 0,491 | 0 | 0 | 0 |
| 12 | 1,236 | 0,119 | 0,083 | 4,183 | 0,541 | 0,5431 | 0 | 0 | 0 |
| 13 | 1,309 | 0,129 | 0,093 | 4,224 | 0,568 | 0,5743 | 0 | 0 | 0 |
| 14 | 1,383 | 0,139 | 0,103 | 4,226 | 0,568 | 0,6014 | 0 | 0 | 0 |
| 15 | 1,425 | 0,146 | 0,110 | 2,411 | 0,430 | 0,4253 | 0 | 0 | 0 |

| Pitch Angle | Lower Wing Cl | Lower Wing Cm (about CG) | Lower Wing Cd | Lower Wing Cla | Lower Wing Cma (about CG) | Lower Wing Cda | Lower Wing Cle | Lower Wing Cme (about CG) | Lower Wing Cde |
|-------------|---------------|--------------------------|---------------|----------------|---------------------------|----------------|----------------|---------------------------|----------------|
| -15 | -0,365 | 0,040 | 0,033 | 3,334 | -0,715 | -0,4158 | 0 | 0 | 0 |
| -14 | -0,3101 | 0,029 | 0,027 | 3,142 | -0,673 | -0,3427 | 0 | 0 | 0 |
| -13 | -0,2585 | 0,017 | 0,022 | 2,957 | -0,633 | -0,2841 | 0 | 0 | 0 |
| -12 | -0,2078 | 0,007 | 0,018 | 2,903 | -0,619 | -0,2411 | 0 | 0 | 0 |
| -11 | -0,1529 | -0,005 | 0,015 | 3,149 | -0,678 | -0,2091 | 0 | 0 | 0 |
| -10 | -0,08597 | -0,020 | 0,011 | 3,834 | -0,848 | -0,1841 | 0 | 0 | 0 |
| -9 | -0,01949 | -0,035 | 0,009 | 3,809 | -0,844 | -0,1164 | 0 | 0 | 0 |
| -8 | 0,03779 | -0,047 | 0,009 | 3,282 | -0,716 | -0,04419 | 0 | 0 | 0 |
| -7 | 0,08595 | -0,057 | 0,009 | 2,759 | -0,589 | 2,53E-03 | 0 | 0 | 0 |
| -6 | 0,1319 | -0,067 | 0,010 | 2,636 | -0,558 | 0,04018 | 0 | 0 | 0 |
| -5 | 0,177 | -0,077 | 0,011 | 2,579 | -0,545 | 0,08723 | 0 | 0 | 0 |
| -4 | 0,233 | -0,090 | 0,013 | 3,209 | -0,735 | 0,1464 | 0 | 0 | 0 |
| -3 | 0,2914 | -0,103 | 0,017 | 3,346 | -0,773 | 0,1953 | 0 | 0 | 0 |
| -2 | 0,344 | -0,115 | 0,021 | 3,013 | -0,682 | 0,2492 | 0 | 0 | 0 |
| -1 | 0,3894 | -0,125 | 0,025 | 2,602 | -0,555 | 0,2624 | 0 | 0 | 0 |
| 0 | 0,4338 | -0,134 | 0,030 | 2,547 | -0,542 | 0,2944 | 0 | 0 | 0 |
| 1 | 0,4812 | -0,144 | 0,036 | 2,714 | -0,589 | 0,3312 | 0 | 0 | 0 |
| 2 | 0,5326 | -0,156 | 0,043 | 2,944 | -0,671 | 0,3984 | 0 | 0 | 0 |
| 3 | 0,5804 | -0,167 | 0,050 | 2,742 | -0,622 | 0,4305 | 0 | 0 | 0 |
| 4 | 0,6318 | -0,179 | 0,059 | 2,945 | -0,676 | 0,4759 | 0 | 0 | 0 |
| 5 | 0,6617 | -0,185 | 0,065 | 1,711 | -0,350 | 0,3757 | 0 | 0 | 0 |
| 6 | 0,6908 | -0,191 | 0,071 | 1,666 | -0,339 | 0,3881 | 0 | 0 | 0 |
| 7 | 0,7223 | -0,197 | 0,078 | 1,809 | -0,379 | 0,4117 | 0 | 0 | 0 |
| 8 | 0,7531 | -0,204 | 0,085 | 1,761 | -0,363 | 0,4265 | 0 | 0 | 0 |
| 9 | 0,7816 | -0,209 | 0,093 | 1,636 | -0,324 | 0,4216 | 0 | 0 | 0 |
| 10 | 0,8112 | -0,215 | 0,100 | 1,693 | -0,340 | 0,4397 | 0 | 0 | 0 |
| 11 | 0,8376 | -0,221 | 0,107 | 1,513 | -0,306 | 0,4258 | 0 | 0 | 0 |
| 12 | 0,852 | -0,224 | 0,112 | 0,827 | -0,177 | 0,3052 | 0 | 0 | 0 |
| 13 | 0,8659 | -0,227 | 0,117 | 0,796 | -0,170 | 0,3058 | 0 | 0 | 0 |
| 14 | 0,8795 | -0,230 | 0,123 | 0,777 | -0,165 | 0,3074 | 0 | 0 | 0 |
| 15 | 0,9002 | -0,234 | 0,128 | 1,187 | -0,272 | 0,3526 | 0 | 0 | 0 |

| Pitch Angle | Horizontal Stabilizer Cl | Horizontal Stabilizer Cm (about CG) | Horizontal Stabilizer Cd | Horizontal Stabilizer Cla | Horizontal Stabilizer Cma (about CG) | Horizontal Stabilizer Cda | Horizontal Stabilizer Cle | Horizontal Stabilizer Cme (about CG) | Horizontal Stabilizer Cde |
|-------------|--------------------------|-------------------------------------|--------------------------|---------------------------|--------------------------------------|---------------------------|---------------------------|--------------------------------------|---------------------------|
| -15 | -0,5517 | 2,758 | 0,035 | 2,705 | -13,510 | -0,299 | -4,525 | 21,99 | -0,029 |
| -14 | -0,5066 | 2,533 | 0,030 | 2,705 | -13,510 | -0,276 | -4,525 | 21,99 | -0,029 |
| -13 | -0,4616 | 2,308 | 0,026 | 2,705 | -13,510 | -0,253 | -4,525 | 21,99 | -0,029 |
| -12 | -0,4165 | 2,082 | 0,023 | 2,705 | -13,510 | -0,2299 | -4,525 | 21,99 | -0,029 |
| -11 | -0,3715 | 1,857 | 0,019 | 2,705 | -13,510 | -0,2069 | -4,525 | 21,99 | -0,029 |
| -10 | -0,3263 | 1,631 | 0,016 | 2,722 | -13,600 | -0,1802 | -4,525 | 21,99 | -0,029 |
| -9 | -0,28 | 1,401 | 0,013 | 2,722 | -13,600 | -0,1564 | -4,525 | 21,99 | -0,029 |
| -8 | -0,2338 | 1,170 | 0,011 | 2,722 | -13,600 | -0,1326 | -4,525 | 21,99 | -0,029 |
| -7 | -0,1876 | 0,939 | 0,009 | 2,722 | -13,600 | -0,1089 | -4,525 | 21,99 | -0,029 |
| -6 | -0,1215 | 0,609 | 0,007 | 2,905 | -14,520 | -0,07416 | -4,525 | 21,99 | -0,029 |
| -5 | -0,06463 | 0,325 | 0,006 | 2,859 | -14,280 | -0,03227 | -4,525 | 21,99 | -0,029 |
| -4 | -0,01361 | 0,070 | 0,006 | 2,859 | -14,280 | -0,004714 | -4,525 | 21,99 | -0,029 |
| -3 | 0,03742 | -0,185 | 0,006 | 2,859 | -14,280 | 0,02284 | -4,525 | 21,99 | -0,029 |
| -2 | 0,08844 | -0,440 | 0,007 | 2,859 | -14,280 | 0,05039 | -4,525 | 21,99 | -0,029 |
| -1 | 0,1365 | -0,680 | 0,008 | 2,810 | -14,040 | 0,07767 | -4,525 | 21,99 | -0,029 |
| 0 | 0,1803 | -0,899 | 0,009 | 2,810 | -14,040 | 0,1009 | -4,525 | 21,99 | -0,029 |
| 1 | 0,2241 | -1,118 | 0,011 | 2,810 | -14,040 | 0,1242 | -4,525 | 21,99 | -0,029 |
| 2 | 0,2732 | -1,363 | 0,013 | 2,782 | -13,900 | 0,1565 | -4,525 | 21,99 | -0,029 |
| 3 | 0,3255 | -1,624 | 0,016 | 2,782 | -13,900 | 0,184 | -4,525 | 21,99 | -0,029 |
| 4 | 0,3778 | -1,886 | 0,019 | 2,782 | -13,900 | 0,2115 | -4,525 | 21,99 | -0,029 |
| 5 | 0,4301 | -2,148 | 0,023 | 2,782 | -13,900 | 0,239 | -4,525 | 21,99 | -0,029 |
| 6 | 0,4801 | -2,398 | 0,028 | 2,901 | -14,500 | 0,2839 | -4,525 | 21,99 | -0,029 |
| 7 | 0,527 | -2,632 | 0,032 | 2,901 | -14,500 | 0,3096 | -4,525 | 21,99 | -0,029 |
| 8 | 0,5739 | -2,866 | 0,037 | 2,901 | -14,500 | 0,3353 | -4,525 | 21,99 | -0,029 |
| 9 | 0,6208 | -3,100 | 0,043 | 2,901 | -14,500 | 0,361 | -4,525 | 21,99 | -0,029 |
| 10 | 0,6677 | -3,334 | 0,048 | 2,901 | -14,500 | 0,3867 | -4,525 | 21,99 | -0,029 |
| 11 | 0,7199 | -3,595 | 0,055 | 2,824 | -14,110 | 0,4191 | -4,525 | 21,99 | -0,029 |
| 12 | 0,7791 | -3,892 | 0,064 | 2,824 | -14,110 | 0,4507 | -4,525 | 21,99 | -0,029 |
| 13 | 0,8384 | -4,188 | 0,073 | 2,824 | -14,110 | 0,4823 | -4,525 | 21,99 | -0,029 |
| 14 | 0,8976 | -4,484 | 0,083 | 2,824 | -14,110 | 0,5139 | -4,525 | 21,99 | -0,029 |
| 15 | 0,9568 | -4,781 | 0,093 | 2,824 | -14,110 | 0,5455 | -4,525 | 21,99 | -0,029 |

| Pitch Angle | Vertical Stabilizer Ci | Vertical Stabilizer Cm (about CG) | Vertical Stabilizer Cd | Vertical Stabilizer Cla | Vertical Stabilizer Cma (about CG) | Vertical Stabilizer Cda | Vertical Stabilizer Cle | Vertical Stabilizer Cme (about CG) | Vertical Stabilizer Cde |
|-------------|------------------------|-----------------------------------|------------------------|-------------------------|------------------------------------|-------------------------|-------------------------|------------------------------------|-------------------------|
| -15 | -9,55E-08 | 0,000 | 0,010 | 0,000 | 0,000 | -0,1816 | 0 | 0 | 0 |
| -14 | -9,55E-08 | 0,000 | 0,010 | 0,000 | 0,000 | -0,1816 | 0 | 0 | 0 |
| -13 | -9,55E-08 | 0,000 | 0,010 | 0,000 | 0,000 | -0,1816 | 0 | 0 | 0 |
| -12 | -9,55E-08 | 0,000 | 0,010 | 0,000 | 0,000 | -0,1816 | 0 | 0 | 0 |
| -11 | -9,55E-08 | 0,000 | 0,010 | 0,000 | 0,000 | -0,1816 | 0 | 0 | 0 |
| -10 | -9,55E-08 | 0,000 | 0,010 | 0,000 | 0,000 | -0,1816 | 0 | 0 | 0 |
| -9 | -9,55E-08 | 0,000 | 0,010 | 0,000 | 0,000 | -0,1816 | 0 | 0 | 0 |
| -8 | -9,55E-08 | 0,000 | 0,010 | 0,000 | 0,000 | -0,1816 | 0 | 0 | 0 |
| -7 | -9,55E-08 | 0,000 | 0,010 | 0,000 | 0,000 | -0,1816 | 0 | 0 | 0 |
| -6 | -9,55E-08 | 0,000 | 0,010 | 0,000 | 0,000 | -0,1816 | 0 | 0 | 0 |
| -5 | -9,55E-08 | 0,000 | 0,010 | 0,000 | 0,000 | -0,1816 | 0 | 0 | 0 |
| -4 | -9,55E-08 | 0,000 | 0,010 | 0,000 | 0,000 | -0,1816 | 0 | 0 | 0 |
| -3 | -9,55E-08 | 0,000 | 0,010 | 0,000 | 0,000 | -0,1816 | 0 | 0 | 0 |
| -2 | -9,55E-08 | 0,000 | 0,010 | 0,000 | 0,000 | -0,1816 | 0 | 0 | 0 |
| -1 | -9,55E-08 | 0,000 | 0,010 | 0,000 | 0,000 | -0,1816 | 0 | 0 | 0 |
| 0 | -9,55E-08 | 0,000 | 0,010 | 0,000 | 0,000 | -0,1816 | 0 | 0 | 0 |
| 1 | -9,55E-08 | 0,000 | 0,010 | 0,000 | 0,000 | -0,1816 | 0 | 0 | 0 |
| 2 | -9,55E-08 | 0,000 | 0,010 | 0,000 | 0,000 | -0,1816 | 0 | 0 | 0 |
| 3 | -9,55E-08 | 0,000 | 0,010 | 0,000 | 0,000 | -0,1816 | 0 | 0 | 0 |
| 4 | -9,55E-08 | 0,000 | 0,010 | 0,000 | 0,000 | -0,1816 | 0 | 0 | 0 |
| 5 | -9,55E-08 | 0,000 | 0,010 | 0,000 | 0,000 | -0,1816 | 0 | 0 | 0 |
| 6 | -9,55E-08 | 0,000 | 0,010 | 0,000 | 0,000 | -0,1816 | 0 | 0 | 0 |
| 7 | -9,55E-08 | 0,000 | 0,010 | 0,000 | 0,000 | -0,1816 | 0 | 0 | 0 |
| 8 | -9,55E-08 | 0,000 | 0,010 | 0,000 | 0,000 | -0,1816 | 0 | 0 | 0 |
| 9 | -9,55E-08 | 0,000 | 0,010 | 0,000 | 0,000 | -0,1816 | 0 | 0 | 0 |
| 10 | -9,55E-08 | 0,000 | 0,010 | 0,000 | 0,000 | -0,1816 | 0 | 0 | 0 |
| 11 | -9,55E-08 | 0,000 | 0,010 | 0,000 | 0,000 | -0,1816 | 0 | 0 | 0 |
| 12 | -9,55E-08 | 0,000 | 0,010 | 0,000 | 0,000 | -0,1816 | 0 | 0 | 0 |
| 13 | -9,55E-08 | 0,000 | 0,010 | 0,000 | 0,000 | -0,1816 | 0 | 0 | 0 |
| 14 | -9,55E-08 | 0,000 | 0,010 | 0,000 | 0,000 | -0,1816 | 0 | 0 | 0 |
| 15 | -9,55E-08 | 0,000 | 0,010 | 0,000 | 0,000 | -0,1816 | 0 | 0 | 0 |

| Pitch Angle | Fuselage Cl | Fuselage Cm (about CG) | Fuselage Cd | Fuselage Cia | Fuselage Cma (about CG) | Fuselage Cda |
|-------------|-------------|------------------------|-------------|--------------|-------------------------|--------------|
| -15 | -0,3704 | -0,107 | 0,353 | 1,415 | 0,407 | 0 |
| -14 | -0,3457 | -0,099 | 0,315 | 1,415 | 0,407 | 0 |
| -13 | -0,321 | -0,092 | 0,281 | 1,415 | 0,407 | 0 |
| -12 | -0,2963 | -0,085 | 0,248 | 1,415 | 0,407 | 0 |
| -11 | -0,2716 | -0,078 | 0,219 | 1,415 | 0,407 | 0 |
| -10 | -0,2469 | -0,071 | 0,192 | 1,415 | 0,407 | 0 |
| -9 | -0,2222 | -0,064 | 0,167 | 1,415 | 0,407 | 0 |
| -8 | -0,1975 | -0,057 | 0,146 | 1,415 | 0,407 | 0 |
| -7 | -0,1729 | -0,050 | 0,126 | 1,415 | 0,407 | 0 |
| -6 | -0,1482 | -0,043 | 0,110 | 1,415 | 0,407 | 0 |
| -5 | -0,1235 | -0,036 | 0,095 | 1,415 | 0,407 | 0 |
| -4 | -0,09877 | -0,028 | 0,084 | 1,415 | 0,407 | 0 |
| -3 | -0,07408 | -0,021 | 0,075 | 1,415 | 0,407 | 0 |
| -2 | -0,04939 | -0,014 | 0,068 | 1,415 | 0,407 | 0 |
| -1 | -0,02469 | -0,007 | 0,064 | 1,415 | 0,407 | 0 |
| 0 | 0 | 0,000 | 0,063 | 1,415 | 0,407 | 0 |
| 1 | 0,02469 | 0,007 | 0,064 | 1,415 | 0,407 | 0 |
| 2 | 0,04939 | 0,014 | 0,068 | 1,415 | 0,407 | 0 |
| 3 | 0,07408 | 0,021 | 0,075 | 1,415 | 0,407 | 0 |
| 4 | 0,09877 | 0,028 | 0,084 | 1,415 | 0,407 | 0 |
| 5 | 0,1235 | 0,036 | 0,095 | 1,415 | 0,407 | 0 |
| 6 | 0,1482 | 0,043 | 0,110 | 1,415 | 0,407 | 0 |
| 7 | 0,1729 | 0,050 | 0,126 | 1,415 | 0,407 | 0 |
| 8 | 0,1975 | 0,057 | 0,146 | 1,415 | 0,407 | 0 |
| 9 | 0,2222 | 0,064 | 0,167 | 1,415 | 0,407 | 0 |
| 10 | 0,2469 | 0,071 | 0,192 | 1,415 | 0,407 | 0 |
| 11 | 0,2716 | 0,078 | 0,219 | 1,415 | 0,407 | 0 |
| 12 | 0,2963 | 0,085 | 0,248 | 1,415 | 0,407 | 0 |
| 13 | 0,321 | 0,092 | 0,281 | 1,415 | 0,407 | 0 |
| 14 | 0,3457 | 0,099 | 0,315 | 1,415 | 0,407 | 0 |
| 15 | 0,3704 | 0,107 | 0,353 | 1,415 | 0,407 | 0 |

| Pitch Angle | Aircraft Cl | Aircraft Cm (about CG) | Aircraft Cd | Aircraft Cla | Aircraft Cma (about CG) | Aircraft Cda | Aircraft Cle | Aircraft Cme (about CG) | Aircraft Cde | Aircraft Neutral Point |
|-------------|-------------|------------------------|-------------|--------------|-------------------------|--------------|--------------|-------------------------|--------------|------------------------|
| -15 | -1,102 | 0,396 | 0,120 | 4,967 | -2,261 | -1,159 | -1,266 | 5,131 | -0,008112 | 159,7 |
| -14 | -1,017 | 0,359 | 0,106 | 4,907 | -2,268 | -0,4603 | -1,266 | 5,131 | -0,008112 | 160 |
| -13 | -0,9327 | 0,322 | 0,093 | 4,883 | -2,267 | -0,4235 | -1,266 | 5,131 | -0,008112 | 160,1 |
| -12 | -0,8455 | 0,285 | 0,081 | 5,031 | -2,250 | -0,4063 | -1,266 | 5,131 | -0,008112 | 159,4 |
| -11 | -0,7473 | 0,249 | 0,069 | 5,660 | -2,192 | -0,4065 | -1,266 | 5,131 | -0,008112 | 157 |
| -10 | -0,6478 | 0,213 | 0,059 | 5,738 | -2,222 | -0,364 | -1,266 | 5,131 | -0,008112 | 157 |
| -9 | -0,5504 | 0,176 | 0,050 | 5,603 | -2,244 | -0,3014 | -1,266 | 5,131 | -0,008112 | 157,6 |
| -8 | -0,4558 | 0,138 | 0,042 | 5,440 | -2,254 | -0,2507 | -1,266 | 5,131 | -0,008112 | 158,1 |
| -7 | -0,3621 | 0,100 | 0,036 | 5,392 | -2,246 | -0,2087 | -1,266 | 5,131 | -0,008112 | 158,2 |
| -6 | -0,2549 | 0,040 | 0,030 | 5,894 | -2,401 | -0,17 | -1,266 | 5,131 | -0,008112 | 157,8 |
| -5 | -0,1474 | -0,009 | 0,026 | 6,048 | -2,325 | -0,1185 | -1,266 | 5,131 | -0,008112 | 156,9 |
| -4 | -0,04668 | -0,051 | 0,024 | 5,752 | -2,381 | -0,08114 | -1,266 | 5,131 | -0,008112 | 158,1 |
| -3 | 0,03869 | -0,096 | 0,022 | 4,873 | -2,493 | -0,03619 | -1,266 | 5,131 | -0,008112 | 161,9 |
| -2 | 0,1429 | -0,139 | 0,020 | 5,955 | -2,353 | 0,021 | -1,266 | 5,131 | -0,008112 | 157,4 |
| -1 | 0,246 | -0,178 | 0,022 | 5,922 | -2,338 | 0,09742 | -1,266 | 5,131 | -0,008112 | 157,3 |
| 0 | 0,3491 | -0,213 | 0,024 | 5,991 | -2,355 | 0,1978 | -1,266 | 5,131 | -0,008112 | 157,3 |
| 1 | 0,4357 | -0,250 | 0,028 | 5,042 | -2,452 | 0,2417 | -1,266 | 5,131 | -0,008112 | 160,9 |
| 2 | 0,5222 | -0,291 | 0,034 | 4,950 | -2,314 | 0,267 | -1,266 | 5,131 | -0,008112 | 160,2 |
| 3 | 0,6246 | -0,334 | 0,041 | 5,806 | -2,200 | 0,3219 | -1,266 | 5,131 | -0,008112 | 156,7 |
| 4 | 0,7094 | -0,379 | 0,048 | 4,800 | -2,366 | 0,3101 | -1,266 | 5,131 | -0,008112 | 161,2 |
| 5 | 0,8184 | -0,423 | 0,057 | 6,185 | -2,257 | 0,4179 | -1,266 | 5,131 | -0,008112 | 156,2 |
| 6 | 0,9267 | -0,464 | 0,068 | 6,216 | -2,395 | 0,475 | -1,266 | 5,131 | -0,008112 | 157 |
| 7 | 1,021 | -0,502 | 0,079 | 5,460 | -2,410 | 0,4752 | -1,266 | 5,131 | -0,008112 | 159,2 |
| 8 | 1,112 | -0,540 | 0,090 | 5,268 | -2,412 | 0,4993 | -1,266 | 5,131 | -0,008112 | 159,8 |
| 9 | 1,202 | -0,577 | 0,103 | 5,208 | -2,416 | 0,5486 | -1,266 | 5,131 | -0,008112 | 160,1 |
| 10 | 1,286 | -0,616 | 0,116 | 4,887 | -2,464 | 0,5539 | -1,266 | 5,131 | -0,008112 | 161,7 |
| 11 | 1,371 | -0,661 | 0,131 | 4,847 | -2,372 | 0,5841 | -1,266 | 5,131 | -0,008112 | 161,1 |
| 12 | 1,458 | -0,713 | 0,147 | 4,815 | -2,333 | 0,6247 | -1,266 | 5,131 | -0,008112 | 160,9 |
| 13 | 1,546 | -0,765 | 0,164 | 4,848 | -2,308 | 0,6611 | -1,266 | 5,131 | -0,008112 | 160,5 |
| 14 | 1,633 | -0,817 | 0,182 | 4,847 | -2,308 | 0,6941 | -1,266 | 5,131 | -0,008112 | 160,5 |
| 15 | 1,693 | -0,871 | 0,198 | 3,294 | -2,436 | 0,5529 | -1,266 | 5,131 | -0,008112 | 170,9 |

B.9 CG Limits Breakdown Report

Der *CG Limits Breakdown Report* beinhaltet detaillierte Angaben über die Berechnungen des Schwerpunktbereichs.

Aft Limit Calculation

| Parameter | SI Units | User Units |
|---------------------|-----------|-------------|
| Aircraft Speed | 113,3 m/s | 220,2 knots |
| Pitch Attitude | 0,0 rad | 0,0 deg |
| Elevator Deflection | 0,0 rad | 0,0 deg |
| Reference Long CG | 3,602 m | 141,8 in |

| Component | Ref Area Ratio | Ref Chord Ratio | Lift Curve Slope | Aerodynamic Center in | Moment Curve Slope (about GW CG) |
|-----------------------|-------------------|--------------------|---------------------|-----------------------------|-------------------------------------|
| Upper Wing | 0,8823 | 1 | 5,291 | 135,1 | 0,5218 |
| Lower Wing | 0,1177 | 0,5085 | 2,547 | 155,7 | -0,5421 |
| Horizontal Stabilizer | 0,2797 | 0,834 | 2,81 | 358,8 | -14,04 |
| Vertical Stabilizer | 0,09075 | 0,8315 | 1,59E-06 | 341,8 | -6,82E-06 |
| Fuselage | 0,1675 | 7,227 | 1,415 | 35,39 | 0,4071 |

| Parameter | SI Units | User Units |
|---------------|----------|------------|
| Neutral Point | 4,113 m | 161,9 in |
| Aft Limit | 4,009 m | 157,8 in |

Forward Limit Calculation

| Parameter | SI Units | User Units |
|---------------------|------------|-------------|
| Aircraft Speed | 27,53 m/s | 53,48 knots |
| Pitch Attitude | 0,2266 rad | 12,98 deg |
| Elevator Deflection | 0,5236 rad | 30, deg |
| Flaps Deflection | 0,7854 rad | 45, deg |
| Reference Long CG | 3,602 m | 141,8 in |

| Component | Ref Area Ratio | Ref Chord Ratio | Angle of Attack deg | Lift Coefficient | Aerodynamic Center in | Moment Coefficient |
|-----------------------|-------------------|--------------------|---------------------------|---------------------|-----------------------------|-----------------------|
| Upper Wing | 0,8823 | 1 | 11,43 | 2,877 | 135,1 | 0,04205 |
| Lower Wing | 0,1177 | 0,5085 | 9,882 | 0,5064 | 155,7 | -0,13 |
| Horizontal Stabilizer | 0,2797 | 0,834 | 7,755 | -0,4692 | 358,8 | 2,534 |
| Vertical Stabilizer | 0,09075 | 0,8315 | -1,157 | -7,10E-08 | 341,8 | 3,05E-07 |
| Fuselage | 0,1675 | 7,227 | 0 | 0,3206 | 35,39 | 0,09227 |

| Parameter | SI Units | User Units |
|---------------|----------|------------|
| Forward Limit | 3,214 m | 126,5 in |

B.10 Design Check Report

Der *Design Check Report* ist eine Überprüfung des Entwurfs anhand von Faustformeln. Dieses bietet eine einfache Analyse des gezeichneten Flugzeugentwurfs.

Gross Weight Check

| Parameter | SI Units |
|-----------------------|------------|
| Design Gross Weight | 1.950, kg |
| As-Drawn Gross Weight | 1.973,2 kg |
| Percent Difference | 1,192 |

Aircraft design gross weight and as-drawn gross weight are in good agreement.

CG Limit Check

| Parameter | SI Units | User Units |
|--------------------------------------|-----------|-------------|
| Forward CG Limit | 3,214 m | 126,5 in |
| Aft CG Limit | 4,009 m | 157,8 in |
| Neutral Point | 4,113 m | 161,9 in |
| Forward CG Loading | 3,547 m | 139,6 in |
| Aft CG Loading | 3,756 m | 147,9 in |
| Rotation Speed at Forward CG Loading | 26,13 m/s | 50,76 knots |
| Rotation Speed at Aft CG Loading | 20,75 m/s | 40,31 knots |

The rotation speed for the design is higher than usually recommended. This means the elevator may not have sufficient control authority to lift the aircraft's nose during takeoff. It is recommended that the elevator be sized so that the nose can be rotated at 80% of the takeoff speed, which is 47,96 knots for this design.

Propeller #1 Clearance Check

| Parameter | SI Units | User Units |
|---------------------|----------|------------|
| Level Clearance | 0,3231 m | 1,06 ft |
| Tail Down Clearance | 1,05 m | 3,446 ft |

View Angle Check

| Parameter | SI Units | User Units |
|----------------------|--------------|------------|
| Level View Angle | 0,1596 rad | 9,147 deg |
| Tail Down View Angle | 0,001776 rad | 0,1018 deg |

Tail Clearance Check

| Parameter | SI Units | User Units |
|----------------------|------------|------------|
| Tail Clearance Angle | 0,4165 rad | 23,86 deg |
| Flare Angle | 0,1579 rad | 9,045 deg |

Stabilizer Size and Location Check

| Parameter | SI Units | User Units |
|--|--------------|------------|
| Vertical Stabilizer Volume Coefficient | 0,04943 | |
| Horizontal Stabilizer Volume Coefficient | 1,365 | |
| Angle between Wing and Horizontal Stabilizer | -0,03747 rad | -2,147 deg |

Horizontal Stabilizer volume coefficient is higher than historical averages. You may want to decrease stabilizer size. Usual range = 0,3 -- 0,7.

Power and Wing Loading Check

| Parameter | SI Units | User Units |
|---------------|-------------------------|---------------------------|
| Power Loading | 0,0039 kg/watts | 6,412 lbm/HP |
| Wing Loading | 119,3 kg/m ² | 24,44 lbm/ft ² |

Landing Gear Geometry Check

| Parameter | SI Units | User Units |
|-----------------------------------|------------|------------|
| Forward CG Gear Angle | 0,2684 rad | 15,38 deg |
| Aft CG Gear Angle | 0,1605 rad | 9,193 deg |
| Track Angle | 0,5939 rad | 34,03 deg |
| Overturn Angle | 0,6757 rad | 38,71 deg |
| Min Main Gear Weight Fraction (%) | 82,75 | |
| Max Main Gear Weight Fraction (%) | 89,36 | |

Aft CG position is too far aft relative to main gear. The aircraft may have a tendency to sit on its tail. The aft CG gear angle should be greater than the tail clearance angle (23,86 deg) or the flare angle + 3 degrees (12,05 deg) whichever is smaller.

The main gear are carrying too much of the aircraft weight. Lack of traction on nose gear may reduce steering effectiveness. The main gear weight fraction should be less than 85%.

Performance Check

| Parameter | SI Units | User Units |
|--------------------------|--------------|-------------|
| Cruise Speed | 115,6 m/s | 224,6 knots |
| Target Cruise Speed | 113,3 m/s | 220,2 knots |
| Stall Speed | 28,27 m/s | 54,91 knots |
| Target Stall Speed | 28,06 m/s | 54,5 knots |
| Max Rate of Climb | 14,69 m/s | 2.891,3 fpm |
| Target Max Rate of Climb | 14,84 m/s | 2.921,3 fpm |
| Range at Cruise | 1,123e+06 m | 606,2 nmi |
| Target Range at Cruise | 1,5e+06 m | 809,9 nmi |
| Cruise Pitch Attitude | -0,02903 rad | -1,663 deg |
| Cruise Elevator Setting | 0,02812 rad | 1,611 deg |

The design as drawn does not meet the target stall speed criteria. You may want to increase wing area and/or flap size to improve stall speed.

The design as drawn does not meet the max rate of climb criteria. Ways to improve rate of climb include increasing power, increasing aspect ratio, and decreasing wing loading.

The design as drawn does not meet the range criteria. You may want to increase fuel capacity to improve range.

Size Check

| Parameter | SI Units | User Units |
|---------------------|----------|------------|
| Wing Span | 10,92 m | 35,84 ft |
| Tail Height | 3,962 m | 13, ft |
| Propeller #1 Height | 2,587 m | 8,486 ft |

Height of design may exceed clear height of some hangar doors.

Anhang C Entwurfszeichnungen

C.1 DraftBoard Zeichnungen

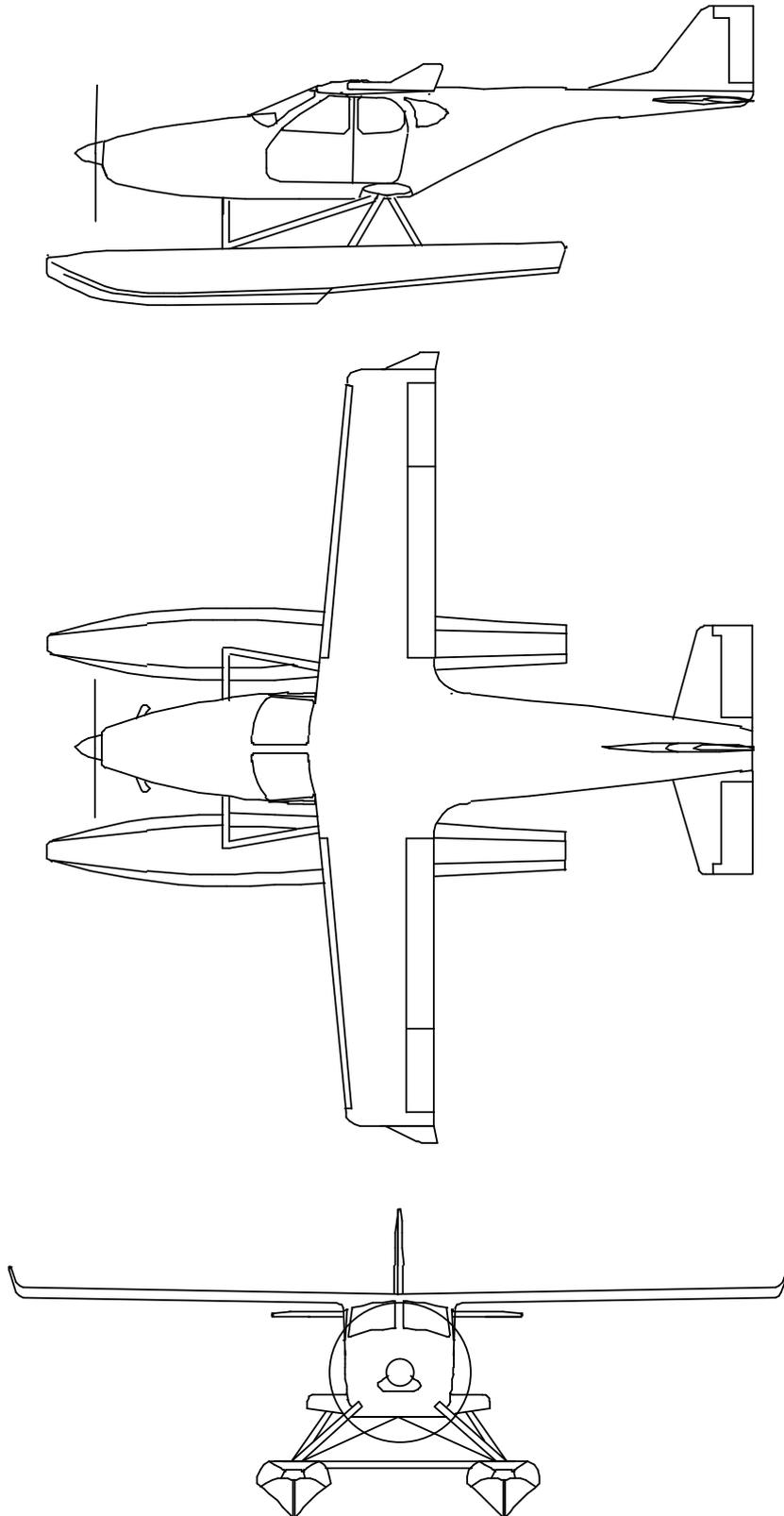


Bild C.1: Dreiseitenansicht SUA mit Schwimmern

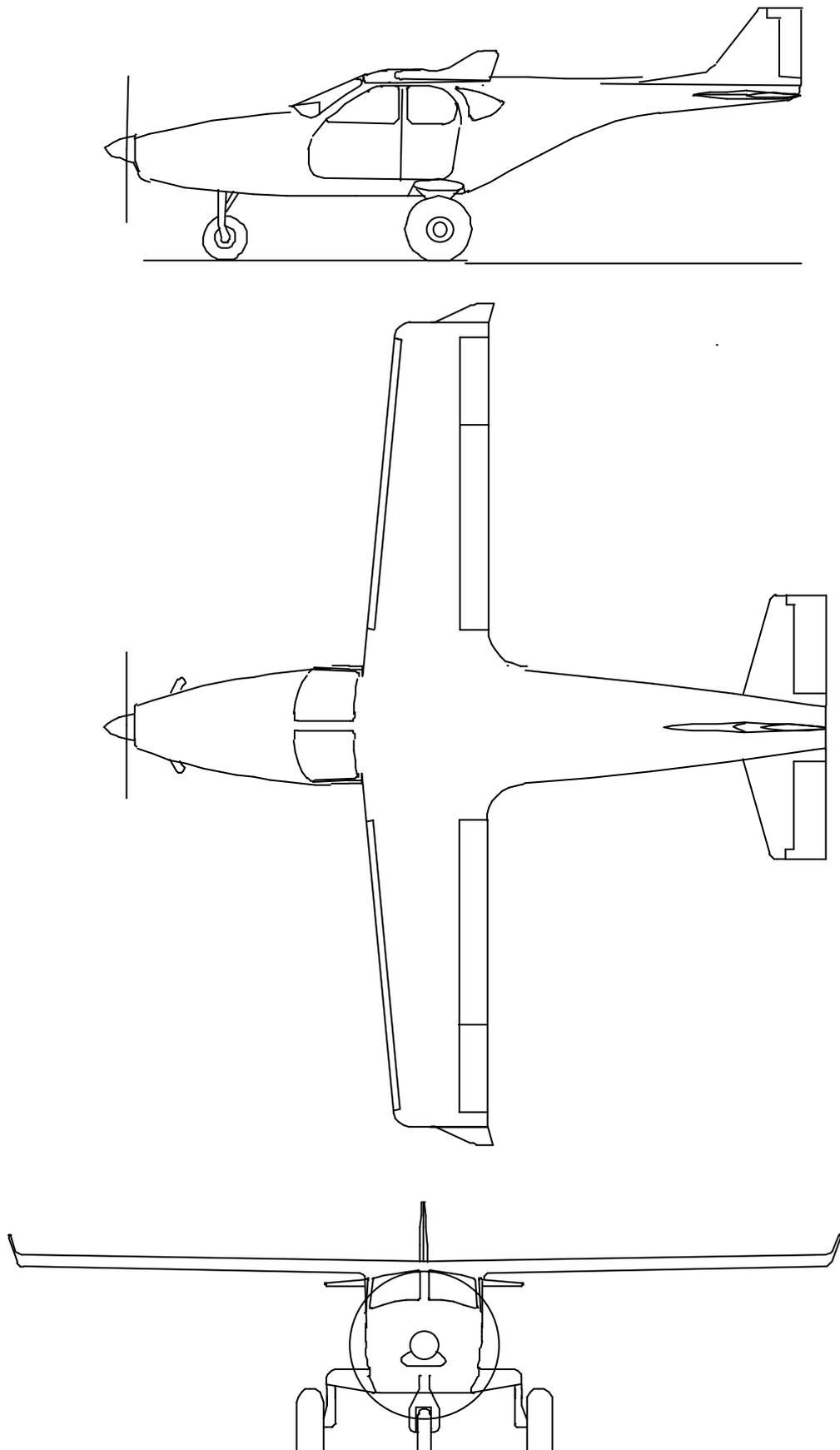


Bild C.2: Dreiseitenansicht SUA mit Tundrareifen

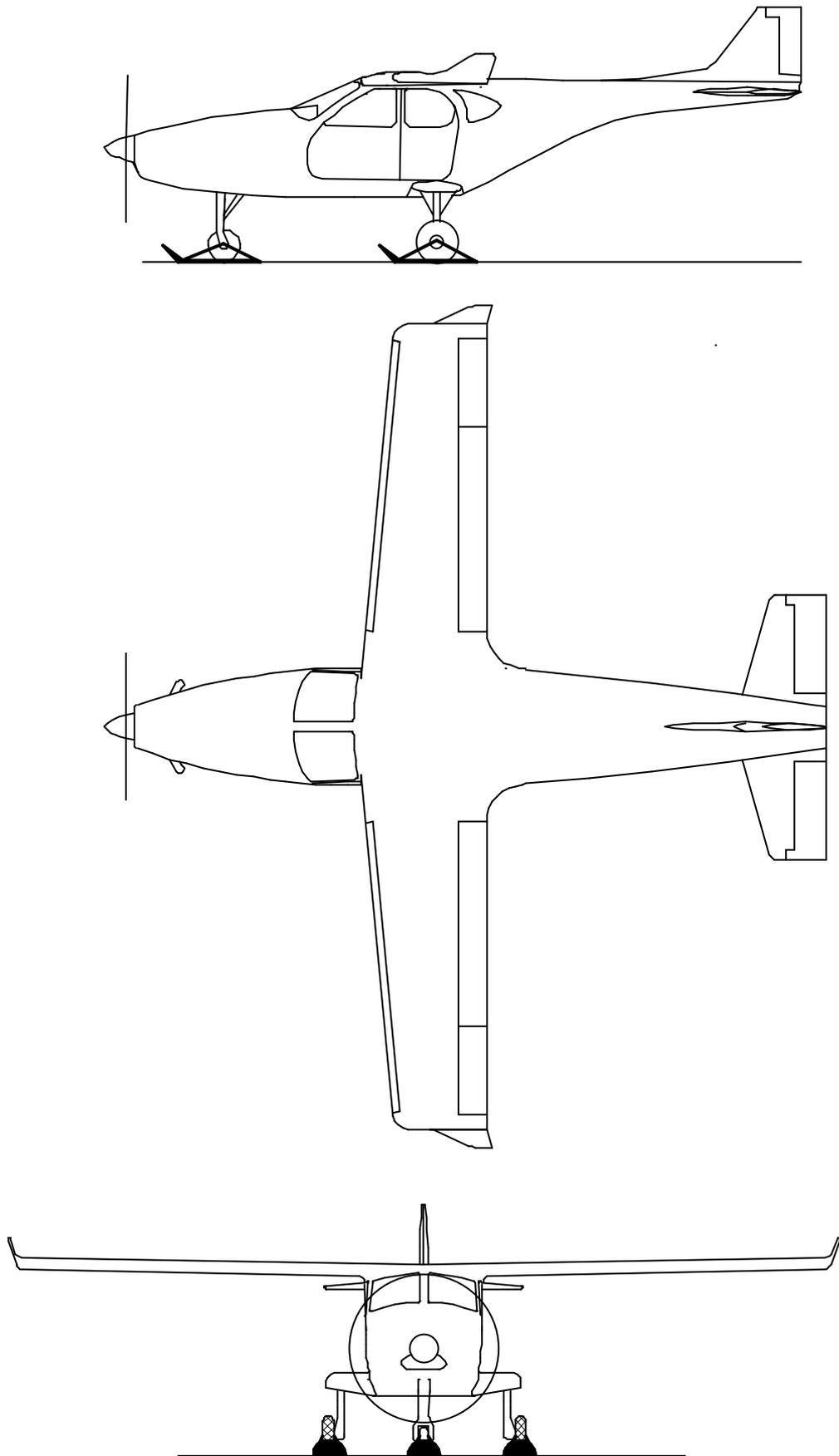


Bild C.3: Dreiseitenansicht SUA mit Ski

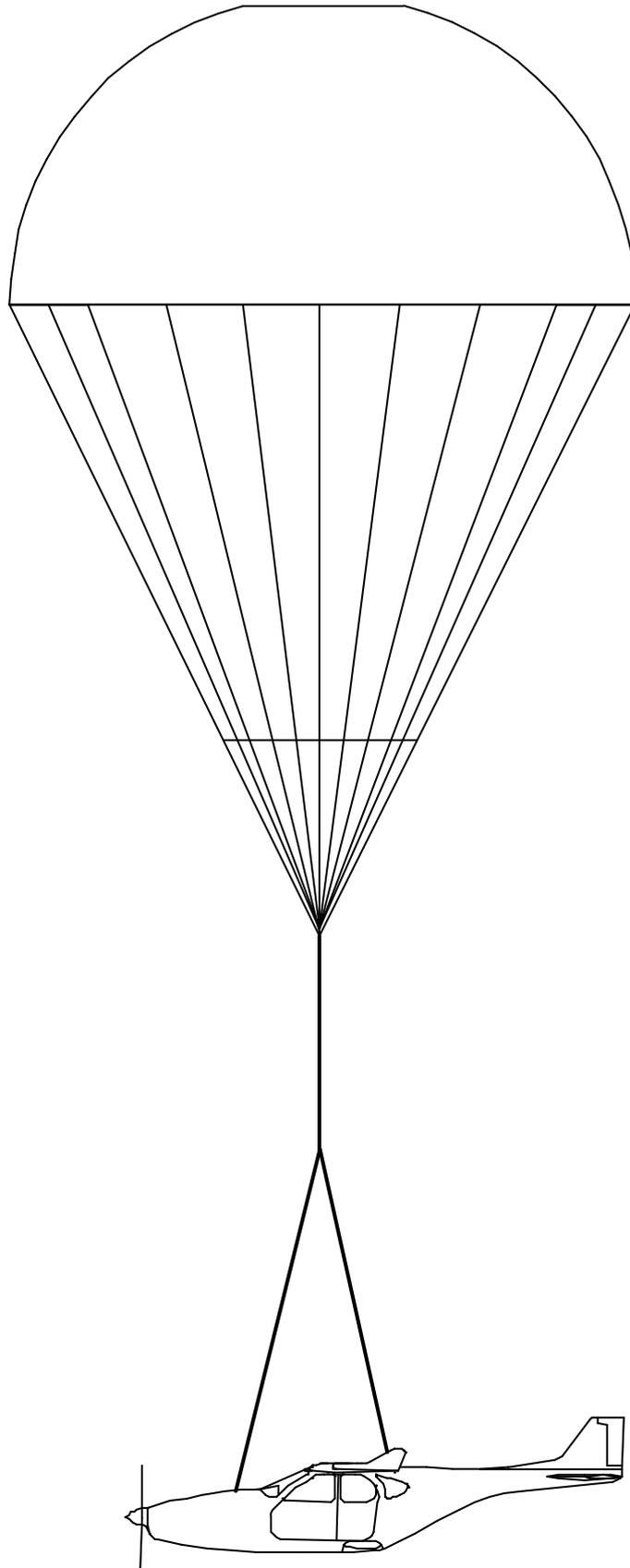


Bild C.4: SUA mit aktivierten Rettungsschirm

C.2 X-Plane Bildschirmaufnahmen



Bild C.5: X-Plane SUA auf Startbahn Ansicht 315°



Bild C.6: X-Plane SUA auf Startbahn Ansicht 225°

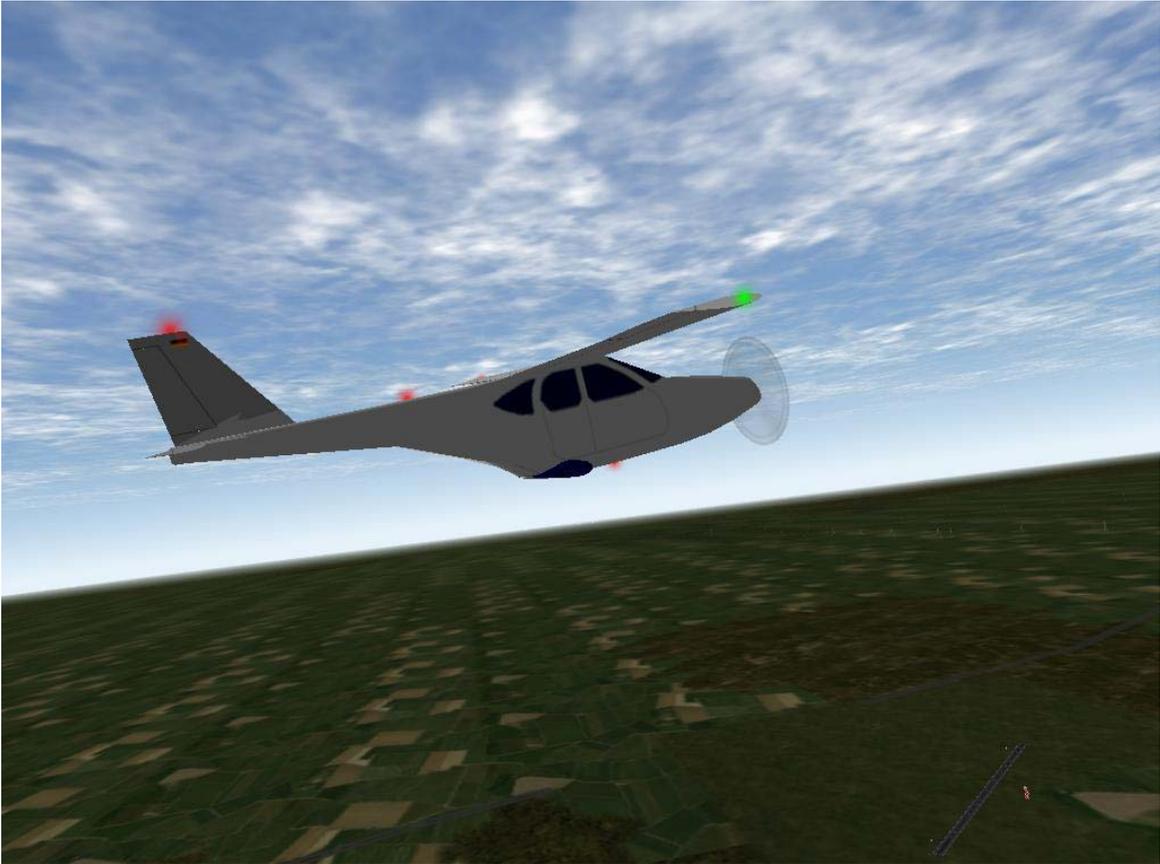


Bild C.7: X-Plane SUA im Flug Ansicht 90°

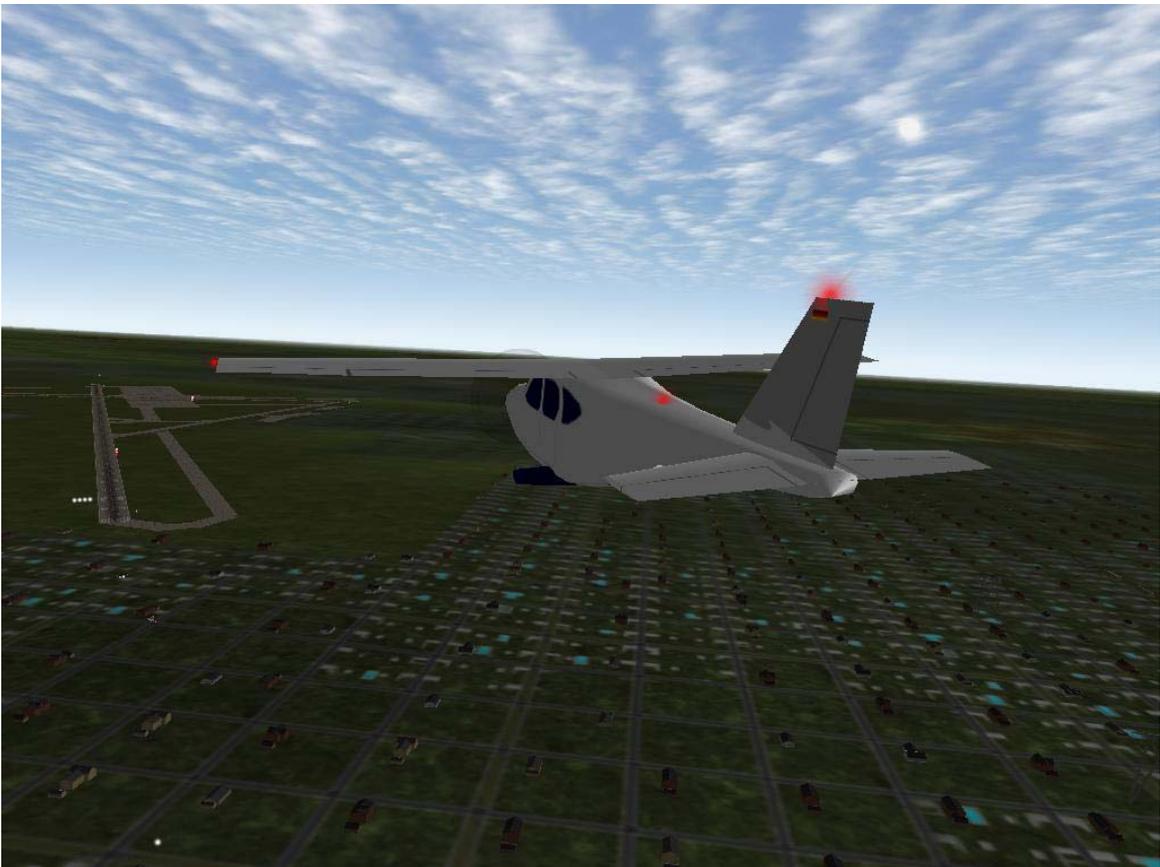


Bild C.8: X-Plane SUA im Endanflug Ansicht 225°



Bild C.9: X-Plane SUA im Flug Ansicht 90° schräg unten



Bild C.10: X-Plane SUA im Flug Ansicht 170°