
Multidisziplinärer Datenfluss
im Entwicklungsprozess
des Flugzeugbaus
am Beispiel eines Senkrechtstarters

Von der Fakultät Luft- und Raumfahrttechnik & Geodäsie der Universität Stuttgart
zur Erlangung der Würde eines Doktors der
Ingenieurwissenschaften (Dr.-Ing.) genehmigte Abhandlung

Vorgelegt von
Peter Schnauffer
aus Oberderdingen, Baden-Württemberg

Hauptberichter: Prof. Dipl.-Ing. Rudolf Voit-Nitschmann
Mitberichter: apl. Prof. Dr.-Ing. habil. Ingolf Grieger

Tag der mündlichen Prüfung: 29. Mai 2006

Institut für Flugzeugbau der Universität Stuttgart

2006

Zusammenfassung

Die vorliegende Arbeit „Multidisziplinärer Datenfluss im Entwicklungsprozess des Flugzeugbaus“ verdeutlicht einen vollständig parametrisierten Flugzeugentwurf am Beispiel (un-)konventioneller Fluggeräte. Er stellt eine Möglichkeit der nahezu zeitgleichen, virtuellen Flugzeugentwicklung für konventionelle und im Speziellen für unkonventionelle Fluggeräte, unter Berücksichtigung diverser, vom Entwurf bis hin zur Fertigung beteiligter, Disziplinen, Prozesse und Einrichtungen dar.

Zur weiteren Reduzierung der Entwicklungszeiten und Entwurfsrisiken im Flugzeugbau, wird mit der vorliegenden Dissertation eine Parallelisierung der Entwicklungsabläufe untersucht. Da hierfür in sämtlichen Entwicklungsbereichen Daten der entsprechenden anderen Bereiche benötigt werden, werden diese parametrisiert und in globale Abhängigkeit zueinander gesetzt.

Zur Untersuchung der Parametrisierungsmöglichkeiten wird zunächst der Datenfluss in typischen, modernen Luftfahrtunternehmen aufgezeigt und im Nachhinein eine Philosophie zum dokumentgestützten parallelen Entwurf aufgezeigt. Zur Steuerung der parametrisierten Konstruktionsdaten wurde eine Schnittstelle programmiert, mit deren Hilfe sämtliche Design- und flugmissionssteuernde Parameter verarbeitet werden.

Zur frühzeitigen Systemintegration wurde ein zusätzlicher Entwicklungsschritt eingeführt, der gerade bei unkonventionellen Aufgaben hilft, das Systemwissen der Systemlieferanten zu einem frühestmöglichen Zeitpunkt abzurufen. Dieser Schritt beinhaltet eine Aufteilung der eigentlichen Entwurfsaufgabe in zwei unabhängige Teilaufgaben, von denen eine eine konventionelle Entwicklung darstellt, in welcher das Systemwissen leichtmöglichst platziert werden kann.

Die anschließende Vereinigung beider Aufgaben, kann durch die einfache Parametrisierung der Geometrien ebenso leicht durchgeführt werden, wie späte Änderungen im Entwicklungsprozess.

Basierend auf dieser Philosophie wurde ein paralleler Entwicklungsablauf über die Disziplinen Entwurf, Konstruktion, Dokumentation und Fertigung für ein konventionelles, wie auch ein unkonventionelles, Kleinflugzeug aufgezeigt.

Die Verfahren selbst richten sich nach standardisierten Richtlinien, welche auch bei Großunternehmen zum Einsatz kommen, wobei die Entwicklungszeit erheblich verkürzt werden kann.

Abschließend werden die Vor- und Nachteile dieses neuen Verfahrens erläutert.

Die sowohl das computerunterstützte Design als auch das Produktmanagement einschließende Arbeit beschäftigt sich mit einer auditierfähigen Entwicklungslösung für kleine und mittelständische Unternehmen, die Kleinflugzeuge in geringer Stückzahl mit hoher Flexibilität entwerfen. Aber auch Großunternehmen können, bedingt durch in der Luftfahrt vereinheitlichte Entwicklungsschritte von dieser Dissertation profitieren.

Abstract

The disquisition on hand „Multidisciplinary dataflow in a development process in the aircraft design“ describes a completely parameterized aircraft design for (un-)conventional air vehicles. It shows the possibility of a simultaneous and virtual airplane development for conventional and specially unconventional aircrafts with respect to miscellaneous disciplines, processes and facilities from design to manufacturing.

For a further reduction of the development time and risk in the aircraft design the disquisition on hand examines the possibility of parallelisation of several development processes. To provide each design team development data, needed in time, the dates were parameterised and set into global dependency.

In order to examine the parameterisation facilities a dataflow in a typical and modern company was stated and ex post the philosophy explained above was fitted into the parallel and document based design process. Additionally an interface was established to control the design dominant parameters.

To give system integration especially for unconventional projects the chance for an early step into the aircraft design, the design task was split up into two different tasks, into a conventional as well as an unconventional aspect. This step allows system suppliers to provide their special know-how in an earlier state of the development phase. The following merge of both tasks is easily supported by the parameterisation and allows late design changes as well.

On base of this philosophy a simultaneous development process, including the disciplines design, engineering, documentation and production, is stated for a conventional as well as for an unconventional small airplane.

The procedures themselves act in accordance with standards used by large concerns and it was stated that the development time therefore can be reduced significantly.

Advantages and disadvantages on this new procedure are shown at the end.

The both computer aided design and product management including disquisition deals with a audit compatible development solution for small and medium-sized business companies, that design small airplanes in low but flexible production rates. But even large concerns can use this disquisition due to equal aviation development standards.

Vorwort

Es ist sicherlich nicht einfach, eine neue Entwicklungsphilosophie für ein gesamtes Unternehmen innerhalb einer einzigen Dissertation abzubilden. In der Vergangenheit und Gegenwart sind diverse Ansätze untersucht worden. Zum Einen Philosophien, die sich mit dem Entwurf eines Fluggerätes beschäftigt haben. Zum Anderen gibt es diverse Ansätze, die verschiedensten Software-Typen mit den unterschiedlichsten Aufgaben zu vereinen.

Der hier vorliegende Ansatz, der selbst die Behandlung der Dokumentation eines typischen Luftfahrtprojektes einschließt, liefert sicherlich genügend Basis für eine Vielzahl an wissenschaftlichen Arbeiten.

Dank sei deshalb in erster Linie Herrn Prof. Dipl.-Ing. R. Voit-Nitschmann ausgedrückt, der wesentlich durch seine Unterstützung und Fürsprache zum Gelingen dieser Arbeit beigetragen hat. Dank ebenfalls sei all den wissenschaftlichen Kräften ausgedrückt, die hoch motiviert und engagiert an der Entstehung des parametrisierten Entwurfs mitgewirkt haben:

V. Lenotte, D. Redmann, R. Leetsch, T. Tholl, S. Goekcen, M. Kaufmann, P. Lederbogen, M. Hammer, M. Dietz, R. Fink, A. Schön, M. Dias Figueredo, H. Hummel, B. Marovic, P. Seitz, E. Hermanns, C. Singer, M. Häberle und I. Braun.

Sie leisteten einen weit größeren Anteil, als zum Gelingen ihrer eigenen Arbeiten notwendig gewesen wäre, zu diesem Projekt bei. Viele von ihnen widmen sich bereits anderen Aufgaben in Forschung und Technik. Andere helfen auch heute noch, das Projekt am Institut unermüdlich voranzutreiben.

Durch ihre Mitarbeit ist es gelungen, zwei getrennte Entwicklungsabläufe unterschiedlicher Flugzeugtypen, sowie deren Varianten, zu simulieren und zu testen.

Weiterer Dank gebührt Herrn Prof. Dr.-Ing. K. Drechsler, der als Institutsleiter das Potential eines neuartigen Entwicklungsverfahren erkannt und dadurch die Rahmenbedingungen für diese Arbeit geschaffen hat.

Und schließlich Dank Herrn apl. Prof. Dr.-Ing. habil. I. Grieger, der Aufgrund seiner exzellenten Leistungen im Bereich der Biometrie und Datenverarbeitung die Glaubwürdigkeit dieses elektronischen Dokumentenflusses wesentlich bekräftigt.

Dipl.-Ing. P. Schnauffer

Stuttgart, den 10.06.2005

Inhaltsverzeichnis

Abkürzungsverzeichnis	6
Einleitung.....	12
1. STAND DER TECHNIK.....	14
1.1. Entwurfswerkzeuge im Flugzeugbau.....	14
1.2. CAD-Systeme in der Luftfahrtindustrie.....	25
2. DATENFLUSS UND ORGANISATION IM ENTWICKLUNGSPROZESS.....	27
2.1. Flugzeugentwicklung und deren Organisation in der Luftfahrt.....	27
2.1.1. Projektorganisation	28
2.1.2. Projektphasen in der Luftfahrt	31
2.1.3. Moderne Produktdatenmanagement-Systeme in der Luftfahrt.....	33
2.1.4. Firmenspezifische Verfahren	35
2.1.5. Problematik der heutigen Produktentwicklung.....	36
2.2. Projektdokumentation, Systemdokumente und deren Abhängigkeiten.....	37
2.2.1. Behördliche Auflagen	39
2.2.2. Wesentliche Systemdokumente und deren Abhängigkeiten.....	40
3. DIE ZEITGLEICHE FLUGZEUGENTWICKLUNG, UNTERSTÜTZT DURCH DEN PARAMETRISIERTEN FLUGZEUGENTWURF	50
3.1. Die Idee der nahezu zeitgleichen Flugzeugentwicklung.....	50
3.1.1. Aufteilung einer Projektaufgabe für die Systementwicklung.....	53
3.1.2. Steuernde Dokumente der parallelen Entwicklung.....	57
3.2. Philosophie des parametrisierten Flugzeugentwurfs.....	58
3.2.1. CAD-Modellierung mit CATIA V5.....	59
3.2.2. Interaktive Schnittstelle zwischen CAD und Flugphysik	61
3.2.3. Nutzung des Produktdatenmanagement-Systems mit digitaler Unterschrift.....	62
4. DIE VIRTUELLE FLUGSYSTEMENTWICKLUNG UND FERTIGUNG AM BEISPIEL (UN-) KONVENTIONELLER FLUGGERÄTE	64
4.1. Grundlegende CAD-Strukturen.....	64
4.1.1. ATA-Aufteilung, Produktstruktur und Nummernkreise.....	66
4.1.2. Parametrisierung der CAD-Elemente und Festlegung der Vorgehensweise	71

4.2.	Die interaktive Produktsteuerung durch das Programm Pegasus Rebell.....	77
4.3.	Projektstruktur im CAD	82
4.3.1.	Master Line der Pegasus Rebell 6C und 7D.....	82
4.3.2.	Parametrisierter Flugzeugaufbau der Produktstruktur	85
4.3.3.	Der VTOL-Antrieb als unabhängiges Entwicklungsproblem.....	90
4.3.4.	Einbindung der Fertigungstechnik.....	94
4.4.	Dokumentation zur frühzeitigen Systemauslegung	95
5.	DER PARAMETRISIERTE FLUGZEUGENTWURF IM TEST	101
5.1.	Das Referenzprodukt in CATIA V4.....	101
5.2.	Generierung einer virtuellen Produktpalette in CATIA V5.....	104
5.2.1.	Pegasus Rebell 6C.....	105
5.2.2.	Pegasus Rebell 7D	109
5.3.	Geschätzter Zeitaufwand für die Konstruktion.....	111
5.4.	Parametrisierung in der Fertigung	114
5.5.	Dokumentation und Systemauslegung im parametrisierten Flugzeugentwurf	116
5.6.	Projektablauf.....	117
6.	SCHLUSSBEMERKUNG UND AUSBLICK.....	122
	Tabellen- und Abbildungsverzeichnis.....	125
	Literaturverzeichnis	128
	Anhang: Der Datenfluss in einem modernen Luftfahrtunternehmen mit unterschiedlicher Nomenklatur und Zielsetzung	140
	Lebenslauf.....	144

Abkürzungsverzeichnis

A

AAA	Advanced Aircraft Analysis
ABD	AIRBUS Documentation
A/C	Aircraft
ACR	Aircraft Compliance Report
AeroCADD	CAD-Modul zur Erweiterung der Software AAA
AFM	Aeroplane Flight Manual
AIL	Action Item List
ANSYS	FEM-Software des Hauses ANSYS
AMM	Aircraft Maintenance Manual
Amndt	Amendment
AP	Application Protocol
APA	Aircraft Performance Analysis
ARS	Aircraft Requirement Specification
AS	Aircraft Specification
ATA	Air Transport Association
ATP	Acceptance Test Procedure
ATR	Acceptance Test Report
AwCR	Airworthiness Compliance Report

B

BaED	Bonding and Earthing Diagram
bzw.	beziehungsweise

C

CAD	Computer Aided Design
CADDS 5	CAD-Software des Unternehmens PTC
CAE	Computer Aided Engineering
CAM	Computer Aided Manufacturing
CAx	Computer Aided x ('x' ist ein Platzhalter für D,E und M)
CATIA V4	Computer Aided Three-Dimensional Interactive Application, Version 4
CATIA V5	Computer Aided Three-Dimensional Interactive Application, Version 5
CDP	Critical Design Phase
CDR	Critical Design Review
CFD	Computational Fluid Dynamics
CIL	Configuration Item List
CMM	Component Maintenance Manual
CMP	Configuration Management Plan
CPL	Component Parts List
CRI	Certification Review Item
Cross Section	Cross Section Drawing
CSAR	Certification Similarity and Analysis Report

CSD	Component Specification Drawing
CSP	Certification Support Plan
D	
2D	zweidimensional
3D	dreidimensional
DB	Datenbasis, Data Base
DBT	Design and Build Team
DD	Definition Drawing
DDP	Declaration of Design and Performance
Dep.	Department
d. h.	das heißt
DIN	Deutsches Institut für Normung e. V.
DOC	Direct Operating Costs
Doc.	Documentation
Docu List	Documentation List
Domino	spezielles Produktdatenmanagementprogramm des Unternehmens Debis, für Fairchild Dornier entwickelt
DMS	Datenmanagementsystem
DS	Delivery Schedule
D Spec	Delivery Specification
DTP	Development Test Plan
DTR	Development Test Report
DXF	Data Exchange Format
E	
ELA	Electrical Load Analysis
Electrical ICD	Electrical Interface Control Document
EIRD	Equipment Installation Requirement Documentation
EMI	Electro-Magnetic Interference
engl.	englisch
ERS	Equipment Requirement Specification
ES	Equipment Specification
etc.	et cetera, Aufzählung
evt.	eventuell
EWD	Electrical Wiring Diagram
F	
FAA	Federal Aviation Administration
FAA SSH	Federal Aviation Administration System Safety Handbook
FAME	Fast and Advanced Mass Estimation
FAR	Federal Aviation Requirements
FASTR	Flexible Sizing To Requirements
FDD	Functional Definition Document
FEM	Finite-Element-Methode
FHA	Functional Hazard Analysis
FMEA	Failure Mode and Effects Analysis

FMECA	Failure Mode, Effects and Criticality Analysis
FORTTRAN	Ingenieursorientierte Programmiersprache
FPCC	Future Project Cabin Configuration
FPPD	Future Project Parametric Design
FRD	Functional Requirement Document
FSA	Flight Safety Analysis
FTA	Fault Tree Analysis
FTR	Flight Test Requirement
Functional ICD	Functional Interface Control Document
Functional RS	Functional Requirement Specification
FVW	Faserverbundwerkstoffe
G	
G	Gewicht
H	
HESY	Handschrifterkennungssystem
HIRF	High Interference Radio Frequency
HISSS	Higher-order Sub- and Supersonic Singularity Method
HTOL	Horizontal Take Off and Landing (vehicle)
I	
IBTP	Iron Bird Test Plan
IBTR	Iron Bird Test Report
ICD	Interface Control Document
ID	Installation Drawing
IDD	Interface Definition Drawing
IGES, IGS	Initial Graphic Exchange Specification
IPT	Integrated Product Team
ISO	International Organization for Standardization
J	
JAA	Joint Aviation Authorities
JAR	Joint Aviation Requirements
JDP	Joint Definition Phase
JDR	Joint Definition Review
K	
L	
LA	Load Analysis
LCCA	Life Circle Cost Analysis
LHECP	Lightning, High Interfering Radio Frequency, Electromagnetic Impulse Control Plan
M	

MA	Massachusetts
Ma	Machzahl
max.	Maximum, maximal
MBD	Mass Breakdown Structure
MIDAS	Multidisciplinary Integrated Design Analysis & Sizing
MIDplus	Menu-Driver-Interactive Design plus Physical Analysis
MIL	Military
MIL-STD	Military Standard
min.	Minimum, minimal
MMEL	Master Minimum Equipment List
Mod.	Modification Status
MSG	Maintenance Steering Group
MSG-3	Maintenance Steering Group 3
MSG-3 Analysis	Analysis according to MSG-3
MTA	Maintenance Task Analysis
MTBUR	Main Time Between Unscheduled Removal
N	
O	
Org.-Einheit	Organisationseinheit
P	
P	Power, Leistung
Pad3D	Parametric Aircraft Design 3 Dimensional
PDM	Produktdatenmanagement
PDM-System	Produktdatenmanagement-System
PDP	Preliminary Design Phase
PDR	Preliminary Design Review
PGRID	Parametric Geometry by Reduced Input Data
PHA	Preliminary Hazard Analysis
PHL	Preliminary Hazard List
PIANO	Project Interactive Analysis and Optimisation
PP	Program Plan
PPS	Project Plan, Schedule
PR	Pegasus Rebell
PrADO	Preliminary Aircraft Design and Optimisation
PRO/E (NGINEER)	CAD-Software Pro/ENGINEER des Unternehmens PTC
PS	Procurement Specification
PSP	Product Support Plan
PSSA	Preliminary System Safety Analysis
PTS	Purchaser Technical Specification
Q	
QAP	Quality Assurance Plan
QH	Qualitätshandbuch
QM	Qualitätsmanagement

QPP	Qualification Program Plan
QTP	Qualification Test Procedure
QTProcedure	Qualification Test Procedure
QTPlan	Qualification Test Plan
QTPL	Qualification Test Plan
QTR	Qualification Test Report
QuadGrid	Quick and dirty Grid set up program
R	
RCA	Requirements Criticality Analysis
Rev.	Revision
RMSA	Reliability, Maintainability & Assessment
RPR	Reliability Prediction Report
RRP	Risk Reduction Plan
RTCA	Radio Technical Commission for Aeronautics
RTCA DO	Radio Technical Commission for Aeronautics Document
S	
S	Surface, Flügelfläche
SAP R3	Produktdatenmanagementprogramm des Unternehmens SAP AG
SAR	System Analysis Report
SCM	System Certification Matrix
SCR	System Compliance Report
SDD	System Definition Document
SDS	System Definition Specification
S DescD	System Description Document
SEPA	Schnelle Entwurfs- und Parameter-Analyse
SES	Supplier Equipment Specification
SICD	System Interface Control Document
SID	System Interface Documentation
SIRD	System Installation Requirement Documentation
SITP	Structural Integrity Test Plan
SOW	Statement of Work
Soft CMP	Software Configuration Management Plan
Soft FTA	Software Fault Tree Analysis
Soft QAP	Software Quality Assurance Plan
Soft RS	Software Requirement Specification
Soft S	Software Specification
SPA	System Performance Analysis
Spec.	Specification
SPHA	System Preliminary Hazard Analysis
SRD	System Requirement Documentation
SREI	Stress Report of Equipment, Item
SRS	System Requirement Specification
SS	System Specification
SSA	System Safety Analysis
SSPP	System Safety Program Plan

STEP AP 203 ISO Standard for the Exchange of Product Model Data (automotive)
STEP AP 214 ISO Standard for the Exchange of Product Model Data (aerospace)

T

TLAR Top Level Aircraft Requirement
TLSRD Top Level System Requirement Documentation
TS Trade Study
TSO Technical Standard Order
TSR Trade Study Report
TU Technische Universität

U

usw. und so weiter (Aufzählung)

V

VBA Visual Basic for Applications
VDI Verein Deutscher Ingenieure
Visual CAPDA Visual Computer Aided Preliminary Design of Aircraft
VPM Virtual Product Management
VTOL Vertical Take Off and Landing (vehicle)

W

WBS Work Breakdown Structure
WCP Weight Control Plan
WPL Work Package List
WR Weight Report
WRP Weight Reduction Proposal

X

Y

Z

z. B. zum Beispiel

Einleitung

Die Luftfahrtindustrie leidet zunehmend an einem zu hohen Entwicklungsaufwand bei der Entstehung eines Fluggerätes. Verursacht durch geringe Stückzahlen und extrem lange Generationenfolgen von zehn Jahren und mehr, stellen die Entwicklungskosten einen großen Anteil des Kaufpreises dar.

Bedingt durch die langen Entwicklungszeiten von Flugzeugprojekten müssen Aussagen über weit in der Ferne liegende Vorgänge getroffen werden, welche nicht selten als allzu grobe Schätzungen angesehen werden können.

In der Luftfahrtindustrie wird es deshalb zunehmend wichtiger, Entwicklungszeiten zu verkürzen und die damit verbundenen Entwicklungskosten zu reduzieren.

Dies verlagert die Produktverantwortung immer weiter in den Bereich der Vorentwicklung. Dort müssen vermehrt Fragen über den gesamten Entwicklungszyklus hinaus beantwortet werden. Hierfür müssten aber alle am Produkt beteiligten Bereiche bereits bei der Projektplanung ihr spezielles Wissen in den Produktentwurf gleichzeitig einfließen lassen.

Ziel und Zweck dieser Dissertation ist es, ein Entwicklungsprinzip zu beschreiben, welches das gesamte Wissen eines Luftfahrtunternehmens bereits im Entwurf eines Fluggerätes berücksichtigt und somit den Entwicklungsprozess entschieden beschleunigt.

Durch genauere Vorhersagen und Risikeneingrenzungen können (un-)konventionelle Fluggeräte besser beurteilt werden. Fertigungsproblematiken, welche bereits im Entwurfsstadium diskutiert werden können, geben zudem eine bessere Transparenz für die Problematik einer Neuentwicklung.

Der Einbezug des gesamten Unternehmens in den Entwurf – vom Vertrieb, über die Entwicklung, Konstruktion, Qualifikation bis hin zur Produktion – stellt die Forderung eines nahezu gleichzeitigen Entwicklungsablaufes über alle Disziplinen hinweg dar.

Ein möglicher Ansatz, welcher zunächst die verschiedenen Disziplinen innerhalb der Vorentwicklung zu verbinden versucht, ist das in Abschnitt 1.1 vorgestellte Pad3D.

Concurrent Engineering [s-12] und **Simultaneous Engineering** [r-3] beschreiben in der Praxis vorkommende Ansätze für die Verknüpfung und Überlappung von Entwicklungs- und Qualifikationsaufgaben.

Aufgabe dieser Dissertation ist es, den Datenfluss des Entwicklungsprozesses eines Luftfahrtunternehmens über diese Ansätze hinaus zu untersuchen, neu aufzubereiten und am Beispiel einer Flugzeugentwicklung zu erläutern.

Die in Abschnitt 2 erläuterten Untersuchungen sollen einen solchen Weg aufzeigen und durch Nutzung eines Produktdatenmanagement-Systems einen auditierfähigen Gesamtentwurf (Abschnitt 3) vorstellen, welcher die gesamte gelenkte Dokumentation ebenfalls berücksichtigt und ausgewählte nutzt.

Ferner soll ein eindeutiger Datenfluss generiert werden, der sowohl auf die gebräuchlichen Daten und Dokumente zugreift als auch die Möglichkeit bietet, bestehende Firmenstrukturen

beizubehalten. Hierbei soll der Datenfluss durch eine klare Gliederung, welche durch eindeutige Mechanismen des Projektmanagements (siehe auch [p-3], [a-1]) gesteuert werden kann, erfolgen.

Da die meisten Dokumente in einem Entwicklungsprozess eindeutige Aufgaben haben, sollen diese am Beispiel einer typischen Systemdokumentation erklärt und ihre gegenseitigen Abhängigkeiten und Bedeutung für die Neuorganisation des Datenflusses aufgezeigt werden (Abschnitt 3). Die Philosophie lautet hierbei: Jede Information an möglichst nur einem einzigen Ort. Wodurch sichergestellt werden soll, dass bei Änderungen die Dokumente keinen Widerspruch aufzeigen oder an mehreren Stellen gleichzeitig gepflegt werden müssen. Alle Schritte, Aktionen, und Änderungen etc. sollen einen eindeutigen Auslöser haben. Die Firmenstrukturen und Verantwortlichkeiten sollen dargelegt werden. Als Ergebnis soll in Bezug auf die Dokumentation ein Datenfluss entstehen, welcher die reibungslose Entwicklung eines Fluggerätes ermöglicht und organisiert.

Die so entstehenden Systeme werden nun in einem Baukastenprinzip zu einer virtuellen Produktpalette zusammengefasst und die Änderungen wie auch Unwägbarkeiten zur Bewertung des virtuellen Produktes herangezogen.

Die eigentliche Entwicklungsaufgabe wird für die Entwicklung unkonventioneller Fluggeräte so abgeändert, dass verschiedene Bereiche aus Entwurf, Forschung, Konstruktion/Entwicklung, Qualifikation und Serienanlauf – selbst bei unkonventionellen Projekten mit einem hohen Anteil an Forschungstätigkeiten – nahezu zeitgleich zu arbeiten beginnen (Abschnitt 3.1.1); wodurch ein höherer Einfluss auf den Entwurf und damit auf die Kosten des späteren Fluggerätes genommen, sowie die ‚Zehnerregel‘ durchbrochen (Abschnitt 2.1.5) werden kann.

Der hohe Anspruch an die Entwicklung selbst bezieht sich hierbei auf die Machbarkeit hinsichtlich verfügbarer Technologie und ihrer Fertigungsmöglichkeiten.

Das gegenwärtig nahezu zwei Duzend Studien- und Diplomarbeiten umfassende Projekt Pegasus Rebell beschreibt das Potential, welches in dieser neuen Art der Flugzeugentwicklung bis hin zur entwurfsabhängigen Fabrikplanung steckt.

Die Idee der Neustrukturierung und im Besonderen der Neudefinition der Aufgaben (Abschnitt 3.1.1) kann hieran leicht erkennbar erläutert werden.

Der 5. Abschnitt schildert abschließend die neue Verfahrensweise im Test sowie deren Vor- und Nachteile.

1. Stand der Technik

1.1. Entwurfswerkzeuge im Flugzeugbau

In der Literatur sind mehrere Entwurfsverfahren zu finden, welche die heute gängige Entwurfsphilosophie und damit eine klare Gliederung und sequentielle Abarbeitung der Aufgabe (siehe auch VDI-Richtlinie 2221 [v-3]) deutlich aufzeigen. Im Folgenden werden mehrere Programmpakete dargestellt, welche sich mit luftfahrttypischen Entwurfsaufgaben befassen. Meist handelt es sich um Werkzeuge zur schnellen Vorhersage oder Optimierung hinsichtlich entsprechend vordefinierter Parameter.

Der Bezug zur Projektklinie oder eine Interaktion mit dem Projekt und seinem Verlauf (z. B. in Hinblick auf sich ändernde Randbedingungen oder auftretende Probleme eines neu entwickelten Systems) ist bereits in Ansätzen bei modernen Entwurfswerkzeugen erkennbar. (Der Begriff „Projekt“ oder „Projektklinie“ soll in dieser Dissertation eine auditierfähige Flugzeugentwicklung, verteilt über diverse daran beteiligte Abteilungen, Gruppen und Personen bis hin zum ersten in Serie gefertigten Flugzeug nach Abschluss aller für diese Entwicklung notwendigen Aufgaben, beschreiben.)

Pad3D

Die durch die industriellen Forderungen aufkommende Frage nach der Durchgängigkeit und Eindeutigkeit des Datenflusses wird durch das Programm Pad3D (Parametric Aircraft Design 3 Dimensional) [r-6] für die Vorentwicklung beantwortet.

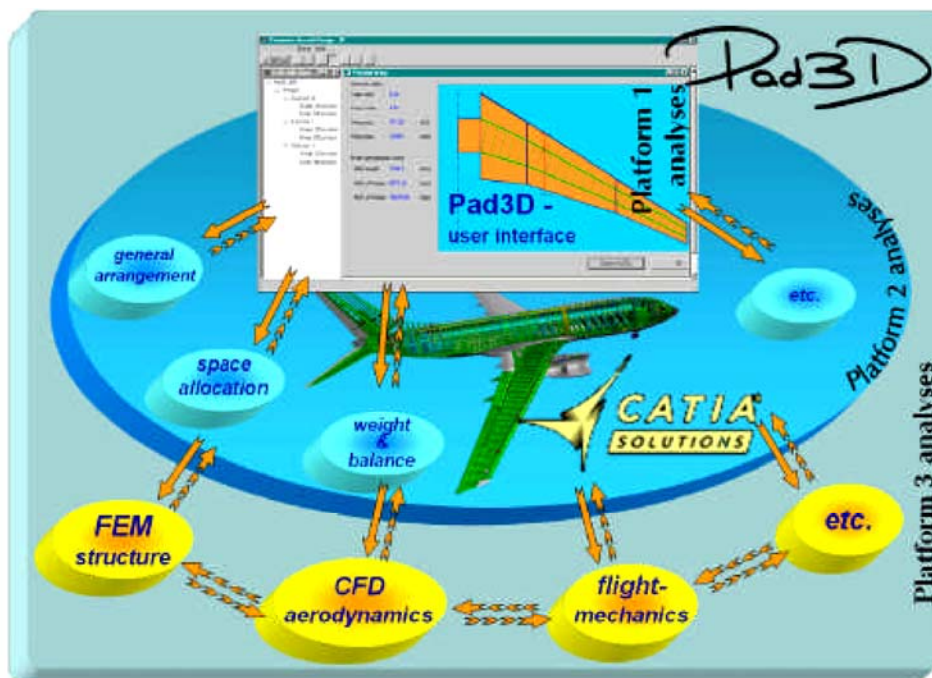


Abbildung 1: Programmwelt Pad3D, Quelle: Mechler [r-6]

Pad3D ist eine interdisziplinäre Schnittstelle, welche verschiedenste Entwurfsdaten zusammenführen und verarbeiten soll (siehe Abbildung 1). Über eine Schnittstelle werden Makros zum Aufbau von Geometrien erzeugt, welche durch das eigentliche Programm parametrisch gesteuert werden. Die in CATIA V5 [i-1] resultierenden Daten, wie Gewicht, Trägheitsmomente usw., können zurückgelesen und für andere Programme genutzt werden.

Dieser Ansatz zeigt in Verbindung mit CATIA V5 erste Erfolge. Bauteiländerungen oder neue Konfigurationen können jedoch nur mit genauer Kenntnis der Programmsystemarchitektur durchgeführt und erfasst werden.

Firmenstrukturen, die Projektdokumentation und der dadurch entstehende Datenfluss werden zum gegenwärtigen Zeitpunkt nicht erfasst.

PrADO

Das Programmpaket PrADO (Preliminary Aircraft Design and Optimisation Program) der Technischen Universität Braunschweig [h-2] stellt umfangreiche Module zum Entwurf und zur Optimierung von konventionellen wie auch unkonventionellen Flugkörpern zur Verfügung. Die große Stärke von PrADO liegt in der Missionsoptimierung (Abbildung 3) von Flugkörpern.

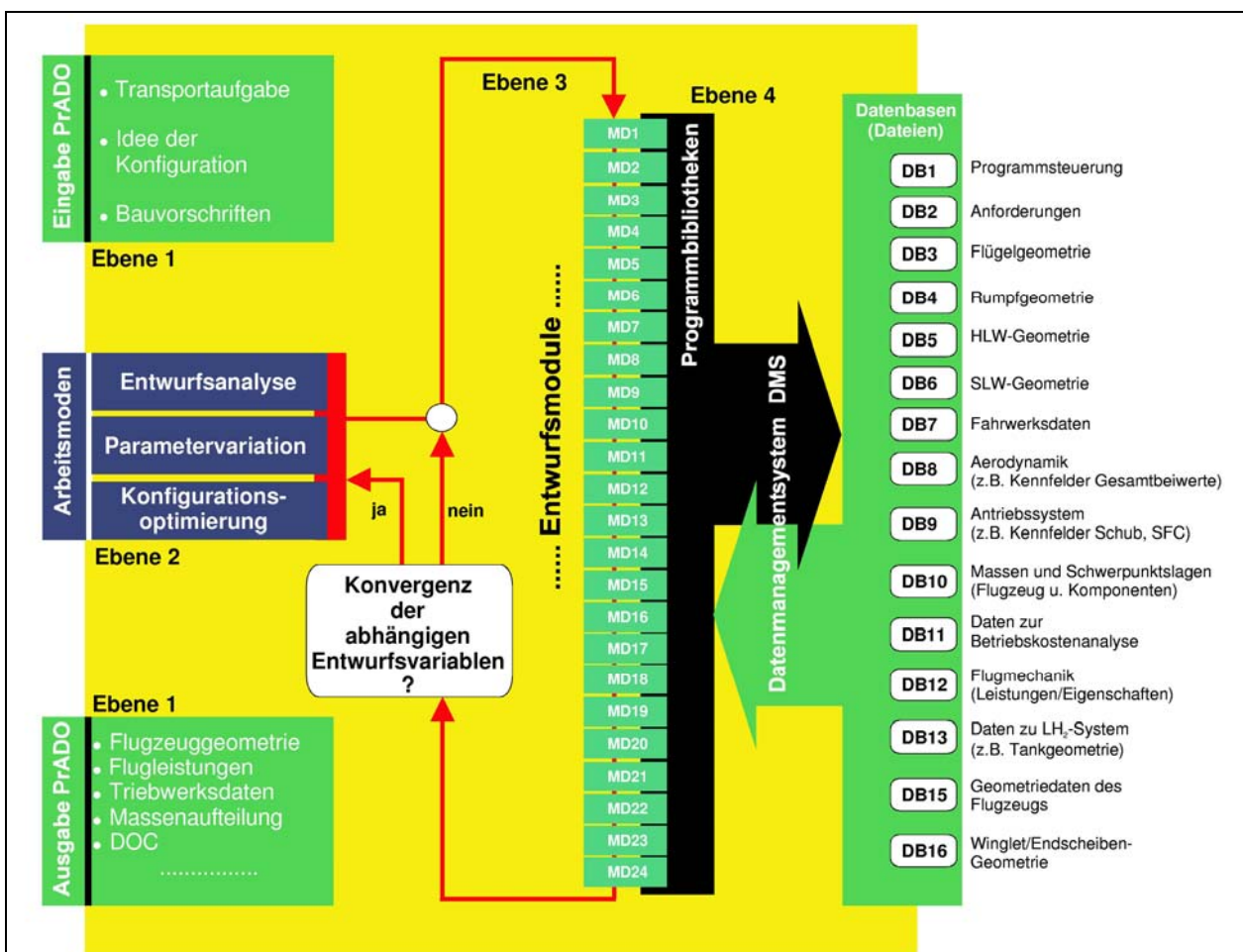


Abbildung 2: Programmpaket PrADO, Quelle: Heinze [h-2]

Dieses Programm ist der typische Vertreter einer Entwurfssoftware, welche ausschließlich innerhalb eines Entwurfsvorhabens zu ersten Abschätzungen und Entwürfen verwendet wird. Ausgehend von Designanforderungen, behördlichen Forderungen und Konfigurationsvorgaben werden die entsprechenden aerodynamischen und flugmechanischen Eigenschaften und Flugzeugdaten bestimmt (Abbildung 2). Durch die Visualisierung wird ein guter Eindruck über den entstandenen Entwurf erbracht. Eine Anbindung an weiterfolgende Entwicklungsschritte wie Qualifikation oder Fertigung ist zum gegenwärtigen Zeitpunkt nicht erkennbar.

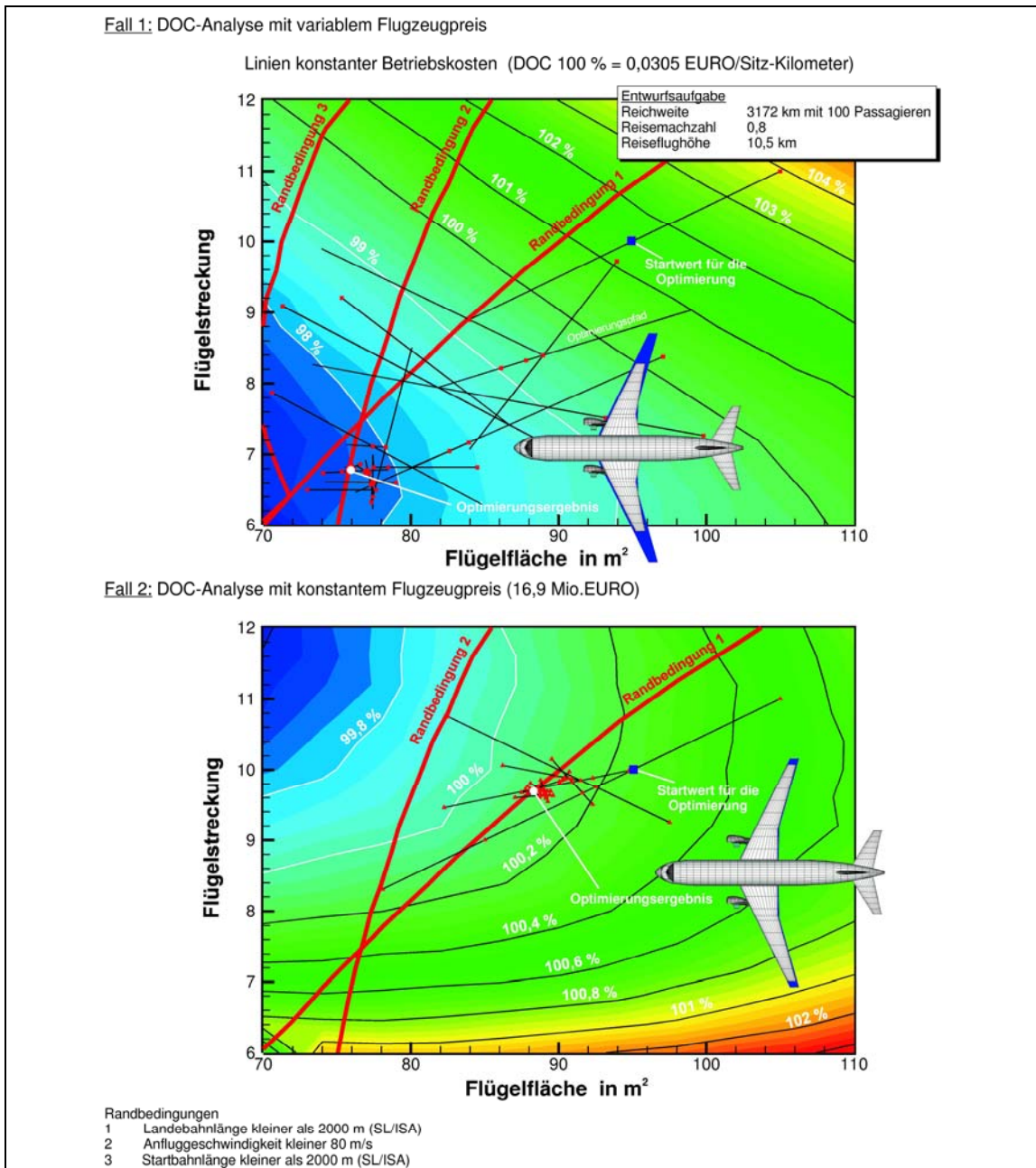


Abbildung 3: Optimierungsbeispiel des Programmpaketes PRADO, Quelle: Heinze [h-2]

Visual CAPDA

Das in FORTRAN geschriebene Programm Visual CAPDA (Visual Computer Aided Preliminary Design of Aircraft) [x-1], [t-3] wurde von der Technischen Universität Berlin in Zusammenarbeit mit dem Unternehmen PACE [p-1] entworfen.

Es ist für schnelle und einfache Untersuchungen konventioneller wie auch unkonventioneller Flugzeuge nützlich.

Das Programm ist für Propeller- und Fan-getriebene Flugzeuge entwickelt und liefert zusätzlich zu den gängigen optimierten Missionsdaten die **Direct Operating Costs (DOC)** und Emissionswerte. Durch die fehlenden echten dreidimensionalen Modellierungsfähigkeiten – es werden lediglich äußere Umrisse eines Flugzeuges generiert – ist dieses Programm ebenfalls ein typisches Entwurfswerkzeug.

Abbildung 4 zeigt die Unix-basierte Oberfläche von Visual CAPDA.

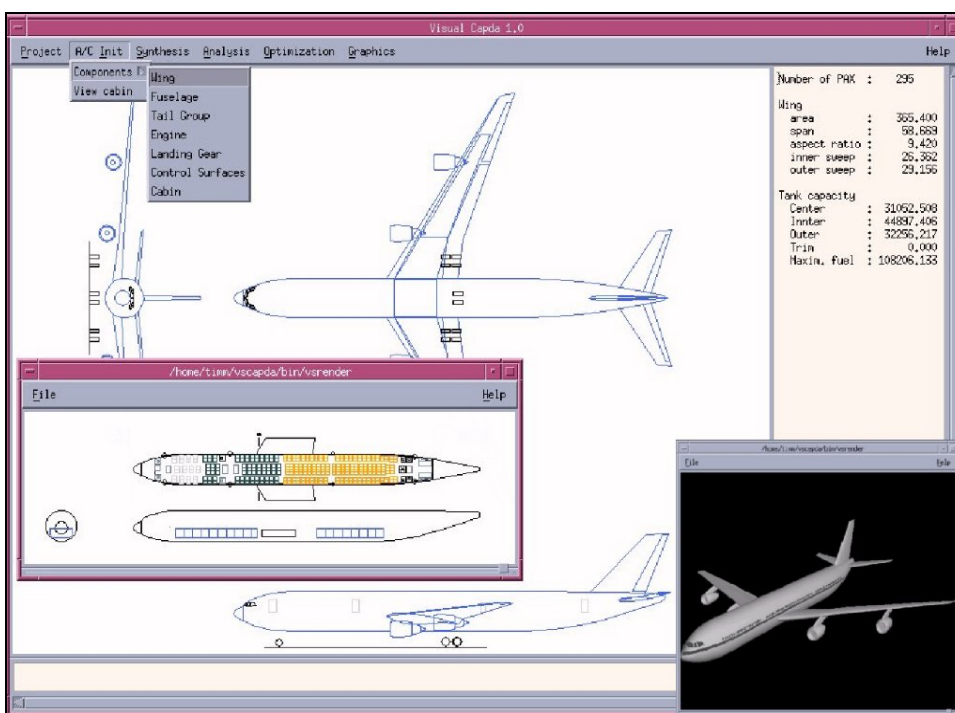


Abbildung 4: Visual CAPDA-Oberfläche, Quelle: TU Berlin [t-3]

PIANO

Basierend auf einer parametrischen Entwurfsanalyse errechnet das durch das Unternehmen Lissys entwickelte Programm PIANO (Project Interactive Analysis and Optimisation) [1-4] – auf realen Flugzeugdatensätzen basierend – die typischen Flugleistungen, welche für die ersten Vorentwurfsstudien genutzt werden können.

Es besitzt als Datenbasis mehr als 150 Flugzeuge, mit deren Hilfe die Analysen für konventionelle Flugzeuge nach der Bauvorschrift FAR/JAR 25 [f-3], [j-4] durchgeführt werden können (Abbildung 5).

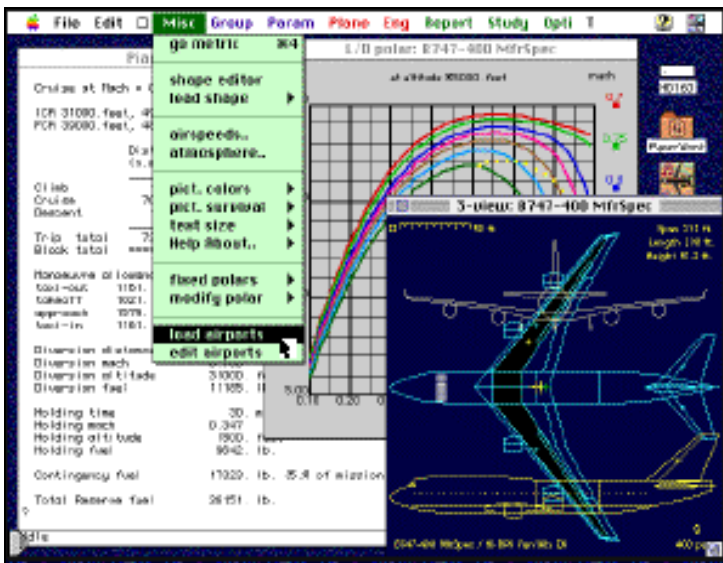


Abbildung 5: PIANO-Oberfläche, Quelle: Lissys [1-4]

AAA & Aero-CADD

Die Computersoftware Advanced Aircraft Analysis (AAA) wurde von Roskam [r-10] entwickelt und ist ebenso wie PRADO und PIANO ein typisches Beispiel eines Vorentwicklungsprogramms, welches sich auf die grundlegenden Entwurfskriterien bezieht.

Das Programm (Abbildung 6) nutzt hauptsächlich dialogfeldbasierte Eingabehilfen, welche die grundlegenden Konfigurationen des Flugzeuges darstellen, wie z. B. Hoch-, Tief- oder Doppeldecker. Von Roskam wird hiermit eine Unterscheidung in die verschiedenen Flugzeugkategorien vorgenommen.

Das Programm AAA folgt im Wesentlichen den Veröffentlichungen von Roskam [r-9], [r-12] und hat das Ziel, eine vollständige Flugmission zu beschreiben.

Mit der Zusatzsoftware Aero-CADD lässt sich ein Flugzeug als 3D-Geometrie erzeugen. Die Oberflächen, die daraus resultieren, sind über CAD-Schnittstellen für die Weiterverarbeitung in einem industriellen Großunternehmen exportierbar.

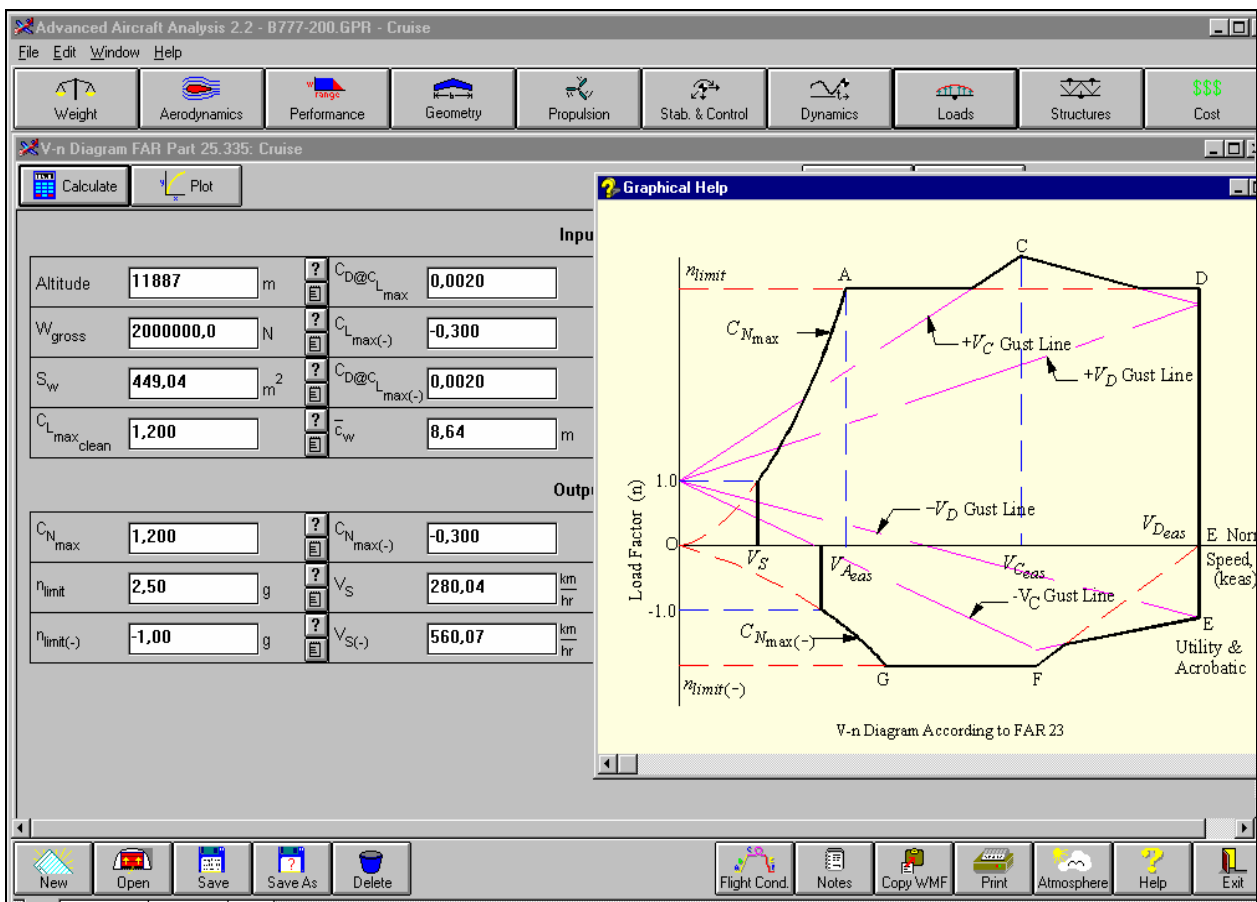


Abbildung 6: AAA-Programmoberfläche

FPPD / FPCC

Die durch das Unternehmen PACE entwickelten Programme FPPD (Future Project Parametric Design) und FPCC (Future Project Cabin Configuration) [a-5] wurden für den Entwurf von konventionellen Großflugzeugen für AIRBUS Industries [a-2] entwickelt.

Mit Hilfe der CAD-Software CADD5 5 [p-5] ist durch die üblichen Vorgaben der Flugzeugkonfiguration, des Missionsprofils und einiger geometrischer Rumpfdaten ein Flugzeugentwurf inklusive der Kabinenkonfiguration möglich.

Auch dieses Projekt hält seine Grenzen innerhalb der reinen Vorentwicklung. Jedoch sind die durch CADD5 5 generierten Daten für den weiteren Gebrauch in der Projektklinie nutzbar.

Pacelab Cabin und Pacelab Mission

Ebenfalls von PACE entwickelt sind die Programme Pacelab Cabin und Pacelab Mission. Sie dienen dem einfachen Vorentwurf von verschiedenen Flugzeugkabinenkonfigurationen und Missionsprofilen. Aus Gründen der Portierbarkeit per Laptop wurde auf die Integration rechenintensiver CAD-Software (siehe Abbildung 7) verzichtet.

Die Lebenserwartung der durch diese Programme entstandenen Daten dürfte demnach wohl kaum über die Grenzen der Vorauslegung und entwicklungsbegleitenden Konfigurationsuntersuchungen in den Konstruktionsabteilungen hinausgehen. (Unter „Lebenserwartung“ von Daten ist in Anlehnung an die Informatik der zeitliche und physikalische Bereich, in dem bestimmte Daten angewandt, benutzt und weiterverarbeitet werden, zu verstehen.)



Abbildung 7: Pacelab Cabin & Mission - Oberfläche, Quelle: PACE [p-1]

MIDplus

Ursprünglich entwickelt zum Berechnen von Schiffsrümpfen ist das in FORTRAN programmierte Programm MIDplus (Menu-Driver-Interactive Design plus Physical Analysis) [k-9] zum Entwurfs-Tool für konventionelle wie auch unkonventionelle Flugzeuge mutiert.

An einer vorgegebenen Struktur errechnet das Programm abschnittsweise die Druckverteilung auf dem jeweiligen Segment. Die Verteilung kann anschließend durch Änderung an der Struktur selbst verbessert werden und erfordert – da die Modifikationen vom Benutzer durchgeführt werden müssen – gute aerodynamische Kenntnisse.

Die hiermit generierten Flugzeughüllen ergeben einen objektiven Eindruck des entworfenen Modells. Die generierten CAD-Daten sind auf CAD-Programme exportierbar.

MIDAS, HISSS, PGRID, QuadGrid

Die in MIDAS (Multidisciplinary Integrated Design Analysis & Sizing) [b-6] enthaltenen Module HISSS (Higher-order Sub- and Supersonic Singularity Method), PGRID (Parametric Geometry by Reduced Input Data) und QuadGrid (Quick and dirty Grid set up program) sind innerhalb der ehemaligen Daimler-Benz Aerospace für die schnelle Konkurrenzanalyse und Neuentwicklung von zivilen und militärischen Flugzeugen entstanden.

Auch hier werden Oberflächendaten – welche nur bedingt für die Projektklinie einsetzbar sind – erzeugt. Eine Anbindung an die eigentliche Projektklinie ist nicht zu erkennen.

Die mit diesen Werkzeugen entstandenen Daten haben ihre typische Lebenserwartung innerhalb der frühen Vorentwicklung und Forschung.

Programm „43“

Unter den in diesem Abschnitt vorgestellten Entwicklungsprogrammen ist das von Rudolph entworfene Programm „43“ [r-16] das wohl Ungewöhnlichste. Mit Hilfe von so genannten Entwurfsgrammatiken können hiermit die unterschiedlichsten Produkte entwickelt, iteriert und optimiert werden.

Für den Flugzeugbau und den Satellitenentwurf [a-10] im Speziellen wurden unaufgelöste mathematische und physikalische Gesetzmäßigkeiten programmiert, welche durch eine künstliche Intelligenz verarbeitet werden; in [a-9] und [r-18] wird dieser Sachverhalt am Beispiel eines Hochspannungsmastes erläutert.

So ist durch die Vorgabe von Knoten und Verzweigungen die Entstehung eines Flugzeuges (Abbildung 8) für bestimmte Aufgaben möglich.

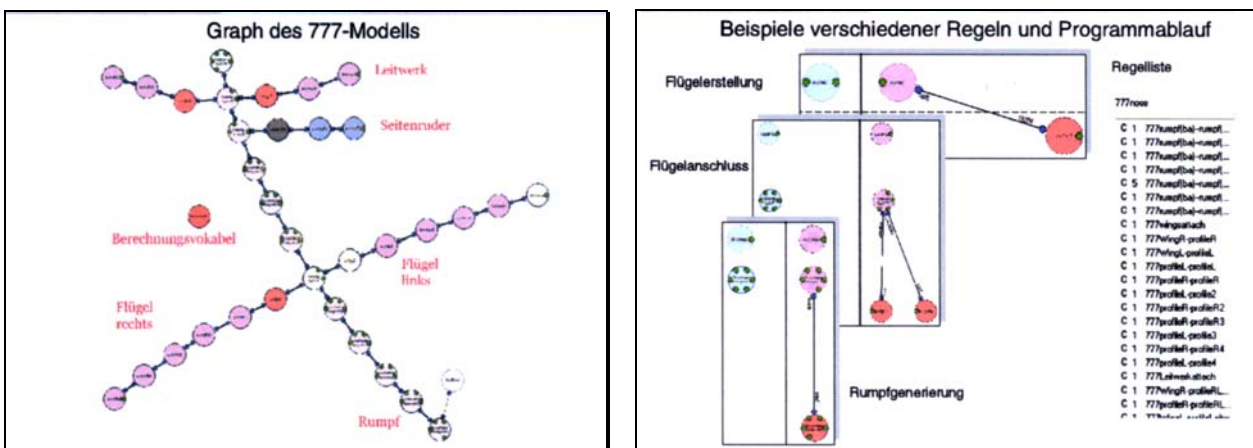


Abbildung 8: Darstellung der Abhängigkeiten der Entwurfsknoten am Beispiel einer Boeing 777, Quelle: Rudolph [r-17]

Die Visualisierung wird in Kürze über CATIA V5 erfolgen, so dass dieses Programm als eine weitere Möglichkeit der Datenintegration auf Vorentwurfsebene – ähnlich dem in Abschnitt 1.1 Pad3D – darstellt.

Optische Gesichtspunkte, wie das gefällige Aussehen einer Kabine, die Kosten und Entwicklungsrisiken bleiben jedoch zum gegenwärtigen Standpunkt außer Acht, da sie mathematisch nur begrenzt erfassbar sind.

SEPA

Das approximative Rechenverfahren SEPA (Schnelle Entwurfs- und Parameter-Analyse) [k-12] wurde von Kraus zum Erstellen von Flugzeugvarianten und -derivativa entwickelt und basiert hauptsächlich auf empirischen Stützdaten. Im Wesentlichen wird bei SEPA davon ausgegangen, dass ein bestimmtes Wissen, welches sich durch die Flugzeugentwicklungshistorie eines Unternehmens beschreiben lässt und welches von Kraus als Wachstumsgesetz bezeichnet wird,

Aussagen über den Entwurf von Flugzeugfamilien enthält. Hierzu werden Varianten und Derivativa für den Betriebspunkt eines bestimmten Fluggerätes oder einer geplanten Flugzeugfamilie rechnerisch entworfen; in Abbildung 9 am Beispiel eines A300 aufgezeigt. CAD-Daten werden durch SEPA nicht generiert. Vielmehr wird bei diesem Verfahren die Portierbarkeit und die „Extrapolation“ – bei Kraus Wachstumsschritte 7 bis 9 genannt – für zukünftige Flugmodelle von Kraus selbst in Frage gestellt.

Interessant ist allerdings die durch SEPA geschaffene Möglichkeit einer Analyse für den direkten Konkurrenzvergleich (Abbildung 10), welche als Grundlage für strategische Entscheidungen hinsichtlich eines möglichen neuen Projekts dienen könnte.

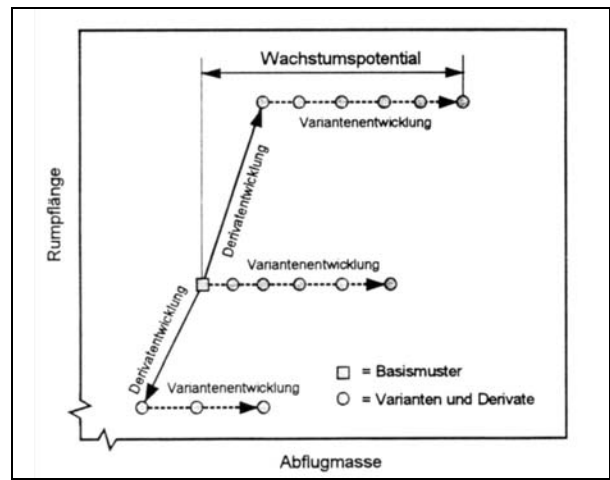
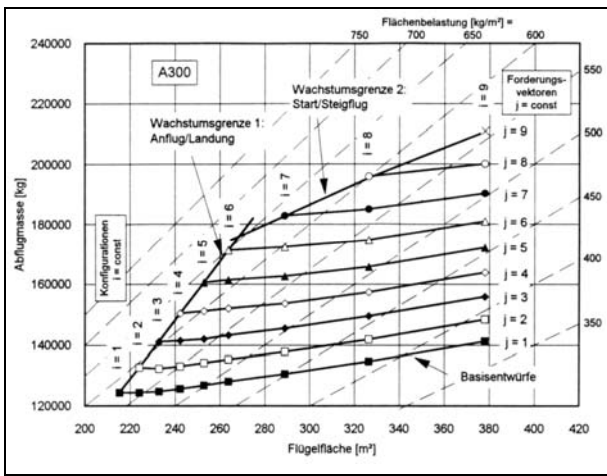


Abbildung 9: Wachstumspotential, Quelle: Kraus [k-12]

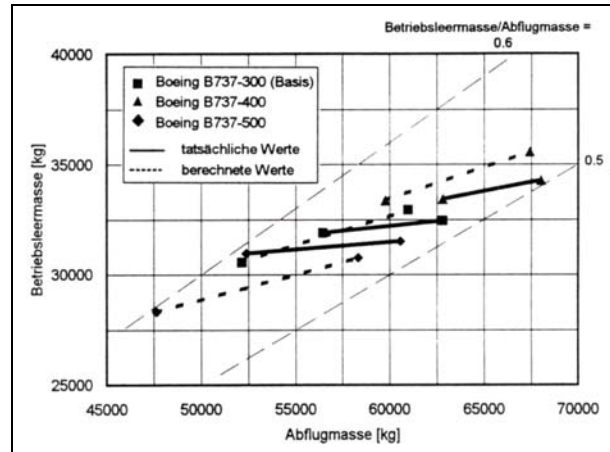
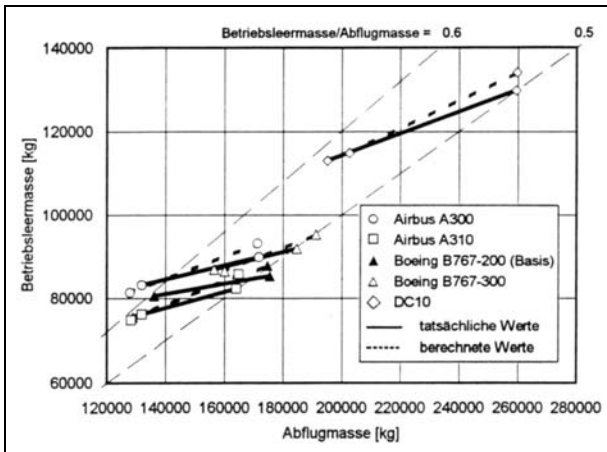


Abbildung 10: Vergleich theoretischer und praktischer Familiendaten, Quelle: Kraus [k-12]

FASTR

FASTR (Flexible Sizing To Requirements) [s-2] ist eine analytische Skalierungsmethode, die sich auf die Daten vorhandener Fluggeräte stützt. Hiermit können z. B. Flugzeugfamilien in ihrer Größe skaliert werden und Aussagen über die Effizienz des skalierten Flugkörpers in Hinblick auf eine geänderte Flugmission getroffen werden, so dass eine bessere Grundlage zur Entscheidung für bestimmte Baugruppen und Systeme entsteht.

In Abbildung 11 ist die Skalierung eines A400M beispielhaft anhand geänderter Flugmissionsdaten aufgezeigt.

CAD-Daten werden durch das von Schieck erarbeitete Programm ebenfalls nicht generiert.

Änderungen relativ zum skalierten Referenzentwurf										
	Reichweite		Nutzlast		Deckenlänge		Rumpfbreite		Sonde	Radar- antenne ^{*)}
	+10%	-10%	+10%	-10%	+10%	-10%	+10%	-10%		
<input type="checkbox"/> Kraftstoffmasse	9,9%	-6,4%	3,3%	0,0%	1,3%	1,9%	4,2%	-0,9%	3,3%	-6,4%
<input type="checkbox"/> Strukturmasse	3,1%	-2,0%	2,7%	-1,7%	-2,6%	4,5%	2,1%	-1,1%	1,1%	-6,3%
<input type="checkbox"/> Abflugmasse	3,8%	-2,5%	3,8%	-2,5%	-0,4%	2,1%	2,2%	-0,9%	1,4%	-15,20%
<input type="checkbox"/> Flügelfläche	7,5%	-4,9%	2,5%	0,0%	0,0%	2,5%	2,5%	0,0%	2,5%	-4,9%
<input type="checkbox"/> Rumpflänge	0,0%	0,0%	0,0%	0,0%	5,3%	-5,3%	0,0%	0,0%	0,0%	0,0%
<input type="checkbox"/> bespülte Oberfläche	2,4%	-1,6%	0,8%	0,0%	2,8%	-2,1%	1,9%	-1,2%	0,8%	-1,6%
<input type="checkbox"/> Nullwiderstand	-4,4%	3,9%	-1,8%	0,0%	0,9%	-2,7%	-0,5%	-1,3%	-1,7%	5,3%
<input type="checkbox"/> Flächenbelastung	-3,5%	2,7%	1,3%	-2,5%	-0,4%	-0,4%	-0,3%	0,9%	-1,1%	-10,7%
<input type="checkbox"/> Schubbelastung	-3,6%	2,5%	-3,6%	2,6%	0,4%	-2,1%	-2,2%	0,9%	-1,4%	17,9%

^{*)} Antenne 1500 kg, Nutzlast 4 500 kg
^{**)} bei Ma = 0,3

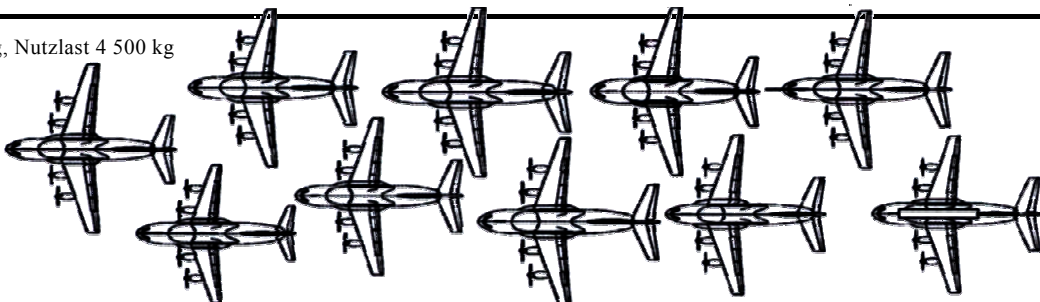


Abbildung 11: Skalierung des AIRBUS A400M, nach Quelle: Schieck [s-2]

AirOpt

Stellvertretend für diverse Bemühungen der Luftfahrtindustrie Berechnungen über die Finite-Element-Methode (FEM) auf Konstruktionsdaten ohne zusätzliche Konvertierung aufzubauen, soll hier das durch AIRBUS Industries initiierte Projekt AirOpt [n-1] angeführt werden.

Der Vorteil liegt im Verzicht auf Datenschnittstellen wie DXF, IGES oder STEP AP 203 / 214 (Encarnação [e-2]); das hilft Datenverluste oder -fehler zu vermeiden.



Abbildung 12: CAD-Entwurf des A400M als Basis zur FEM-Optimierung, Quelle: Netz [n-1]

Das in Abbildung 12 dargestellte Flugzeug ist in CATIA V5 entwickelt und dient direkt zur Netzgenerierung über FEM mit anschließender Berechnung durch einen in die CATIA-Umgebung integrierten ANSYS-Kernel [a-11]. Durch diese Maßnahme fällt die Datenkonvertierung zwischen Konstruktion und Berechnung weg; die Strukturoptimierung wird dadurch erheblich beschleunigt.

Die Synergie von CAD und FEM hat bei CATIA V5 einen weiteren Vorteil:

Bei entsprechend aufgebauten Modellen pflanzt sich eine konstruktive Änderung automatisch fort, so dass die Netzgenerierung und Bauteilberechnung direkt durch die Konstruktion gesteuert werden kann (näheres siehe Abschnitt 4.3.1 und 4.3.2).

FAME

Das von AIRBUS Industries selbst entwickelte – und sich noch in der Entwicklung befindliche – Programmpaket FAME (Fast and Advanced Mass Estimation) ist ähnlich wie MIDAS für die schnelle Vorhersage konventioneller Flugzeuge im frühen Vorentwurf konzipiert [h-4]. Gestützt auf den Werten von AIRBUS gefertigten Flugzeugbaugruppen werden Interpolationswerte für eine neue mögliche Konfiguration ermittelt.

Zur Verbesserung dieser Daten, sind zusätzlich analytische Berechnungsmethoden hinterlegt (siehe auch [k-8]), durch welche schnelle Konkurrenzanalysen mit wenigen Parametern möglich werden. Zentraler Gesichtspunkt von FAME ist es, eine möglichst genaue Gewichtsprognose im Entwurfsstadium zu geben. Hierzu werden detaillierte Missionsparameter und aerodynamische Lasten berechnet. Systeme und andere fehlende Parameter werden durch Standardwerte repräsentiert.

Die Ergebnisausgabe erfolgt in einem dreidimensionalen Strukturmodell.

1.2.CAD-Systeme in der Luftfahrtindustrie

Zur Steigerung der Arbeitsleistung in Konstruktionsabteilungen und zur Entwicklung komplexer Geometrien haben sich in nahezu allen Bereichen der Industrie CAD-Hilfsmittel durchgesetzt. Die Steigerung der Produktivität wird z. B. durch die VDI-Richtlinie 2216 [v-1] und Encarnação erläutert.

In der Luftfahrtbranche ist das CAD-System CATIA (Computer Aided Three-Dimensional Interactive Application) in der Version 4 gängig, welche neuerdings durch die Version 5 ersetzt wird.

Bei CATIA-Daten gibt es kaum standardisierte Kriterien; die Handhabung und der Aufbau der Daten ist jedoch weitgehend frei. So legen viele Firmen eigene Standards fest.

CATIA V4

Die außerordentliche Vielfalt an Möglichkeiten und Varianten machen CATIA V4 (Hogh [h-8]) zum Problemkind im Datenfluss. Der Segen der Vielfalt auf verschiedensten Wegen dasselbe zu erreichen ist zugleich der Fluch dieses CAD-Systems.

CATIA-Daten der Version 4.x werden allgemein nach herkömmlichen Gesichtspunkten erstellt. Die Organisation und der Aufbau von CAD-Elementen steht hierbei im Vordergrund. Einflussnahme auf Modelle und deren Gestalt durch die bewusste Manipulation von Parametern wird durch diese Version dem Benutzer nur innerhalb der Modellumgebung ermöglicht. Ein Zugriff von Außen – d. h. durch steuernde Programme – bleibt hier nur einem kleinen Kreis von Computerspezialisten, welche ganz spezielle Features für ganz spezielle Geometrien oder Formen erstellen, vorbehalten. Das Helios der Firma HELLA [h-6], ein Programm zum Erzeugen einer lichtreflektierenden Oberfläche, ist eine solche, für einen konkreten Anwendungsfall programmierte, Schnittstelle. Programmierte Interaktionen zwischen mehreren Komponenten, Baugruppen oder gar ganzen Systemen sind in der einschlägigen Literatur jedoch nicht bekannt.

Einflüsse einer Änderung eines Modells auf darauffolgende und davon abhängige Modelle sind in der Version 4.x nur durch deren explizite Änderung möglich. Ein Umstand, der eine veränderliche Gesamtkonfiguration nur durch die direkte Steuerung jedes einzelnen geometrischen Elements ermöglichen würde; ein großer Aufwand, welcher den Nutzen der in Abschnitt 3 aufgeführten Entwicklungsmethodik in Frage stellen würde. Jedoch sind Daten der Version 4 in die Version 5 portierbar; die dort zur Verfügung stehenden Parameter können ebenfalls in der V5-Umgebung genutzt werden.

Änderungen, die an einem Bauteil durchgeführt werden und Einfluss auf andere Teile haben, sind in V4 getrennt zu pflegen. D. h. die Geometrie eines Bauteils ist als fest anzusehen. Bei Änderungen innerhalb einer Baugruppe kann so eine ganze Änderungskaskade ausgelöst werden (siehe auch Abschnitt 2.1.5, Zehnerregel).

Für eine geregelte Dokumentation sollten in einem Unternehmensverbund klare und vor allem eindeutige Regeln aufgestellt werden. Dieses Wissen sollte explizit geschult werden, um sicher zu stellen, dass es korrekt in die Produktstruktur einfließen kann.

CATIA V5

CATIA V5 wurde als Konkurrenzprodukt zum CAD-System Pro/ENGINEER, welches eine moderne Oberfläche bietet, entwickelt. Die Stärke, die CATIA V4 in der Freiformflächentechnologie bietet, wurde nach und nach auf V5 portiert.

Die Version 5 von CATIA ist heute der Version 4 durch die vollständige Parametrisierung überlegen. Zusätzlich bietet die moderne Oberfläche einen schnelleren Zugriff z. B. zu den Analysedaten ‚Gewicht‘, ‚Oberfläche‘, ‚Hauptträgheitsachsen‘, ‚Trägheitsschwerpunkt‘ und somit wesentliche Vorzüge, welche eine umfassende Feature-Technologie (VDI-Richtlinie 2218 [e-3]) in ein und derselben CAX-Systemwelt benötigt; für das neu vorgestellte Modell des parametrisierten Entwurfs (siehe Abschnitt 4) ein erheblicher Vorteil, da alle Daten in ein und derselben Systemumgebung zur Verfügung stehen.

Dies führt, bedingt durch seine leichte Zugänglichkeit zur Parametrisierung, zu einer guten Symbiose mit der im weiteren Verlauf dieser Arbeit vorgestellten Entwurfsphilosophie (siehe Abschnitt 3).

Zeitaufwändig dagegen ist zum gegenwärtigen Zeitpunkt jedoch noch das Bereinigen der Dateien.

Die Parametrisierung der CATIA Version 5 lässt eine geometrische wie auch parametrische Abhängigkeit von ganzen Strukturen und Produkten zu. Diese neue Technologie ermöglicht es, ein komplettes Fluggerät in bestimmten Grenzen komplett durch Parameter zu steuern und zu verändern. Selbst bereits existierende Daten lassen sich leicht in einen Verbund integrieren und in Abhängigkeit davon modifizieren.

Der große Vorteil, den V5 bietet, ist, dass diese Tätigkeit leicht vom Konstrukteur des Bauteils selbst vorgenommen werden kann. Sollen Bauteile bestimmte Dimensionen nicht überschreiten, so kann dies der Konstrukteur direkt beim Entwurf seines Modells berücksichtigen. (Dies wurde im Rahmen dieser Arbeit mit relativ ungeübten CAD-Nutzern hundertfach ausgeführt.)

Diese Abhängigkeiten müssen jedoch gezielt gelenkt werden.

CAD-Schnittstellen

Der Austausch der Datensätze ist wohl seit Einführung der elektronischen Daten im Flugzeugbau ein zentrales Thema. So wurden allgemeine Schnittstellen wie DXF, IGES und später STEP entwickelt.

Der Trend geht heute zur einheitlichen Software, da diese Schnittstellen die Daten meist nur standardisierte Datenprotokolle transferieren, die heute gängigen Systeme jedoch zusätzliche Informationen speichern, deren Nacharbeit wertvolle Zeit in Anspruch nimmt [s-11].

Mit der Einführung von CATIA V4 kam zusätzlich ein neues Problem auf, das durch den **Project-File**, eine Vordefinition eines Startmodells, verursacht wird. Durch die unterschiedliche **Project-File**- Definitionen verschiedener Unternehmen, ist der Datenaustausch von CATIA V4 zu CATIA V4 selbst nur noch bedingt kompatibel.

Die Folge war, dass für verschiedene Projekte bei den Lieferanten verschiedene **Project-Files** und damit meist auch verschiedene Softwareumgebungen von V4 aufgesetzt wurden. Dieser Umstand macht ein einheitliches Arbeiten im Unternehmen mit ein und derselben Software (V4) nahezu unmöglich, da der Zeitbedarf zu groß geraten ist und die Mitarbeiter selten über das technische Wissen verfügen.

Durch die Einführung von CATIA V5 kann diesem negativen Umstand ein Ende gesetzt werden.

2. Datenfluss und Organisation im Entwicklungsprozess

Die moderne Flugzeugentwicklungsstruktur wird gegenwärtig durch den amerikanischen Kontinent getrieben. In Europa wird meist diese Organisation in ähnlicher Weise eingesetzt oder aufgrund der weltweiten Verflechtung der Lieferanten adaptiert. Im **System Safety Handbook** der **Federal Aviation Administration** (FAA SSH) [f-11] werden typische Entwicklungsprozesse und die innerhalb dieser Prozesse entstandenen Dokumente und Verfahren ausführlich beschrieben (siehe auch Abschnitt 2.2).

Im Folgenden wird deshalb auf diese Art der Organisation eingegangen, da sie immer mehr an weltweiter Bedeutung gewinnt.

Die im weiteren Verlauf dargelegten Erläuterungen, Beschreibungen, Untersuchungsergebnisse und Beispiele basieren auf der einschlägigen Berufserfahrung des Autors in Entwurf, Entwicklung, Konstruktion und Projektleitung in der internationalen Luftfahrtbranche.

Ebenso entstammen die in diesem Abschnitt beschriebenen Organisationen, Verfahren und Dokumente dem Wissen des Verfassers, bedingt durch die Mitarbeit an verschiedenen militärischen und zivilen Luftfahrtprojekten.

2.1. Flugzeugentwicklung und deren Organisation in der Luftfahrt

Der klassische Fluggerätehersteller, welcher sein Flugzeug vollständig selbst entwickelte und nur fertige Teile vom Lieferanten bauen ließ, wird mehr und mehr durch den modernen projektverantwortlichen Hersteller ersetzt. Dieser scharft eine größere Zahl an Lieferanten um sich, die auch einen Teil des Entwicklungsrisikos mit tragen (sie werden als Systemlieferanten oder **Risk Sharing Partner** bezeichnet).

Der Vorteil liegt darin, dass diese Lieferanten eine bestimmte Fachkompetenz besitzen, welche sie von vornherein in das Projekt mit einbringen können. Das Wissen aus anderen Projekten mit anderen Flugzeugherstellern befürwortet die Entstehung eines besseren und gleichzeitig günstigeren bzw. zuverlässigeren Produkts. Die ehemalige Vormachtstellung des Herstellers wird dadurch auf alle Partner, welche beim Hersteller vor Ort als Teil der ganzen Entwicklungsgruppe agieren, verteilt.

Diese Arbeitsaufteilung, welche den Systemlieferanten ein hohes Maß an Eigenverantwortung gibt, nimmt dem Hersteller gleichzeitig einen großen Teil seiner Autorität; liegt keine klare Aufgabenverteilung bzw. Verantwortung vor, so gewinnt der finanzielle Aspekt schnell die Oberhand. Die durch die Lieferanten eigenverantwortlich durchgeführten Qualifikationen verstärken diesen Effekt der Lieferantenabhängigkeit zusätzlich.

Die Entwicklungsaufgaben wurden in den letzten Jahren immer mehr zum Lieferanten verlagert. War der Zulieferer bis vor wenigen Jahren noch Bauteilhersteller (**Build-to-Print**), so ist er jetzt mit Entwicklungsaufgaben betraut, welche Zertifizierungsbelange beinhalten. Die gegenwärtige Situation hat bereits ein Stadium erreicht, in dem die Systemlieferanten eine

Entwicklungsverantwortung haben, die es ihnen ermöglicht, selbst zu agieren und über systematische Fragen zu entscheiden.

Während sich der Hersteller auf die Endmontage [w-1] konzentriert, liegt die Hauptaufgabe der Lieferanten in der Produktentwicklung und auf den zeitgleichen (**Just-in-Time**) Lieferbedingungen, nach welchen deren Fertigungslinien – und nicht zuletzt das Produkt selbst – ausgelegt sind.

Der Hersteller selbst tritt als Projektführer auf, der die Richtung und das Projektziel vorgibt. D.h. auf Seiten des Herstellers herrscht das Projektmanagement, auf Seiten der Lieferanten die eigentliche Entwicklung vor, so dass nur eine enge Verknüpfung und entsprechendes Vertrauen letztendlich zum Ziel führt.

Durch das Einbinden von eigenverantwortlichen Systemlieferanten kann z. B. die Fertigung erheblich beschleunigt und die Fertigungskosten durch den Wegfall von Doppelfunktionen reduziert werden. So werden bei modernen Herstellern auf Wareneingangskontrollen der Produkte ihrer Systemlieferanten verzichtet, da der Lieferant selbst für die Qualität seines Systems als luftfahrtzugelassener Betrieb garantiert (entsprechend FAR/JAR 21 [j-2], [f-1], FAR/JAR 145 [j-5], [f-4], FAR/JAR 147 [j-6], [f-5]). Der Wechsel von einem bestehenden zu einem neuen, möglichen Lieferanten wird dadurch jedoch stark eingeschränkt, da die gesamte Verantwortung auf einen künftigen Lieferanten übertragen werden muss.

Über Mitarbeiter des Lieferanten vor Ort (**Onsite Support**) wird nahezu das gesamte Arbeitsfeld des Projekts während des gesamten Entwicklungsablaufes abgewickelt (siehe auch Abbildung 13). Dabei kommt es auf die Qualitäten, das Verhandlungsgeschick und das technische Wissen jedes einzelnen Mitarbeiters an. Werden zusätzlich in gleichen Zeitabständen Projektbesprechungen durchgeführt, so wird der Projektfluss zusätzlich beschleunigt und die Gruppenmitglieder sind stetig auf aktuellem Stand. Missverständnisse und Fehlentwicklungen werden somit weitgehend vermieden.

Entscheidend ist die gesamte Projektorganisation. Wird ein schwacher **Onsite Support** genutzt, kann vor Ort nur unzureichend agiert werden. Der Einfluss auf die Qualifikationsanforderungen kann hier bei fehlerhaft getätigten Annahmen sehr groß werden.

2.1.1. Projektorganisation

Die Organisation beim Fluggerätehersteller erfordert eine straffe Projektführung [m-13], wie auch eine Reihe von sehr gut ausgebildeten Systemingenieuren, welche die Systemlieferanten führen und die Interessen des eigenen Unternehmens in einer Vielzahl von Aufgaben vertreten. Dabei arbeiten Hersteller und Lieferant politisch und physikalisch zusammen. D. h. Lieferanten (in Abbildung 13 als Partner – Kurzform für **Risk Sharing Partner** – bezeichnet) entscheiden wesentliche Aufgaben mit und sind an der Entstehung des Flugzeugdesigns mitverantwortlich. Hierbei ist unter „Design“ entsprechend DIN ISO 9001 (siehe auch DIN ISO 9000 [d-5]) folgendes zu verstehen: „„Design“ kann „Entwicklung“, „Berechnung“, „Konstruktion“ bzw. deren Ergebnis, „Entwurf“, „Gestaltung“ oder „Konzept“ usw. einschließen und entsprechend benannt werden.“

Fehlt es hierbei einem Systemingenieur an Erfahrung in diesem Umfeld, so kann das ganze Projekt leicht in Mitleidenschaft geraten. Eine besondere Bedeutung kommt deshalb der Vorortunterstützung des Lieferanten zu. Das **System Safety Handbook** der **Federal Aviation Administration** legt zudem Mindestanforderungen an diesen Personenkreis fest.

Die eigentliche Entwicklung einer Großzahl von Baugruppen, Systemen und Geräten ist heute bereits in die Hände der Systemlieferanten verlegt worden; die Lieferanten dienen sozusagen als verlängerte Werkbank des Herstellers. Ein Aspekt, welcher zu dem Problem führt, dass verschiedene Prozesse und Entwicklungsverfahren aufeinander abgestimmt und vereinheitlicht sein müssen. In vielen Fällen führt dies zu einer doppelten Produktdatenführung, welche die Identifizierung, aber vor allem die Pflege der Daten erschwert, ja sogar unmöglich machen kann, wenn ein Lieferant ein fest vorgeschriebenes Entwicklungs- und Fertigungsverfahren etabliert hat. Aus diesem Grund ist immer ein zentrales Datenmanagement Voraussetzung für eine schnelle und kostengünstige Entwicklung.

Ein Flugzeug wird gewöhnlich in folgende Sektionen aufgeteilt, welche durch entsprechend verantwortliche Projektgruppen (**Design and Build Teams, DBTs**) bearbeitet werden. Generell gelten für die Aufteilung der DBTs die Baugruppen: Flügel, Rumpf, Leitwerk, Fahrwerk, Elektrik/Avionik, Hydraulik, Cockpit, Kabine, Klimatisierung und Antrieb.

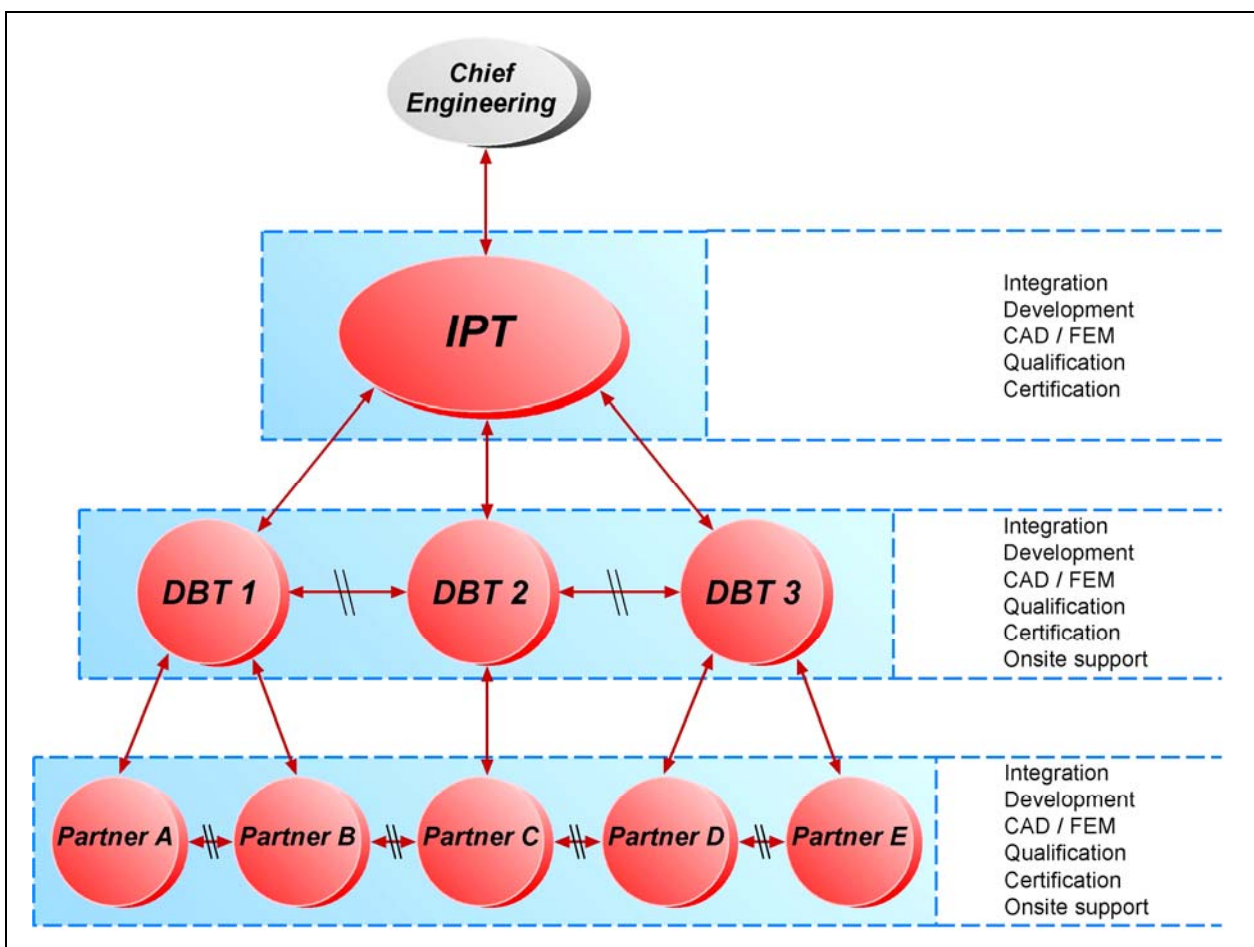


Abbildung 13: IPT- / DBT- Definition

Je nach Projektumfang und Aufgabe lassen sich die Themengebiete weiter aufteilen bzw. zusammenfassen. So werden für den beispielhaften Entwurf des Fluggerätes dieser Arbeit (siehe Abschnitt 4) die Systeme Hydraulik und Klimatisierung nicht benötigt; Kabine und Cockpit zusammengefasst.

Für die Schnittstellendefinitionen der gleichberechtigten DBTs wird eine Integrationsgruppe – das **Integrated Product Team** (IPT) – vorgeschaltet (Abbildung 13). Es hat die Aufgabe, die zwischen den DBTs auftauchenden Schnittstellenprobleme zu beheben.

Grundlegende Entscheidungsfragen werden durch die technische Projektleitung (**Chief Engineering**) beantwortet.

Je nach Unternehmensbereich werden die Kooperationsverträge zwischen Kunden und Lieferanten bereits im Vorfeld oder auch erst zu Ende der Entwicklungsphase unterzeichnet. Hierbei zählt häufig das Wissen und die Erfahrung von Kunde und Lieferant. Gewöhnlich gilt: Je später ein Vertrag unterzeichnet wird, desto größer ist die vom Lieferanten zu erbringende Vorleistung und umso detaillierter wird der Vertrag ausgearbeitet.

Für den Lieferanten bedeutet dies ein höheres Vorleistungsrisiko – er könnte durch einen Konkurrenten ersetzt werden – und für den Kunden eine bessere Kosten- und Risikoabschätzung.

Bei der Planung eines Produktes wird allgemein das Unternehmenspotential (VDI-Richtlinie 2220 [v-2]) herangezogen. D. h. die Fertigung eines Produktes wird an die Fertigungsmöglichkeiten angepasst. Durch diese Verknüpfung ist eine direkte Abhängigkeit von Produkt und Unternehmen gegeben.

Wird diese Abhängigkeit durchbrochen, so stehen hohe Investitionskosten an. Die Sicherstellung der Qualität fordert zudem zusätzliche Entwicklungskapazitäten; die Lernphase mit der neuen Technologie erhöhten Zeitaufwand und zum Teil große Risiken. So werden in der Industrie gegenwärtig vermehrt Kernkompetenzen gebildet, welche das Unternehmen klar charakterisieren. Einige Unternehmen konzentrieren sich z. B. auf die Verarbeitung von Metallen, andere auf Faserverbundstrukturen, wieder andere auf bestimmte Systeme oder deren Gerätschaften.

Eine allgemeine Produktplanung wird durch die VDI-Richtlinie 2220 aufgezeigt und stellt eine nicht zu unterschätzende Herausforderung an das Projektmanagement, da neue Prozesse innerhalb eines Unternehmens an die entsprechenden, bestehenden Unternehmensstrukturen und -prozesse angepasst werden müssen. (Lösungsstrategien für gezielte Aufgaben werden z. B. durch Witschi [w-3] beschrieben.) Bei der Entwicklung neuer Produkte gehen Großunternehmen meist in kleinen Schritten vor. Je kleiner die Schritte sind, umso geringer das Entwicklungsrisiko, die Wiederholschleifen bei Fehlern im Design und der Produktqualität. Gestützt durch Projektbesprechungen (engl. **Design Reviews**, [v-5]) werden die einzelnen Schritte fixiert.

Dieser hohe Aufwand fordert eine hohe Entwicklungskapazität wie sie z. B. in der Automobilindustrie vorliegt. Gestützt durch hohe Produktstückzahlen, repräsentieren in diesem Industriezweig die Produktionskosten den dominanten Anteil am Produktpreis. Dadurch lässt sich dieser Entwicklungsaufwand schließlich auch rechtfertigen.

In der Luftfahrtbranche, in der die Entwicklungskosten einen großen Teil des Produktpreises bestimmen, hat sich nachfolgende Aufteilung durchgesetzt (siehe Abbildung 14) und soll im weiteren Verlauf als Grundlage für diese Arbeit betrachtet werden. Es kann jedoch erhebliche Unterschiede von Flugzeughersteller zu Flugzeughersteller und von Projekt zu Projekt geben.

2.1.2. Projektphasen in der Luftfahrt

Allgemein wird die Entwicklung eines Produktes in verschiedene Stufen und Schritte gegliedert. Nach VDI-Richtlinie 2221 wird die Entwicklung eines Projektes in vier Phasen eingeteilt:

Phase 1 definiert die Aufgabenstellung. Der erste Entwurf, welcher die Randbedingungen der Aufgabenstellung erfüllt, beschreibt den Umfang der zweiten Phase. Phase 3 spiegelt die eigentliche Entwicklung wider; die Dokumentation und die weitere Realisierung des Projekts wird in der letzten Phase erarbeitet.

Moderne Luftfahrtprojekte werden ebenfalls in vier Phasen (Konzeptphase, Entwurfsphase, kritische Entwicklungsphase, Qualifikation, in Abbildung 14 als **Conceptual Design, Preliminary Design, Detail Design** und **Testing** bezeichnet) mit anschließendem Serienanlauf und hinterhergeschalteter Serienfertigung unterteilt; die Produktionsphase – **Production** – beginnt vor der Qualifikationsphase, da für die Qualifikationstests seriennahe Produkte benötigt werden. Dieser Abschnitt der Produktionsphase wird auch als Vorserienproduktion bezeichnet. Mit dem ‚go-ahead‘ wird die 4. Phase eingeleitet, die hier nicht explizit aufgeführt wird. Meist erfolgt eine Übergabe der Projektverantwortlichkeit nach der vierten Phase in die Hände der Fertigungsplanung bzw. der Produktion.

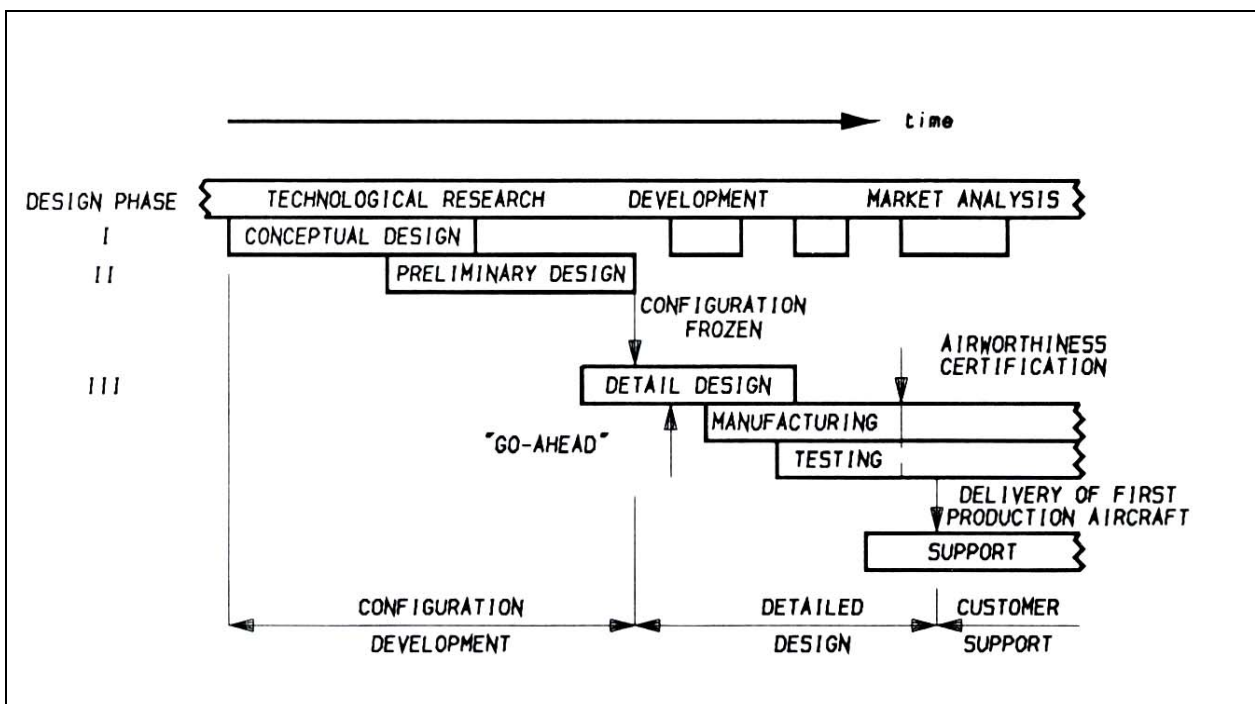


Abbildung 14: Projektphasen, Quelle: Bil [b-2]

Ans jeweilige Ende der ersten vier Phasen wird eine Besprechung (Review, skizzierter Überblick siehe VDI-Richtlinie 2247 [v-5]) zur Unterzeichnung der erledigten Aufgaben gelegt. Werden nicht alle Punkte von allen Teilnehmern akzeptiert, so wird eine weitere Besprechung (das **Exit Review**) zum Bestätigen der verbleibenden Aufgaben angesetzt.

1. Konzeptphase (Conceptual Design)

Die Konzeptphase wird auch als **Joint Definition Phase** (JDP) bezeichnet. In diesem Zeitraum werden die groben Randbedingungen, wie Vordefinitionen, Einbau- und Qualifikationsbedingungen, vorläufige Anzahl von Geräten, Systemen und Baugruppen, Preise und Losgrößen (auch **Ship Sets** genannt), festgelegt. Ein Entwurf mit den bisher bekannten Daten wird vom Lieferanten vorgelegt. Wird dem Entwurf, in einer mit allen interferierenden Partnern speziell dafür anberaumten Besprechung, welche im Allgemeinen als JDR (**Joint Definition Review**) bezeichnet wird, zugestimmt, so kann mit einer detaillierten Konstruktion/Entwicklung begonnen werden.

In der JDP ist es möglich, dass mehrere konkurrierende Lieferanten dasselbe System entwerfen. Die Auswahl auf den künftigen Lieferanten sollte jedoch spätestens in dieser Zeit getroffen werden, da sonst die Gefahr besteht, dass sich einige Lieferanten aufgrund der hohen Vorleistungskosten aus dem Wettbewerb zurückziehen.

2. Entwurfsphase (Preliminary Design Phase, PDP)

In der Entwurfsphase werden die Systeme in Zusammenarbeit von Hersteller und Lieferanten konkretisiert. Sie endet mit dem **Preliminary Design Review** (PDR); eine ebenfalls speziell anberaumte Besprechung, an der alle interferierenden Partner teilnehmen und dem entsprechenden, definierten Entwicklungszustand zustimmen, signalisiert das Ende dieser Phase.

Die Dokumentation und Qualifikation ist auf entsprechenden Stand, welcher die Funktionsweise und Sicherheit des Systems gewährleistet, zu bringen. Vor Abschluss dieser Phase sollten alle geforderten Daten dem jeweiligen Kunden zur Prüfung übermittelt werden. Haben die Daten bestand, kann das PDR eingeleitet werden.

3. Entwicklungsphase (Critical Design Phase, CDP)

In der Entwicklungsphase werden alle Entwicklungsschritte auf Schwachstellen geprüft sowie die Dokumentation und Qualifikation auf einen vordefinierten Stand gebracht, welcher ein Versagen, Fehlverhalten oder Anpassungsproblem unterbinden soll.

Diese Phase endet ebenfalls mit einer speziell anberaumten Besprechung (**Critical Design Review**, CDR), an der alle interferierenden Partner teilnehmen.

Wird dem System in dieser Besprechung aus speziellen Gründen nicht zugestimmt, so kann und wird in den meisten Fällen ein erheblicher Einfluss hinsichtlich Kosten, Zeitplan, Lieferung, Qualifikation, Zertifizierung, etc. entstehen; daher die Bezeichnung ‚kritisch‘. Vor Abschluss dieser Phase sollten ebenfalls alle geforderten Daten dem jeweiligen Kunden zur Prüfung übermittelt werden. Haben die Daten bestand, wird das CDR einberufen. Die Systemverantwortlichen sind angehalten die letzten Details in den Systemen zu untersuchen.

4. Qualifikation / Zertifizierung

Die für das spätere Fluggerät benötigten Tests werden in der Qualifikationsphase durchgeführt und dokumentiert. Gewöhnlich wird hier Hand in Hand mit der Luftfahrtbehörde gearbeitet.

Qualifikationsunterlagen werden für jedes einzelne Gerät erstellt. Die Tests erfolgen nach den Richtlinien der Luftfahrtbehörde (RTCA DO 160 [r-1], RTCA DO 178 [r-2], MIL-C-810 [u-2], etc.).

Im Sinne des **Concurrent Engineering** wird diese Phase meist zeitgleich bzw. leicht zeitversetzt zur Entwicklungsphase begonnen.

Die Qualifikationsaufgaben werden vom Projektmanagement und einem Qualifikationsbeauftragten (**Qualification Manager**) geleitet. Der **Qualification Manager** hat die Aufgabe, die Qualifikationsrichtlinien und den Qualifikationszeitplan (**Qualification Program Plan**, siehe auch Abschnitt 2.2) zu erstellen und einzuhalten.

Serienanlauf, Vorserienfertigung

In diesem Zeitabschnitt werden die letzten Entwicklungsschritte, wie das eventuelle Vervollständigen von Zeichnungen, Werkstattunterlagen, Fertigungsstücklisten oder Montageanleitungen erstellt. Der Serienanlauf wird durch entsprechende Mechanismen des Qualitätshandbuchs [m-5] gewährleistet. Häufig wechselt hier die Verantwortlichkeit; sie wird von den Entwicklungsverantwortlichen an die Fertigungsplanung übergeben.

Mit Beginn des Serienanlaufes übernimmt damit der Serienanlauf die weitere Projektverantwortung.

Entwicklung und Konstruktion unterstützen von hier an das weitere Geschehen.

Serienfertigung

In der Serienfertigung greifen die entsprechenden behördlichen Auflagen für einen für Luftfahrtgeräteherstellung anerkannten Betrieb sowie die zusätzlich etablierten Kontrollmechanismen (wie z. B. ISO 9000, kundenspezifische Absprachen, etc.) des Unternehmens selbst.

Ist eine geregelte Produktion erreicht, gilt das Projekt als abgeschlossen. Alle weiteren Schritte, wie beispielsweise Änderungen an fliegendem Gerät werden als getrennte Kleinprojekte (das so genannte Tagesgeschäft) durchgeführt.

2.1.3. Moderne Produktdatenmanagement-Systeme in der Luftfahrt

Zum Verwalten gelenkter Software-Dokumente kommen gewöhnlich Produktdatenmanagement-Systeme (PDM-Systeme) zum Einsatz. Gelenkte Dokumente sind Daten, die einer strengen Überwachung entsprechend dem 5. Abschnitt des Qualitätshandbuchs unterliegen, dürfen weder gelöscht werden noch verloren gehen. Sie dürfen ausschließlich als ‚ungültig‘ erklärt sein.

Das ‚Einfrieren‘ beschreibt z. B. einen Vorgang, der ein gelenktes Dokument mit einem bestimmten Stand versieht. Dieses Dokument ist von allen interferierenden Partnern bzw. deren Stellvertretern zu unterzeichnen.

Die heute in der Luftfahrt eingesetzten Datenmanagementsysteme wie z. B. SAP R3 [s-1], VPM [i-2] oder das von Debis speziell entwickelte Domino [r-7] werden auf die Belange der Unternehmen zugeschnitten.

Folgende Punkte finden dabei Beachtung:

- Die Entwicklungsschritte werden vielfach auf die Dokumentationsverwaltung und -pflege begrenzt.
- Die Einführung und Pflege ist kosten- und zeitintensiv.
- Die Anpassung wird zumeist in Hinblick auf die Fertigungs- und Produktionsschritte durchgeführt.

Allgemein gebräuchlich ist ein PDM – System (Eigner [e-1]), welches eine elektronische Speicherung der für den gesamten Entwicklungsablauf benötigten Dokumente verwaltet [e-4].

Durch die starke Verflechtung von Entwicklungsdaten des Herstellers und seiner Lieferanten – aber auch durch die Anforderungen des Marktes und der Behörden – werden an ein modernes PDM-System hohe Ansprüche auf individuelle Problemlösungsstrategien gestellt.

In der Praxis zeigt sich eindrucksvoll:

Je leichter der Umgang mit dem PDM, desto sicherer und transparenter wird der Datenfluss, da die fehlerhafte Bedienung, wie z. B. das Fehlleiten von Dokumenten, vermieden werden kann.

Produktfestlegung im Flugzeugbau

Das Produkt wird im Flugzeugbau durch eine Bezeichnung (engl. **Identification**), eine Identifikationsnummer (engl. **Part Number**) und einen Baustatus (häufig **Amendment**, Amndt. oder **Modification Status**, Mod. bezeichnet) definiert.

Entscheidend für den Vertrieb am Markt ist die Identifikation des Produktes durch das angebrachte Identifikationsschild. Bereits in der frühen Entwicklungsphase wird festgelegt, ob der Flugzeugbetreiber das Produkt vom Lieferanten beziehen kann oder direkt den Fluggerätehersteller zu kontaktieren hat.

Beide Varianten kommen in der Praxis vor. Es hängt letztlich von der Philosophie des Herstellers und der Fragestellung ab, ob die eine oder andere Möglichkeit für ihn sinnvoll ist (hinsichtlich Lagerhaltungs- und Verwaltungskosten oder ähnlichem).

Dadurch entscheidet der Nummernkreis (Eigner, [b-5], VDI-Richtlinie 2215 [k-2]) mit, ob ein Produkt direkt vom Lieferanten oder Hersteller am Markt vertrieben werden kann. Ist ein Lieferant als Hersteller bekannt, so können Geräte, die vom Betreiber (engl. **Operator**) benötigt werden, direkt vom Lieferanten bezogen werden. Änderungen, bedingt durch Qualitätsmängel können dadurch direkt mit den Lieferanten durchgeführt werden.

Werden beide Nummernkreise (Hersteller und Lieferant) genutzt, so sind beide Nummern durch die gesamte Dokumentation wie auch deren Änderungswesen zu führen. Ein arbeitsintensiver Weg, der nicht selten für Verwirrungen sorgt. So könnte sich eine Nummer eines Nummernkreises durch eine Änderung an einem Bauteil ändern und einen neuen Modifikationsstand erhalten, die andere eines zweiten Nummernkreises jedoch nicht, da die in jenem Unternehmen geltenden Verfahren evt. keine Änderung des Modifikationsstandes auslösen. Dann stellt sich natürlich die Frage, ob die im Umlauf befindlichen Geräte noch benutzt werden dürfen. Wird vorgegeben, dass sich bei einer Änderung einer Nummer die zweite ebenfalls ändern muss, so müssen die Datensätze erneut bearbeitet werden, ohne dass eine Änderung beim zweiten Unternehmen erfolgt ist. (Weshalb wurde dann die Änderung überhaupt durchgeführt?) Zudem wäre der Hersteller, bei dem die gesamten Systeme zusammenlaufen, durch eine Unzahl an Änderungen, die für ihn gar keine Änderung darstellen, beschäftigt.

Ein Ausweg aus dieser Problematik ist die Nutzung eines gemeinsamen Nummernkreises (siehe auch Abschnitt 4.1.1).

Die VDI-Richtlinie 2215 zeigt verzweigte und unverzweigte Nummernsysteme auf. Welches System im einzelnen Fall eingesetzt wird, hängt stark vom Unternehmen und seiner Struktur ab. Häufig wird eine Kombination aus beiden, ein so genanntes Mischsystem, eingesetzt. Wird ein zusätzlicher Nummernkreis zur Identifizierung des Bauteils der eigentlichen Klassifizierung vorangestellt, so spricht man von Parallelsystemen; ist dagegen der Zahlencode derselbe, so spricht man von einem Verbundsystem.

Werden einem Nummernkreis verschiedene Attribute mitgegeben, bezeichnet man dies als Speicherfähigkeit einer Nummer. Die VDI-Richtlinie 2215 zeigt mögliche Attribute (Baugruppe, Gerät, Werkstoff, Formgebung, Art der Bearbeitung usw.), welche einer Nummer zur Wiedererkennung mitgegeben werden können. Diese rein formelle Gliederung erweist sich als äußerst nützlich im Umgang mit großen Baugruppen während eines Entwicklungsprozesses. Unverzweigte Nummern dagegen sind leicht zu generieren, reflektieren jedoch das Bauteil mit nur geringem Kontext.

2.1.4. Firmenspezifische Verfahren

Je nach Branche und Spezialisierung des Unternehmens werden hausinterne Entwicklungs-, Qualifikations-, Zertifizierungs-, und Fertigungsverfahren aber auch Kundenbetreuung und Reparaturbedingungen individuell festgelegt. (Dabei kann die Organisation oder die Systemdefinition z. B. eines Flughafens – siehe Daenzer [d-1] – stark von denen eines Fluggerätheherstellers abweichen.) Der grobe Rahmen wird durch Mechanismen, wie das Qualitätshandbuch, die FAR/JAR 21, FAR/JAR 145, FAR/JAR 147, DIN ISO 9000-9004 und weitere Auflagen für einen für Luftfahrtgeräteherstellung anerkannten Betrieb festgelegt.

Die Normenreihe DIN ISO 9000-9004 beschreibt beispielsweise die branchenneutralen Anforderungen an ein Qualitätsmanagementsystem (QM-System). DIN ISO 9000 stellt den Leitfaden zum Umgang mit der Normenreihe dar. Die verschiedenen Nachweistufen für ein Qualitätsmanagement werden durch die Normen DIN ISO 9001-9003 festgelegt, während die DIN ISO 9004 [d-6] Empfehlungen zum Aufbau des QM-Systems selbst gibt.

Soll ein sämtliche Disziplinen umfassender Entwurf generiert werden, so wird durch das Qualitätsmanagement die Auflage der Auditierbarkeit gesetzt. D.h. alle Entwurfsschritte sind eindeutig nachvollziehbar auszuführen und zu archivieren; die entstehenden Daten sind als gelenkte Dokumente zu führen. (Dies kann z. B. durch das Einpflegen der Daten in ein PDM-System erfolgen.) Der Vorentwurf unterliegt dabei denselben Randbedingungen wie die eigentliche Produktentwicklung.

Sind im Entwurf alle Kriterien eines QM-Systems erfüllt, so wird der Datenfluss für den weiteren Entwicklungsverlauf nicht unterbrochen, bzw. es sind keine neuen oder zusätzlichen Daten zu erzeugen. Oder einfach gesprochen: Unterliegt der Vorentwurf den Gesetzen des Projektes, so ist er ein Teil dieses Prozesses; d. h. das Projekt beginnt mit dem Vorentwurf selbst.

Die eindeutige Festlegung des Zusammenspiels von Entwicklungstätigkeiten und Qualitätsmanagementmethoden bedeutet, >>... dass das für die Produktentwicklung relevante Qualitätsmanagement-Element "*Designlenkung*" zwar auf alle Tätigkeiten der Produktentwicklung angewendet werden kann und auch sollte, die Gestaltung dieses Elementes jedoch in Abhängigkeit der jeweiligen Phase der Produktentwicklung spezifisch angepasst werden muss und somit auch durch verschiedene QM-Methoden unterstützt wird. ... <<

Daraus ergeben sich folgende Anforderungen an die Designlenkung nach DIN ISO 9001:

>>... Die für die Konstruktion/Entwicklung relevante Norm DIN ISO 9001 fordert von einem Lieferanten (Unternehmen) die Einführung, Dokumentation und Aufrechterhaltung eines Verfahrens zur Lenkung der Produktentwicklung und Verifizierung des Produktergebnisses, mit dem sichergestellt wird, dass das Produkt die festgelegten Qualitätsforderungen erfüllt, ... Innerhalb dieser so genannten Verfahrensanweisungen werden die organisatorischen Abläufe sowie die technischen Randbedingungen beschrieben, die zur Produktentwicklung angewendet bzw. eingesetzt werden. ...<< (Zitat: VDI-Richtlinie 2247, Seite 3)

Aufgabe der Produktüberwachung ist es, Schwachstellen am Produkt oder in seiner Produktion festzustellen und entsprechende Lösungsansätze bzw. die entstandenen Probleme aufzuzeigen, welche für künftige Entwicklungen einzuhalten sind. Fließen diese Änderungen in den Entwurf bzw. in die frühe Entwicklungsphase ein, so können künftige Projekte ebenfalls davon profitieren.

2.1.5. Problematik der heutigen Produktentwicklung

Durch die sequenzielle Entwicklung von Produkten entsteht nicht nur ein geregelter Entwicklungsablauf sondern auch die damit verbundene Problematik, dass Fehler, welche im Laufe der Entwicklungsphasen auftreten, zu steigenden Beseitigungskosten führen. Gleichzeitig sinken mit Fortschreiten der Entwicklung die Möglichkeiten, die Fehler grundlegend zu beseitigen. Abbildung 15 zeigt die Entstehung der Mehrheit der Fehler bereits in Entwicklung und Planung, deren Behebung – bedingt durch die späte Erkennung – in der Prüfung und im Feldeinsatz zu hohen Kosten für die Fehlerbehandlung führen, während die Behebung bereits in der Entwicklung und Planung die Kosten in überschaubaren Größenordnungen halten würden.

VDI-Richtlinie 2247 gibt die Kosten zur Fehlerbehebung als so genannte ‚Zehnerregel‘ wieder. Sie zeigt die Risikoproblematik besonders bei unkonventionellen Entwürfen auf:

Sind Produktionstechniken, welche evt. noch nicht ausgereift sind, für ein neues Produkt geplant, so können die im Feldeinsatz auftretenden Mängel das gesamte Projekt finanziell zum Scheitern bringen. Von Projektabschnitt zu Projektabschnitt wachsen die Kosten um jeweils eine Zehner-Potenz an; daher der Name Zehnerregel.

Durch simulierte Fertigungsprozesse kann diesem Sachverhalt entgegengewirkt werden, vorausgesetzt das Produktionswissen ist früh genug verfügbar. Grund hierfür ist die begrenzte Möglichkeit der Kostenbeeinflussung der Produkte. Zu Beginn eines Projektes können Fehler und deren Kosten leicht beeinflusst werden; am Ende sind die Möglichkeiten, bedingt durch bereits erbrachte Investitionen und Arbeitsleistungen, gering [v-4].

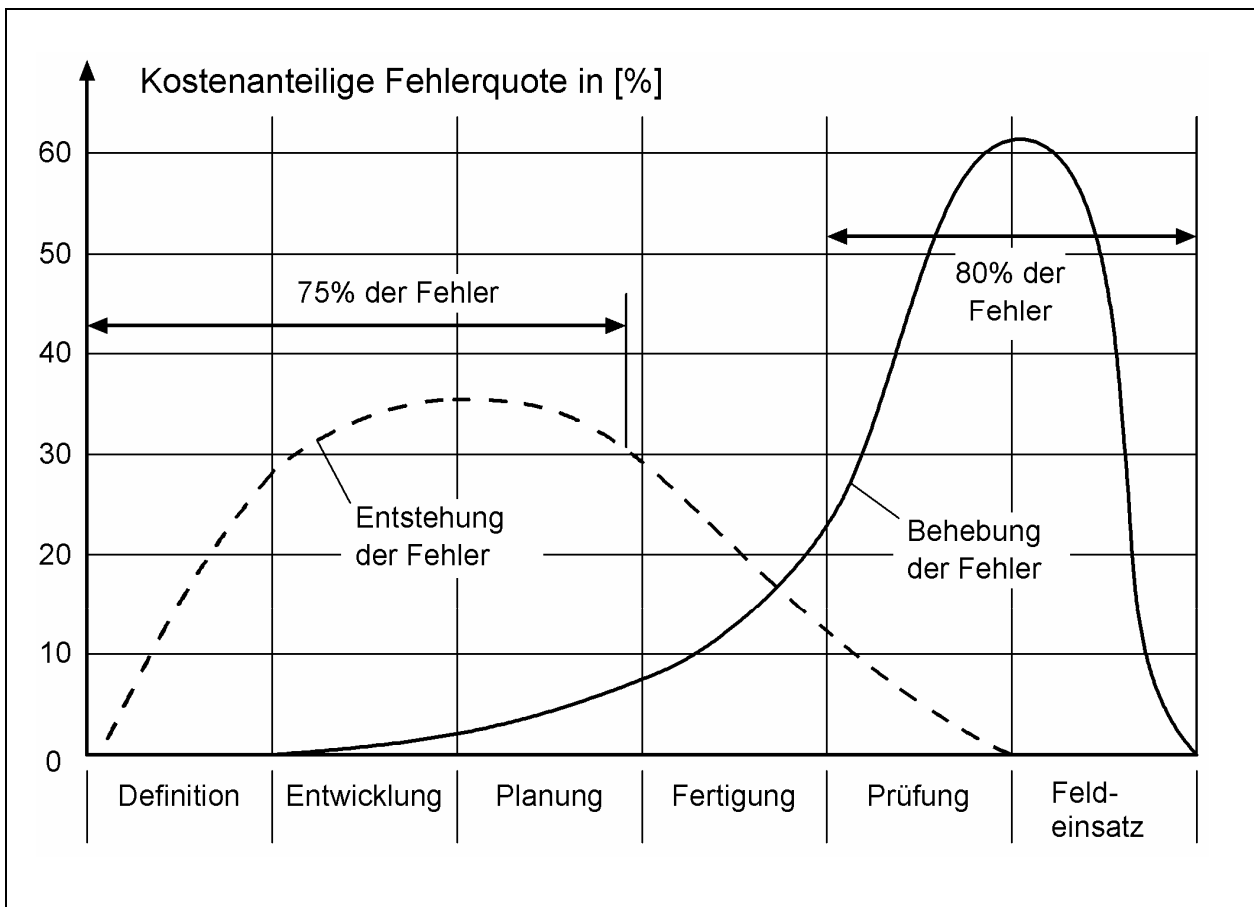


Abbildung 15: Fehlerentstehung und Fehlerbehebung, nach Quelle: VDI-Richtlinie 2247 [v-5]

Nur durch zusätzlichen finanziellen Aufwand können scheiternde Projekte zu ihrem Ende ‚gerettet‘ werden. Aus diesem Grund wird in vielen Projekten ein bestimmter Abbruchzeitpunkt (in Abbildung 14 als ‚go-ahead‘ bezeichnet) definiert, zu dem das unternehmerische Risiko bei Aufgabe des Projekts noch in erträglichem Rahmen bleibt. Wird dieser Punkt überschritten, birgt das Projekt ein Abbruchrisiko, welches das gesamte Unternehmen in Mitleidenschaft ziehen oder aber zu schwer kalkulierbaren Risiken führen kann.

2.2. Projektdokumentation, Systemdokumente und deren Abhängigkeiten

Im Wesentlichen werden während eines Flugzeugentwicklungsprozesses CAD-Modelle, Zeichnungen und Systemdokumente gelenkt.

Letztere sind in Funktion und Aufgabe weitgehend organisiert (FAA SSH und [h-3]), wenn zum Teil auch große Unterschiede zwischen den einzelnen Herstellern auftauchen können. Wichtig ist es hier, die doppelte Datenablage zu vermeiden, da in der Praxis doppelte Daten fehlerhaft, bzw. unvollständig gelenkt werden. So führt z. B. ein unterschiedlicher Wert eines Gerätes in zwei verschiedenen Dokumenten immer zu Verwirrungen. Ob der Wert des aktuelleren der Richtige ist, kann nicht eindeutig geklärt werden, da er evt. versehentlich falsch eingetragen und nicht korrigiert

wurde. Abhilfe kann hier eine automatisierte Dokumentenaktualisierung schaffen (siehe auch Abschnitt 4.4 am Beispiel der **Electrical Load Analysis**).

Abbildung 16 zeigt die heutzutage übliche Vorgehensweise zur Erstellung von Dokumenten. Die Problematik, die in modernen Unternehmen dadurch auftreten kann, ist, dass die Dokumente in Papierform unterzeichnet vorliegen (evt. zusätzlich eingescannt werden), die dazugehörige Software-Datei jedoch getrennt zu sichern ist. Bei häufigen Änderungen kann es dadurch zu Diskrepanzen zwischen **Soft-** und **Hardcopy** führen (siehe auch Tholl [t-1]).

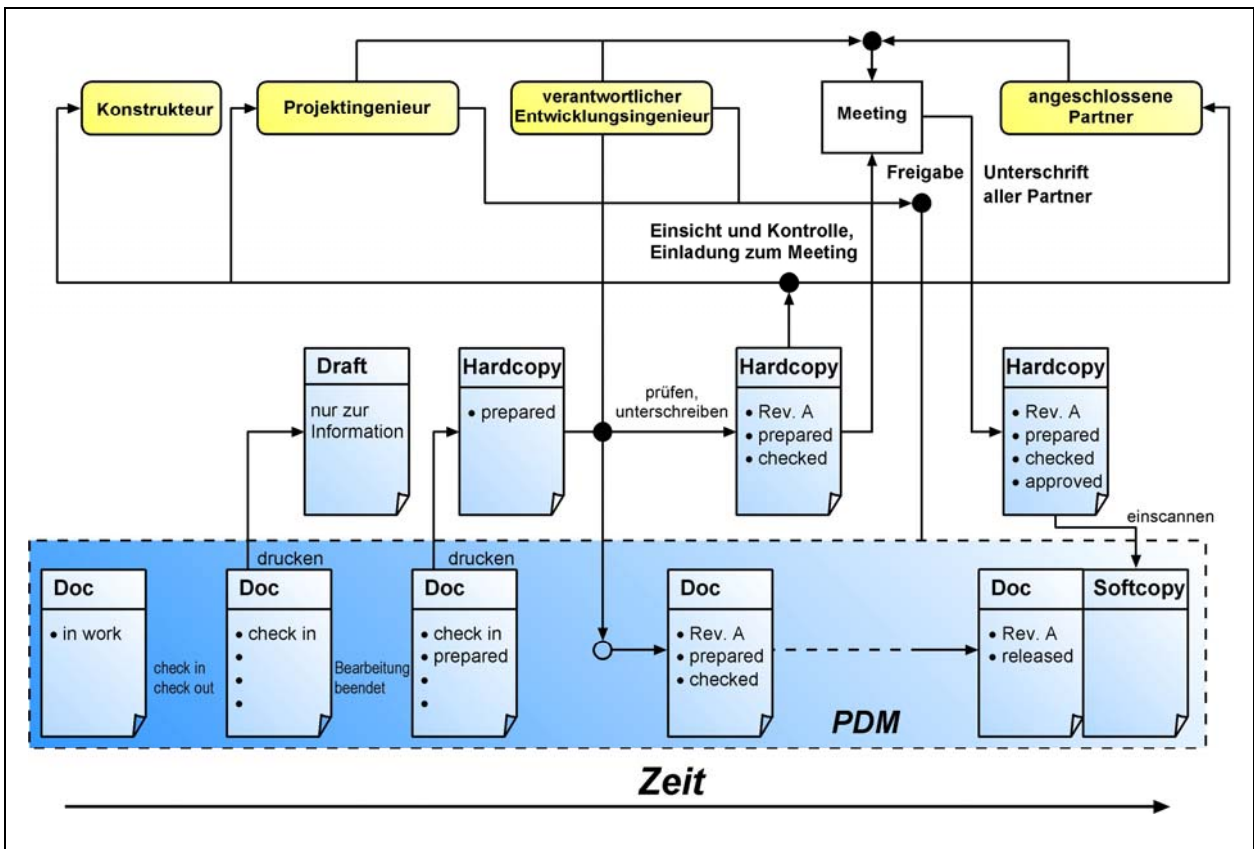


Abbildung 16: Dokumentenerstellung und -lenkung

Typischerweise werden in jeder Phase der Produktentstehung und -fertigung Daten generiert, modifiziert oder als ungültig erklärt. Diese Daten können hierbei jeglicher Natur sein. Werden diese Daten entsprechend entwickelter Mechanismen gelenkt, so spricht man von einem auditierfähigen Datenfluss. Werden diese Daten in der jeweiligen Projektstufe fixiert bzw. dokumentiert, so können die weiteren Projektschritte auf diesen Daten aufbauen.

Die folgend angesprochenen Systemdokumente sind ein wesentlicher Teil der gesamten Fluggerätedokumentation und im weiteren Verlauf explizit dargestellt, da in ihnen ein großes Potential für den parametrisierten Entwurf steckt. Ferner wird festgestellt, welchen Inhalt die Dokumente haben und wie ihr Einfluss auf andere Dokumente ist.

Die Namensgebung der folgenden Dokumente ist am internationalen Sprachgebrauch orientiert. Es können sich aber von Unternehmen zu Unternehmen große Unterschiede in der Benennung und Inhalt ergeben, wie das Beispiel im Anhang zeigt.

2.2.1. Behördliche Auflagen

Die durch die amerikanische Behörde **Federal Aviation Administration** (FAA) ins Leben gerufene Fluggeräteeinforderng **Federal Aviation Requirements** (FAR) dient als Anforderungskatalog für Fluggeräte. Die Abschnitte 23 [f-2] und 25 befassen sich hierbei mit Klein- und Großflugzeugen. In Anlehnung daran brachte die europäische Luftfahrtbehörde **Joint Aviation Authority** (JAA) das Pendant zur FAR, die **Joint Aviation Requirements** – kurz JAR – heraus. Auch hier beschreiben die Abschnitte 23 [j-3] und 25 die Flugzeuganforderungen.

Analog dazu erläutern die Abschnitte FAR/JAR MMEL [f-7], [j-8] die Anforderungen für die **Master Minimum Equipment List** und die Abschnitte E [f-6], [j-7] sowie P [f-8], [j-9] die Anforderungen für die Antriebe und Propeller für Kleinflugzeuge.

Die FAR/JAR TSO [f-9], [j-10] beschreibt die Materialien, Bauteile und Vorgänge, welche zu erfüllen sind, damit Geräte in zivilen Flugzeugen eingesetzt werden können; wobei TSO für **Technical Standard Order** steht.

Die durch die **Radio Technical Commission for Aeronautics** (RTCA) hervorgebrachten Umweltprüfbedingungen RTCA DO 160 und Standards für den Software-Einsatz in Fluggeräten RTCA DO 178 gelten als Qualifikationsgrundlage für zivile Luftfahrtgeräte. Durch die Qualifikationsrichtlinien RTCA DO 160/178 lassen sich so die Qualifikationstests, welche ein System oder Gerät zu bestehen hat, einheitlich festlegen. Benötigt wird hierzu die Einbausituation, aber auch die Funktionalität sowie die Sicherheitsanforderung, welche aus der **Functional Hazard Analysis** (FHA) hervorgeht.

Durch sie werden genaue Prüfvorschriften, welche strikt einzuhalten sind, festgelegt. Durch geschickte Nutzung dieser Vorschriften wird ein großer Teil des in Abschnitt 4 beschriebenen Entwurfes parametrisiert, so dass selbst erhebliche bauliche Änderungen keinen, bzw. nur geringen Einfluss auf die Qualifikation der betreffenden Geräte ergeben können.

Die **Air Transport Association** (ATA), gegründet aus 14 Luftfahrtgesellschaften, setzte sich 1936 das Ziel, für Systemdefinitionen und ähnliche Prozesse international anerkannte Standards zu schaffen. Hierdurch wurde eine Vereinheitlichung in Entwurf, Entwicklung, Dienstleistung und Wartung erreicht. Die im Folgenden benutzte **ATA Specification** 100 [a-12] unterteilt speziell die Systeme und Baugruppen in Flugzeugen, in verschiedene Abschnitte, welche aufzählend von 01 bis 99 nummeriert sind.

Das **ATA 100 Chapter** 06, kurz ATA 06, beschreibt z. B. die Flugzeugkonfiguration; das **Chapter** 57 die Baugruppe Flügel.

2.2.2. Wesentliche Systemdokumente und deren Abhängigkeiten

Vertriebs- und Managementdokumentation

Eine Beschreibung der Aufgaben, die innerhalb der Arbeitsvereinbarungen für ein Projekt getroffen werden, ist im **Statement of Work (SOW)** festgehalten (Abbildung 18). Das SOW verweist gewöhnlich auf den **Program Plan (PP)**, in dem eine detaillierte Projektbeschreibung vorgenommen wird.

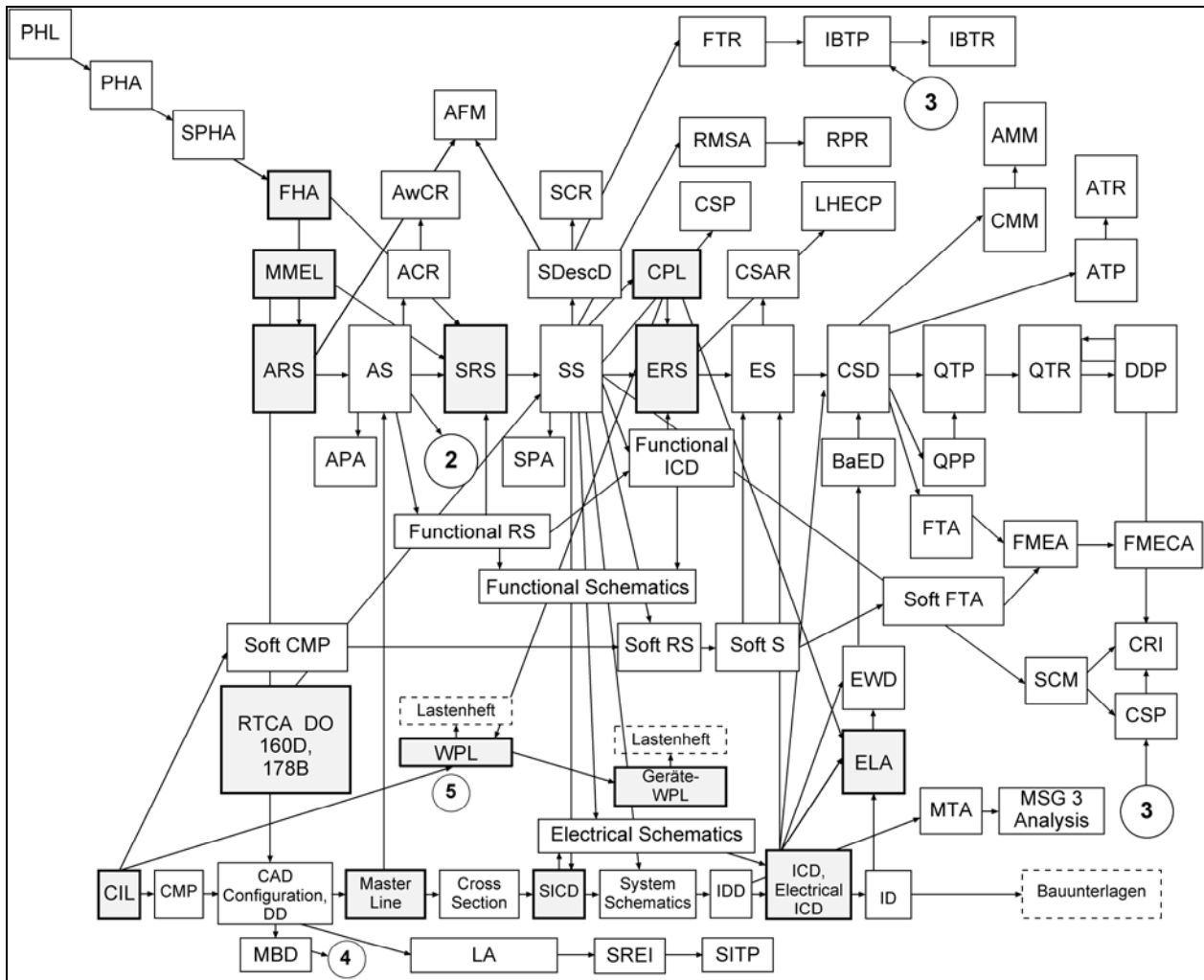


Abbildung 17: Abhängigkeit der wesentlichen Systemdokumente

Im **Program Plan** wiederum ist das Projekt in seiner politischen und organisatorischen Natur gekennzeichnet. Einzelne Projektschritte und Verantwortlichkeiten werden ebenfalls im PP festgehalten. Zusammen mit dem SOW, dem **Project Plan** und dem **System Safety Program Plan (SSPP)**, welcher das Qualitätsmanagement hinsichtlich der Systemsicherheit beschreibt, wird die gesamte Ausführung des Projektes beschrieben. (Der **Program Plan** sollte auf den **System Safety Program Plan** verweisen und diesen nicht enthalten, da ansonsten die durch die

Sicherheitsabteilung geforderten Verfahren – bedingt durch die fehlende Verantwortung – möglicherweise nicht korrekt einfließen.)

Häufig werden hier auch die Namen der Verantwortlichen gefordert. Werden die Namen explizit aufgeführt, so ist dieses Dokument bei personeller Änderung zu aktualisieren. Eine mögliche Alternative ist es, stattdessen einen Stellvertreter über die restliche Projektzeit intern zu benennen oder den **Program Plan** als führendes Papier für ein **Kick-off-Meeting** (hoher Aufwand zu Beginn des Projekts) heranzuziehen. Unbefriedigend ist und bleibt die personelle Abhängigkeit dieses Dokuments.

Der **Project Plan, Schedule** (PPS) beschreibt die einzelnen Stufen des Projektes und wird vom dem Kunden stetig verfolgt. Es ist nicht zu empfehlen, diesen Zeitplan als politisches Mittel einzusetzen. Die Praxis zeigt jedoch genau das Gegenteil, denn häufig ist die Zeitknappheit im Projekt der letzte Weg für einen Lieferanten, aus einer prekären Lage herauszufinden.

Die **Procurement Specification** (PS) schildert die Art und Weise des Verkaufs eines Systems. Beispiel: Teil A wird an Produktionsstelle X geliefert, Teil B an Partner Y mit entsprechendem Zubehör usw.. Auf die Verpackung sollte jedoch nicht eingegangen werden, da dies im Dokument ‚**Delivery**‘ geschildert wird.

Die Kosten, die durch ein System während eines Lebenszyklus verursacht werden, sind durch die **Life Cycle Cost Analysis** (LCCA) ausgedrückt. Sie ist stetig aktuell zu halten und sollte zu den einzelnen Reviews vorgelegt werden.

Die Möglichkeiten zur Reduktion des unternehmerischen Risikos werden durch den **Risk Reduction Plan** (RRP) gegeben. In der Praxis ist dies nur allzu häufig ein politisch angehauchtes Dokument, denn das Risiko ist relativ; die Maßnahmen sind teuer. Hier gilt es, einen guten Kompromiss zwischen Risikobereitschaft und Innovation zu finden. Von diesem Risiko hängt nicht zuletzt auch die Verfolgung von entwicklungsbegleitenden Tests ab.

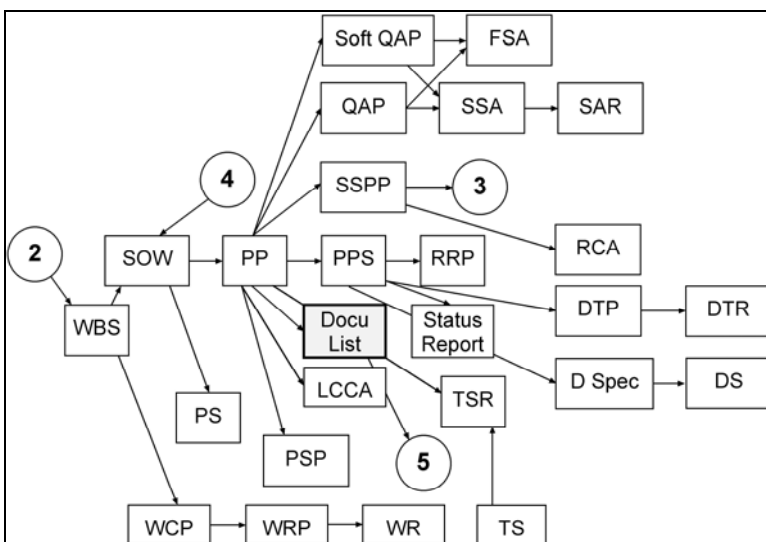


Abbildung 18: Wesentliche Projektdokumentation

Vorschläge für eine mögliche Gewichtsreduktion im System werden dem Kunden über das **Weight Reduction Proposal** (WRP) offeriert. Sie werden zur Einhaltung der Zielvorgabe des Systemgewichts ausgelöst. Das Gewicht selbst wird durch den **Weight Report** (WR) ausgedrückt.

Es empfiehlt sich, fest geplante Änderungen gesondert hervorzuheben und zu verfolgen. Durch diese Maßnahme lässt sich die Anzahl der **Weight Reduction Proposals** deutlich reduzieren. Dies zeigt Koordination und Verständnis für den Kunden, der immer auf Gewichtsreduktion drängt.

Die **Configuration Item List** (CIL, Abbildung 17) zeigt die möglichen Konfigurationen eines Flugzeugtyps auf, (Kempf [k-6]). Durch die CIL werden die verschiedenen Konfigurationen eines Fluggerätes bestimmt. Hierbei gilt eine **CAD-Base Line** als feste Basis, welche durch das Zusammenfügen verschiedener Optionen zu unterschiedlichen Konfigurationen führt. Diese Konfigurationen können bereits im Vorfeld mit dem Kunden besprochen und festgehalten werden.

Durch den **Configuration Management Plan** (CMP) wird die Entwicklung der verschiedenen Konfigurationen festgehalten und über die **Mass Breakdown Structure** (MBD) in hierarchischer Struktur bis auf die Geräte/Bauteile ('Massen') der Systeme und Baugruppen heruntergebrochen. Analog zum CMP wird im **Software Configuration Management Plan** (Soft CMP) die Software-Entwicklung für die verschiedenen Flugzeugkonfigurationen geplant.

In der **Master Minimum Equipment List** (MMEL), Lederbogen [l-1], Kempf, [g-1] sind die Anzahl der Geräte sowie die zur Zulassung erforderlichen Mindestgeräte festgehalten. Die Anzahl der jeweils installierten und zum sicheren Betrieb erforderlichen Mindestanzahl sowie die Reparaturintervalle sind tabellarisch aufgeführt. Die Auflistung erfolgt in Reihenfolge der **ATA-Chapter** der im Flugzeug vorhandenen Geräte und Systeme [k-11], [f-14], [f-15], [a-8], [f-10], [m-4], [a-7], [a-6], [f-13]. Die MMEL beschreibt – aus der Sicht des Flugbetreibers – die Anzahl der Systeme, Geräte und Funktionen, welche während des Betriebes ausfallen können und welchen Effekt dies auf die weitere Flugführung hat. Zusammen mit den Systemlieferanten und den Betreibern kann hiermit eine Übereinkunft über die Handhabung getroffen werden. Über die MMEL kann also der Hersteller mit dem Betreiber über Neuerungen und deren Auswirkung auf die Flugführung diskutieren.

Die **Documentation List** (Docu List) stellt alle an den Kunden zu liefernden Dokumente auf, welche durch die Forderungen des Kunden, festgehalten im **Request for Proposal** (auch gerne als **Request for Quotation** bezeichnet), eindeutig gefordert werden. Ändert sich diese Anforderung, so ist zu prüfen, ob diese Liste und damit die entsprechenden, zu liefernden Dokumente betroffen sind. Die Docu List ist ein hervorragendes Instrument zur Begleitung der Dokumentenerstellung. Der Name des – für jedes einzelne Dokument – Verantwortlichen, bzw. seine Organisationseinheit (Org.-Einheit), sollte aufgelistet sein, damit die Verantwortlichkeit nicht an zweiter Stelle getrennt zu pflegen ist.

In dieser Dokumentenliste werden die für das Projekt zu schreibenden Dokumente und ihr aktueller Bearbeitungsstand sowie IST-SOLL-Vergleich verwaltet.

Durch die Dokumentenliste kann eine Verfolgung der Dokumente für das Fluggerät, die Baugruppe, das System aber auch für das einzelne Gerät nachvollzogen werden. Das Wissen um den Stand der einzelnen Dokumente gibt damit Aufschluss über den aktuellen Entwicklungsstand einer Komponente. Ist z. B. die **Declaration of Design and Performance** bereits fertiggestellt, so hat das Gerät sämtliche geforderten Qualifikationstests durchlaufen.

Durch die **Trade Study Reports** (TSR) werden Machbarkeitsstudien beschrieben. Diese Studien sind von den Projektingenieuren getrennt zu behandeln. Es sollte sichergestellt sein, dass diese Berichte nicht mit dem Prozess des eigentlichen Projektes vermischt werden. In der

Documentation List sollten sie deshalb lediglich hinsichtlich ihres Bearbeitungsstandes bewertet sein.

Ein **Status Report** informiert in festgelegten Abständen über den aktuellen Projektstand. Es sollten hierin alle Änderungen, die durch **Engineering Coordination Memos** und **Action Item Lists (AIL)** beschlossen wurden, erfasst sein, damit ein zusammenhängender Tätigkeitsnachweis erbracht werden kann. Die vom Hersteller an vielen Stellen geforderten Studien finden häufig Berücksichtigung, damit ein Zusammenhang zwischen Wunsch und Realität in chronologischer Reihenfolge entsteht. Dies verbessert die Transparenz zwischen Fiktion und Wirklichkeit in einem Projekt.

Eine Ausnahme in der hier beschriebenen Systemdokumentation ist die **Work Package List (WPL)**. Sie ist kein Dokument, welches normalerweise zur Projektdokumentation herangezogen wird. Vielmehr wird die WPL zur Prüfung der zu erledigenden Aufgaben eines Projektes genutzt. Einige Unternehmen nutzen hierfür die **Action Item List** oder entsprechend gestaltete Besprechungsberichte, die als **Minutes of Meeting** bezeichnet werden. Bereits in der Angebotsphase sollte das gesamte Arbeitspensum festgestellt werden. So muss es möglich sein, die Risiken von allen betroffenen Abteilungen bewerten und zusammenfassen zu können.

Zusätzlich zur AIL, **Documentation List** und dem Zeitplan ist die WPL eine gute Ergänzung zur Erleichterung des Projektmanagements.

Sicherheitsdokumentation

Eine vorläufige Gefahreneinteilung bekannter Geräte, Elemente, Baugruppen und Funktionen wird durch die **Preliminary Hazard List (PHL)** zu Beginn einer Flugzeugentwicklung definiert.

Ihr Nachfolger ist die **Preliminary Hazard Analysis (PHA)** [m-10] untersteht gewöhnlich der Verantwortung des Flugzeuggeräteherstellers. Dieses Dokument detailliert die Angaben aus der PHL so weit, dass es als Grundlage für das **Statement of Work** und damit für den **System Safety Program Plan** herangezogen werden kann. Punkte, die nicht von der PHA erfasst werden, können durch die **Requirements Criticality Analysis (RCA)** aufgefangen werden.

Die **System Preliminary Hazard Analysis (SPHA)** repräsentiert die auf das jeweilige System heruntergebrochene PHA.

Gemäß MIL-STD-882D [d-3] werden in der **Requirements Criticality Analysis** die Risiken, welche sich durch die Anforderung an unterschiedliche Systeme oder deren Software ergeben, herausgestellt. Ausgehend von der PHA werden Analysetechniken angesetzt, welche am definierten Design-Konzept unter den verschiedensten Fällen zu Sicherheitsrisiken führen.

Die Beschreibung der Ausfallsicherheit der Geräte und Systeme, aber auch von Systemfunktionen (Cassel [c-1]) anhand der behördlichen Forderungen geht aus der **Functional Hazard Analysis (FHA)** hervor. Ist der Systemlieferant mit diesen Kriterien vertraut, so werden durch dieses Dokument bereits zu Anfang des Projekts die Weichen gestellt [w-2], die große Iterationsschleifen unterbinden helfen. In der heutigen Zeit, in der der Weg zum verantwortlichen Systemlieferant vielfach erst noch vollzogen werden muss, kommt es bei der Festlegung der Ausfallsicherheiten zu häufigen Fehlannahmen. Diese Fehler, die normalerweise zu zu sicher entworfenen und damit zu zu schweren Systemkomponenten führen, werden häufig erst bei **Panel Meetings** aufgedeckt.

In jedem Fall hat die FHA durch ihre Sicherheitsanforderungen einen großen Einfluss auf das Gewicht. Hauptsächlich werden durch die FHA die sicherheitsrelevanten Aspekte für Baugruppen,

Systeme, Geräte, Komponenten oder Funktionen bestimmt. Dadurch lässt sich die Ausfallsicherheit bzw. die erforderliche Redundanz bestimmen. Zusammen mit der MMEL können hiermit die Lebensdauer wie auch die Sicherheit gegen Ausfall bestimmt werden.

Obwohl die FHA ein Dokument ist, welches zum Bereich der Flugsicherheit gehört, sollte sie in der Verantwortung der Entwicklungsabteilung liegen damit eine bessere Synergie zwischen Sicherheit und Entwicklung geschaffen werden kann.

Mit steigender Anforderung an das System steigen im Allgemeinen die Entwicklungszeiten, die Kosten und das Gewicht. Zudem werden meist die interferierenden Systeme ebenfalls davon betroffen, so dass durch die Modifikation der FHA eine regelrechte Änderungskaskade entsteht.

Der **System Safety Program Plan** beschreibt eine ‚sichere‘ Durchführung des Projektes – soweit dies nicht im **Program Plan** geschehen ist. Einzelne Projektschritte und Verantwortlichkeiten werden hierin aufgezeigt. Verfahren und Anweisungen, welche die Qualitätssicherung betreffen und damit die Auditierfähigkeit darstellen – bzw. eine gleichbleibende Qualität garantieren – werden im SSPP erläutert. Zusammen mit dem SOW und dem **Project Plan** wird hiermit die gesamte Ausführung des Projektes beschrieben.

Der Sicherheitsstandard, der bereits im SSPP aufgeführt wurde, wird für den Entwicklungsprozess eines Systems durchleuchtet. Die **System Safety Analysis** (SSA) sorgt für die Einhaltung der Sicherheitsbelange bei der Entwicklung eines Flugzeuges, Systems, Gerätes oder auch einer Komponente. Der **System Analysis Report** (SAR) stellt den Bericht der SSA, der an den Kunden weitergegeben wird, dar. Er fasst die Ausführungen der **System Safety Analysis** abschließend zusammen.

Die Zuverlässigkeit, Wartbarkeit und Sicherheit der einzelnen Komponenten wird im **Reliability, Maintainability & Safety Assessment** (RMSA) untersucht. Die errechnete, vorausgesagte Ausfallwahrscheinlichkeit für System und Gerät wird durch den **Reliability Prediction Report** (RPR) repräsentiert.

Die **Failure Modes and Effects Analysis** (FMEA) beschreibt die Erlebenswahrscheinlichkeit eines Bauteils, Gerätes, Systems bis hin zum gesamten Flugzeug [b-3]. Zur Bestimmung der Komponenten eines Systems werden die Anforderungen der FHA, welche Aufschluss auf die geforderte Erlebenswahrscheinlichkeit geben, herangezogen.

Mit Grundlage der **Failure Modes, Effects and Criticality Analysis** (FMECA) wird die Wahrscheinlichkeit flugsicherheitskritischer Systeme und Baugruppen durchleuchtet.

Ausfälle einzelner Bauteile, Geräte, Systeme und der dadurch in Mitleidenschaft gezogenen Elemente werden in der **Fault Tree Analysis** (FTA) anhand eines Strukturbaumes dargestellt. Im Vergleich zur FMEA und FMECA gestaltet gilt das Erstellen der FTA als zeitintensiv.

Cassell zeigt die Schrittweise Entstehung der Ausfallsicherheiten von Geräten, Systemen und Komponenten; angefangen bei der FHA über FTA und FMEA bis hin zur FMECA. Die durch Software verursachten Ausfälle einzelner Systeme, Aktionen, Funktionen, etc. und der dadurch in Mitleidenschaft gezogenen Elemente werden in der **Software Fault Tree Analysis** (Soft FTA) anhand eines Strukturbaumes widergespiegelt.

Die Mindestanforderungen für den Flugeinsatz an alle Systeme/Baugruppen werden durch die **Flight Safety Analysis** (FSA) für das **Safety of Flight** abgefragt. Die wichtigsten Qualifikationstests, die für eine sichere Flugdurchführung benötigt werden, sind in der FSA vereinbart; danach können die Flugtests beginnen.

Im **Airworthiness Compliance Report** (AwCR) ist die Übereinstimmung der Flugsicherheitsbelange mit den behördlichen Vorgaben aufgezeigt. Die Übereinstimmung der Flugzeugauslegung mit den behördlichen Vorgaben FAR/JAR wird im **Aircraft Compliance Report** (ACR) Paragraph für Paragraph festgehalten; die Übereinstimmung des Systems im **System Compliance Report** (SCR).

Die Konformität zu den behördlichen Anforderungen an Bauteile wird durch den **Component Similarity and Analysis Report** (CSAR) wiedergegeben. Sind einzelne Geräte bereits im Flugeinsatz und nach einem älteren Stand entwickelt worden, so kann durch Vergleich mit der aktuellen Vorschrift (dem so genannten ‚**Read Across**‘) ein Gerät zugelassen werden, wenn die Änderung der Vorschrift das Gerät nicht betrifft oder die Änderung z. B. durch entsprechende Tests abgearbeitet werden kann.

Entwicklungsdokumentation

Die Anforderungen an das Fluggerät (**Aircraft Requirement Specification**, ARS), ein System (**System Requirement Specification**, SRS), Gerät (**Equipment Requirement Specification**, ERS), die Software (**Software Requirement Specification**, Soft RS) oder eine Funktionalität (**Functional Requirement Specification**, Functional RS) werden in den entsprechenden **Requirement Specifications** festgehalten (siehe Abbildung 17). Für Systeme und Geräte können sie vom Systemlieferanten geschrieben werden, wenn dieser kompetent und vertrauenswürdig ist; in vielen Fällen wird er sogar dazu verpflichtet. Nicht selten tauchen Unstimmigkeiten zwischen der **Requirement Specification** und ihrem Podon, der **Specification**, auf. Die Verantwortlichkeitsfrage ist jedoch nicht rein finanzieller Natur, sondern besonders in Hinblick auf die Zulassungskriterien zu sehen. Fehlinterpretationen können im Nachhinein zu empfindlichen Änderungen führen.

Durch die ARS werden die grundlegenden Anforderungen an das zu entwickelnde Fluggerät gestellt. Für Systeme sind die Randwerte der Flugmission, aber auch besondere, z. B. vom Betreiber gestellte Anforderungen von Interesse. Zusammen mit der RTCA-DO 160/178 und der groben Einbausituation lassen sich hieraus die Qualifikationsanforderungen der Systeme und Geräte ableiten.

Mit Hilfe der ‚politischen‘ Aufteilung der Systeme durch das **Statement of Work** und der Randbedingungen der ARS werden die Anforderungen an die Systeme definiert. Über die Spezifizierung der SRS – welche durch die **System Specification** – geschieht, wird die Anforderung auf die einzelnen Geräte/Komponenten heruntergebrochen und in der ERS festgehalten. Die Forderung nach Redundanz und Ausfallsicherheit ergibt sich zusammen mit der ERS. Daraus folgert sich die Teileanzahl, welche in der **Component Parts List** festgehalten wird, für ein System oder auch ein ganzes Fluggerät.

Die Anforderungen an ein Gerät wird durch die ERS bestimmt. Sie ist abhängig von der Systemarchitektur, welche durch die **Equipment Specification** (ES) mitbestimmt wird. Die Geräte eines Systems werden mit der ES eindeutig spezifiziert. In ihr ist die Erfüllung aller Anforderungen der **Equipment Requirement Specification** dargelegt.

In der **Aircraft Specification** (AS) werden die Anforderungen aus der **Aircraft Requirement Specification** an das Fluggerät bestätigt. Die **System Specification** (SS) definiert das gesamte System und ist das Gegenstück zur **System Requirement Specification**. Durch die **System Specification** wird die Umsetzung der Anforderungen an das System dargestellt. Sie sollte auf

möglichst viele Dokumente verweisen, wie z. B. auf die Equipment Specifications, damit die Daten nicht doppelt gepflegt werden müssen.

Die Software der Geräte wird in der **Software Specification** (Soft S) detailliert. Die Auslegung und Qualifikation erfolgt entsprechend den Kundenanforderungen und der RTCA DO 178.

Die Arbeitsaufteilung des Projektes auf die Partner und Arbeitsgruppen ist in der **Work Breakdown Structure** (WBS) erklärt. Zur Darlegung der personellen Organisation sollte auf den **Program Plan** verwiesen werden, damit bei Änderungen personeller Natur, die WBS nicht zusätzlich modifiziert werden muss.

Mit dem **Weight Control Plan** (WCP) wird ein Zeitplan, in dem das Systemgewicht und das Zielgewicht dargestellt ist, übermittelt.

Alle zu liefernden Teile bzw. alle für den Kunden notwendigen Teile werden in der **Component Parts List** (CPL) aufgelistet. Diese Liste sollte als Referenz für sämtliche Dokumente dienen. Wird dieses Dokument geändert, so löst es eine Kettenreaktion in der Systemdokumentation aus.

Durch die CPL erfolgt eine Auflistung sämtlicher Teile in einem Fluggerät. Bedingt durch die Größe und Komplexität eines Flugkörpers wird die CPL in verschiedene Bereiche und Systeme aufgeteilt und von den entsprechenden **Design and Build Teams** und Systemverantwortlichen getrennt gepflegt. Für die Produktion werden diese verschiedenen Teilelisten zu einer Stückliste, welche die jeweiligen Optionen für den jeweiligen Kunden beinhalten, für das komplette Flugzeug zusammengeführt.

Die Systemdarstellung wird durch die **System Schematics** schematisch aufgezeigt, die Funktionen des Fluggerätes durch die **Functional Schematics**, und in den **Electrical Schematics** werden die Stromlaufpläne des Fluggerätes erfasst.

Die **Electrical Wiring Diagrams** (EWDs), die auch **Electrical Schematics** genannt werden, geben die komplette Verdrahtung des Fluggerätes wieder. PIN-Belegungen und Busadressen werden hierin ebenso aufgeführt wie elektrische Signalnamen.

Durch das **Bonding and Earthing Diagram** (BaED) wird eine Aufstellung der Erdungswiderstände metallischer Geräte bzw. ihrer Anbindung an die Struktur wiedergegeben. Es sollte vom Systemlieferanten verantwortlich erstellt werden, da Fehlannahmen die Projektkosten der Systeme stark ansteigen lassen können.

Das **Electrical Interface Control Document** (Electrical ICD) beschreibt die elektrischen Schnittstellen des Systems. In der **Electrical Load Analysis** (ELA) werden alle elektrischen Lasten, die während einer Flugmission auftreten, aufgelistet. Hier müssen sinnvolle Annahmen getroffen werden, die typischerweise in der Realität vorkommen. Notfall und Bodenbewegungen werden ebenfalls aufgenommen. Die Dimensionierung der Generatoren und der Notstromversorgungen **Auxiliary Power Unit** und **Ram Air Turbine** wird z. B. danach ausgelegt; sie sollte deshalb so früh als möglich bekannt sein. Die Maximalbelastungen und ihre Folgen – das evt. automatische Abschalten oder Herunterfahren von nicht notwendigen Verbrauchern – wird ebenfalls hieran festgelegt. Die elektrischen Lasten werden dabei für elektrische Baugruppen, Systeme und Komponenten über diverse Flugzustände aufgetragen. Dadurch lassen sich die Belastungen für das Bordsystem für verschiedene Konfigurationen bestimmen. Sind elektrische Geräte durch frühzeitige Systemintegrationen über die ERS bzw. ES definiert, so lässt sich bereits im Entwurfsstadium eine zuverlässige Aussage über das künftige Bordnetz erreichen.

Politische Entscheidungen, hinsichtlich innovativer Neuentwicklungen können so zu einem erheblich früheren Zeitpunkt getroffen werden, welches den Vorteil mit sich bringt, dass ein erheblich größerer Zeitraum für Neuentwicklungen zur Verfügung steht.

Die **Aircraft Performance Analysis** (APA) spiegelt die Leistungsfähigkeit und damit den Nutzen eines Fluggerätes wider. Die **System Performance Analysis** (SPA) zeigt die eigentliche Leistungsfähigkeit des Systems auf.

Eine grundlegende Beschreibung der Systeme erfolgt dagegen im **System Description Document** (S DescD), während im **Stress Report of Equipment, Item** (SREI) die Belastungen auf Geräte und Teile definiert werden. Die mechanische Belastung auf die Bauteile wird detailliert in der **Load Analysis** (LA) aufgelistet. Eine Auslegungsrechnung der Bauteile geht damit einher.

Dokumentation der Konstruktion

Die **Master Line** definiert die Oberflächen, welche in der ATA 06 abgelegt sind. Ist diese – das Fluggerät beschreibende Kontur – parametrisiert, so können durch sie Änderungen in der Flugzeugstruktur hervorgerufen werden (siehe Abschnitt 4.3.1).

Die CAD - **Base Line** repräsentiert dagegen das Flugzeuggrundgerüst, welches bei jeder Flugzeugkonfiguration vorhanden ist und anhand der **Master Line** entwickelt wird.

Die Querschnitte der Baustruktur werden durch die **Cross Section Drawings** – kurz **Cross Sections** – wiedergegeben (beispielsweise ein Rumpfquerschnitt mit gesamter Innenausstattung. Sie werden häufig für Bauraumuntersuchungen und personelle Belange der Insassen/Passagiere verwendet).

Die Schnittstellen des Systems zur Umgebung werden durch das **System Interface Control Document** (SICD) erläutert. Parameter, welche hierin nicht explizit aufgezeigt werden, können durch die Modifikation der **Master Line** ohne Einfluss auf die Entwicklung und Qualifikation durchgeführt werden. Eine Änderung, welche eine Einflussnahme auf System und Teile hat, kann hiermit leicht beurteilt werden. So bringt eine mögliche Verlängerung des Rumpfes eine Verlängerung von Kabelbäumen mit sich. Diese Änderung kann von den jeweiligen Systemverantwortlichen beurteilt und die dadurch entstehenden Zusatzkosten leicht ermittelt werden.

Die **Interface Definition Drawings** oder **Definition Drawings** (IDDs, DDs) stellen das Zusammenspiel der einzelnen Systeme dar. Sie sind die Basis für die Erstellung der Fertigungsunterlagen. Durch die DDs werden die für eine Konfiguration entstehenden Anforderungen und Schnittstellen definiert. Werden Funktionalitäten für ein Fluggerät definiert, so stellt das **Functional Interface Control Document** (Functional ICD) die Schnittstelle zu den einzelnen Komponenten, Geräten, Systemen oder Partnern dar.

Für die Festlegung einer Geräteschnittstelle dient das **Interface Control Document** (ICD). Im ICD werden die gesamten schnittstellenrelevanten Daten eines Gerätes aufgezeigt. Gerade bei Entwicklungen für Kleinserien und Einzelanfertigungen ist eine schnittstellenorientierte Projektverfolgung und eine hochgradige Arbeitsaufteilung eine notwendige Randbedingung.

Von großem Vorteil ist es, im ICD auf die **Installation Drawings** zu verweisen.

Die **Installation Drawings** (IDs) wiederum beschreiben die einzelnen Bauteile des Systems und ihre Einbausituation im Flugzeug. Wohingegen die **Component Specification Drawing** (CSD) eine typische Geräte-/Angebotszeichnung ist.

Qualifikations- und Zertifizierungsdokumentation

Anforderungen, die Bauteile und Systeme an die Flugtestphase haben, werden mit den **Flight Test Requirements** (FTR) festgelegt. Allem voran werden hier neue Elemente und das Zusammenspiel der Systeme getestet, damit die getätigten Annahmen überprüft werden können.

Sind Bodentests für Systeme oder Baugruppen notwendig, so werden sie mit dem **Iron Bird Test Plan** (IBTP) geplant. Hiermit wird sichergestellt, dass während der Flugtestphase keine gefährlichen Zustände auftreten und das **Safety of Flight** erreicht wird. Die Tests, welche die Funktionstüchtigkeit der Flugzeugstruktur betreffen, werden mit dem **Structural Integrity Test Plan** (SITP) in zeitlicher Reihenfolge geplant.

Die Art und Weise der Qualifikationstests für Geräte wird über die **Qualification Test Procedure** (QTP) erläutert. Der Aufbau der Testapparatur und der Testablauf wird hierin genau beschrieben. Die Ergebnisse des Qualifikationstests werden durch den **Qualification Test Report** (QTR) beschrieben. Der Testplan für die einzelnen Geräte eines Systems und die durchzuführenden Qualifikationstests, die durch die unterschiedlichen QTPs beschrieben werden, werden im **Qualification Program Plan** (QPP), der häufig auch **Qualification Test Plan** (kurz QTPL) genannt wird, aufgeführt.

Blitzschlaggefährdung, Hochfrequenzabstrahlung und elektromagnetische Felder werden als Teilaufgabe der Qualifikation durch den **Lightning, High Interfering Radio Frequency** (HIRF), **Electromagnetic Impulse** (EMI) **Control Plan** – kurz LHECP – beschrieben. Diese Anforderungen haben der RTCA DO 160 bzw. der **Aircraft Specification** des Flugzeuges zu entsprechen.

In der **Declaration of Design and Performance** (DDP) wird festgestellt, anhand welcher Qualifikationsvorschrift ein Gerät geprüft wurde und was es zu leisten vermag. Dieses Dokument steht am Ende der ganzen Entwicklungsdokumentationskette und spezifiziert das Gerät als solches.

Zur Unterstützung des Fluggeräteherstellers wird vom Systemlieferanten zur Zertifizierung des jeweiligen Lieferanteils ein **Certification Support Plan** (CSP) erstellt. Hierin wird die Zertifizierungsleistung, welche der Lieferant erbringt, vereinbart.

Die für die Zertifizierung zu erbringende Leistung wird in der **System Certification Matrix** (SCM) aufgelistet. Die zu leistenden oder bereits erbrachten Zertifizierungsbelange werden vom Lieferanten im **Certification Review Item** (CRI) festgehalten.

Der **Development Test Plan** (DTP) gibt eine Aufstellung der entwicklungsbegleitenden Tests wieder. Die Ergebnisse aus den entwicklungsbegleitenden Tests werden im **Development Test Report** (DTR) niedergeschrieben.

Dokumentation der Wartung und Produktunterstützung

Aufgaben, die während der Wartungen durchgeführt werden müssen, sind in der **Maintenance Task Analysis** (MTA) niedergeschrieben. Funktionen, ihre Fehler, sowie deren Effekte und Auswirkungen werden in der **Analysis according to MSG-3 (Maintenance Steering Group)** – kurz **MSG-3 Analysis** – beschrieben.

Die Einzelheiten für die Produktunterstützung des Systems sind im **Product Support Plan** (PSP) erläutert. Das Änderungswesen, das Management und diverse, das Produkt betreffende Punkte werden aufgelistet.

Das Wartungshandbuch **Aircraft Maintenance Manual** (AMM) beschreibt die Flugzeugwartung in allen Schritten und Einzelheiten bis hin zum kleinsten Bauteil. Das AMM liegt in der Verantwortung des Flugzeugherstellers. Seine Lieferanten leisten durch das Verfassen des CMM die entsprechende Hilfe auf Geräteebene. Die Aufteilung des AMMs folgt der ATA 100.

Teil des AMM ist das **Component Maintenance Manual** (CMM). Es beschreibt die Wartung der entsprechenden Komponente. Das Format wird vom Fluggerätehersteller vorgegeben; das CMM wird dem AMM als Komponente hinzugefügt.

Projektdokumente der Qualitätssicherung und Produktion

Über den **Quality Assurance Plan** (QAP) wird erläutert, wie das Unternehmen eine gleichbleibende Qualität entwickelt, produziert und sicherstellt. Der **Software Quality Assurance Plan** (Soft QAP) beschreibt analog, wie das Unternehmen eine gleichbleibende Software-Qualität entwickelt, ‚produziert‘ und sicherstellt.

Der Lieferplan für den Versand der einzelnen Komponenten wird durch den **Delivery Schedule** (DS) festgelegt. Die Art und Weise der Lieferung wird in der **Delivery Specification** (D Spec) beschrieben. (Oder einfach gesprochen: Wer liefert im Projekt wem was wann wohin.) Die vor der Auslieferung des Gerätes erforderlichen Funktionstests wie auch die spezifizierten Prüfmaße werden in firmenspezifischen Verfahren durchgeführt und in der **Acceptance Test Procedure** (ATP) beschrieben. Das Ergebnis der ATP wird im **Acceptance Test Report** (ATR) festgehalten.

3. Die zeitgleiche Flugzeugentwicklung, unterstützt durch den parametrisierten Flugzeugentwurf

Werden in der Luftfahrt neue Projekte entwickelt, so handelt es sich – bedingt durch lange Entwicklungszeiten – meist um große Entwicklungssprünge, welche ein nicht unerhebliches Risiko mit sich bringen. Die Forderung, die Entwicklungszeiten zu verkürzen, führte zu Philosophien wie **Simultaneous** oder **Concurrent Engineering**, durch welche eine teilweise Überlappung der Entwicklungs-, Qualifikations- und Fertigungsschritte erreicht wurde.

Zur weiteren Reduktion der Entwicklungszeiten und Risiken, ist es sinnvoll, die in der Systementwicklung und Fertigung auftretenden Probleme frühzeitig zu erkennen und zu beheben. Dies setzt eine Entwicklungsphilosophie voraus, die auf Geometrien und Daten aufbaut, welche nicht, wie es heutzutage üblich ist, fixiert sind. Mit anderen Worten es wird notwendig, paralleles anstatt sequenzielles Arbeiten einzusetzen. Die Konsequenz, dass verschiedene **Design and Build Teams** mit Daten arbeiten, die nicht als eingefroren oder fix gelten, stellt die Forderung nach globaler Abhängigkeit des gesamten Entwicklungsablaufes zur Terminierung heutiger Entwicklungsproblematiken (Abschnitt 2.1.5).

Anders als beispielsweise bei Hinüber [h-7] oder Rudolph wird deshalb im Folgenden ein praxisnaher und konstruktionsgerechter Entwurf eines Fluggerätes vorgestellt, welcher sich in einen Entwicklungsprozess eines typischen Luftfahrtunternehmens integrieren lässt. Die Möglichkeiten, die eine Entwurfsgruppe wie auch die Konstrukteure in der heutigen Luftfahrtindustrie haben, sollen hierbei nicht beschnitten, sondern erweitert werden.

3.1. Die Idee der nahezu zeitgleichen Flugzeugentwicklung

Allgemein werden in der Luftfahrt heute vier sequentielle Phasen für eine Flugzeugentwicklung benötigt, so lässt sich die in Abschnitt 2.1.1 ausgeführte Organisation der Flugzeugentwicklung auf vier parallele Arbeitsbereiche (Abbildung 19), welche nahezu zeitgleich arbeiten, projizieren. Die mangelnde Festlegungsmöglichkeit wird durch Abhängigkeiten der einzelnen Aufgaben, die über Parameter gesteuert werden können, ersetzt, um die Randbedingungen der Auditierfähigkeit nicht zu verletzen.

Die Aufteilung in vier Arbeitsbereiche (Level 1 bis 4) wird durch die Parametrisierung der eigentlichen Aufgabe erreicht.

Es werden keine festen Vorgaben mehr benötigt, auf die verwiesen wird, sondern Parameter, welche leicht zu definieren sind und welche während des gesamten Projektverlaufes variabel sein können.

Anhand eines Referenzflugzeuges, welches durch Abgleich mit existierenden Flugzeugen entworfen wird, werden die Baugruppen für die Entwicklung eines unkonventionellen Fluggerätes – mit Rücksicht auf die oben aufgeführten Entwicklungs- und Fertigungsschritte – erstellt.

Die Variation bzw. Anpassung der einzelnen Baugruppen soll dabei zu einem iterativ optimierten Fluggerät, welches die Anforderungen des Referenzflugzeuges möglichst einhält, führen.

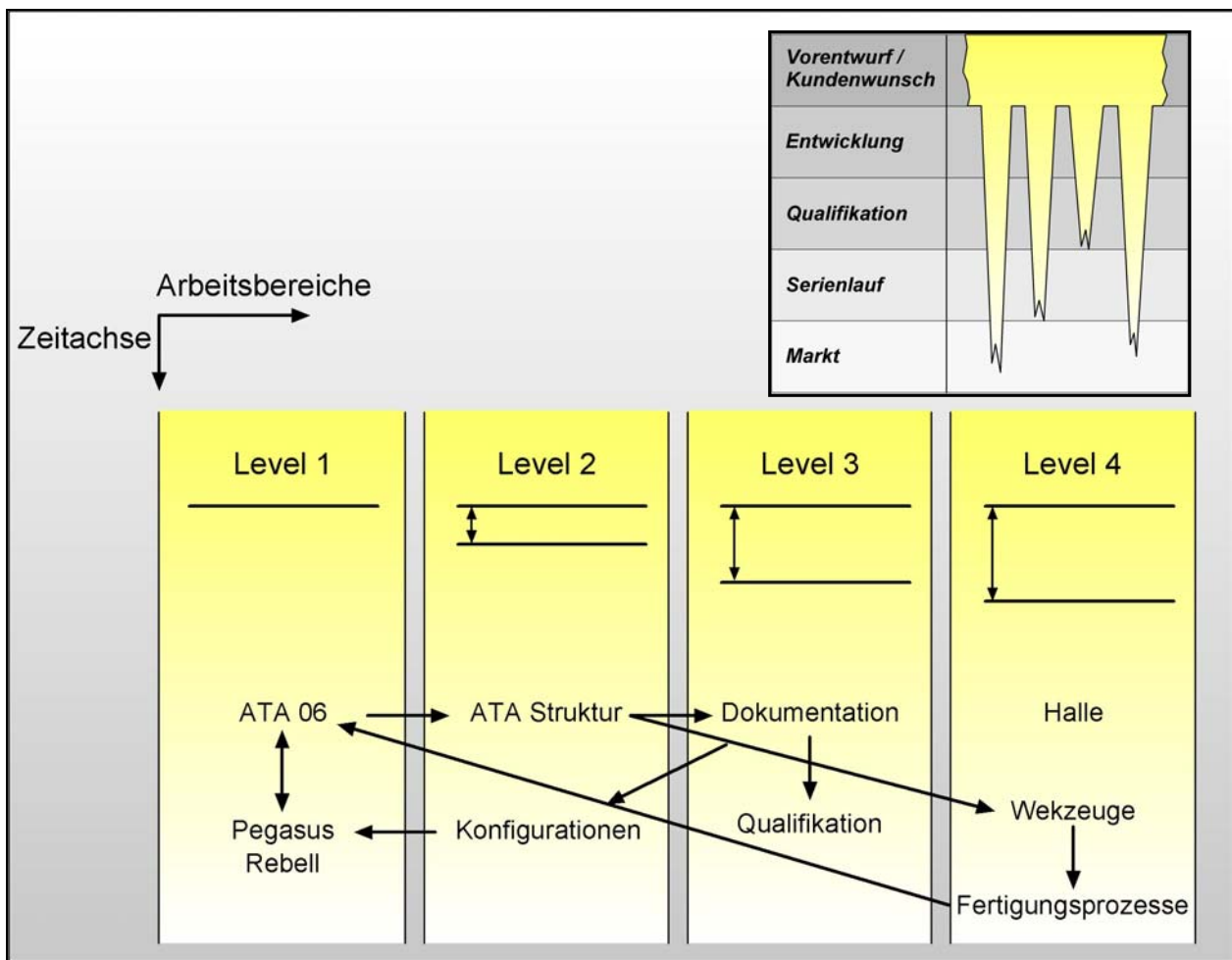


Abbildung 19: Definition der vier Arbeitsbereiche

1. Arbeitsbereich, Level 1:

In einer kleinen Entwurfsgruppe startet die Definition des Fluggerätes, die Bestimmung der Flugmission sowie die Berechnung der dabei auftretenden Belastungen und Verformungen des Fluggerätes: Sie entspricht dem Aufgabenspektrum der Konzeptphase aus Abschnitt 2.1.2.

Der parametrisierte Aufbau einer Flächengeometrie als Grundgerüst (**Master Line** entsprechend **ATA Chapter 06**) ist Voraussetzung für eine wissensbasierte Steuerung durch eine eigens geschaffene Schnittstelle. Dies ist Aufgabe des Programms Pegasus Rebel (PR), welches in Abschnitt 4.2 detailliert beschrieben wird.

Entspricht die Flächengeometrie den Anforderungen, welche ein Unternehmen an eine Neuentwicklung stellt, so können entsprechende Geometrieparameter durch eine semantische Feature-Technologie, die einen Rückschluss auf Gewicht, Größe, Leistung sowie diverse weitere Flugparameter zulässt, gebildet werden.

Wird dieser Geometrie aerodynamischen Eigenschaften zugewiesen, so lässt sich ein Rückschluss auf die Flugmission des Flugzeuges bilden.

Zusätzlich wird in CATIA V5 ein Netz finiter Elemente mit all seinen Randbedingungen hinterlegt werden; die äußeren Lasten, welche durch die Flugmission aufgebracht werden, werden hierbei durch eine Schnittstelle errechnet. Veränderungen an der Geometrie ermöglichen es, die Belastungen und Verformungen direkt zu berechnen. Zudem besteht die Möglichkeit, Bauteile hinsichtlich dieser Belastungen zu optimieren. Bauteilstärken können hierbei in definierbaren Schritten errechnet werden; Materialeigenschaften verändert werden. Dies dient der Vorgabe für die Kräfte- und Bauteildimensionierung.

Die **Master Line** kann und sollte als elektronisches Dokument in ein PDM-System eingepflegt werden. Dadurch lassen sich alle weiteren Schritte nachvollziehen; ein Umstand, der für die Auditierfähigkeit eines Unternehmens notwendig ist (siehe Abschnitt 2.1.4). Des weiteren können alle folgenden Projektschritte, wie das Entwerfen der Struktur auf die **Master Line** bezogen werden.

Durch diese Gestaltgebung und das Wissen um die Flugmissionswerte wird eine Diskussion mit einem potentiellen Kunden nun auf anschauliche Weise möglich. Änderungen können mit dem Kunden über die Schnittstelle in kurzer Zeit erfolgen und bewertet werden.

2. Arbeitsbereich, Level 2:

Durch das zweite Level wird die eigentliche Projektstruktur repräsentiert. Hier arbeiten die Entwicklungsingenieure an den zu fertigenden Flugzeugkomponenten und Systemen, unterstützt durch die Forderungen der Fertigung. Die nahezu zeitgleich gestartete Entwicklungsphase berücksichtigt ebenfalls die Werkzeug- und Produktionsplanung in Abhängigkeit der Vorgaben, welche in Level 1 getroffen wurden (bedingt durch die notwendig werdende Zusammenarbeit mit den Prozessplanern des Levels 4).

Die Entwicklung der Bauteile wird in Abhängigkeit der **Master Line** in Hinblick auf die Fertigungsmöglichkeiten getroffen. Materialdicken, welche im weiteren Verlauf der Entwicklung ohne großen Aufwand änderbar sind, können durch die verantwortlichen Konstrukteure durch intelligente Verknüpfungen innerhalb der CATIA-Umgebung **Knowledgware** [i-3] getroffen bzw. leicht von außen zugänglich gemacht werden. Universitäre Tests haben gezeigt, dass angehende Konstrukteure diese Denkweise sehr schnell annehmen und umsetzen können; zum Vorteil der Fertigbarkeit der Komponenten. (Siehe auch Lederbogen, Kempf, Kaufmann [k-4], [k-5], Dias Figueiredo [d-4], Tholl, Goekcen [g-2], Hammer [h-1], usw.) Zusätzliche Hilfsgeometrie, die für spezielle Aufgaben entwickelt werden können, verstärken diesen Effekt. Werden die Systemanforderungen in Form von **Definition Drawings** mit in dieses Flächenmodell integriert, so lassen sich die für das System notwendigen Anforderungen ebenso auf intelligente Weise steuern.

Der Festigkeitsnachweis an Bauteilen lässt sich in der neuen CATIA V5-Umgebung für Solid-Elemente ebenfalls, wie in Level 1, mit veränderlicher Geometrie ermitteln, so dass mit der FEM-Analyse (Analyse mittels Finite-Element-Methode) direkt nach Entstehen der ersten Komponenten begonnen werden kann. Die Berechnungsergebnisse lassen sofort Rückschlüsse auf die Bauteile zu. Änderungen können mit sehr geringem Aufwand, aber hoher Transparenz, einfließen. Ein Umstand, der den Lernprozess innerhalb ein Konstruktionsabteilung stark beschleunigt, da die

vom Konstrukteur getroffenen Annahmen und Modifikationen innerhalb kürzester Zeiträume überprüft werden können. Durch die parametrisierte Geometrie kann eine Anpassung auch zu einem späteren Zeitpunkt erfolgen, da die Bauteile im Nachhinein leicht angepasst werden können. Zeitaufwendige Rückschleifen zwischen Konstruktion und Berechnung können hierdurch erheblich reduziert oder teilautomatisiert werden. Die Entscheidung über das entstandene Ergebnis wird jedoch nach wie vor von den dafür verantwortlichen Ingenieuren getroffen.

Durch den Kundenkontakt mit Level 1 und dem nahezu zeitgleichen Start der Aufgabe Level 2 erlangt der potentielle Kunde die nötige Transparenz über die eigentliche Entwicklung von Beginn an. Ebenso erlangt er das Verständnis über Kosten und Risiken der Fertigung. Innovative Teilprojekte und deren Gefahren kann er von Beginn an leicht verfolgen und selbst mittragen. Eine Kundenbindung, welche zu beiderseitigem Vorteil gereichen kann, da der Kunde sich mit ‚seinem‘ Produkt in gewisser Weise identifiziert.

3. Arbeitsbereich, Level 3:

Mit dem Erstellen der **Aircraft Requirement Specification**, **Functional Hazard Analysis** und **Master Minimum Equipment List** wird anhand der RTCA DO 160/178 die Systemauswahl begonnen. Zusammen mit der Arbeitsgruppe Level 2 lassen sich die Systeme detaillieren und die Qualifikationsunterlagen erstellen.

Mit der Entwicklung der Geräte geht die Qualifikation einher.

4. Arbeitsbereich, Level 4:

Der Einbezug von Fertigungsspezialisten gibt in diesem frühen Stadium den Konstrukteuren die Möglichkeit, teure Fertigungsverfahren bereits im Entwurf der Komponenten zu unterbinden und damit Rückschleifen und Änderungen auf ein Minimum zu reduzieren.

Der Aufbau der Werkzeuge wie auch einer virtuellen Fabrikation in Abhängigkeit der **Master Line** sowie der in Level 1 und 2 getroffenen Anforderungen hilft zusätzlich der Entscheidungsfindung im frühen Entwicklungsstadium. Fertigungswerkzeuge, welche die Änderungen der **Master Line** bei Änderungen im Nachhinein direkt aufzeigen, helfen zusätzlich bei der Kosten-, Zeit- und Risikoabschätzung.

3.1.1. Aufteilung einer Projektaufgabe für die Systementwicklung

Häufig hat eine Neuentwicklung einen besonderen Entwicklungsaspekt, welcher zu erheblichem Entwicklungsaufwand führt.

Zieht man die Entwicklung eines unkonventionellen Flugkörpers als Entwicklungsvorhaben heran, so wird die Problematik einer weiteren Zeitverkürzung durch die fehlenden Randbedingungen und Erfahrungen deutlich. Systeme, welche in den Flugkörper integriert werden sollen, sind an ein neues Konzept zu adaptieren. Die Anforderungen sind zu diskutieren; die Lieferanten an die neue Aufgabe heranzuführen.

Wird dieser unkonventionelle Aspekt aus der Entwicklungsaufgabe entfernt, so erhält man eine konventionelle Entwicklungsaufgabe (Abbildung 20) mit ihren eigenen spezifischen Anforderungen. Dieses im weiteren Verlauf als Referenzprodukt bezeichnete Fluggerät besitzt

jedoch eigene, ‚konventionelle‘ Anforderungen, welche eine Änderung der eigentlichen Flugmission zur Folge haben. Es stellt demnach nicht dasjenige Fluggerät dar, welches der potentielle Kunde wünscht und welches auch ebenfalls nicht produziert werden soll. Es stellt lediglich ein virtuelles Produkt dar, anhand dessen frühzeitig Aufgaben getätigt werden können, welche für das unkonventionelle Fluggerät von Nutzen sind.

Trennt man den unkonventionellen Aspekt von der eigentlichen Aufgabe und definiert statt dessen einen konventionellen Flugkörper, so kann die Erfahrung der Lieferanten zu einem frühen Zeitpunkt genutzt werden, da der Lieferant hier sein Fachwissen einbringen kann. Der Lieferant benötigt ein Aufgabengebiet, das er kennt und wodurch er seine Kompetenz frühzeitig ins Projekt einbringen kann. Deshalb die Aufteilung in einen konventionellen und einen unkonventionellen Anteil. Gleichzeitig werden Fragen hinsichtlich der Fertigbarkeit und Wartung bzw. Instandhaltung [r-8], [o-2] durch den Lieferanten aufgebracht. Die eigentliche Aufgabe mit ihren spezifischen Randbedingungen wird erst im Nachhinein fixiert; ein davon betroffenes System mit entsprechenden Änderungen im weiteren Verlauf implementiert.

Diese Vorgehensweise, welche für ein System durch die geänderten Randbedingungen eventuelle Nachteile mit sich bringt, zeigt ihren eigentlichen Vorzug in der frühzeitigen Implementierung derjenigen Systeme, welche durch den unkonventionellen Teil nicht oder nur teilweise betroffen werden.

Der unkonventionelle Anteil dagegen kann in einer getrennt davon operierenden Gruppe zeitgleich ausgeführt werden. Diese Gruppe beschäftigt sich nun ausschließlich mit der Lösung dieser Aufgabe, welche gezielt auf den unkonventionellen Aspekt ausgerichtet ist.

Sind beide Aufgaben gelöst, so kann der unkonventionelle Aspekt in das virtuelle Referenzprodukt integriert werden. Die sich daraus ergebenden Änderungen zeigen hierbei leicht die veränderten Randbedingungen für betroffene Baugruppen und Systeme auf.

Die Möglichkeit eines Vergleiches der Änderungen der durch die unkonventionelle Variante betroffenen Systeme und Geräte mit dem Referenzgerät kann zu geringfügigen Änderungen der Bauteile führen, welche als **Minor Chance** bezeichnet werden. D. h. das unkonventionelle Gerät benötigt nur wenige Modifikationen im Vergleich zum Referenzgerät, so dass die Hauptarbeiten für dieses Gerät durch die Referenzvariante vorzeitig getätigt werden können.

In der Praxis hat sich gezeigt, dass die Schnittstellendefinition, bedingt durch die sequentielle Abarbeitung der einzelnen Entwicklungsphasen, eigentlich immer zu spät erfolgt.

Häufig werden deshalb die Systeme im Entwurfsstadium anhand statistischer, empirischer oder analytischer Rechenmodelle erstellt. In der Raumfahrt werden z. B. Systeme theoretisch [k-3] entworfen. Die Tatsache, dass Satelliten in sehr kleinen Stückzahlen zu hohen Preisen gefertigt werden können, lässt diese Art des Prototypenbaus zu. Anders bei Serienflugzeugen, die einem strengen Fertigungsablauf folgen. Hier tritt die praktische Systemaufteilung aus Preis- und Fertigungsgründen in den Vordergrund.

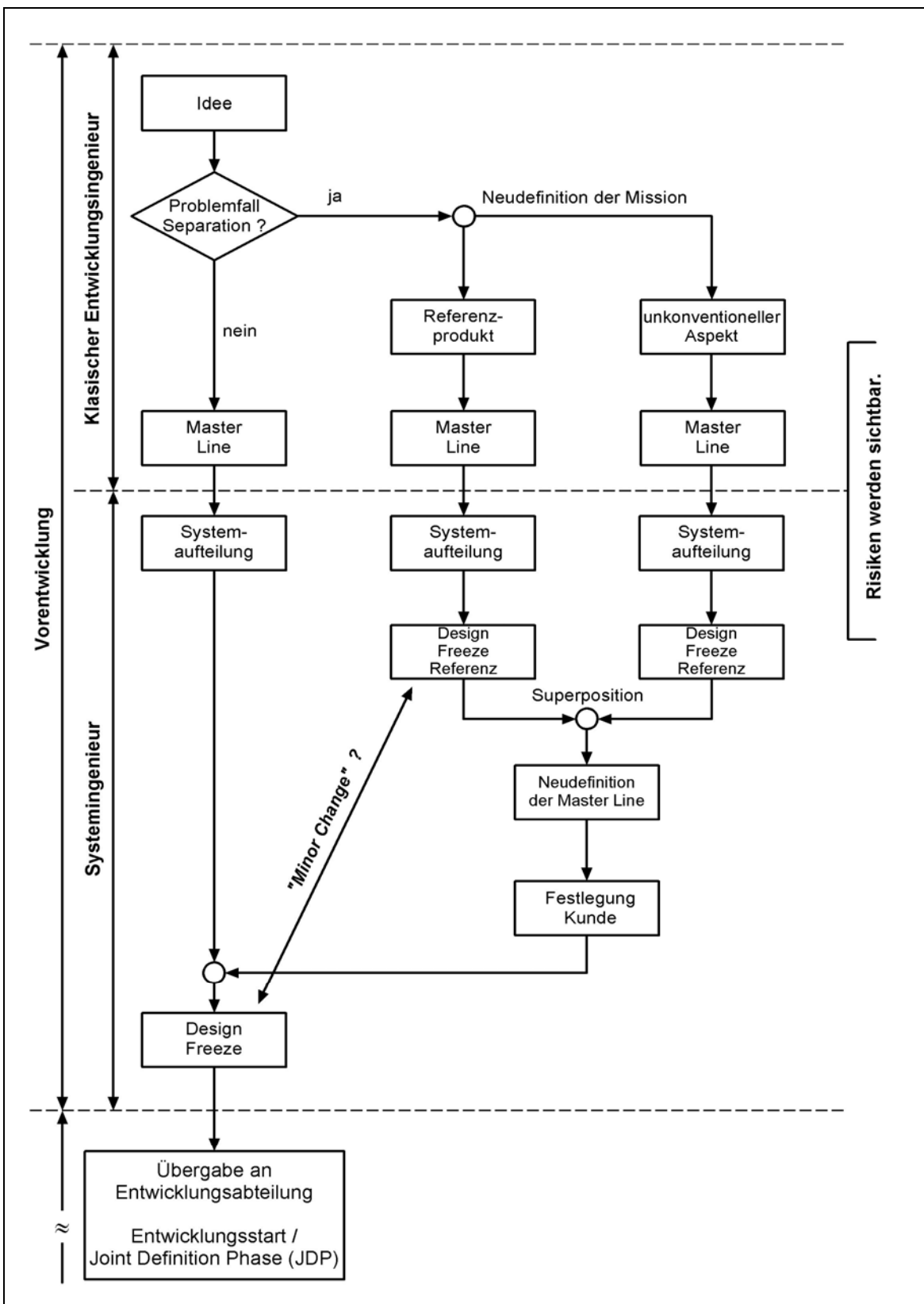


Abbildung 20: Aufteilung der Systemanforderungen

Wird die Systementwicklung tief in den Entwurf hineinverlegt, so stellt sich für eine Systemauslegung die Frage der Eigenverantwortung und des Wissens. Die Anforderungen sind jedoch dieselben wie zu einem späteren Zeitpunkt der Entwicklung; sie erhält dadurch eine gewisse Dominanz, denn nun können Systemkriterien das Flugzeugdesign aktiv beeinflussen.

Können die Fragen, die ein System betreffen, bereits im frühen Stadium des Entwurfes beantwortet werden, so gibt es der Systementwicklung den größt möglichen Freiraum für dessen Gestaltung. Sind zudem die Randbedingungen, welche durch die Integrationsbedingungen gegeben werden, zu definieren ohne dabei die endgültige Form und Größe der Struktur selbst einzufrieren, so kann durch geeignete Beeinflussung dieser, das System ungeändert bleiben. Beispielsweise spielt die Gestaltung der Cockpitgröße für die Sitzauslegung solange keine Rolle, wie sie die Integrationskriterien des Sitzes nicht beeinflusst. Die Form und Größe des Cockpits kann im Nachhinein geändert werden ohne die Sitzentwicklung zu beeinflussen.

Wird diese Voraussetzung genutzt, so lassen sich Systeme frühzeitig auf die spätere Flugmission auslegen und in das Fluggerät integrieren (siehe auch Kempf).

Durch die eigenverantwortliche Entwicklung lassen sich Ideen aus dem Systemwissen anderer Fluggeräte frühzeitig in das neu zu entwerfende Flugzeug einbringen. Auch lassen sich mögliche innovative Neuentwicklungen frühzeitig in das Projekt integrieren. Problematiken, welche durch die Systeme entstehen, können vorab diskutiert oder an dem virtuellen Referenzflugzeug ausgearbeitet bzw. nachvollzogen werden. Ist z. B. die Größe des Fluggerätes im **Belly Fairing** durch die Integration aller Systeme nicht ausreichend, kann bereits hier eine kostengünstige Änderung der **Fairing** vorgenommen werden. Der Einfluss auf die Aerodynamik kann über eine interaktive Schnittstelle leicht ermittelt und die Möglichkeit der Entwicklung kleinerer, evt. kostenintensiver Komponenten mit dem Kunden im Detail diskutiert werden. Mögliche Einflüsse auf die Flugmission lassen sich aufzeigen; die Mission nach Übereinkunft abwandeln.

Langzeitentwicklungen, für welche in der Systementwicklung häufig die Zeit aber auch der entsprechende Integrationsfreiraum fehlt, können durch die frühzeitige Definition der Systeme getätigt werden. So könnten **Overhead Panels**, aus Spritzteilen bestehend, durch leichtere **Crash Core Panels** ersetzt werden, wenn der Systemlieferant die nötige Zeit zur Verfügung hat, die Produktionsanlagen auf das neue Verfahren umzustellen. Die Innovationen, welche hierdurch begünstigt werden, können ebenso als Verkaufsargument genutzt werden.

Durch die Einbindung der bereits existierenden Produktionsdaten in den Entwurf, können aufkommende Modifikationen damit maßgeblich beeinflusst werden.

Wird der Weg einer innovativen Entwicklung vom Systemlieferant eigenverantwortlich getätigt, so liegt es in seinem eigenen Interesse, eine Ersatzlösung parat zu halten, sollte der Einsatz des Neuen gefährdet sein. Aus eigenem Antrieb wird er wohl selbstständig darauf achten, seine eigenen Kosten zu minimieren und mögliche Unwegsamkeiten frühestmöglich anzeigen. Ein Umstand, der ebenfalls zur Kostenminimierung des Gesamtprojekts führt.

3.1.2. Steuernde Dokumente der parallelen Entwicklung

Für viele Geräte und Systeme ist die eigentliche Fluggeräteentwicklung von untergeordneter Bedeutung. Zur Spezifikation, Entwicklung und Qualifikation werden lediglich Randbedingungen benötigt, welche durch die folgenden Dokumente bereits zu Entwurfszeiten zur Verfügung gestellt werden können.

Bei entsprechender Übereinkunft können diese Daten in tabellarischer Form – ohne dabei Fehlinterpretationen zu erzeugen – ausgetauscht werden.

Dies ermöglicht eine frühzeitige Einbindung der Systemauslegung, welche durch die Aufspaltung der Projektaufgabe in einen konventionellen und einen unkonventionellen Aspekt unterstützt wird.

Die durch die FAR/JAR angegebenen Forderungen können als hilfreiche Anhaltswerte für die parametrische Auslegung gesehen werden, da die Angaben notwendiger Daten entweder eindeutig definiert oder als Verhältnis bzw. Parameter festgelegt sind. Explizit für die aerodynamische Auslegung aber auch die Systemauslegung sind wesentliche Entwurfsparameter und Konstruktionsangaben postuliert.

Die Festlegung der Qualifikationstests der Geräte erfolgt über die Angabe des Fluggerätetyps, seines Antriebs, der Flugmission und der relativen Position des Gerätes im Flugzeug selbst. So lassen sich über die RTCA DO 160/178 die wesentlichen Tests, sowie die Gefahreneinteilung und die Position des Gerätes bekannt ist, bestimmen.

Die Flugmission wie auch die Anforderung an die einzelnen Systeme und Komponenten wird durch die **Aircraft Requirement Specification** gegeben (siehe Abbildung 17). Sie enthält ebenso sämtlich Parameter und Werte, die durch Schnittstelle Pegasus Rebell erstellt werden.

Die Gefahreneinteilung für die Systeme und deren Geräte wird durch die **Functional Hazard Analysis** definiert.

Die Anzahl der einzelnen Geräte und ihre zugelassene Ausfallrate während einer Flugmission helfen zusätzlich ein System zu definieren; dies ist Aufgabe der **Master Minimum Equipment List**. Die **System Requirement Specification** fixiert die Anforderung an ein System, die durch ARS, RTCA DO 160/178, MMEL und FHA definiert wird. Die Anforderung an das Gerät durch die **Equipment Requirement Specification** ergibt sich aus der SRS, der FHA und dem Wissen des Lieferanten.

Die **System Specification** definiert das System, wobei Verweise auf **Equipment Specification, Definition Drawing, System Interface Control Drawing, Interface Control Drawing, Qualification Program Plan, Qualification Test Plan** usw. vorgenommen werden (siehe Abbildung 17). Die Definition des Gerätes erfolgt über die **Equipment Specification**.

Durch die Bestimmung der Konfigurationen in der **Configuration Item List** können die Auslegungskriterien für sämtliche Möglichkeiten in Betracht gezogen werden. Zusammen mit den CAD-Daten werden die endgültigen Stücklisten hieran festgelegt.

Die **CAD-Base Line** enthält sämtliche CAD-Bauteile, welche immer im Flugkörper vorhanden sind. Zusammen mit der entsprechenden Konfiguration, die durch die CIL bestimmt wird, entsteht die entsprechende Flugzeugkonfiguration: Für eine Vielzahl von Systemen und Geräten ist lediglich eine relative Angabe des Ortes notwendig, um die Anforderungen für die Qualifikation festzulegen. Bleiben diese relativen Angaben unverändert, so kann die **Master Line** selbst in

spätem Flugzeugentwicklungsstadium modifiziert werden, ohne dabei einen Einfluss auf das entsprechende System oder Gerät zu erzeugen.

Die Konfigurationen und Systemarchitekturen werden durch die **Definition Drawings** repräsentiert.

Alle Schnittstellen des Systems werden durch die **System Interface Control Drawings** wiedergegeben; Änderungen dieser Angaben haben Änderungen des Systems zur Folge. Für die Geräteschnittstellen selbst werden die **Interface Control Drawings** verwendet.

In Verbindung mit den CAD-Daten lässt der Stand der Dokumente über die **Documentation List** einen Schluss auf das zu erledigende Arbeitspensum eines Projektes zu.

Ist z. B. eine **Equipment Specification** noch nicht fertig gestellt, so befindet sich das betreffende Gerät noch in der Entwicklung (siehe Abbildung 17). Ist bereits die **Qualification Test Plan** vorhanden, der **Qualification Test Report** jedoch nicht, so befindet sich das Gerät in der Qualifikation. Aus dem **Qualification Program Plan** ist zu ersehen, welche und wie viele Tests zu durchlaufen sind.

Anhand der Docu List oder des CAD-Strukturbaumes lässt sich die CPL erstellen. Sie dient als Grundlage für die **Electrical Load Analysis**. Für die elektrische Systemauslegung ist die ELA von großer Bedeutung und sollte so früh als möglich fertiggestellt sein. Sie kann aus den Informationen der AS, Docu List, SS und ES teilautomatisiert erstellt werden.

Durch die Docu List lässt sich zusammen mit den CAD-Daten der Arbeitsaufwand, den ein Projekt in Anspruch nimmt, bestimmen; er wird in der **Work Package List** festgehalten.

3.2. Philosophie des parametrisierten Flugzeugentwurfs

Zur Abschätzung des Einflusses von Modifikationen an Baugruppen, Systemen und Komponenten benötigt ein virtuelles CAD-Modell gewisse funktionelle Eigenschaften. Gebräuchlich sind heute CAD-basierte Features, welche den CAD-Einsatz hinsichtlich der Herstellung von Bauteilen erleichtern. Bohrungen, Gewinde, Taschen, Rillen und ähnliche Features finden sich in vielen modernen CAD-Werkzeugen.

Rückschlüsse auf die Funktionalität sind dabei jedoch nur sehr begrenzt möglich.

Besitzt ein Bauteil Eigenschaften, welche Rückschlüsse auf dessen Funktion zulassen und werden diese in eigenständigem Code weiterverarbeitet (VDI-Richtlinie 2218, Semantik), so können Aussagen über mathematische und physikalische Eigenschaften getroffen werden.

Die Änderung dieser Bauteile im CAD-Bereich lässt dadurch Rückschlüsse auf eine mögliche Änderung der Missions- oder Funktionsparameter eines Fluggerätes zu.

3.2.1. CAD-Modellierung mit CATIA V5

Ein Fluggerät besteht aus verschiedenen Produktstrukturen, welche nahezu zeitgleich aufgebaut werden können. Zum Einen existiert eine Flugzeugdefinition; ein Produkt, welches ausschließlich aus Flächen-, Linien- und Punktgeometrien (die **Master Line**, CAD-Arbeitsumfang der Arbeitsgruppe Level 1) besteht. Zum Anderen wird parallel zu diesem Produkt die eigentliche Produktstruktur aufgebaut; CAD-Arbeitsumfang Level 2. In diesem Produkt sind Struktur und Systeme entsprechend den **ATA-Chaptern** aufgeteilt. Als drittes und viertes Produkt – beide unterliegen der Arbeitsgruppe Level 4 – sind die Fabrikationshalle mit ihren ‚festen‘ Parametern und die Werkzeuge in Abhängigkeit der **Master Line** zu modellieren.

Das **ATA Chapter** 06 beschreibt die Flugzeugkonfiguration. Sie stellt das Ergebnis aus **Base Line** und Konfiguration der Arbeitsgruppe Level 1 dar. Die geometrischen Randbedingungen bzw. Formen sind hierin definiert. Entsprechend der allgemein gebräuchlichen Konvention, sind hier die geometrischen Eigenschaften und Abhängigkeiten festgelegt. Die Parameter, welche etwa Größe und Formgebung betreffen, werden durch die Schnittstelle Pegasus Rebell angesteuert, so dass sich durch die Änderung der Parameter die Gestaltung des Fluggerätes jederzeit beeinflussen lässt.

Wird die eigentliche Struktur in Abhängigkeit der **Master Line** definiert, so kann jedes Bauteil bei einer Änderung der **Master Line** ohne weitere konstruktive Schritte aktualisiert werden. Konstruktive Randbedingungen, die beispielsweise über zusätzliche Hilfsgeometrien zum Aufbau komplexer Bauteile, wie die Landeklappen (Abbildung 21), in die Struktur einfließen und welche durch die Konstrukteure der Arbeitsgruppe Level 2 getroffen werden, können ebenfalls durch eine Schnittstelle der Arbeitsgruppe Level 1 beeinflusst werden, so dass durch diese zusätzliche Abhängigkeit ein Bauteil allein durch die Parameter manipuliert und an die entsprechenden Flugmissions- oder Fertigungsbelange angepasst werden kann.

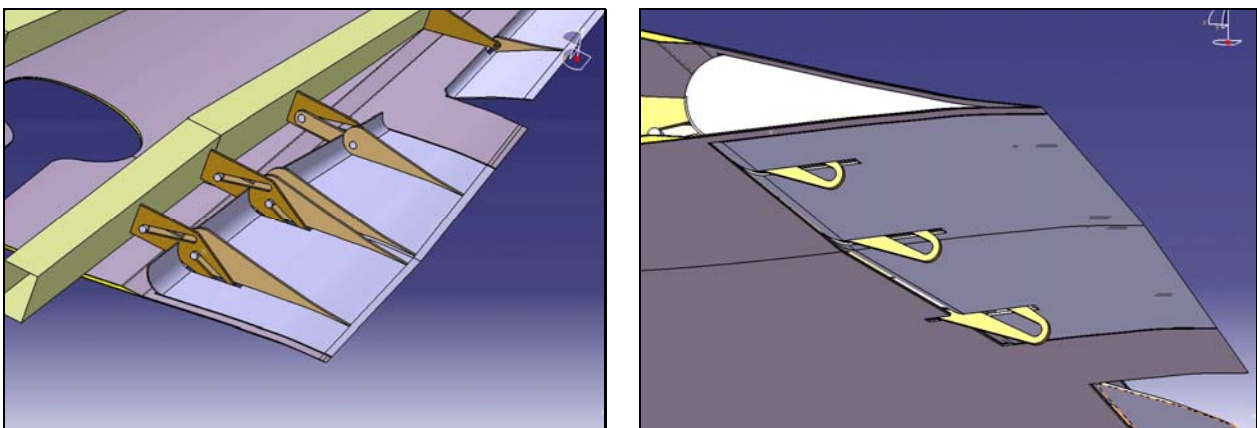


Abbildung 21: Durch die Master Line und zusätzliche Hilfsgeometrie erstellte Landeklappenausführung

Die Systeme sind durch **Definition Drawings** in die Produktstruktur eingegliedert. Die DDs ermöglichen einen **ATA-Chapter**-übergreifenden Einsatz der zu steuernden Parameter (Abbildung 22). Zusätzlich ermöglichen sie einen direkten Zugriff auf die Dokumentation der Systeme. Ihre Abhängigkeit beruht auf der **Master Line** und den Forderungen, die durch die Dokumentation in der Arbeitsgruppe Level 3 aufgestellt wird.

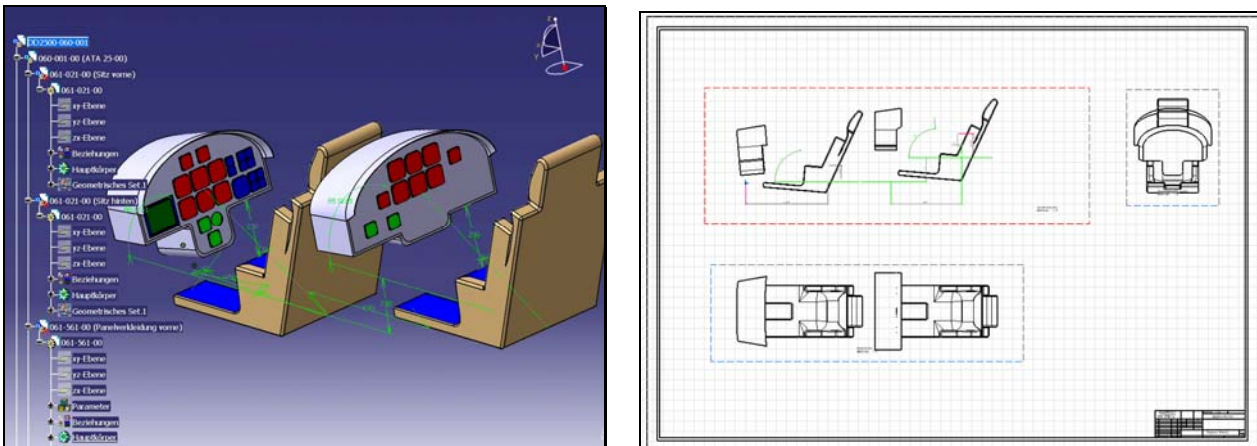


Abbildung 22: Darstellung der ‚dreidimensionalen‘ Definition Drawing DD 2500-060-001

Die Fertigung (Level 4, Abbildung 23) ist als eigenständiges Produkt unabhängig von den zu entwerfenden Fluggeräten entwickelt. Die Abhängigkeiten zum Fluggerät werden durch flugzeugspezifische Werkzeuge und Vorrichtungen repräsentiert. Sie sind in einem getrennten Produkt in Abhängigkeit der **Master Line** aufgebaut und in der Fabrikationshalle positioniert.

Durch die Möglichkeit, wesentliche für die Entwicklung eines Fluggerätes wichtige Abhängigkeiten und Limitierungen zu parametrisieren, tritt immer mehr die eigentliche Fertigung beim Flugzeugentwurf in den Vordergrund. Verfahren, welche vorrangig eingesetzt werden, können frühzeitig Berücksichtigung finden.

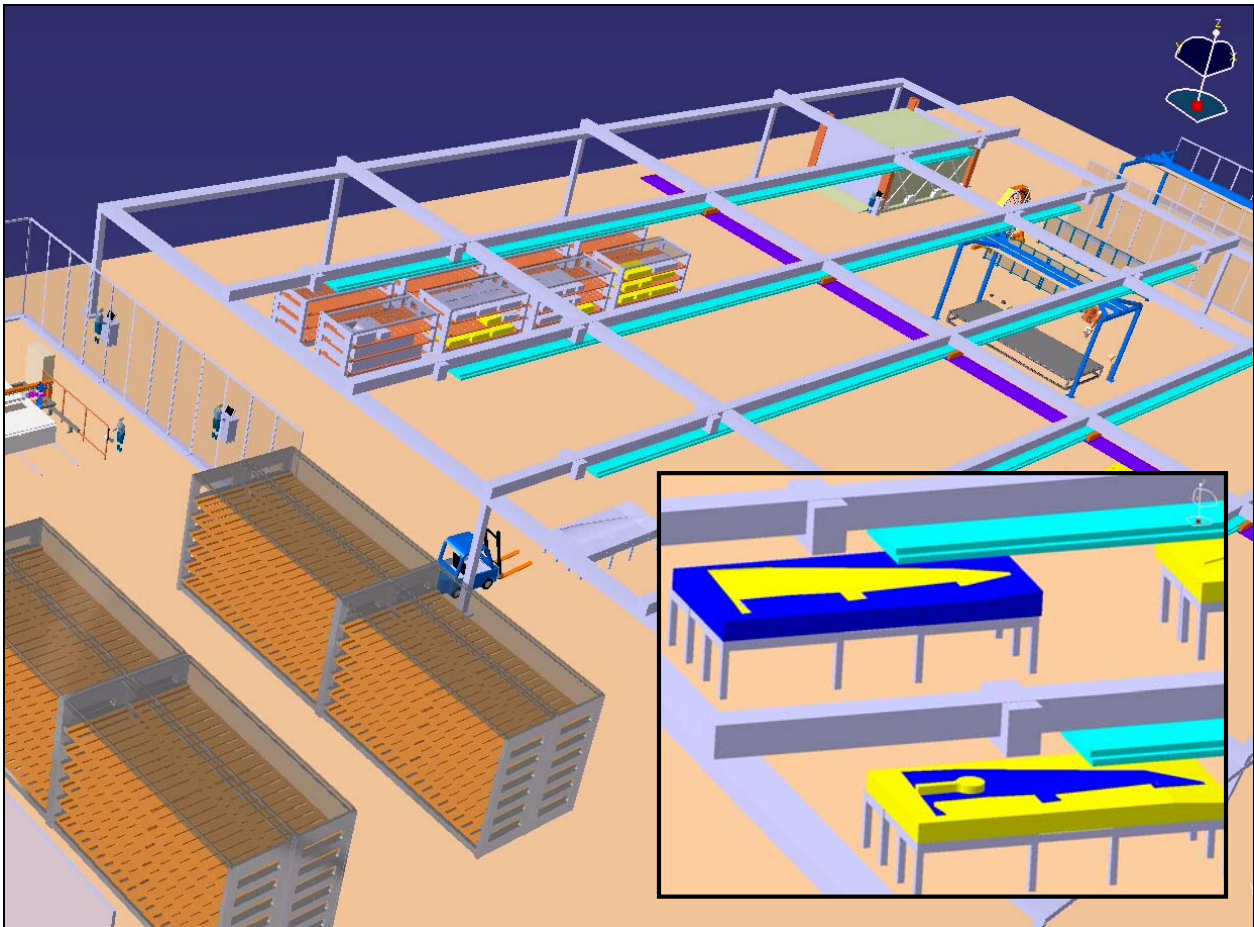


Abbildung 23: Hallen-Layout der simulierten Fabrikationsstätte

3.2.2. Interaktive Schnittstelle zwischen CAD und Flugphysik

Die Schnittstelle Pegasus Rebell wird zur interaktiven Steuerung der CAD-Daten genutzt. Zu beachten ist, dass sich sowohl durch das CAD als auch durch die Schnittstelle selbst die Konfigurationen beeinflussen lassen. Iterative Optimierungsmöglichkeiten für konfigurations- aber auch missionsgetriebene Entwürfe werden hierdurch gegeben.

Die Flugphysik wird über die Schnittstelle in Abhängigkeit der CAD-Geometrie errechnet. Alle benötigten Größen werden durch die CAD-Parameter ermittelt. Zur Optimierung der Flugmission wird ein Entwurfsdiagramm für nach FAR/JAR 23/25 zu entwickelnden Fluggeräten herangezogen (Abschnitt 4 zeigt diese Vorgehensweise detailliert auf).

Durch die geometrische Vorgabe des Flugzeuges lassen sich die Leistungs- und Flugmissionsdaten ermittelt (Lenotte [1-3]). Zusätzlich kann für die entsprechende Konfiguration eine für die Mission optimale Größe bei vorgegebener Leistung errechnet und das komplette Fluggerät auf diese Werte ‚skaliert‘ bzw. verändert werden.

3.2.3. Nutzung des Produktdatenmanagement-Systems mit digitaler Unterschrift

Steht ein hauseigenes PDM-System zur Verfügung, so können die dort eingepflegten Daten für den Flugzeugentwurf genutzt werden.

Wird durch Veränderung der Flugzeugparameter eine ganze Reihe an verschiedenen Fluggeräten generiert, so können diese als unterschiedliche Produkte ins PDM-System eingepflegt werden. Wird ferner die Möglichkeit einer elektronischen Unterschrift genutzt, so können diese Daten auditierfähige Dokumente repräsentieren (siehe Abbildung 24). Die so entstehenden virtuellen Produkte können nun wie reale Projektdokumente genutzt und gelenkt werden.

Durch eine elektronische Datenverwaltung werden aber nur Daten (auch dreidimensionale Geometrien) gelenkt, welche jedoch heute nur in Form eines unterschriebenen Papierausdruckes, der ebenfalls zu lenken ist, als Dokument gelten.

Ist es möglich, eine Unterschrift in elektronischer Form zur Verfügung zu stellen, so können die elektronischen Daten durch diese elektronische Signatur selbst zum Dokument werden; die Verwaltung des Papierausdruckes entfällt; die elektronische Datenverwaltung wird dadurch zur elektronischen Dokumentenverwaltung.

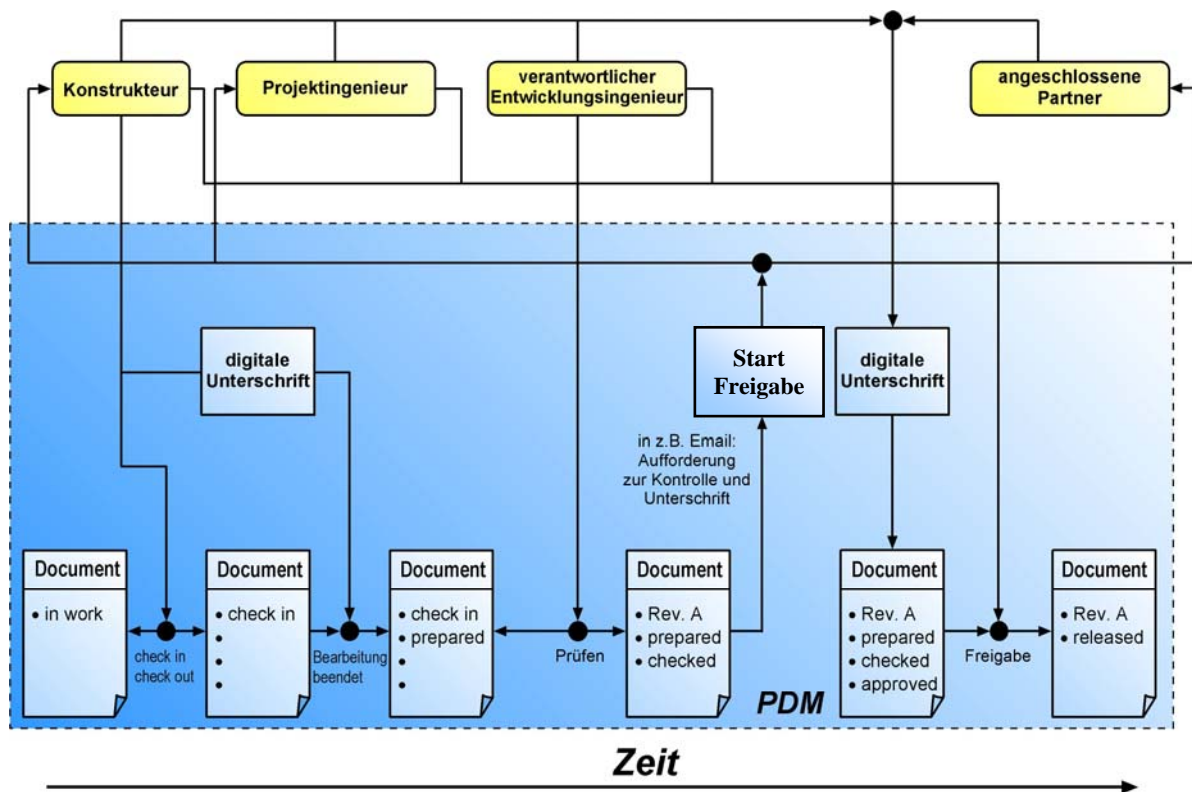


Abbildung 24: Digitale Dokumentenverwaltung mit elektronischem Unterschriftengebrauch, siehe auch Tholl [t-1]

Das Problem der Fälschung von elektronischen Unterschriften stellt dabei wohl das zentrale Thema bei der Akzeptanz derselben dar. Zusammen mit der Problematik, dass andere Unternehmen nicht auf diese Möglichkeit zurückgreifen können, ist wohl der am meisten genannte Aspekt, der der Einführung der elektronischen Signatur entgegensteht.

Der Abschnitt 4.4 zeigt durch das patentierte HESY (Handschrifterkennungssystem) von Baltus [b-1] einen Weg auf, durch den sich diese Problematik weitgehend aufheben lässt.

Durch den Einbezug von Projektdaten aus bestehenden PDM-Systemen in den Entwurf, wird es möglich, ein sich ständig weiterentwickelndes Entwicklungswerkzeug zu generieren, welches das Wissen des gesamten Unternehmens bis hin zur eigentlichen Fertigungsstraße stetig ausbauen und nutzen kann.

4. Die virtuelle Flugsystementwicklung und Fertigung am Beispiel (un-) konventioneller Fluggeräte

Werden neue Technologien in Verbindung mit neuen Prozessen eingesetzt, so empfiehlt es sich, diese Prozesse in einem neuen Projekt von Beginn an zu etablieren. Eine Gruppe, die für dieses Projekt abgestellt wird (auch häufig Keimzelle genannt), hat dadurch die Möglichkeit, neue Verfahren und Werkzeuge einzusetzen, ohne sich zunächst mit der Kompatibilität und Pflege alter Dokument- und Datentypen eines Unternehmens auseinandersetzen zu müssen. (Entscheidet sich ein Unternehmen z. B. von einem 2D-CAD-Werkzeug auf eine 3D-Software überzugehen, so sind die alten Daten weiterhin zu pflegen, migrieren und Modifikationen entsprechend den bestehenden Verfahrensanweisungen der Qualitätssicherung durchzuführen.)

Der Vorteil einer solchen Keimzelle ist die schnelle Adaption an die neuen Gegebenheiten. Ist das Projekt erfolgreich, der neue Prozess etabliert, so kann in einem weiteren Schritt dieses Verfahren auf andere Projekte ausgeweitet werden. (Die Keimzelle springt auf andere Gruppen im Unternehmen über; die Zelle ‚keimt‘, daher der Name.)

Durch die Separation einer Projektgruppe, können somit neue Wege für eine spezielle neue Aufgabe begangen werden, ohne die Auditierfähigkeit des Unternehmens zu gefährden und genau in diesem Kontext sind die folgenden Abschnitte zu sehen.

Die Beispiele, die im Folgenden aufgezeigt werden, entstammen den beiden Flugzeugtypen Pegasus Rebell 6Cxx und 7Dxx (kurz: 6C und 7D). Der Typ 6Cxx repräsentiert das in Abschnitt 3 beschriebene Referenzflugzeug. Es ist ein horizontal startendes und landendes Fluggerät (**Horizontal Take Off and Landing vehicle**, HTOL) mit hohem Anspruch an Manievierfähigkeit und Reiseflug. Der Typ 7Dxx stellt den aus dem Typ 6Cxx heraus entwickelten Senkrechtstarter dar (**Vertical Take Off and Landing vehicle**, VTOL); die Zahl steht hierbei für die Entwicklungsstufe, der Buchstabe für den Typ, das ‚xx‘ für mögliche Konfigurationen von 01 bis 99.

Andere Typen wie 1A bis 4 A, 1B und 2B oder 4C bis 5C stellen ältere Versionen dar, die im Zusammenhang mit dieser Dissertation keine nennenswerte Rolle mehr spielen.

4.1. Grundlegende CAD-Strukturen

Die grundlegenden Produktstrukturen des Projekts sind in Abbildung 26 skizziert. Eines der wichtigsten Produkte ist die **Master Line**. Auf dieses Produkt wird nicht nur die FEM Level 1-Analyse aufgesetzt, es steuert auch sämtliche Produkte der Produktlinie, der Konfigurationen und Fertigungswerkzeuge.

Die Produktlinie ist nach **ATA-Chapter** aufgebaut. Sämtliche von der **Master Line** abhängigen Bauteile referieren auf dieses Produkt; Abbildung 25 zeigt diese Abhängigkeit auf. Alle Bauteile des Rumpfes, die auch in Abbildung 28 zu erkennen sind, sind von den geometrischen Elementen der **Master Line** gesteuert. Allerdings führt dies auch unweigerlich zu einer Mehrfachreferenzierung der **Master Line**, d. h. die **Master Line** wird durch die Verknüpfung mit verschiedenen Produkten entsprechend häufig in der Gesamtstruktur wiedergegeben.

Diese Abhängigkeit wird innerhalb CATIAs als externe Referenz bezeichnet. Durch die Tatsache, dass häufig mehrere Bauteile auf die gleichen Oberflächen referieren, entsteht eine Mehrfachreferenzierung der Elemente der **Master Line**, die in Abbildung 25 skizziert ist.

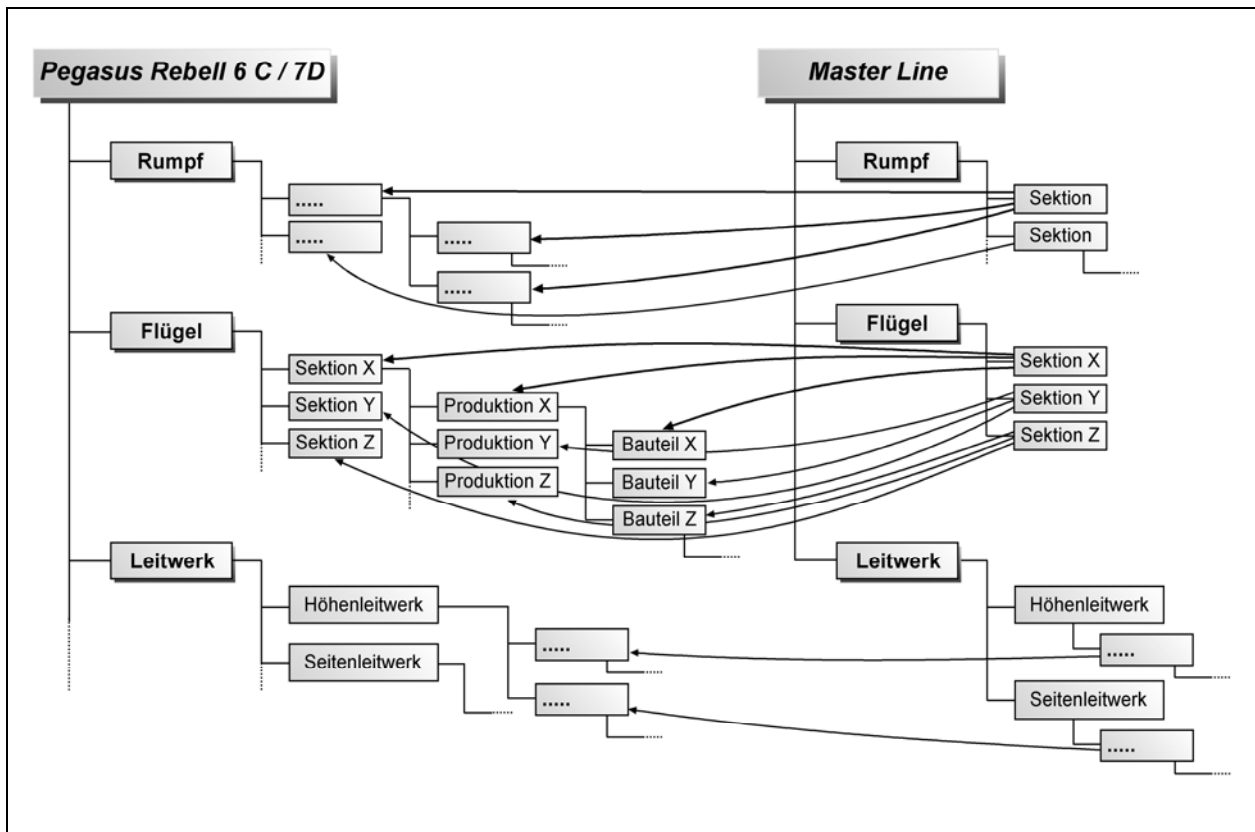


Abbildung 25: Schematisierte Abhängigkeit der Produktstruktur von der Master Line, Mehrfachreferenzierung

Auch die Konfigurationen der Flugzeugtypen bestehen grundlegend aus Systembauteilen, die sich wiederum die **Master Line** zur Referenz gesetzt haben, ebenso wie die Negativwerkzeuge der Fertigung, die gleichermaßen die Konturen des Fluggerätes benötigen.

Die Fabrikationshalle selbst ist dagegen weitgehend unabhängig entwickelt. Sie ist Grundlage für die virtuellen Fertigungsprozesse, welche durch die Veränderbarkeit der Negativwerkzeuge ebenfalls eine Beeinflussung erhalten.

Zur Steuerung der **Master Line** und ihrer Konfigurationen bzw. Systeme dienen die interaktive Schnittstelle Pegasus Rebell (siehe Abschnitt 4.2) und die steuernde Dokumentation, die in Abschnitt 3.1.2 beschrieben ist.

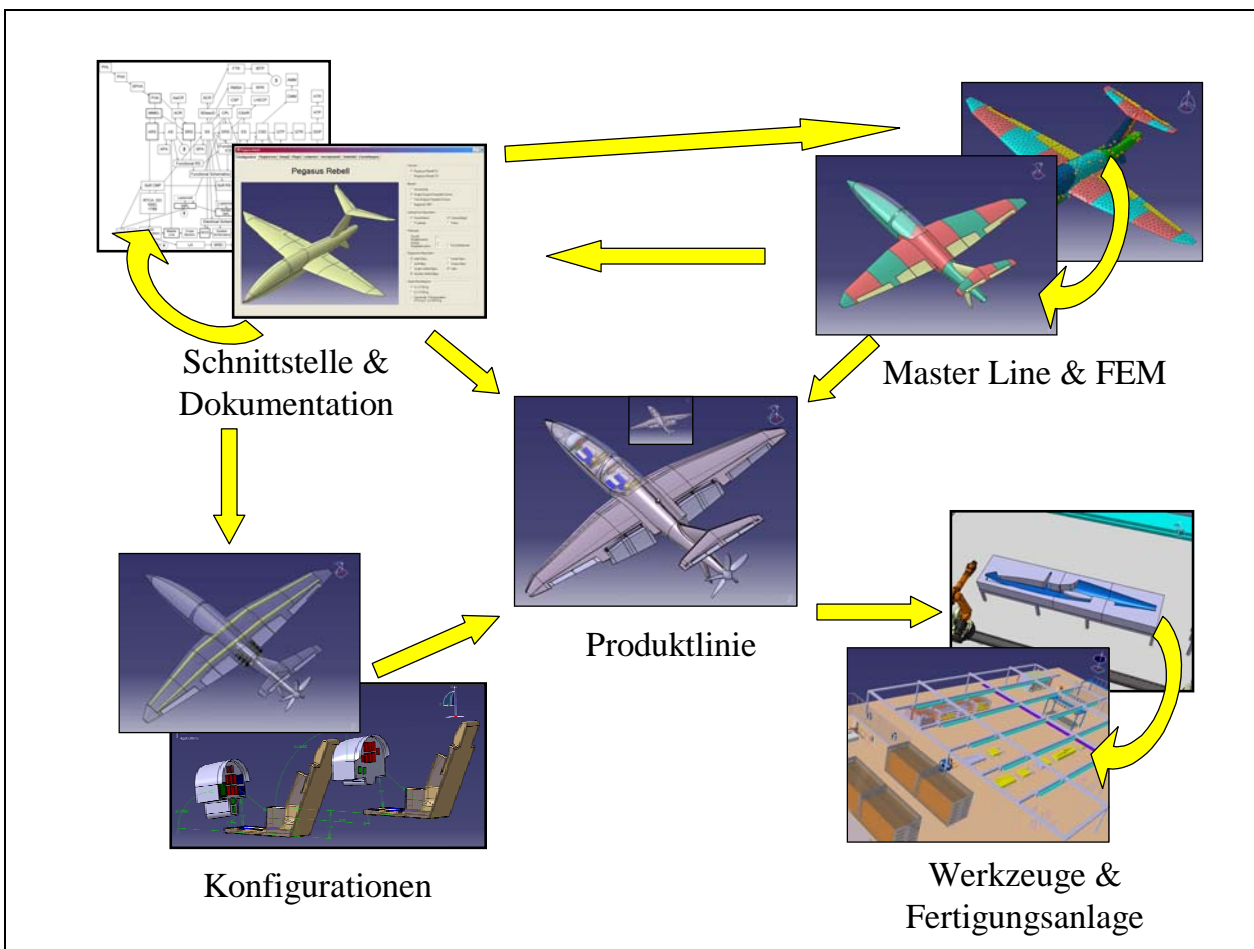


Abbildung 26: Grundlegende Produktstrukturen des Projektes Pegasus Rebell am Beispiel des Typs 6C

Die Produktstrukturen unterliegen dabei einer klaren Gliederung hinsichtlich Aufbau, Gestaltung und Verantwortlichkeit, die im weiteren Verlauf erläutert wird. Dabei ist die **Master Line** als eigenständiges und getrenntes Produkt aufmodelliert worden, das für die Entwicklung der Bauteile der Flugzeugstruktur der Flugzeugtypen 6C und 7D verwendet wird.

4.1.1. ATA-Aufteilung, Produktstruktur und Nummernkreise

Der Aufbau der Flugzeuggeometrie ist entsprechend der **ATA Specification 100** festgelegt. Die Auflistung der **ATA-Chapter** in Tabelle 1 repräsentiert die für das Projekt Pegasus Rebell benötigten Hauptkapitel der **ATA Specification 100**.

ATA 06 beinhaltet alle zur Steuerung der Fluggerätegeometrie notwendigen Konturen. Da die ATA 06 keine Solid-Bauteile besitzt, befindet sich in diesem Produkt ausschließlich Draht- und Flächengeometrie, die **Master Line**.

Die weiteren, in Tabelle 1 aufgelisteten **ATA-Chapter** werden für die eigentliche Produktlinie für das Fluggerät genutzt. (Für eine detaillierte Aufteilung der Abschnitte in Unterabschnitte siehe

ATA Specification 100.) Dabei richten sich die Strukturen der Produkte nach der Verzweigung der einzelnen **ATA-Chapter**.

Abbildung 25 und Abbildung 27 zeigen diesen Sachverhalt am Beispiel eines Flügelsegmentes schematisiert auf. Diese Definitionsweise unterstützt ein automatisiertes Erstellen der Produktstückliste in CATIA V5.

Tabelle 1: Auflistung der ATA-Hauptkapitel, welche für das Projekt Pegasus Rebell benötigt werden

ATA-Chapter	Titel	ATA-Chapter	Titel
06	Airplane Configuration	35	Oxygen
21	Air Conditioning	46	Information Systems
22	Auto Flight	52	Doors
23	Communications	56	Windows
24	Electrical Power	57	Wings
25	Equipment/Furnishings	61	Propellers
26	Fire Protection	71	Power Plant
28	Fuel	73	Engine Fuel & Control
29	Hydraulic Power	74	Ignition
31	Indicating/Recording Systems	76	Engine Controls
32	Landing Gear	77	Engine Indicating
33	Lights	78	Engine Exhaust
34	Navigation	79	Engine Oil

Zur Unterstützung der einzelnen Aufgaben wurden unterschiedliche Nummernkreise gebildet. Dies entspricht durchaus der Praxis, wenn auch die Nummerierung meist in etwas einfacherer Form geschieht. So werden z. B. für die Systemdokumente unterschiedliche Nummernkreise genutzt, damit eine klare Trennung der Aufgaben daraus hervorgehen kann. Eine klare Aufgabenaufteilung unterstützt beim Aktualisieren einer geänderten Struktur das Vorbeugen von Inversionsschleifen, die in CATIA V5 nur bedingt erkannt werden; die Nummernkreise sollen aus eben diesem Grund helfen, die Produkte, wie auch deren Funktionen und Abhängigkeiten, klar zu gliedern.

Die Definition des Nummernkreises der Bauteile und Produkte ist für die Baugruppen und Systeme so definiert worden, dass die **Layer-Belegung** von CATIA V5 auf die Baugruppennummerierung angepasst werden kann. Bei umfangreichen Projekten ist die Nutzung von **Layern** zur Erleichterung der Arbeit ohnehin sinnvoll.

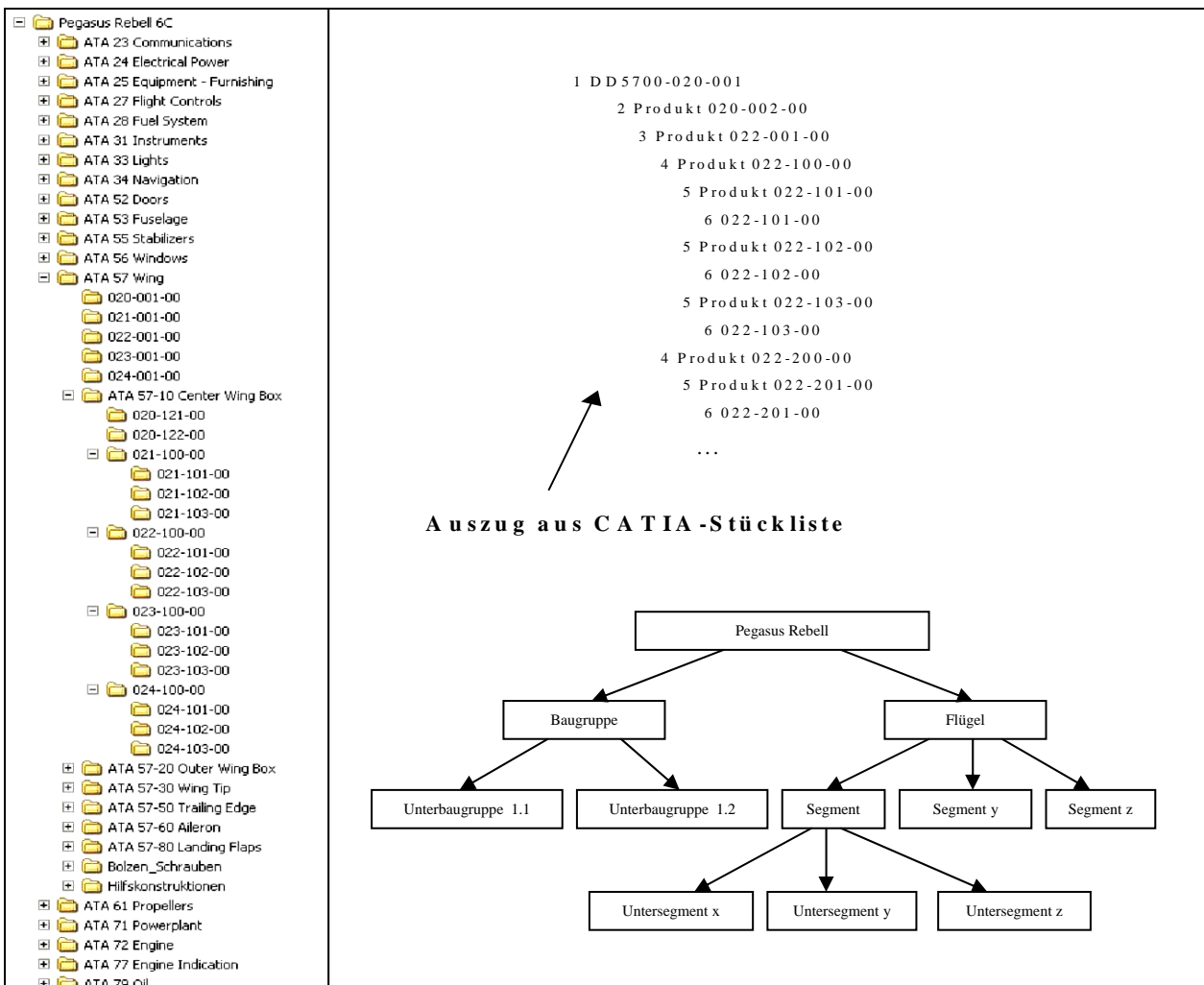


Abbildung 27: Auszug aus der Verzeichnisstruktur des Pegasus Rebell 6C, rechts eine schematisierte Darstellung

Im Produktnummerkreis ist für die erste Ziffer bei Baugruppen die Positionsangabe, bei Systemen die Kategorisierung hinterlegt. Die folgenden beiden Ziffern dienen der Aufzählung.

Als Abartennummern dienen die letzten beiden Ziffern der Identifizierungsnummer. Sie beginnen mit 00 für das Original und enden mit 99 für neunundneunzig mögliche Abarten.

Der Verpackungsindex wird nur innerhalb der Produktion aktiv und kann die Zustände 0 für unverpackt und 1 für verpackt annehmen; findet im weiteren Verlauf dieser Arbeit jedoch keine Anwendung.

Abbildung 28 zeigt diesen Sachverhalt am Beispiel des Rumpfes. Die Produktnummer geht mit der Rumpfsektion, welche nach **ATA-Chapter** unterteilt ist, einher. Hiermit wird ein durchgängiger Bezug zwischen Nummer, Baugruppe, Position, Bauteil und Projekt (durch die Abartenbezeichner festgelegt) hergestellt.

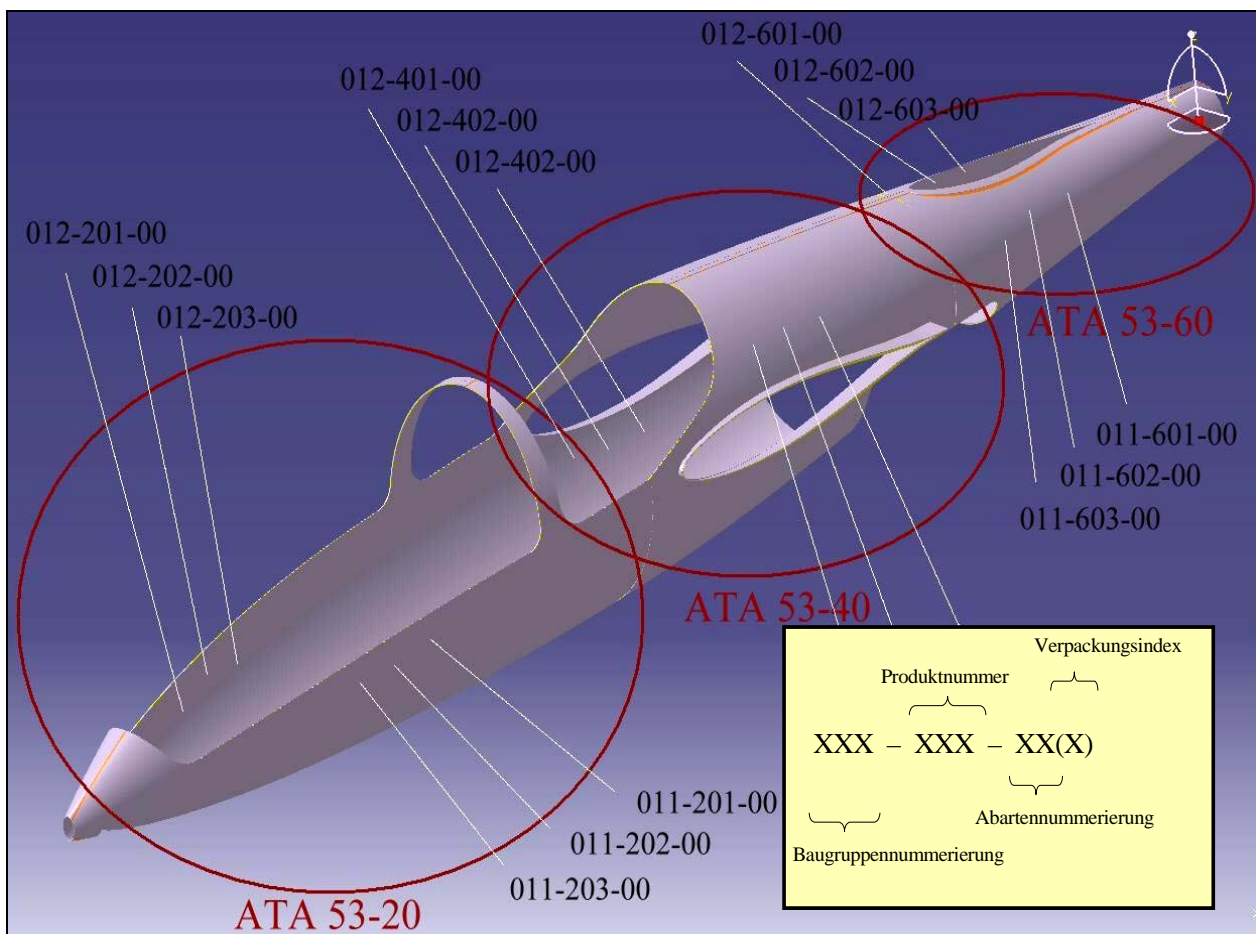


Abbildung 28: Nummernkreisdefinition der Struktur am Beispiel eines Rumpfes, Quelle große Abbildung: Kaufmann [k-5]

Die Definitionszeichnungen der Geräte sind nach verantwortlichem **ATA-Chapter** und Baugruppe gemäß Abbildung 30 (links) als Verbundnummernkreis definiert. Eine Geräteabhängigkeit wird nicht angegeben, da diese DDs meist systemübergreifend sind. Die Verantwortung für die **Definition Drawings** liegt hierbei beim führenden System. Dessen Identifizierung erfolgt über den Bezeichner des **ATA-Chapters**.

Für die Dokumentenverwaltung wurden gemischte Verbund- und Parallelnummernsysteme gewählt, um einen eindeutigen Bezug der Dokumente zu den Geräten und ihren Funktionen bzw. ihrer Lebenserwartung innerhalb der Dokumentationskette herzustellen.

Verbundnummern sind bei Dokumenten im Einsatz, die keinen direkten Bezug auf Bauteile besitzen. Parallelnummern dagegen verweisen direkt auf Bauteile (Abbildung 30, rechts).

Folgende Beispiele sollen dies verdeutlichen:

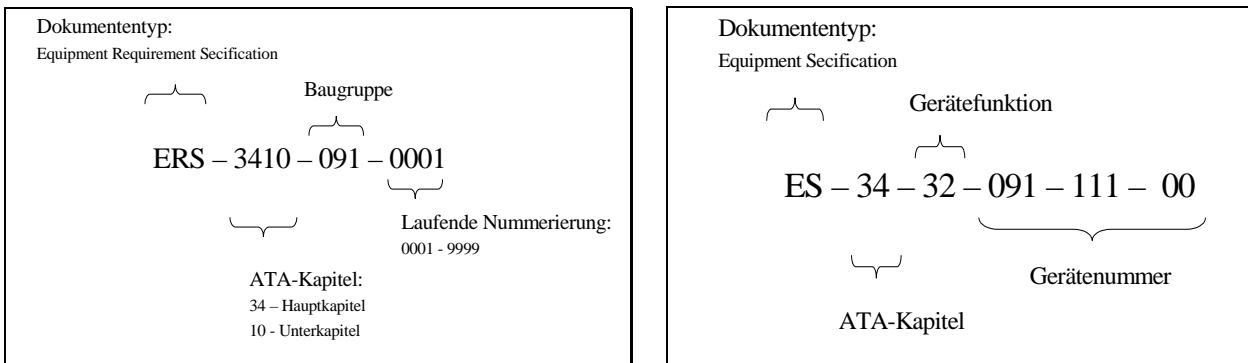


Abbildung 29: Nummernkreis (nicht) gerätebezogener Dokumente

Requirement Specifications (Abbildung 29) erhalten dieselbe Nummernkreisdefinition wie die DDs, da auch hier evt. mehrere Geräte oder Komponenten benötigt werden, um eine Anforderung zu erfüllen.

Das Pendant zur **Requirement Specification** – die **Specification** selbst – hat einen direkten Bezug zu System, Gerät oder Bauteil und führt dahingehend eine definierte Bauteilabhängigkeit auf. Jedoch wird bei der **Specification** weder **ATA-Chapter** noch Ortzugehörigkeit festgehalten, da ein und dasselbe Bauteil in verschiedenen Systemen und Positionen eingesetzt werden kann. Die gerätebezogenen **Work Package Lists** dagegen beinhalten sowohl Ort als auch Geräteinformationen, damit die zu verrichtende Arbeit genau spezifiziert werden kann.

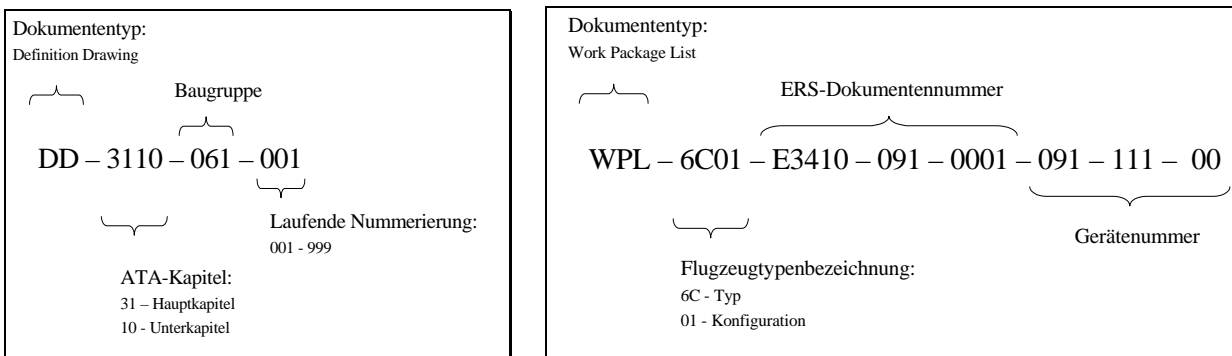


Abbildung 30: Gemischtes Verbundnummern- (links) und Parallelnummernsystem (rechts)

Durch die Aufteilung in diese verschiedenen Nummernsysteme soll gewährleistet werden, dass jedes Dokument eindeutig und zügig zu identifizieren ist; der Bezug auf die Baugruppe, bzw. Bauteile ist durch die Nummer selbst leicht herzustellen (detaillierte Erklärung siehe Kempf).

4.1.2. Parametrisierung der CAD-Elemente und Festlegung der Vorgehensweise

Hinsichtlich der Parametrisierung bietet CATIA V5 verschiedene Möglichkeiten, geometrische Abhängigkeiten zu erzeugen:

Parametrisierung eines Bauteils durch Bedingungen

Die einfachste und wohl gängigste Methode ist die Parametrisierung der Grundgeometrien. Dies ist z. B. über den Skizzierer der **Part Design**-Umgebung möglich. Hier lassen sich diverse Drahtgeometrien bedingen und durch die Veränderung derer Parameter manipulieren.

Diese grundlegende Variante wird in Abbildung 31 genutzt, um Bauteile – hier einen Pilotensitz – unabhängig von anderen Elementen auf einfache Weise generieren und manipulieren zu können (siehe auch Pad3D Abschnitt 1.1).

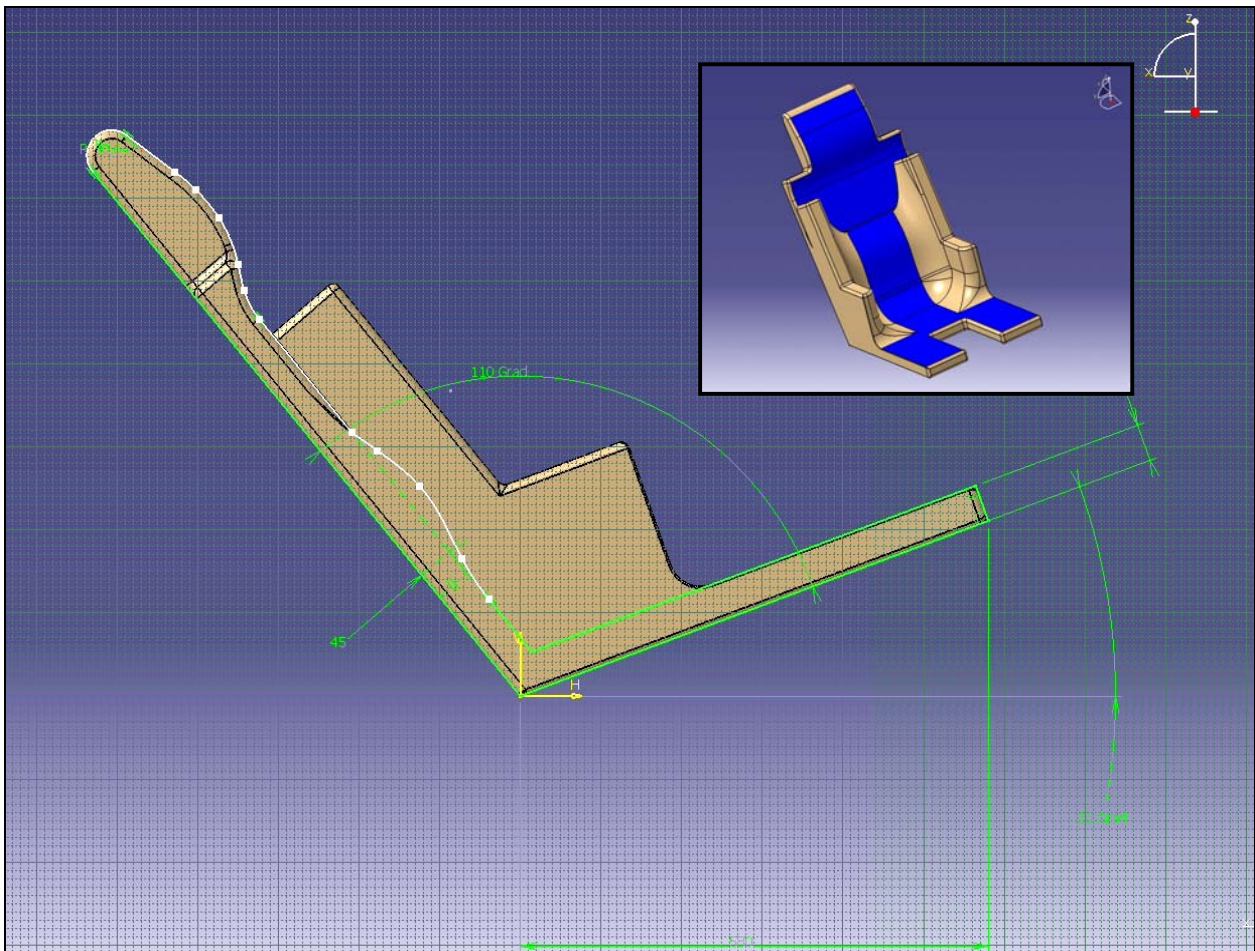


Abbildung 31: Sitz ohne Abhängigkeit nach ‚außen‘ parametrisiert (an der weißen Polylinie zu erkennen: ein nicht parametrisierter Kurvenzug)

Parametrisierung durch geometrische Bedingungen

Zur Erzeugung komplexerer Abhängigkeiten innerhalb eines Bauteils oder Produktes finden geometrische Bedingungen in das Projekt Einzug. Durch die Möglichkeit der Kombination mit der oben beschriebenen Parametrisierung lassen sich komplexe Geometrien erzeugen. Abbildung 32 zeigt die Entstehung einer Außenhaut eines einfachen Flügelsegmentes durch Verschneidung mit einer weiteren parametrisierten Kontur.

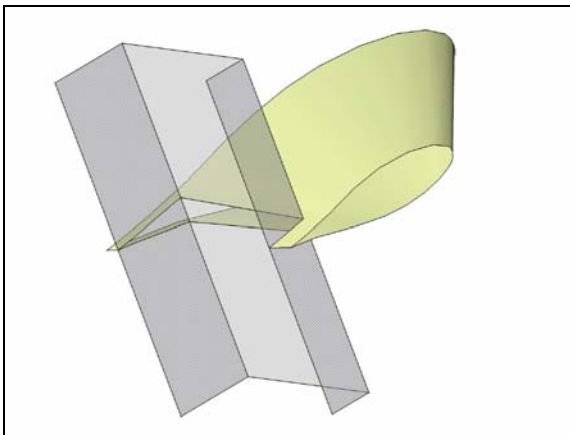


Abbildung 32: Erzeugung geometrischer Abhängigkeiten, Quelle: Tholl [t-1]

Werden zusätzlich Positionsangaben dieser beiden Flächen parametrisiert verwaltet, so lassen sich Klappeneinschnitte beliebig in Tiefe, Breite und Winkel verändern. Werden zudem die Parameter der Flächen manipuliert, so sind beliebige einfach gestraakte Flügelkonturen realisierbar.

Parametrisierung durch Formelbedingungen und Regelbildung

Werden Formeln oder Regeln über das Modul **Knowledgeware** in die Bedingungen der Geometrien (Abbildung 33) eingebracht, so lässt sich der oben gezeigte Effekt noch weiter vertiefen.

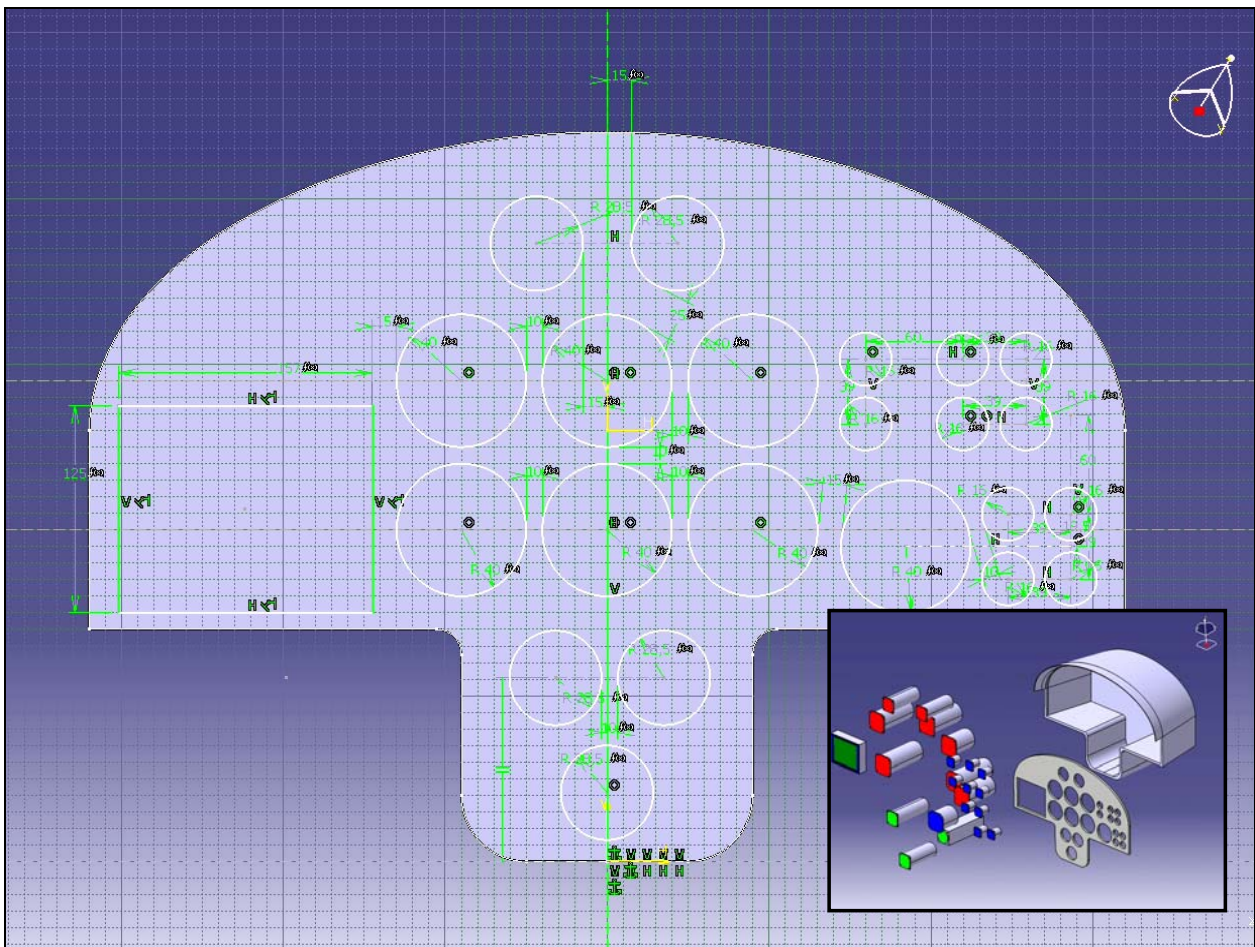


Abbildung 33: Panelbrett mit Parametern, in Abhängigkeit der Avionikelemente

Abbildung 34 und Abbildung 35 zeigen einen kleinen Auszug aus der Formel und Regelgebung für diese Art der Parametrisierung. In Abbildung 34 sind einige der Formeln dargestellt, die für das Panelbrett über die **Knowlaware**-Umgebung erzeugt wurden. Abbildung 35 gibt einen kleinen Einblick in den Regeleditor von CATIA. Am Beispiel zu erkennen ist die Einfachheit der Wertezuweisung an die Parameter eines Lagerdurchmessers über if-Schleifen.

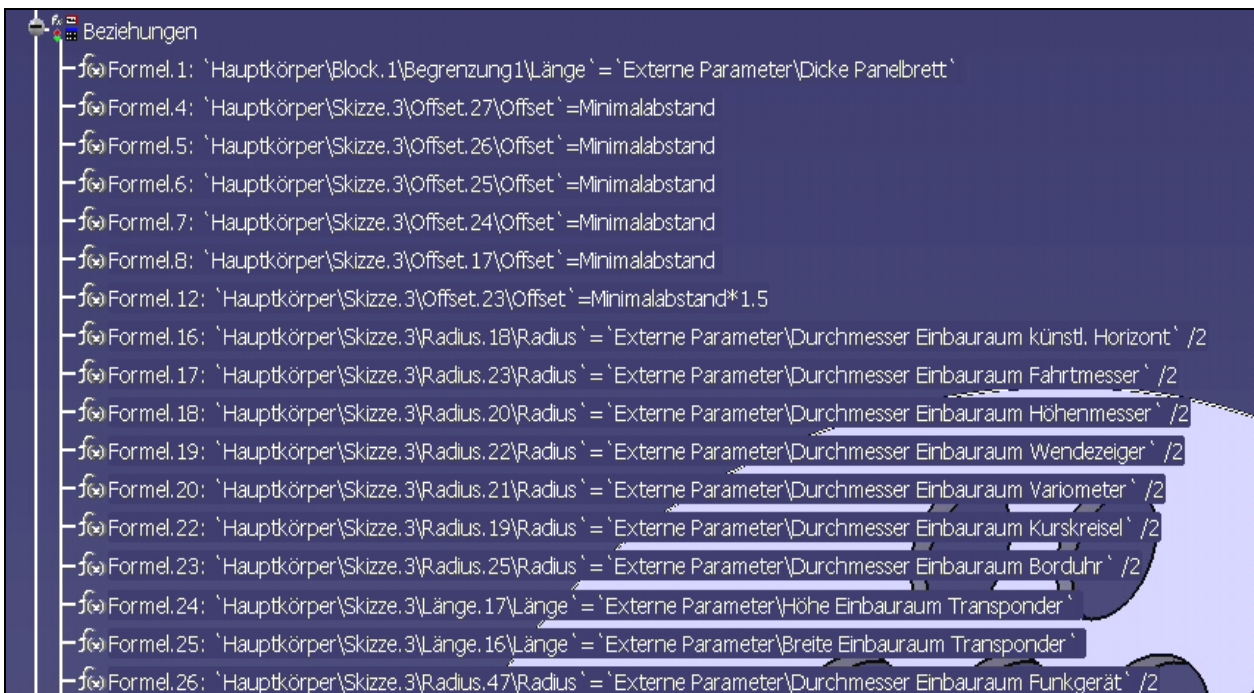


Abbildung 34: Mit Knowledgeware erzeugte Abhängigkeiten des Instrumentenbretts

Die Beziehungen durch Formel- und Regelbildung werden in sämtlichen Bereichen des Projektes Pegasus Rebell für die unterschiedlichsten Aufgaben eingesetzt. So sind durch universitäre Arbeiten (siehe auch Goekcen, Hammer, Kempf, Tholl und Kaufmann) mehrere zehntausend Formeln und Regeln innerhalb der CATIA V5-Umgebung für das Projekt Pegasus Rebell geschrieben worden. Durch die Mehrfachreferenzierung der **Master Line** sowie einiger Hilfsgeometrien stiegen diese zeitweilig auf über vierzehn Millionen im Projekt an.

Regeleditor: Regel.1 Lagerdurchmesser anhand des Gewindedurchmessers (Wellendurchmessers) Aktiv

Schrittweise

```

/*Regel erzeugt 25.10.2004*/
if Gewindeaussendurchmesser < 15mm
{
Lagerdurchmesser = 15mm
}
else if Gewindeaussendurchmesser >= 15mm and Gewindeaussendurchmesser < 20mm
{
Lagerdurchmesser = 20mm
}
else if Gewindeaussendurchmesser >= 20mm and Gewindeaussendurchmesser < 25mm
{
Lagerdurchmesser = 25mm
}
else if Gewindeaussendurchmesser >= 25mm and Gewindeaussendurchmesser < 30mm
{
Lagerdurchmesser = 30mm
}
else if Gewindeaussendurchmesser >= 30mm and Gewindeaussendurchmesser < 35mm
{
Lagerdurchmesser = 35mm
}
else if Gewindeaussendurchmesser >= 35mm and Gewindeaussendurchmesser < 40mm
{
Lagerdurchmesser = 40mm
}
else if Gewindeaussendurchmesser >= 40mm and Gewindeaussendurchmesser < 45mm
{
Lagerdurchmesser = 45mm
}
else if Gewindeaussendurchmesser >= 45mm and Gewindeaussendurchmesser < 50mm
{
Lagerdurchmesser = 50mm
}
else if Gewindeaussendurchmesser >= 50mm and Gewindeaussendurchmesser < 55mm
{
Lagerdurchmesser = 55mm
}
else if Gewindeaussendurchmesser >= 55mm and Gewindeaussendurchmesser < 60mm
{

```

Datenverzeichnis	Parameter	Alle
Parameter	Alle	`Hauptkörper\Skizze Antriebswelle-Zahnrad\Aktivität`
Schlüsselwörter	Umbenannte Parameter	`Hauptkörper\Skizze Antriebswelle-Zahnrad\Absolute Achse\Aktivität`
Konstruktionstabelle	Boolescher Wert	`Hauptkörper\Skizze Antriebswelle-Zahnrad\Parallelität .5\Aktivität`
Operatoren	CstAttr_Mode	`Hauptkörper\Skizze Antriebswelle-Zahnrad\Parallelität .5\mode`
Punktconstructoren	Winkel	`Hauptkörper\Skizze Antriebswelle-Zahnrad\Parallelität .6\Aktivität`
Regel	Länge	`Hauptkörper\Skizze Antriebswelle-Zahnrad\Parallelität .6\mode`
Linienconstructoren	Zeichenfolge	`Hauptkörper\Skizze Antriebswelle-Zahnrad\Parallelität .7\Aktivität`
Kreiskonstruktoeren	Ganze Zahl	`Hauptkörper\Skizze Antriebswelle-Zahnrad\Parallelität .7\mode`
Zeichenfolge	Ebene	`Hauptkörper\Skizze Antriebswelle-Zahnrad\Kongruenz .8\Aktivität`
Richtungskonstruktoeren	Volumen	`Hauptkörper\Skizze Antriebswelle-Zahnrad\Kongruenz .8\mode`
Liste	Kurve	`Hauptkörper\Skizze Antriebswelle-Zahnrad\Delta_2\Winkel`
	Bedingung	`Hauptkörper\Skizze Antriebswelle-Zahnrad\Delta_2\Aktivität`

Abbildung 35: Bedingung eines Wellendurchmessers durch Regelbildung

Parametrisierung durch Beeinflussung der Parameter über externe Schnittstellen

Der wohl eleganteste und aufwendigste Weg der Parametermanipulation ist das aktive Portieren der Parameter in eine externe Datenablage. Im vorliegenden Fall wurde hierfür das Excel-Dateiformat [m-9] gewählt, das auch von CATIA V5 unterstützt wird. Wie in Abbildung 36 zu sehen, lassen sich die Parameter tabellarisch auflisten und zusätzlich zur Bedingung innerhalb

CATIAs mit Excel-Features außerhalb CATIAs bearbeiten. Daten, die hier manipuliert werden, werden direkt an CATIA weitergegeben und lösen dort den gewünschten Änderungseffekt aus.

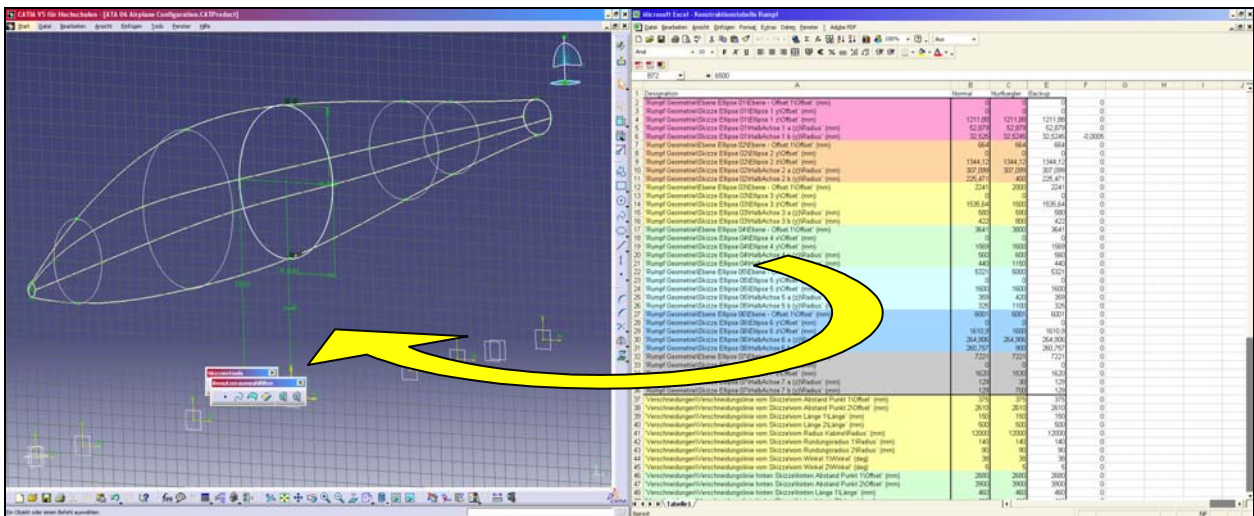


Abbildung 36: Aktive Beeinflussung der Geometrieparameter über externe Schnittstellen

Ab dieser Stufe der Parametrisierung, die auf den vorgenannten Parametrisierungstechniken aufbaut, setzt das später beschriebene Programm Pegasus Rebel ein. Es greift auf diese Exceltabellen – welche zum Teil mit umfangreichen Excel-Features versehen sind – zu, um über diese Dateien die **Master Line** interaktiv zu beeinflussen.

Parametrisierte Produktstrukturen

Beim Erstellen von Produktstrukturen in CATIA ist stets auf Rückschleifen (Aktualisierungszyklen) zu achten. Werden mehrere Bauteile in Abhängigkeit von einander entwickelt, so kann dies zu nicht mehr aktualisierungsfähigen Produkten führen.

Aus diesem Grund wurden sämtliche Abhängigkeiten in direkter Linie erzeugt und über die **Master Line** bzw. zusätzliche Hilfsgeometrien gesteuert und klar gegliedert. Die Nummerkreisdefinition wie auch die Produktstrukturgliederung waren hierbei äußerst hilfreich.

Abbildung 37 schematisiert einen typischen Fall am Beispiel des **Cockpit Panels** auf. Das Instrumentenbrett wurde, wie oben beschrieben, in Abhängigkeit der Avionikinstrumente erstellt und in die Panelverkleidung integriert. Ändert sich z. B. die Größe der Avionikgeräte signifikant, so ändert sich das Panel und seine Verkleidung als Folge davon; dies stellt eine direkte Abhängigkeit von Panel und Verkleidung dar. Der Zusammenbau der über verschiedene **ATA-Chapter** verteilten Teile erfolgt über DDs. Hier werden die Bedingungen der Bauteile definiert, welche aus den Einzelteilen eine Einheit bilden. Teile innerhalb eines **ATA-Chapters** werden entsprechend den Unterkapiteln und ihrer Fertigungsweise über Produkte zusammengefasst.

Wird eine Änderung initiiert, so werden zunächst die direkten Abhängigkeiten aktualisiert und danach die übergeordneten Bedingungen der DDs.

Wird das Gesamtprodukt in Abhängigkeit der **Master Line** gesetzt, so werden zuerst die Bauteile parametrisiert, als Produkt aufgebaut und anschließend zueinander bedingt. (Wäre beispielsweise eine Abhängigkeit der Avionikkomponenten von der **Master Line** gegeben, würde eine Änderung

sie durch ihre Referenz auf dieses Produkt als erstes aktualisieren, danach die direkte Abhängigkeit und als letztes die für den Zusammenbau wichtigen Bedingungen.)

Auf diese Weise lässt sich eine beliebig komplizierte Geometrie mit Abhängigkeiten für ein ganzes Fluggerät erzeugen und von außen steuern ohne in die Gefahr einer Inversionsschleife zu geraten.

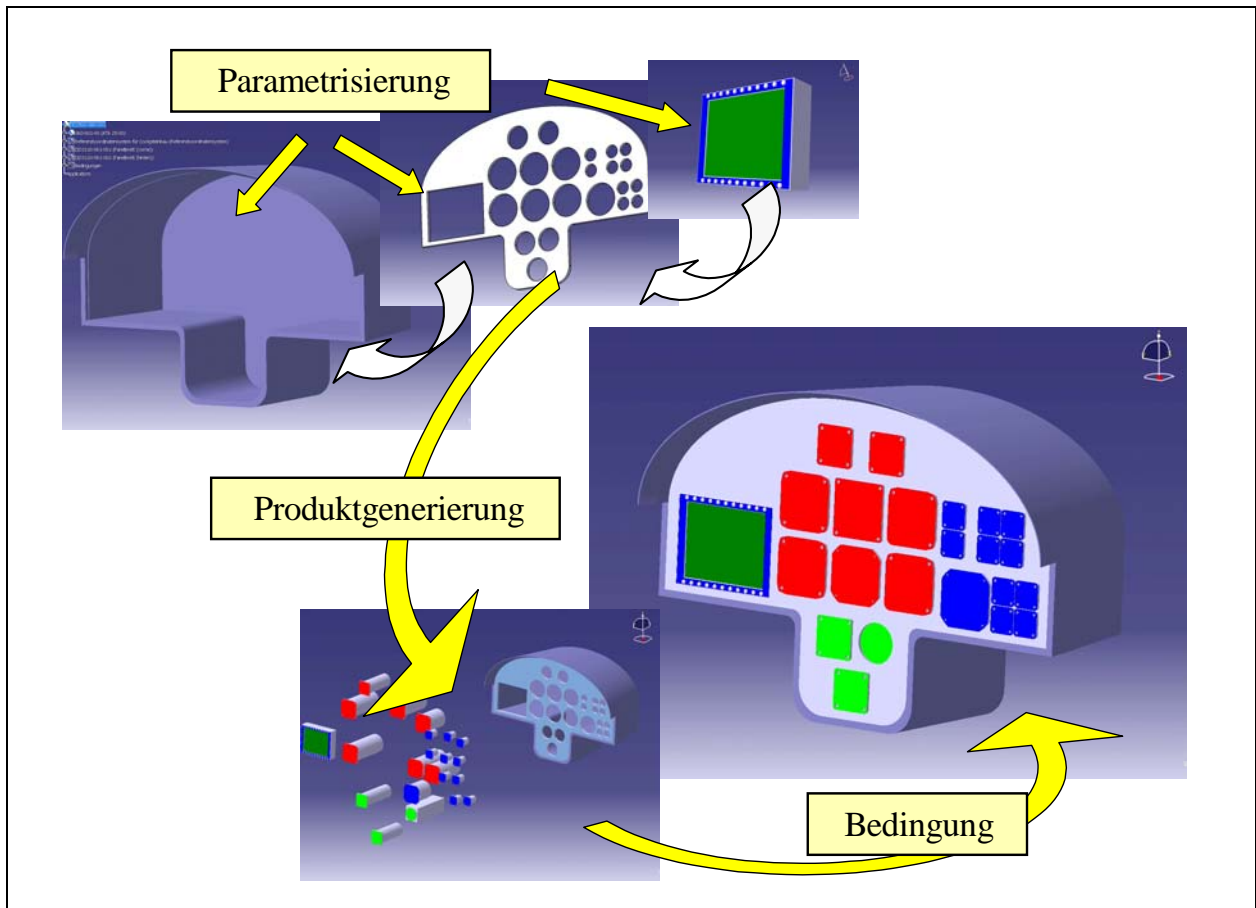


Abbildung 37: Produktstruktur am Beispiel eines Cockpit Panels, gesteuert über eine DD

Einfache Bauteile, wie die Beleuchtungselemente oder die Avionikanzeigen, besitzen keine nennenswerte wissensbasierte Parametrisierung. Sie wurden als ‚feste‘ Größen, an dem sich die wissensbasierten Bauteile orientieren, in das Projekt eingefügt. (Sie könnten aber auch importierte unparametrisierte Geometrien sein.)

4.2. Die interaktive Produktsteuerung durch das Programm Pegasus Rebell

Die Programmschnittstelle Pegasus Rebell steuert die einzelnen Bauteile und Baugruppen der **Master Line** und Produktstruktur und versieht sie mit physikalischen Eigenschaften. Diese wissensbasierte Verbindung von Flugphysik und CAD-Geometrie erfolgt dabei innerhalb der Schnittstelle.

Die grundlegende Funktionsweise lässt sich einfach beschreiben:

Die Geometrieparameter von **Master Line**, FEM-Analyse und Konfigurationen inklusive deren wissensbasierte Unterprodukte werden aus CATIA über eine interaktive Excel-Schnittstelle ausgelesen, in Pegasus Rebell eingelesen, verarbeitet und über Excel wieder interaktiv zurückgelesen. (Bei diesem Vorgang müssen weder Dateien neu geladen noch geschlossen werden.)

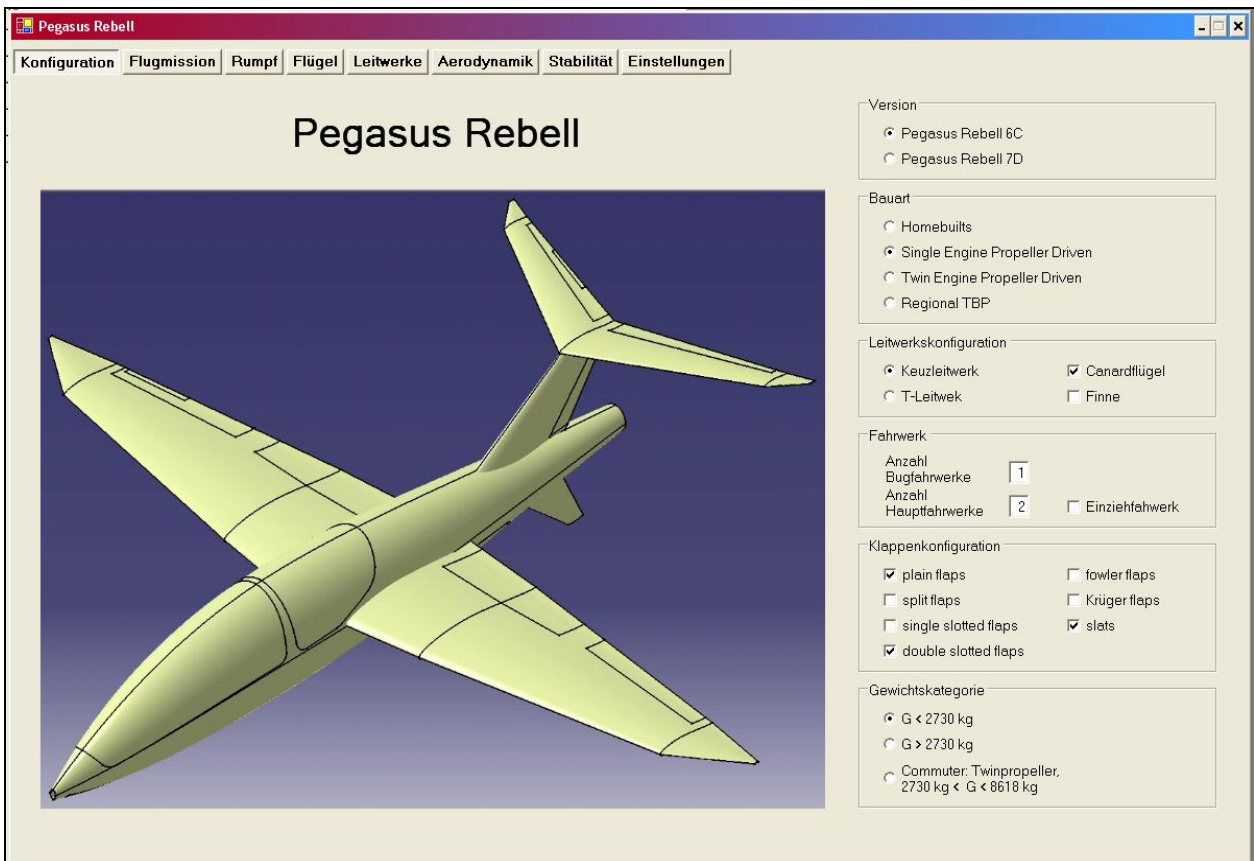


Abbildung 38: Schnittstelle Pegasus Rebell

Die programmierte Oberfläche (Abbildung 38) enthält mehrere Ansichten, die in die Bereiche Konfiguration, Flugmission, Rumpf, Flügel, Leitwerke, Aerodynamik, Stabilität und Einstellungen sowie in dazugehörige Unterbereiche eingeteilt sind (detaillierte Erklärung siehe Tholl [t-2] und Singer [s-10]).

Die Schnittstelle wurde über die Softwareumgebung Visual Studio.NET Professional [m-8] erzeugt. Der Grund dafür ist in der Mächtigkeit dieser Entwicklungsumgebung zu suchen.

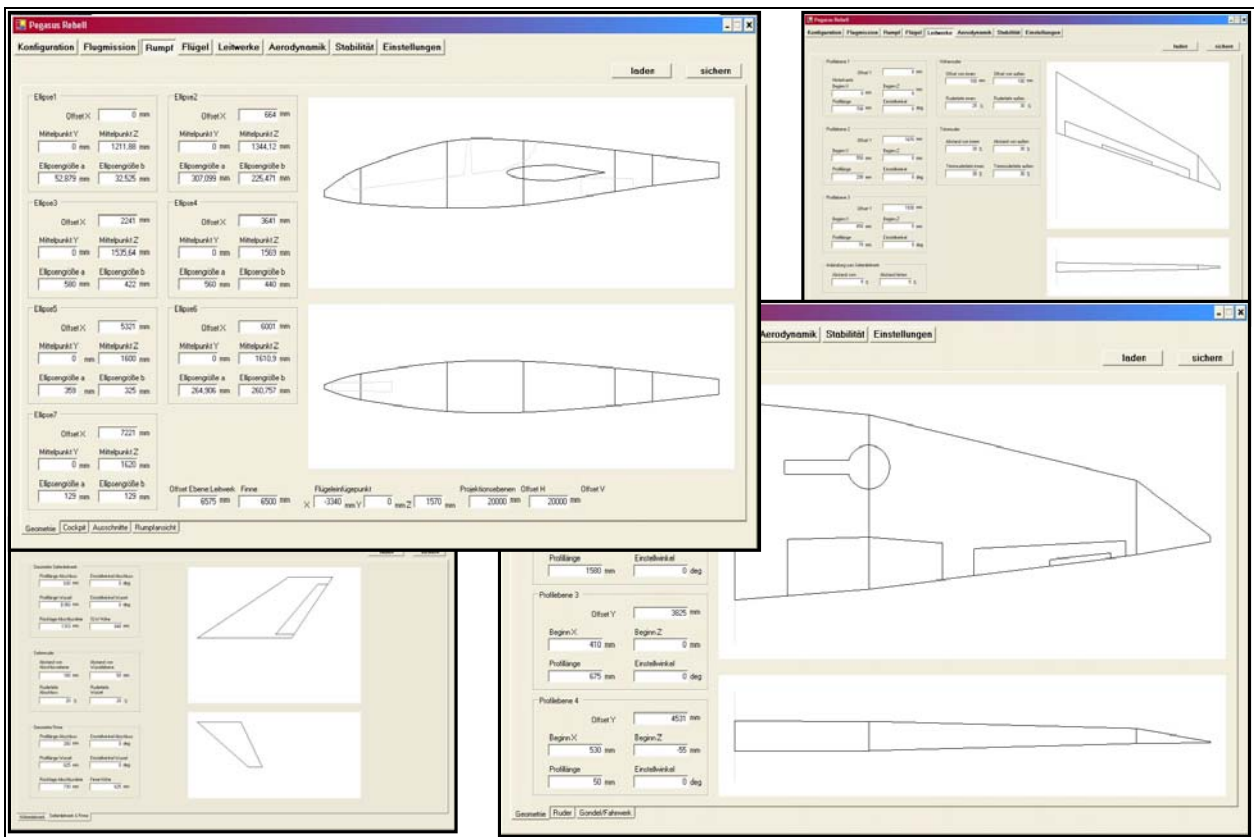


Abbildung 39: Eingabemasken geometrischer Parameter

Abbildung 39 zeigt die ersten Masken der Bereiche Rumpf, Flügel und Leitwerk des Typs 6C. Zum leichteren Verständnis der Parameter und ihrer Manipulation sind diese Bereiche zweidimensional an die CAD-Kontur angenähert. Dies verschafft einerseits einen guten Überblick und andererseits eine schnellere Möglichkeit der Manipulation.

Die aerodynamischen Grundparameter, welche der Geometrie physikalische Eigenschaften geben sollen, sind ebenso wie die Optimierungsroutine nach Lenotte, Redmann [r-4] und Leetsch [l-2], im Bereich Aerodynamik (Abbildung 40) angesiedelt.

Durch diese Rechnung wird eine grundlegende Level 1 Auslegung zur Vorbereitung auf eine CFD Level 2-Analyse bereit gestellt.

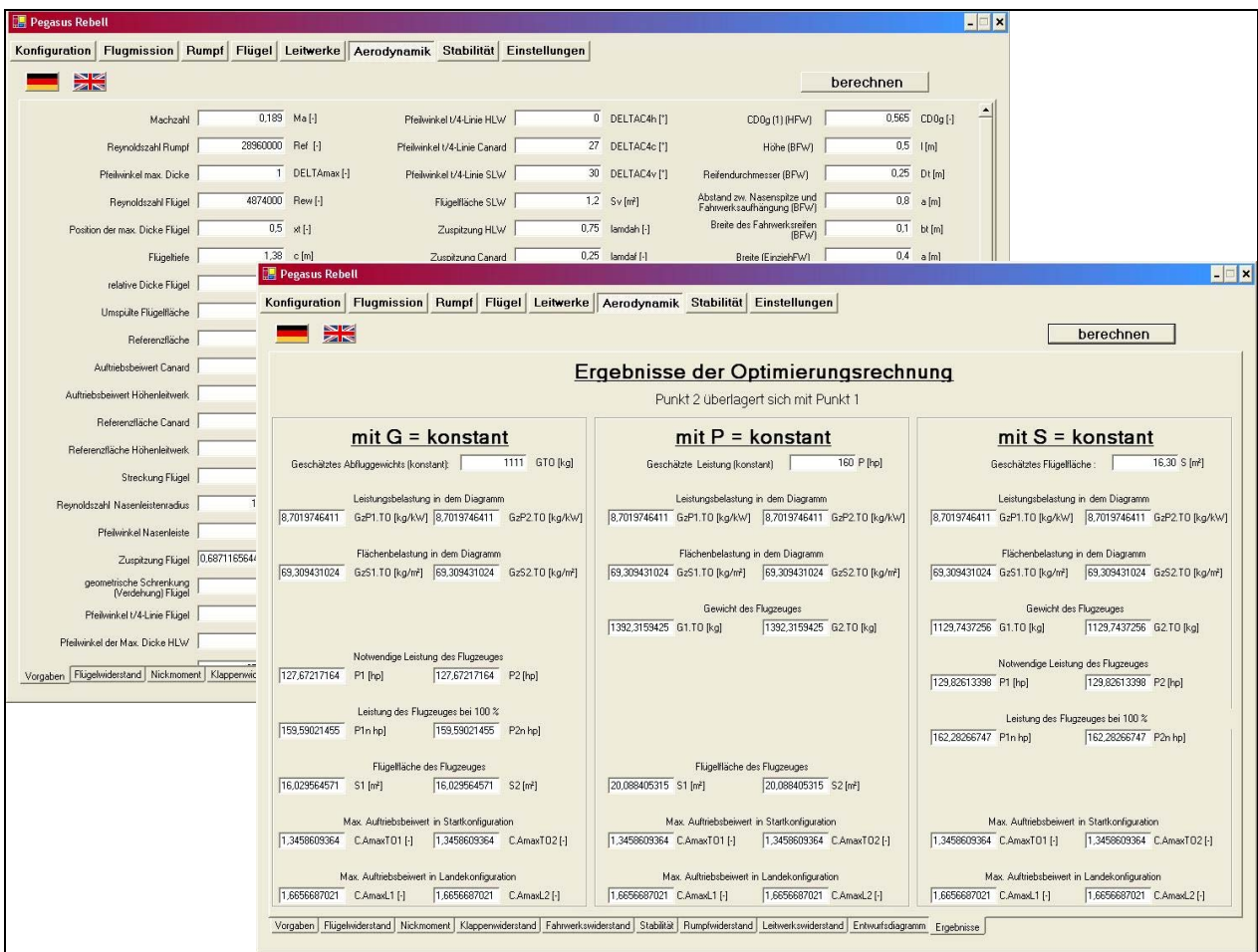


Abbildung 40: Missionsparameter und Optimierungskenngrößen

Das mathematische Gerüst wurde von Lenotte anhand 2D-Konfigurationen zunächst in MathCAD geschrieben. Die 2D-Konfigurationen wurden empirisch aus bestehenden Fluggeräten, welche nach den Richtlinien FAR/JAR 23 und FAR/JAR 25 entwickelt werden, berechnet. Als Grundlage für die Flugleistungen wurden die Arbeiten von Roskam durch Redmann parametrisiert, dimensionslos, Reynoldszahl-unabhängig und 3D-tauglich gemacht.

Generell gibt es drei Optimierungspunkte des Entwurfswindows: Eine Analyse nach Gewicht ($G = \text{konstant}$), Flügelfläche (und damit bei bestehender Konfiguration nach der Flugzeuggröße, $S = \text{konstant}$) sowie nach der zu installierenden Leistung des Antriebs ($P = \text{konstant}$). Die unterschiedlichen Analysen ergeben unterschiedliche Auslegungspunkte. Fallen alle drei zusammen, ist der optimale Betriebspunkt für Konfiguration und Flugmission gefunden.

Für die Auslegung eines Fluggerätes nach FAR/JAR 23/25 sind zunächst Geschwindigkeiten im Unterschall interessant, so dass die zwei Bereiche subsonisch und transonisch für die Schnittstelle von Bedeutung sind. Der Überschall wurde ebenfalls von Redmann bereits in MathCAD entwickelt; zum gegenwärtigen Zeitpunkt ist diese Mathematik jedoch noch nicht in die Schnittstelle PR integriert.

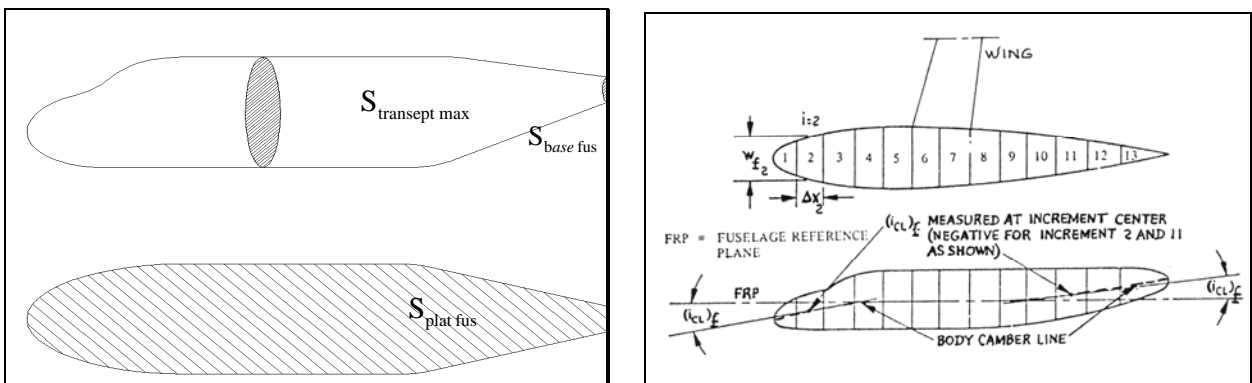


Abbildung 41: Projizierte Rumpfform zur Parameterbestimmung, Quelle: Roskam [r-11]

Abbildung 41 zeigt einige durch die Mathematik geforderten Parameter am Beispiel des Rumpfes. Um den Forderungen nach projizierten Flächen nachzukommen, wurden in die **Master Line** zusätzliche geometrische Elemente eingefügt. Die Abbildung 42 zeigt diesen Sachverhalt am Beispiel des Rumpfes.

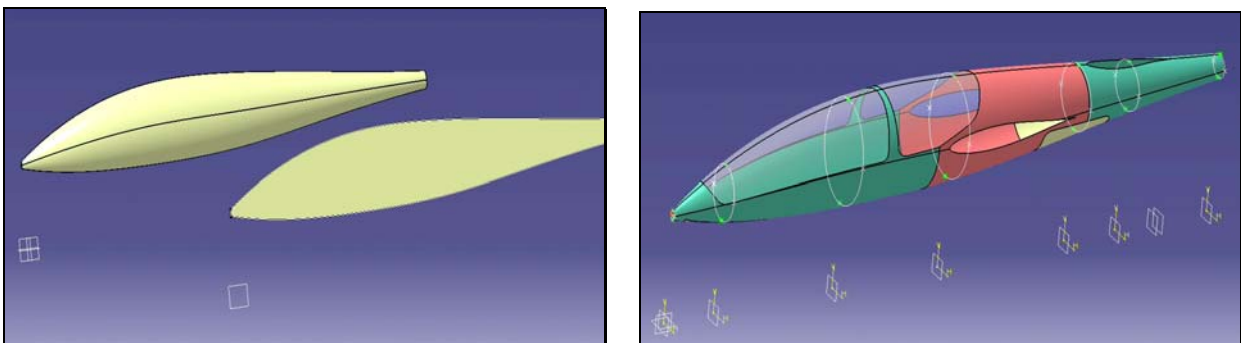


Abbildung 42: Realisierung der Roskam-Bedingungen durch Projektion der Geometrie (links) bzw. der Rumpffquerschnitte (rechts)

Getestet wurden die implementierte Mathematik von Lenotte, Redmann getrennt an einer Cessna C 172 (siehe auch Janes [j-1]). Zum Vergleich der korrekten Umsetzung in die Schnittstelle hielt ebenfalls diese Cessna Pate für die Vergleichsrechnung. In Abbildung 40 sind die Ergebnisse dieser Vergleichsrechnung zu erkennen. Die Abweichung zur realen Maschine lag deutlich unter 2% für die Optimierungspunkte Flugzeuggröße, Gewicht und Motorleistung (vergleiche Lenotte und Redmann).

4.3. Projektstruktur im CAD

4.3.1. Master Line der Pegasus Rebell 6C und 7D

Die **Master Line** wurde entsprechend den **Design and Build Teams**, Abschnitt 2.1.1, aufgeteilt und modelliert. Dabei sind Schnittstellen ebenfalls in Übereinstimmung mit der Projektklinie entworfen worden. Die Geometrieabhängigkeiten, wurden in einer Weise aufgesetzt, dass aerodynamische, strukturelle und fertigungstechnische Belange abgedeckt sind. Abbildung 43 links kennzeichnet diese unterschiedlichen Bereiche durch verschiedene Farben.

Durch die mehrfache Aufteilung von Flügel und Rumpf lassen sich Gewichtsoptimierungen über die FEM-Analyse, verschiedene geometrische Gebilde, wie auch aufgeteilte Werkzeuge, erzeugen.

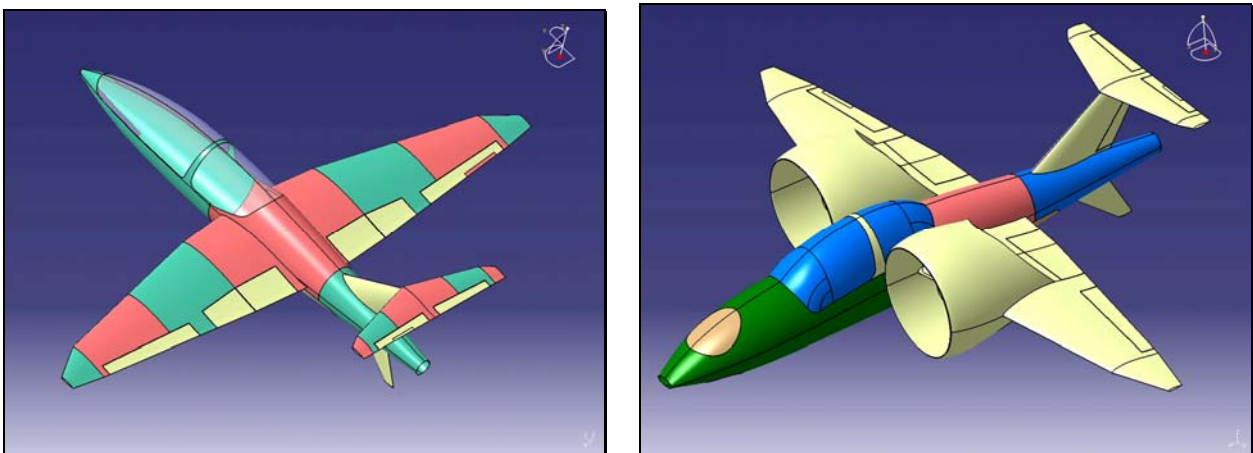


Abbildung 43: Master Line der Fluggeräte Pegasus Rebell 6C (links) und 7D (rechts)

Das unkonventionelle, senkrecht startende Modell in Abbildung 43 rechts, welches aus den Geometrien des Typs 6C entstanden ist, gilt lediglich als eine Weiterentwicklung des Typs. Als Modifikationen und Neuerungen des Pegasus Rebell 7D genannten Senkrechtstarters gelten hierbei die Modellierung der Cockpitscheiben, Gondeln sowie Änderungen an Flügel und Rumpf. Die restlichen Komponenten werden lediglich durch ihre Parameter angepasst.

FEM Level 1-Analyse

Für eine schnelle Belastungs- und Verformungsuntersuchung wurde eine Oberflächenanalyse über das CATIA-eigene Modul ‚**Analyse & Simulation**‘ erstellt. Dabei wurde Wert auf die Aktualisierungsfähigkeit der FEM-Netze gelegt.

Abbildung 44 Mitte zeigt eine Modifikation der **Master Line** im Bereich des Flügels. Auch die Ruder, welche in prozentualer Abhängigkeit der Flügeltiefe definiert wurden und der Flügel-Rumpf-Übergang, sind von dieser Modifikation betroffen. Das für den Pegasus Rebell generierte Netz folgt dieser Änderung durch Neuberechnung der Netzes selbständig. Damit eine solche Variabilität geschaffen werden kann, sind eine Reihe von Definitionen in der **Master Line** notwendig, die durch Goekcen und Vogt [v-6] beschrieben werden; in Abbildung 43 rechts

farblich unterschiedlich gekennzeichnet sind die Bereiche, die auf unterschiedliche Materialien und Wandungsstärken optimiert werden können.

Weiterhin finden in der Analyse verschiedene Lastfälle, die unterschiedliche Flugmissionsabschnitte repräsentieren, Anwendung. Die unterschiedlichen Belastungen auf die Geometrie sowie Eigengewichte der Bauteile können ebenfalls parametrisiert über eine externe Excel-Schnittstelle bzw. über PR angesprochen werden.

Die Ergebnisse werden durch einen Ergebnisbericht wiedergegeben, in dem sich leicht eine Überprüfung der Rechnung ermitteln lässt (siehe Abbildung 45). Durch die Auflistung diverser Parameter und Elemente ist eine Möglichkeit zur Prüfung der Ergebnisrechnung stark vereinfacht worden. Ein direkter Vergleich zur analytischen Nachweisrechnung (vergleiche Popp [p-4]), die für ein Fluggerät dieser Klasse zu erbringen ist, wird dadurch sehr transparent.

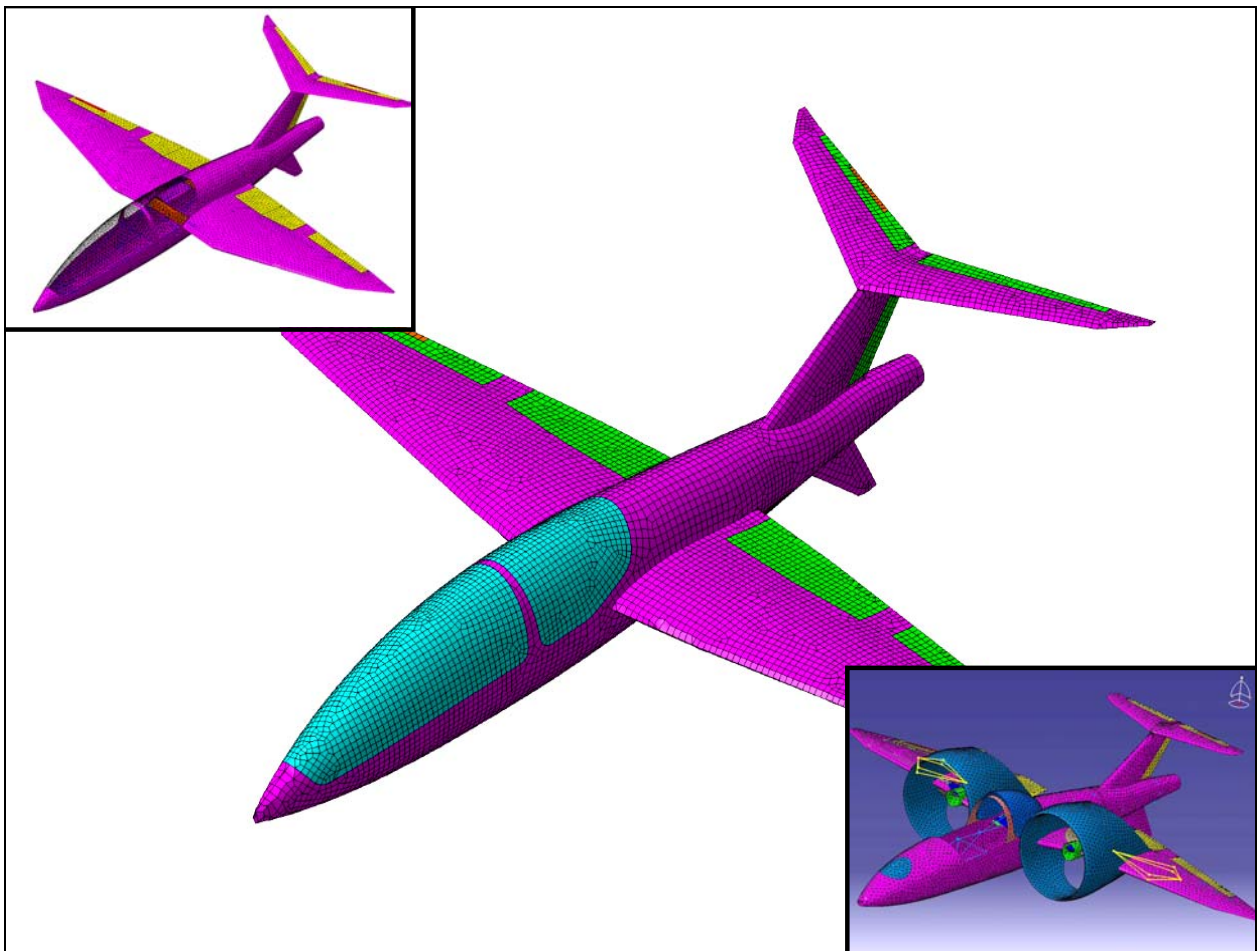


Abbildung 44: Parametrisiertes Netz in Abhängigkeit der Master Line, rechts oben: geändertes Netz als Folge eines modifizierten Flügels, siehe auch Goekcen [g-2], links unten Netzdarstellung des Typs 7D

(Die starke Beanspruchung der Kontur im Bereich des Rumpf-Flügel-Überganges – Abbildung 45 rechts oben – rührt von der Vorgabe, dass der Flügel direkt mit dem Rumpf verbunden ist.)

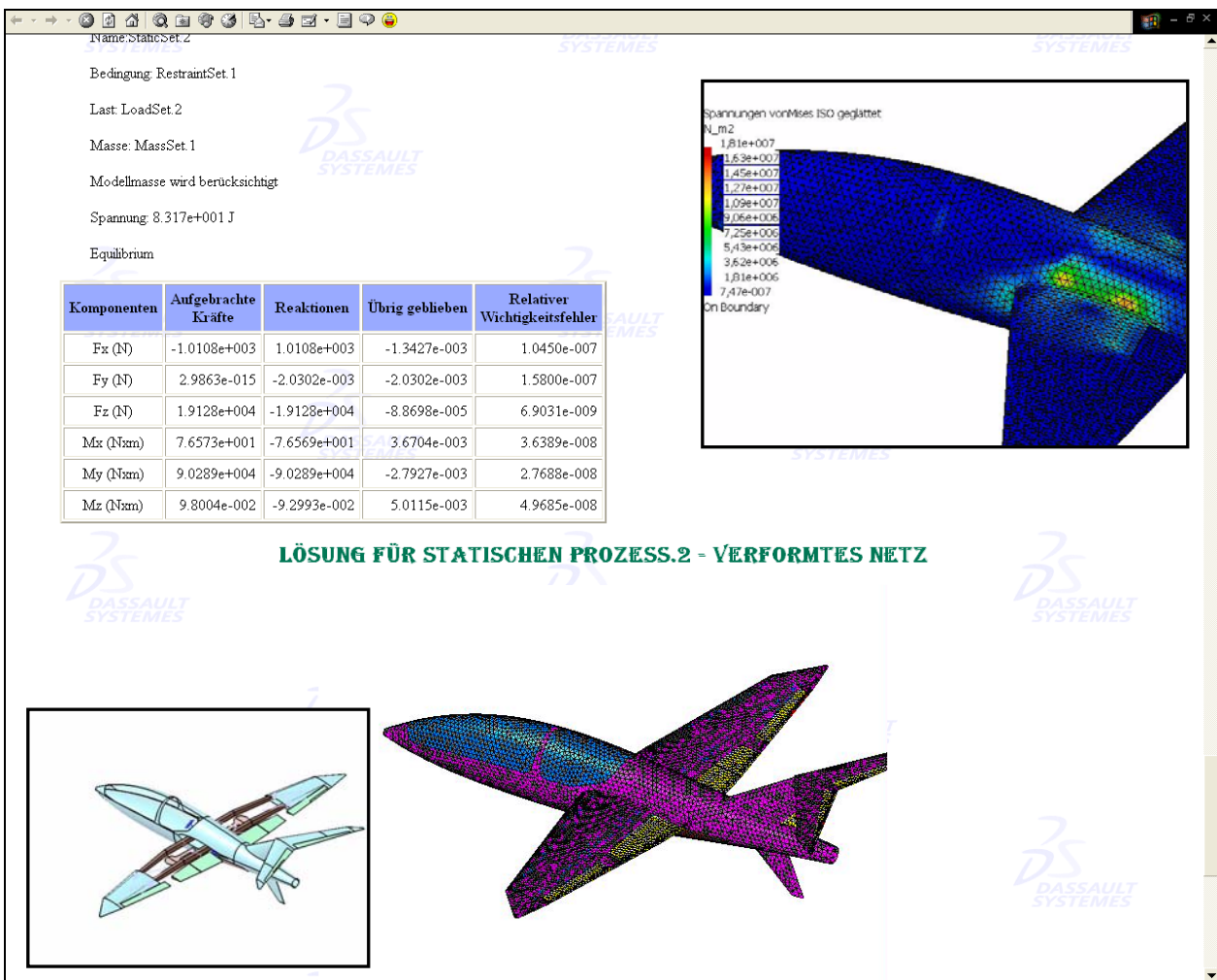


Abbildung 45: Auszug des FEM-Ergebnisberichtes

Die Anzahl der Parameter, die durch die Schnittstelle PR gesteuert werden, ist für die FEM-Analyse auf die Rudimentären reduziert worden. Der Vorteil liegt in der leichteren Manipulierbarkeit der Excel-Daten. Hierzu wurden Excel-Features geschrieben, die die Modifikation der Geometrie und die Berechnung der Lasten übernehmen und durch PR angesteuert werden. Diese interaktive Parametrisierung erlaubt dem Benutzer eine schnelle Adaption der Daten, die bei FEM-Berechnungen häufig gefordert wird. Sind Werte oder Lastfälle zu ändern, muss nicht der Quellcode der Schnittstelle PR geändert bzw. neu kompiliert werden. Dies spart Zeit und erhöht die Flexibilität um ein Vielfaches.

Des weiteren ist die Adaption auf frei wählbare Lastverteilungen späterer CATIA-Versionen leicht konvertierbar.

4.3.2. Parametrisierter Flugzeugaufbau der Produktstruktur

Die eigentliche Level 2-Produktentwicklung, Inhalte der **ATA-Chapter** 21 bis 79, erfolgt in Abhängigkeit von der **Master Line** und zusätzlicher Hilfsgeometrie.

Zur Erzeugung diverser Geometrien, wie z. B. der Flügel- und Rumpfschalen aus Faserverbundwerkstoffen (FVW) sowie deren Klebstellen, werden zusätzlich zur **Master Line** weitere Hilfsgeometrien benötigt. Diese sind in die Produktstruktur eingebettet und besitzen direkte geometrische Abhängigkeiten. Zum Schutze vor Verwechslung mit zum Produkt gehörigen Bauteilen, sind sie nicht an den für das Projekt generierten Nummernkreis gekoppelt, so dass keine Verbindung mit der Fertigung der zu produzierenden Teile hergestellt werden kann (Kaufmann hat diesen Sachverhalt detailliert festgehalten). Abbildung 46 zeigt einen kleinen Teil der zusätzlichen Hilfsgeometrie, die für die Erzeugung der Rumpfschalen benötigt wird.

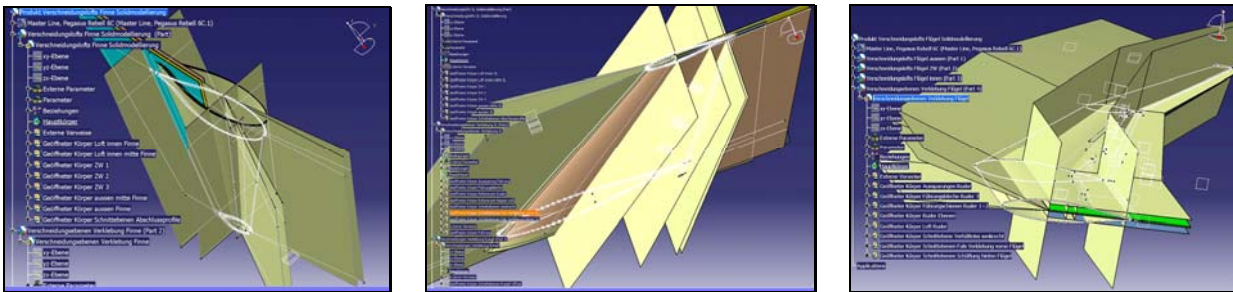


Abbildung 46: Trapezflügelsegmente für die Verschneidung von Rumpfschalen (links und Mitte), Hilfsgeometrie für die Erzeugung von Faserverbundschichten am Tragflügel und zur Verschneidung der mittleren Rumpfschlagsegmente (rechts)

Die Hilfsgeometrien sind in Abhängigkeit zur **Master Line** bzw. zu bereits bestehenden Produkten aufgebaut und besitzen den größten Teil der Parameter des gesamten Projektes. Diese Geometrien können für die unterschiedlichsten Bereiche getrennt entworfen und innerhalb dieser Strukturen verwaltet werden. Sie können ebenfalls im Verlauf des Projektes erstellt werden, sofern die Notwendigkeit zusätzlicher Geometrie, die nicht durch die **Master Line** bereitgestellt wird, besteht. Ein wesentlicher Vorteil liegt darin, dass nicht die gesamte Flächengeometrie zur Definition aller Strukturteile durch die **Master Line** zur Verfügung gestellt werden muss. Diese Hilfsgeometrien können deshalb auch im fortgeschrittenen Entwicklungsstadium entworfen werden, ohne Gefahr zu laufen, dass die durchgängige Parametrisierung unterbrochen oder zerstört wird.

Zur Definition der Gestänge- und Lagerbockpositionen wurden diverse Hilfsgeometrien zur Unterstützung der Kinematisierung des Steuergestänges entwickelt. Sie sitzen ebenfalls in direkter Abhängigkeit zur **Master Line**. Abbildung 47 zeigt einen kleinen Teil dieser Drahtgeometrie, mit welcher die kinematische Einbauposition definiert wurde. Wichtig ist dabei die relative Position der einzelnen Knotenpunkte, auf die die Gestänge zu liegen kommen. Die kinematischen Aspekte werden durch die Umlenkhebel und deren Länge ausgedrückt. Die Wahl der sich im Aufbau befindlichen Gestänge erfolgt über die Kräfte, die durch die FEM Level 2-Analyse bestimmt und durch die Kräfte, die als Ergebnis der Flugmissionsparameter errechnet werden, beaufschlagt sind.

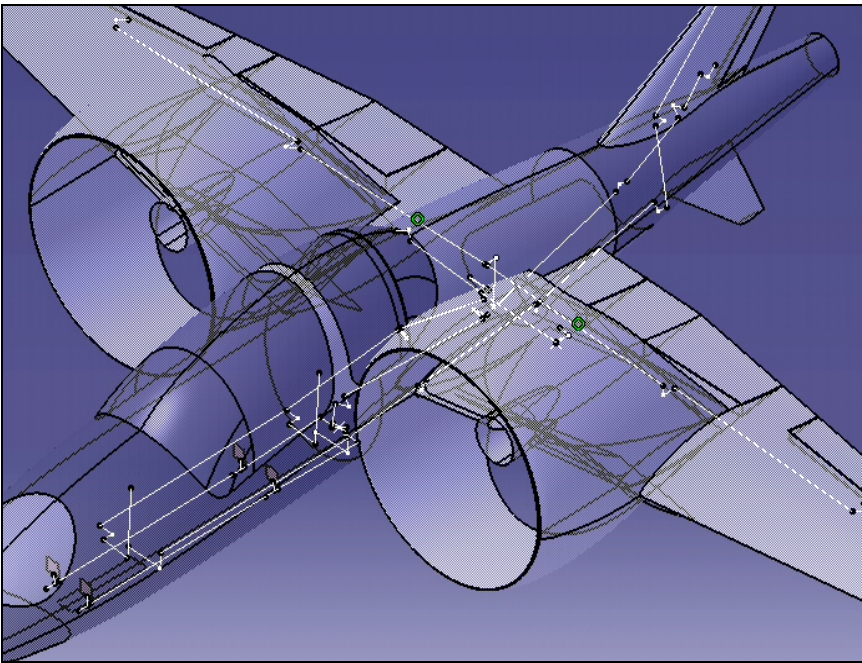


Abbildung 47: Steuergestänge und Kinematiken abhängig von der Master Line

Als DBT-übergreifendes System repräsentieren die Steuergestänge das Potential der Parametrisierung. Da die Gestänge durch alle Bereiche der Flugzeugtypen 6C und 7D gehen, können hieran leicht die Möglichkeiten einer parametrisierten, wissensbasierten Steuerung und deren Verknüpfung untersucht werden. Durch die Modifikation, die es durch den Typ 7D erhält, eignet sich dieses Beispiel besonders zur Veranschaulichung der Systemaufteilung, Abschnitt 3.1.1 (Kaufmann und Marovic [m-3]).

Struktur

Der Aufbau der Rumpfschale ist aus Abbildung 48 zu ersehen. Zusätzlich zu den ‚gesteuerten‘ Parametern, können die durch die Konstruktion bedingten Werte, wie beispielsweise die Größe der Klebestellen, ebenfalls über innerhalb der Bauteile festgelegte Parameter bzw. eine Excel-Schnittstelle angesprochen werden. Sie können beispielsweise die Produktionskenntnis des Unternehmens repräsentieren. So lassen sich für die Konstruktion und Fertigung wesentliche Parameter getrennt bestimmen und fixieren; eine Modifikation dieser Parameter ginge im gezeigten Fall direkt mit einer Änderung der Fertigungs- bzw. Konstruktionsverfahren einher; bei Verkleinerung der Klebefläche müssten beispielsweise Nieten für die Kraftübertragung Sorge tragen.

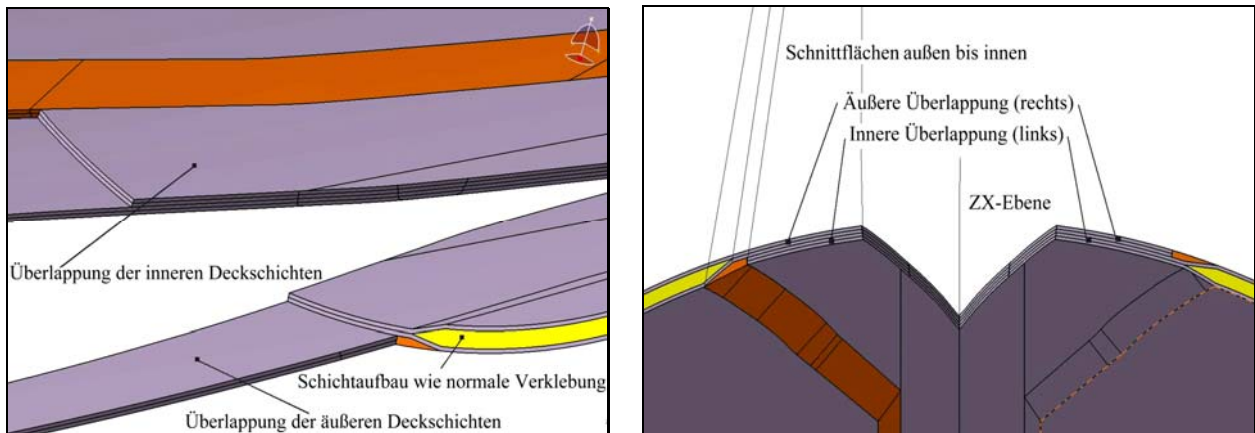


Abbildung 48: Rumpfschnitt mit überlappender Verklebung, Quelle: Kaufmann [k-5]

Ein Teil der Solid-Struktur des Flugzeugtyps Pegasus Rebel 6C ist in Abbildung 49 dargestellt.

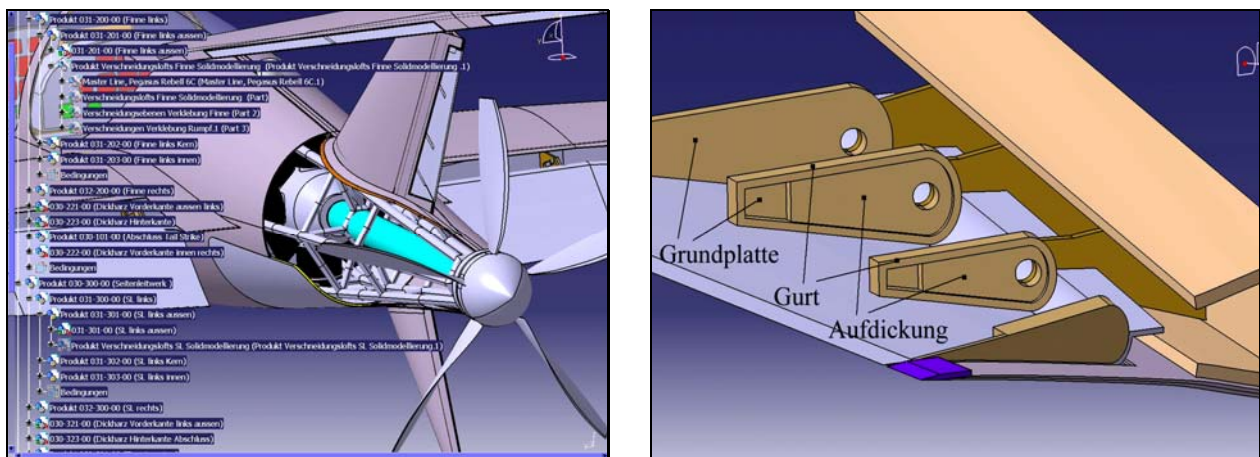


Abbildung 49: Einbau des Antriebes (links), Aufhängung Seitenruder rechts, Quelle rechte Abbildung: Kaufmann [k-5]

Abbildung 49 gibt ebenfalls einen Einblick in die Detailtiefe der entworfenen Ruder. Alle Bauteile stehen in direkter Abhängigkeit zur **Master Line** und zu den für die Konstruktion spezifischen Parametern (wie z. B. die für die Klebung notwendigen Bedingungen, die über Hilfsgeometrien definiert wurden).

Durch entsprechende Definition der DDs wurden verschiedene Konfigurationen erstellt. Die DDs sind im Strukturbaum der Produktstruktur verankert und liefern durch ihre Eingliederung eine bestimmte Flugzeugkonfiguration.

Abbildung 50 zeigt die Cockpitvarianten DD2500-060-001 und DD 2500-060-002. Die Instrumentenbretter des Zweimann- bzw. Viermanncockpits sind mit einer unterschiedlichen Anzahl an konventionellen Bordinstrumenten für beide Sitzreihen aufgebaut und in Abhängigkeit

der **Master Line** des Pegasus Rebell 6Cxx bedingt. Eine detaillierte Beschreibung des Cockpittyps 6C01 geht aus der Arbeit von Kempf hervor.

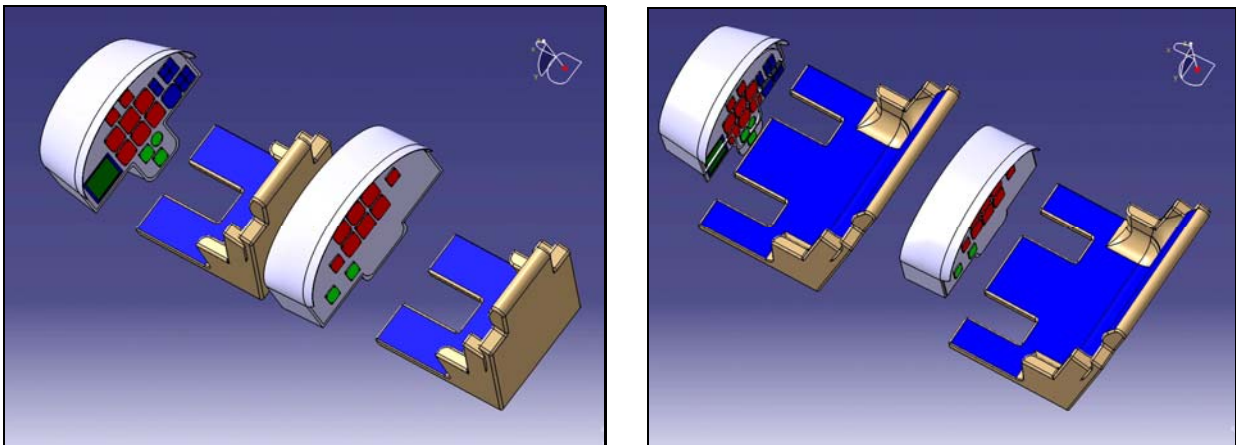


Abbildung 50: Darstellung der DD 2500-060-001 (links) und DD 2500-060-002 (rechts) für die Innenraumgestaltung

Weitere DDs (man beachte, dass nur der dreidimensionale Anteil der DDs dargestellt ist) zur Definition verschiedener Antriebskonzepte werden durch Abbildung 51 erläutert. Auch hier gelten dieselben Randbedingungen wie für die Cockpitdefinition. Transparent dargestellt ist die **Master Line** des Typs 6C, in deren geometrischer Abhängigkeit der Antrieb in die Produktstruktur eingebunden ist.

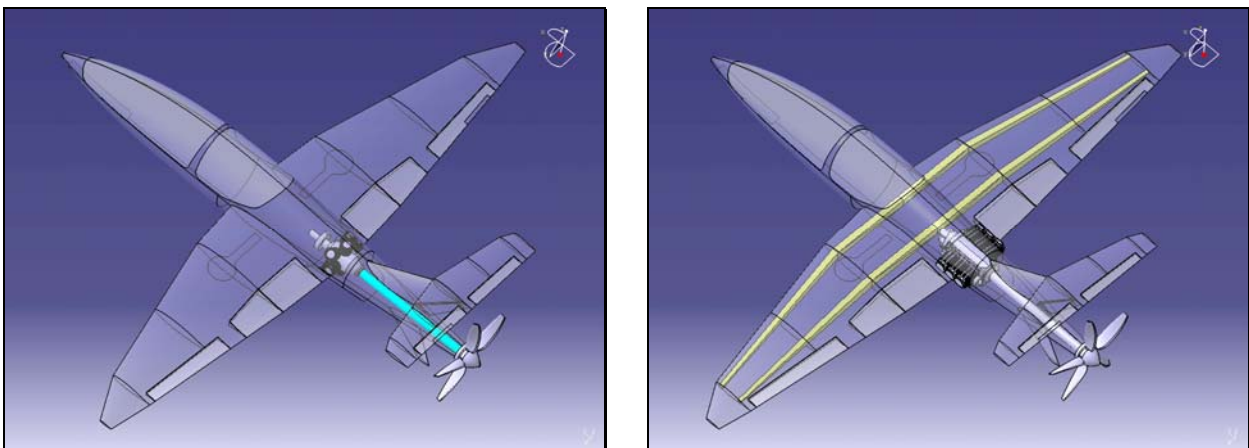


Abbildung 51: Darstellung des dreidimensionalen Anteils zweier Definition Drawing für zwei verschiedene Antriebsvarianten

FEM Level 2-Analyse im Anfangsstadium und Vorbereitung der CFD-Analyse für kommende CATIA V5 Releases

Die durch analytische Berechnung über die externe Schnittstelle Pegasus Rebell getätigten Annahmen, wie auch die vereinfachte FEM-Analyse durch die Arbeitsgruppe Level 1, lassen sich durch detaillierte Bauteilberechnungen verfeinern. Diese an den Solid-Modellen ausgerichtete

Bauteilberechnung ist eine typische Level 2-Tätigkeit. Im Gegensatz zur Level 1-Analyse wird diese Methode auf einzelne Unterprodukte aufgebrochen und in einer Kaskadenrechnung zusammengefügt. Ebenfalls finden hierbei verschiedene Flugzustände Berücksichtigung (zum gegenwärtigen Zeitpunkt wird diese Methodik für den Flügel erarbeitet, siehe auch AirOpt, Abschnitt 1.1).

Der Grund für die Aufteilung liegt zum Einen in der großen Datenmenge, die eine hohe Rechenzeit erfordert und zum Anderen in der geschaffenen Transparenz, welche die Konstrukteure in die Lage versetzt, ihre getätigten Annahmen selbst prüfen zu können.

Die Disparität, die sich zwangsweise durch die unterschiedlichen Ansätze von Level 1 und Level 2 ergeben, kann genutzt werden, die schnelle Vorhersage durch die Level 1-Arbeitsgruppe zu validieren. Damit kann eine bessere Vorhersagegenauigkeit für spätere Entwürfe erreicht werden.

Sämtliche FEM-Netze und Solid-Modelle sind in Hinblick auf die spätere CFD-Einbettung in die CATIA V5-Umgebung entworfen. So wird es möglich sein, ohne weitere Schnittstellen – und damit ohne zusätzlichen Datenverlust – eine numerische Analyse zusätzlich zur oben beschriebenen schnellen analytischen Flugphysik durchzuführen. Als Ergebnis hierfür ist eine Lösung angestrebt, die analog zur FEM Level 2-Analyse, die Vorhersagen der, in die Schnittstelle integrierten, zum Teil empirischen, Ansätze bestätigen und verfeinern soll. Zusätzliche Untersuchungen, wie die Kühlluftumströmung der Zylinder (Abbildung 52) können ebenfalls typische CFD-Aufgaben sein.

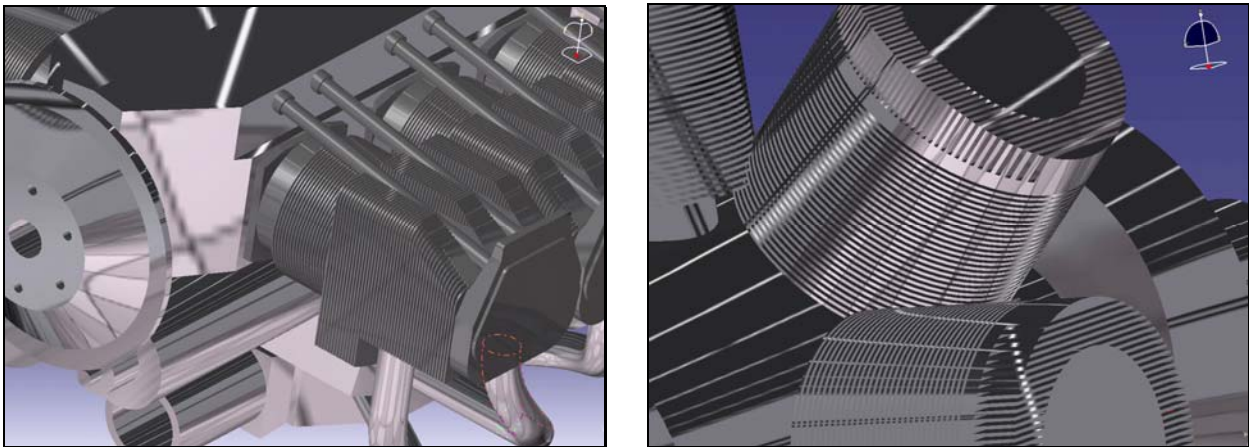


Abbildung 52: Modellvorbereitung der Antriebe für eine Kühlluftanalyse des Motorraums über CFD

Da jedoch der Rechenaufwand einer CFD-Lösung hohe Computerleistung erfordert, wird auch nach Integration der CFD-Algorithmen in diese Projektumgebung die oben aufgeführte analytische Lösung für die schnelle Auslegung und Konfigurationenoptimierung Bestand haben.

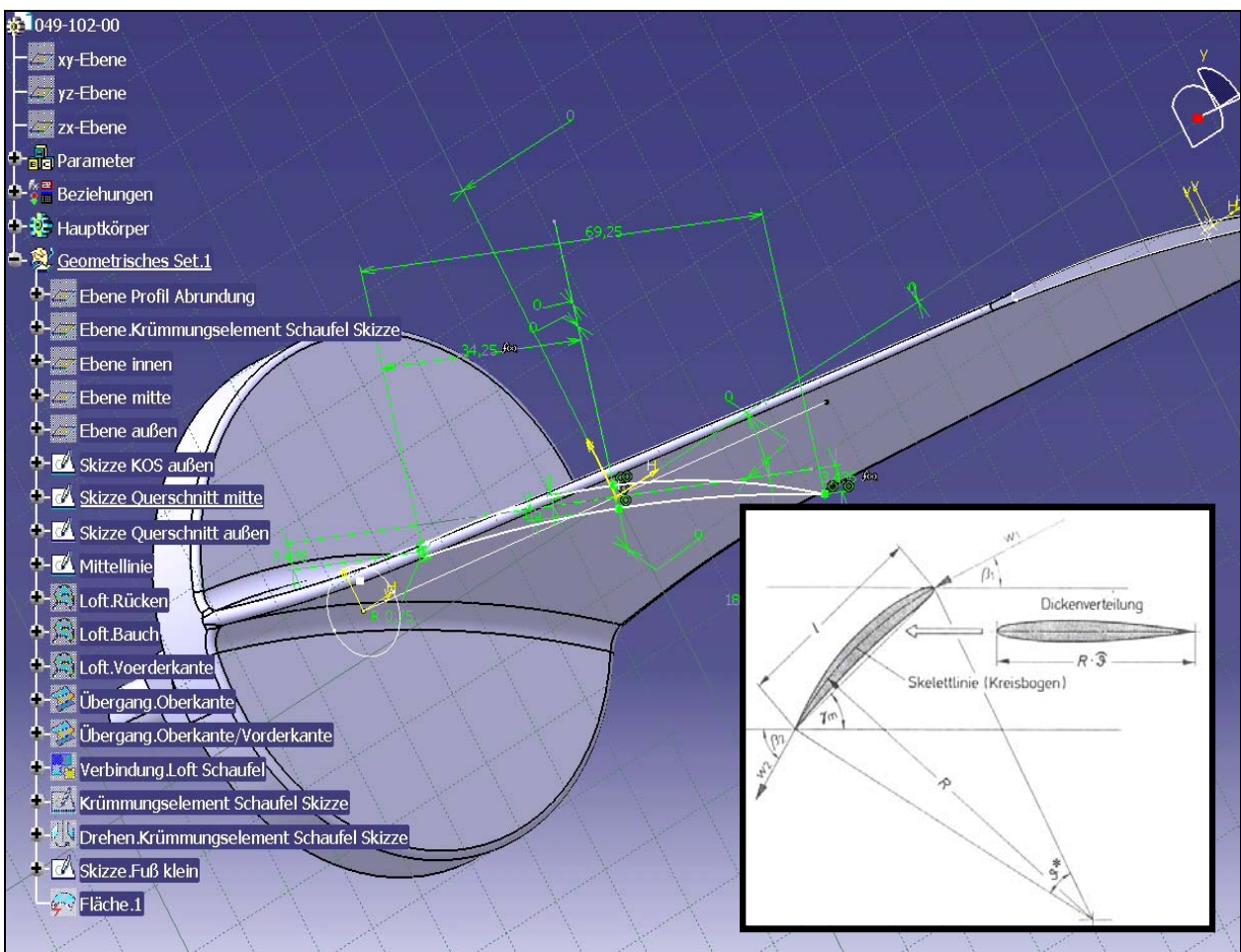
4.3.3. Der VTOL-Antrieb als unabhängiges Entwicklungsproblem

Für ein senkrechtstartendes Fluggerät sind bei Mack [m-1], [m-2] die Randbedingungen für Militärfluggeräte und Verkehrsflugzeuge aufgelistet. Ausgehend von diesen physikalischen Grundkonzepten lassen sich Entwürfe für ein Kleinflugzeug mit heutiger Technologie bilden.

Parallel zur Entwicklung der Flugzeugstruktur wurden mathematische Grundlagen für ein neues Antriebskonzept für den Senkrechtstart von Leetsch erstellt. Die detaillierte Ausarbeitung der Leistungsdaten wurde unterdessen von Kaufmann durchgeführt, während Hammer die Getriebekonfiguration erarbeitet hat. Getestet und erprobt wurden die physikalischen Aspekte durch Modelle im Maßstab 1:6 von Dietz [d-7], Fink [f-12] und von Kittmann [k-10] im Maßstab 1:4.

Zur Bestimmung der Mantelantriebe wurde zunächst das Programm Proppy, danach sein Nachfolger Javaprop [h-5] herangezogen.

Zur detaillierten Berechnung des Hubfans nach dem Mehrschnittverfahren wurde von Kaufmann ein Profil kreiert und modelliert, das die Berechnungen parametrisiert berücksichtigt (Abbildung 53).



Die Parametrisierung über Formeln und Bedingungen anhand physikalischer Abhängigkeiten ist hierbei leicht ersichtlich. Zum gegenwärtigen Zeitpunkt ist die hierfür erstellte Mathematik in MathCAD [m-6] erstellt und somit nicht in die interaktive Schnittstelle Pegasus Rebell integriert. Die Parametrisierung erfolgt über mehrere Excel-Schnittstellen, durch die sowohl Hubfan als auch Mantelpropeller variiert werden können.

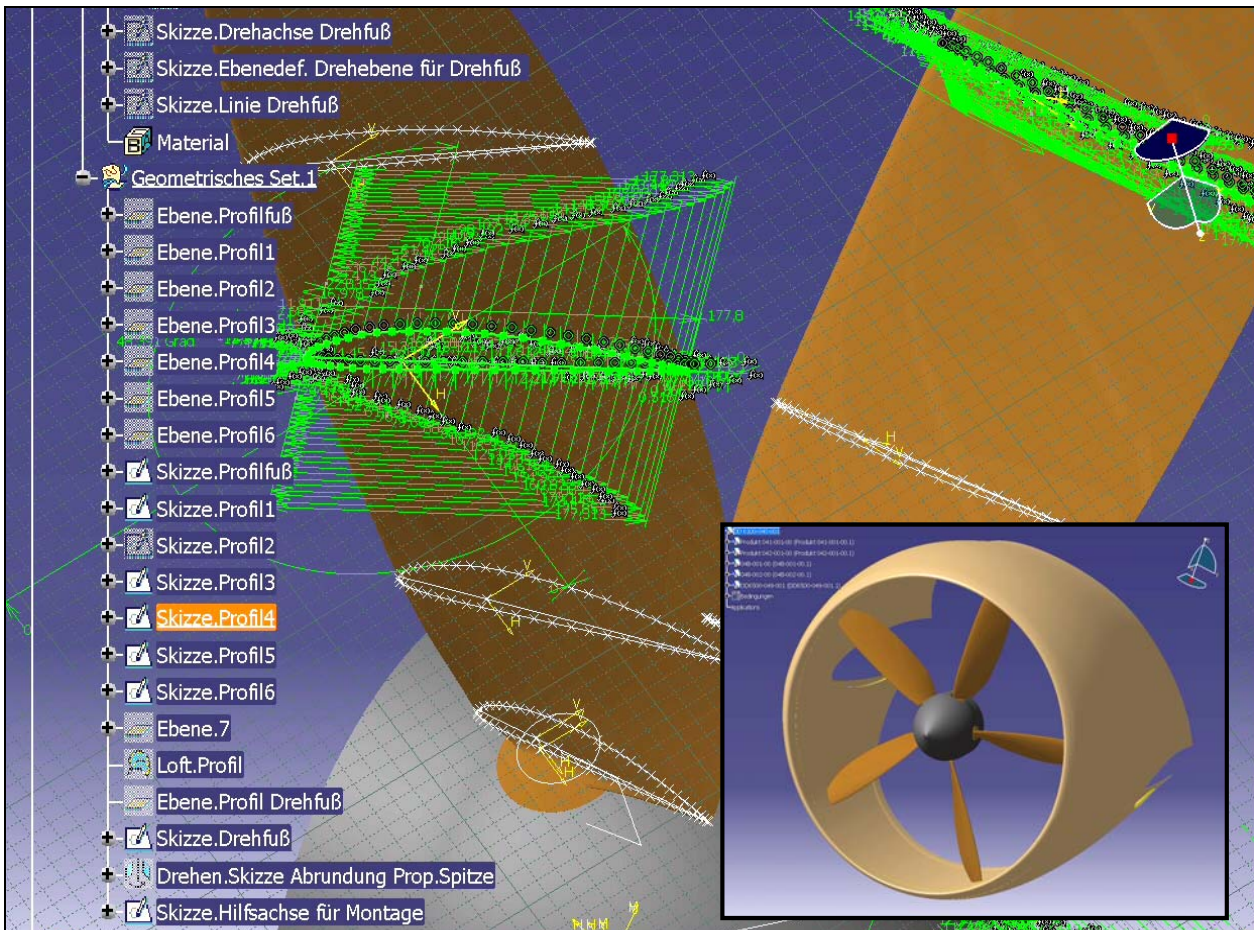


Abbildung 54: Parametrisierung der Propellerschaufeln

Die zusammengesetzten Antriebseinheiten sind in Abbildung 54 und Abbildung 55 zu sehen. Auf die wahre Detailtiefe des Hubfans lässt Abbildung 55 schließen. Selbst der Steuermechanismus samt seiner Kinematik wurde generiert um einen möglichst projektnahen Stand zum Test des parametrisierten Entwurfs zu erhalten (siehe Abschnitt 5).

Bereits hier lässt sich erkennen, dass ein Unterschied in der Projektverfolgung zwischen der Projektentwicklung des Typs 6C und der parallelen Entwicklung des VTOL-Antriebes vorhanden ist. Auf der einen Seite ein konventionelles Fluggerät, bei dem die Automatisierung der Parameter im Vordergrund steht; auf der anderen ein Projekt, das die Parametrisierung nutzt, um die physikalischen Unbekannten durch weiterführende Software und Test zu adaptieren. Dieser Unterschied soll nicht zuletzt die Möglichkeit der Integration unterschiedlicher Verfahrenswege, die in einem Unternehmen eigentlich immer vorkommen, vergegenwärtigen. Die

Fähigkeit dieses Datenflusses, unterschiedliche Ansätze zu vereinen, soll schließlich einen gewissen Aspekt der Realität widerspiegeln.

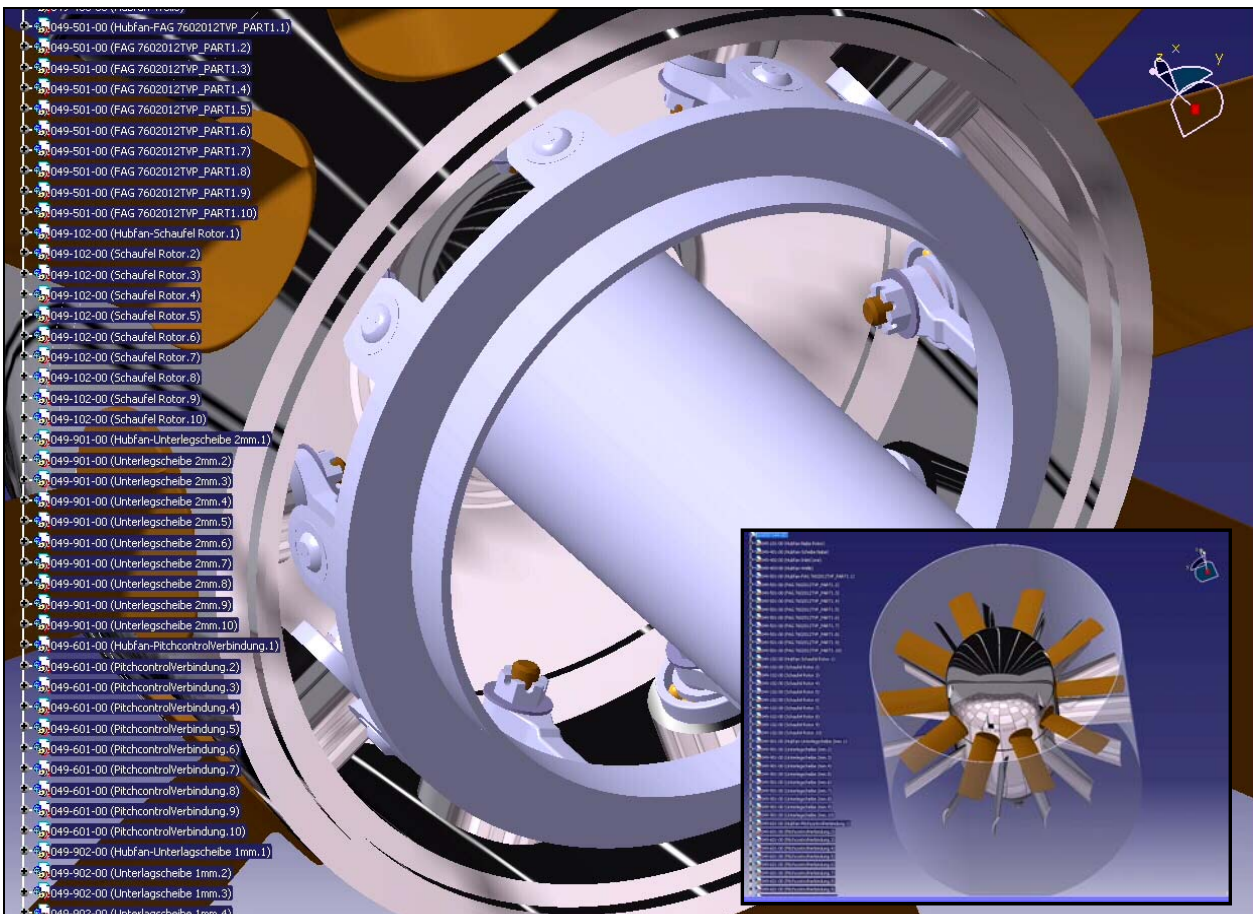


Abbildung 55: Kinematische Anlenkung des Hubfans

Wissensbasierte Unterprodukte am Beispiel des Verteilergetriebes

Als Vertreter von in sich geschlossenen Baugruppen mit genau definierten Schnittstellen wurden für diese Arbeit die vier Verteiler- und Umlenkgetriebe für den VTOL-Antrieb als Untersuchungsobjekt gewählt. Ein Getriebe wurde mit all seinen Einzelkomponenten entworfen und parametrisiert. Die im Visual Studio 6.0 – der Vorgängervariante des Visual Studio.NET – programmierte Mathematik errechnet aus Übersetzungsverhältnis, Drehzahl und Leistung die Werte für die einzelnen Komponenten des Getriebes.

Das Beispiel in Abbildung 56 zeigt einen möglichen Zustand des Zentralgetriebes. Lager, Dichtringe, Schrauben und andere Einzelteile wurden dabei in Tabellen gefasst. Je nach Größe und Krafteinwirkung werden die für das jeweilige Bauteil benötigten Parameter über Regelschleifen ausgelesen und an weitere Bauteile, wie z. B. die Wellen (siehe auch Abbildung 35) weitergegeben.

Wird die Leistung, die Drehzahl oder das Übersetzungsverhältnis des Getriebes geändert, werden über das Programm sämtliche Auslegungsparameter wie Kräfte und Momente, Zahngeometrien,

Lagergeometrien usw. errechnet.. Innerhalb CATIAs werden die konstruktiven Elemente, wie Lagersitze, Wellendichtungen, Muttern, Schrauben etc. über Regeln, Formeln und Bedingungen angepasst. Als Vorlagen dienen existierende Kaufteile unterschiedlicher Hersteller (siehe Hammer).

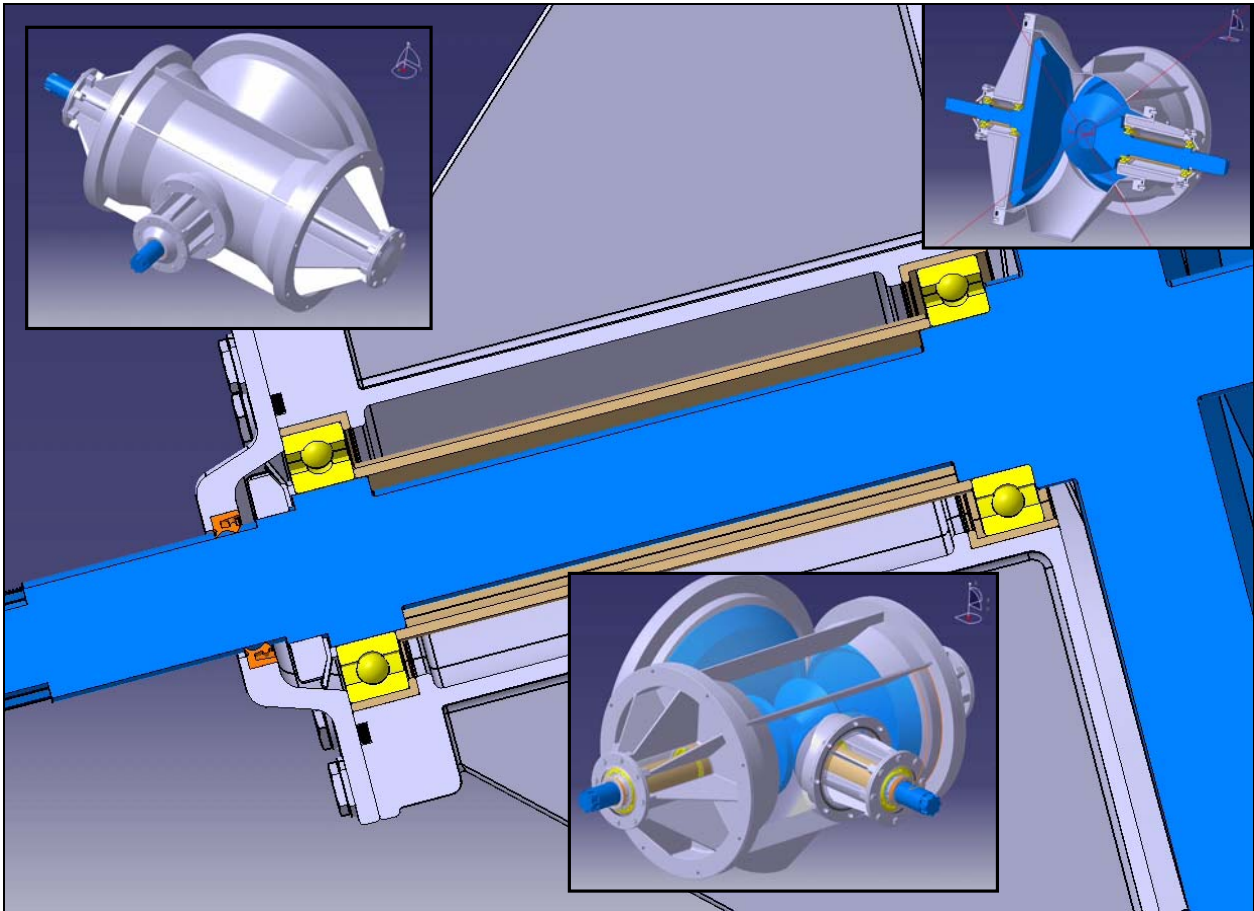


Abbildung 56: Verteilergetriebe des Pegasus Rebell 7D

Das Getriebe besitzt dadurch eine eigenständige, wissensbasierte Steuerung, die in die interaktive Schnittstelle Pegasus Rebell implementiert werden kann und wurde auch so geschrieben, dass es sich leicht in die Schnittstelle PR integrieren lässt.

Die weiteren drei Getriebe, die für den Senkrechtstarter benötigt werden, wurden aus dem hier Dargestellten mit unterschiedlichen Drehzahlen, Leistungen und Getriebeausgängen entwickelt.

4.3.4. Einbindung der Fertigungstechnik

Ein wesentlicher Aspekt zur Kostenreduktion einer Entwicklung ist die Fehlerbereinigung, die durch die Randbedingungen der Fertigung entstehen (siehe Abschnitt 2.1.5, Problematik der ‚Zehnerregel‘). Zu diesem Zweck ist eine virtuelle Fabrikation errichtet worden, anhand der virtuelle Prozesse für unterschiedliche Flugzeugtypen aufgezeigt werden können.

Abbildung 57 zeigt einen Überblick über den gesamten Hallenaufbau, der vollkommen unabhängig von Flugzeugentwurf bereits zu Beginn des Entwicklungsprojektes vorangetrieben wurde. In stetiger Absprache mit der Flugzeugkonstruktion wurde eine Fertigung für FVW entworfen. Somit kann für die Entwicklungssimulation von einem bestehenden bzw. neu etablierten Entwicklungsverfahren ausgegangen werden, anhand dessen sich die Entwicklung und Konstruktion (Level 2) orientieren kann.

Dabei sollen im Wesentlichen modernste Robotertechniken unter Verwendung von Delmia [d-2] zum Einsatz kommen (siehe auch Seitz [s-9]).

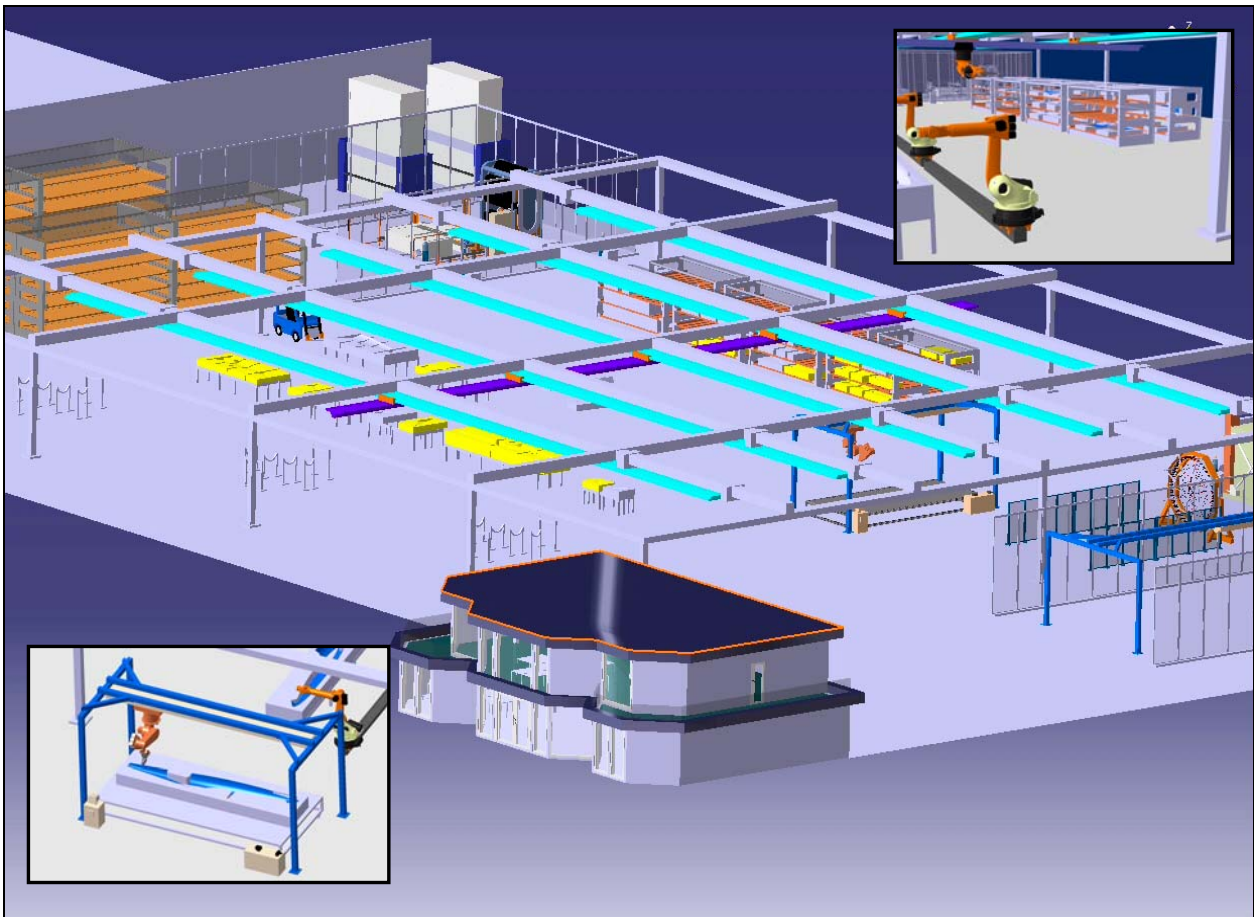


Abbildung 57: Hallenaufriß der virtuellen Produktionseinheit

Die eigentliche Abhängigkeit der Fertigung zum Flugzeugentwurf entsteht durch getrennt entwickelte Produkte; die Werkzeuge, die für den Bau des Fluggerätes benötigt werden und die Roboterprozesse, die ebenfalls auch durch Modifikationen des Flugzeugs beeinflusst werden.

Bereits in Abbildung 58 sind erste Einflüsse der Fertigung auf die **Master Line** zu erkennen: Die sichtbare Dreiteilung des Werkzeuges beruht auf der maximalen Lagerungsgröße der Werkzeuge. Abbildung 58 lässt leicht erkennen, dass die Lagerhaltung eines kompletten Rumpfsegmentes in dieser Größenordnung nur durch zusätzlichen Lagerungsraum und damit durch erhöhten finanziellen Aufwand betrieben werden könnte.

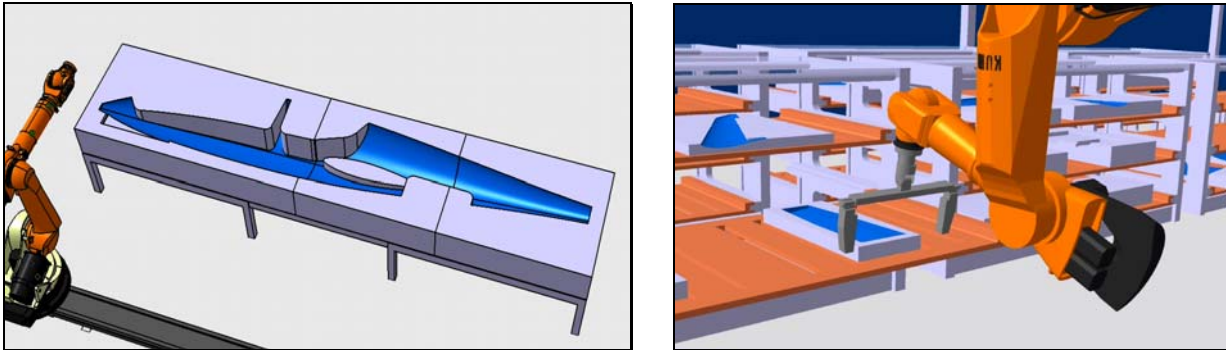


Abbildung 58: Negativform der rechten Rumpfhälfte links, automatisierte Lagerhaltung der virtuellen Fabrik rechts

Sämtliche beweglichen Elemente wie z. B. Roboter und Schubfächer sind kinematisch bedingt, wodurch eine ‚realistische‘ Einschätzung der Produktionsabläufe gewährleistet werden kann. Schweiß Tätigkeiten, wie sie für das Fertigen eines Stahlrahmens notwendig sind, wurden nicht vorgesehen; die Rahmenträger beider Typen gelten als Kaufteile.

4.4. Dokumentation zur frühzeitigen Systemauslegung

Die Dokumentation wurde mit Ausnahme der **Functional Hazard Analysis** und der **Master Minimum Equipment List** stichpunktartig in Microsoft Excel bzw. Word verfasst. Dadurch lassen sich Abhängigkeiten der Dokumente untereinander leicht erkennen und teilweise automatisieren. Die Prosa kann nachträglich in diese Skelette eingefügt werden.

Zur grundlegenden Projektbeschreibung ist die **Aircraft Requirement Specification** durch die Vorgaben der Schnittstelle Pegasus Rebell verfasst. In ihr stehen die Anforderungen an das Fluggerät in Übereinstimmung mit der Bauvorschrift FAR/JAR 23 für Kleinflugzeuge. Als Prüfbedingungen gelten die Vorgaben der RTCA DO 160/178 wie auch die FAR/JAR 23 selbst. Des Weiteren wird die Konstruktionsweise beschrieben, die im Projekt umgesetzt werden soll.

In der MMEL wird die Anzahl der zur Verfügung stehenden Geräte und Systemfunktionen definiert sowie deren für eine Flugdurchführung notwendige Mindestanzahl bzw. die Flugführungseinschränkung bei deren Ausfall. Über die MMEL erlangt der Entwurfsingenieur erste Vorstellungen über die spätere Flugmission und deren Einschränkung bei Ausfall bestimmter Funktionen. In der MMEL werden bereits alle Optionen berücksichtigt.

Zusammen mit den Vorgaben der MMEL wird die Gefahreneinstufung der einzelnen Baugruppen, Systeme, Funktionen, Geräte und Komponenten von den Verantwortlichen in der FHA vorgenommen (siehe Lederbogen und Kempf).

MMEL und FHA durchlaufen bereits zu Anfang des Projekts alle notwendigen Schleifen zur Fixierung beider Dokumente. Hierfür wird explizites Systemwissen und zumindest eine relative Position bzw. Bauraumvorgabe gefordert; diese wird durch die parametrisierte **Master Line** des Typs 6C bereitgestellt.

Durch das Sondieren der MMEL und FHA ergibt sich durch den Einfluss des Systemwissens automatisch die Anforderung an die jeweiligen Systeme und damit an die **System Requirement Specification**. Bei Industrieprojekten kann über den **Statement of Work** und den **Program Plan** kann zusätzlich die Systemgrenze definiert werden.

Die **System Specification** spezifiziert die Vorgaben der SRS und beschreibt Aufbau und Funktionsweise des Systems. Sie ist im Entwurfsstadium der SRS sehr ähnlich, welche bei kleinen Flugzeugen mit der ARS zusammenfallen kann.

Durch die frühe Definition von SRS kann anhand der ARS, MMEL, FHA und RTCA DO 160/178 die Anforderung an das Gerät mittels **Equipment Requirement Specification** festgelegt werden. Die **Equipment Specification** benötigt zusätzlich zur ERS die relative Einbausituation der **Master Line** zur Definition des Gerätes.

Die MMEL, FHA wie auch die System- und Geräteanforderungen bzw. -definitionen wurden von Lederbogen bereits zu Beginn der Konzeptphase erarbeitet und von Kempf im Nachhinein detailliert.

Durch die einfache, intuitive Gestaltung dieser Dokumentenskelette, lässt sich leicht eine Flugzeugkonfiguration mit entsprechend geeigneten Bauteilen finden. In Abstimmung mit der Konstruktion wurden diese Schritte frühzeitig durchgeführt. Durch die Möglichkeit der Parametrisierung können diese Schritte aber auch zu einem erheblich späteren Zeitpunkt durchgeführt werden.

Die **Electrical Load Analysis** wurde mit Hilfe einer VBA-Programmierung (Visual Basic for Applications) [m-7] innerhalb des Softwareproduktes Excel automatisch über die steuernden Dokumente erstellt.

Dabei sind die Dokumente auf Basis der Untersuchungsergebnisse des Abschnitts 2 auf ihre wesentlichen Inhalte hin zerlegt worden. Für einen späteren Gebrauch als geschriebenes Dokument, lässt sich ein Verweis der Excel-Daten auf ein entsprechendes Word-Dokument einfügen. So kann ein in Word geschriebenes Dokument hinsichtlich der wesentlichen Aussagen über Excel zu jedem Zeitpunkt aktualisiert werden (siehe auch Kempf).

Die ELA entsteht in direkter Folge aus der CPL. Durch Spezifikation der MMEL, der SS und **Equipment Specification** folgt die **Component Parts List**, die sich mit Detaillierung des Projektes verfeinern kann.

Die **Work Package List**, die als Ergebnis der oben genannten Dokumente den für die jeweilige Konfiguration benötigten Arbeitsaufwand widerspiegelt, wird von Hand erstellt.

Sämtliche Konfigurationen, die von einem Typ gebaut werden sollen und der MMEL entsprechen, werden über die CPL geplant. Im Unterschied zur MMEL, in der lediglich die möglichen Optionen erfasst sind, werden durch die CPL ganze optionale ‚Pakete‘ geschnürt; sie repräsentiert jedes Gerät oder Bauteil, das in einem Flugzeug einer bestimmten Konfiguration vorkommt.

Die **Documentation List** beschreibt den Stand der zu erbringenden Dokumentation und ist damit eine notwendige Vorgabe für die WPL. Sie folgt im Entwicklungsprozess als unmittelbares Ergebnis aus der Erfassung der oben genannten Dokumente.

Durch die Möglichkeit, die Konfigurationen anhand der DDs aufzubauen, lassen sich durch verschiedene Kombinationen der DDs unterschiedliche Konfiguration erzeugen, was im Umkehrschluss aber auch eine gewisse Einschränkung bedeutet.

Ausgehend von der **Base Line**, welche alle Bauteile enthält, die in jedem Typ vorhanden sind, wird durch das Einfügen der DDs die eigentliche Produktlinie erstellt.

Werden diese DDs durch alternative **Drawings** ersetzt, so entsteht eine neue Konfiguration des Flugzeugtyps.

Abbildung 59 zeigt als Beispiel eine Antriebsvariante des Typs 7D (vergleiche Abbildung 51). In der Dokumentation werden diese Bezeichner für die Varianten aufgegriffen, wenn die betreffenden Dokumente hinsichtlich der Gesamtdokumentation durch die Varianten betroffen sind. Im Falle des Pegasus Rebel 6C also 6C01 für die erste Variante (das Basisflugzeug), 6C02 für die Zweite usw..

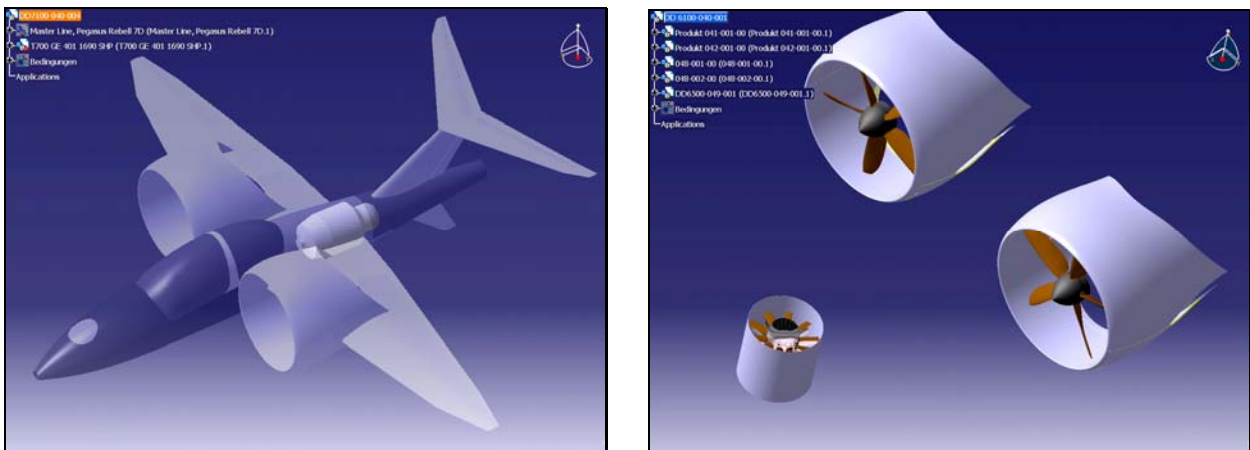


Abbildung 59: Antriebsintegration in die Typvariante 7D01, definiert über DD7100-040-004 (links) und DD6100-040-001 (rechts)

Die eigentliche Zeichnungserstellung erfolgt nach allgemein gängigen Verfahren. Jedoch werden aufgrund der durch das CAD-System generierten Abhängigkeit zu Produkt und Bauteil wiederkehrende Prozess, wie das Aktualisieren der Zeichnungssätze halbautomatisch aktualisiert.

PDM-Integration

Zur Entwicklung eines auditierfähigen Gesamtentwurfs wurde für dieses Projekt das PDM SmarTeam [i-5] des Unternehmens Dassault Systems verwendet und um die Funktionalität der elektronischen Signatur mittels HESY erweitert.

Die in größeren Unternehmen gebräuchlichen PDM-Systeme haben im Unterschied zu SmarTeam häufig höhere Sicherheitsstandards, besitzen jedoch allgemein dieselbe Grundstruktur. Der große Vorteil des speziell für CATIA V5 entwickelten ‚SmarTeams‘ ist, dass es als einziges heute bekanntes PDM-System in der Lage ist, die Verknüpfungen (Links) von CATIA V5 Modellen – und damit die Parameterabhängigkeiten – zu verwalten. In Zukunft wird dieser Vorteil mit dem Einführen von CATIA V5 in die Projektlinie jedoch mit großer Wahrscheinlichkeit durch die Hersteller anderer Systeme ausgeglichen.

Das Einbinden des von Baltus entwickelten und patentierten HESYs erlaubt dagegen einen papierfreien Arbeitsplatz, welcher bis zum gegenwärtigen Zeitpunkt einmalig sein dürfte.

Die Funktionsweise des am Institut durch Umprogrammierung von SmarTeam und HESY etablierten Datenflusses lässt sich leicht erläutern:

Ein elektronisches Dokument einer Partei 1 wird zunächst mit der elektronischen Signatur versehen (in Abbildung 60 eine ELA) und direkt im Anschluss gegen Manipulation geschützt. Durch den privaten Schlüssel (die **User-Identification**) der Partei 1 und ihrer Unterschrift, die sie im PDM-System über das HESY-PAD zu leisten hat, wird das geschützte Dokument eingepflegt.

Möchte sich eine Partei 2 versichern, ob es sich hierbei um eine Fälschung handelt, so kann die geleistete Unterschrift ausgelesen und genauso wie eine Unterschrift auf einem Papierdokument forensisch untersucht werden (Näheres siehe Tholl).

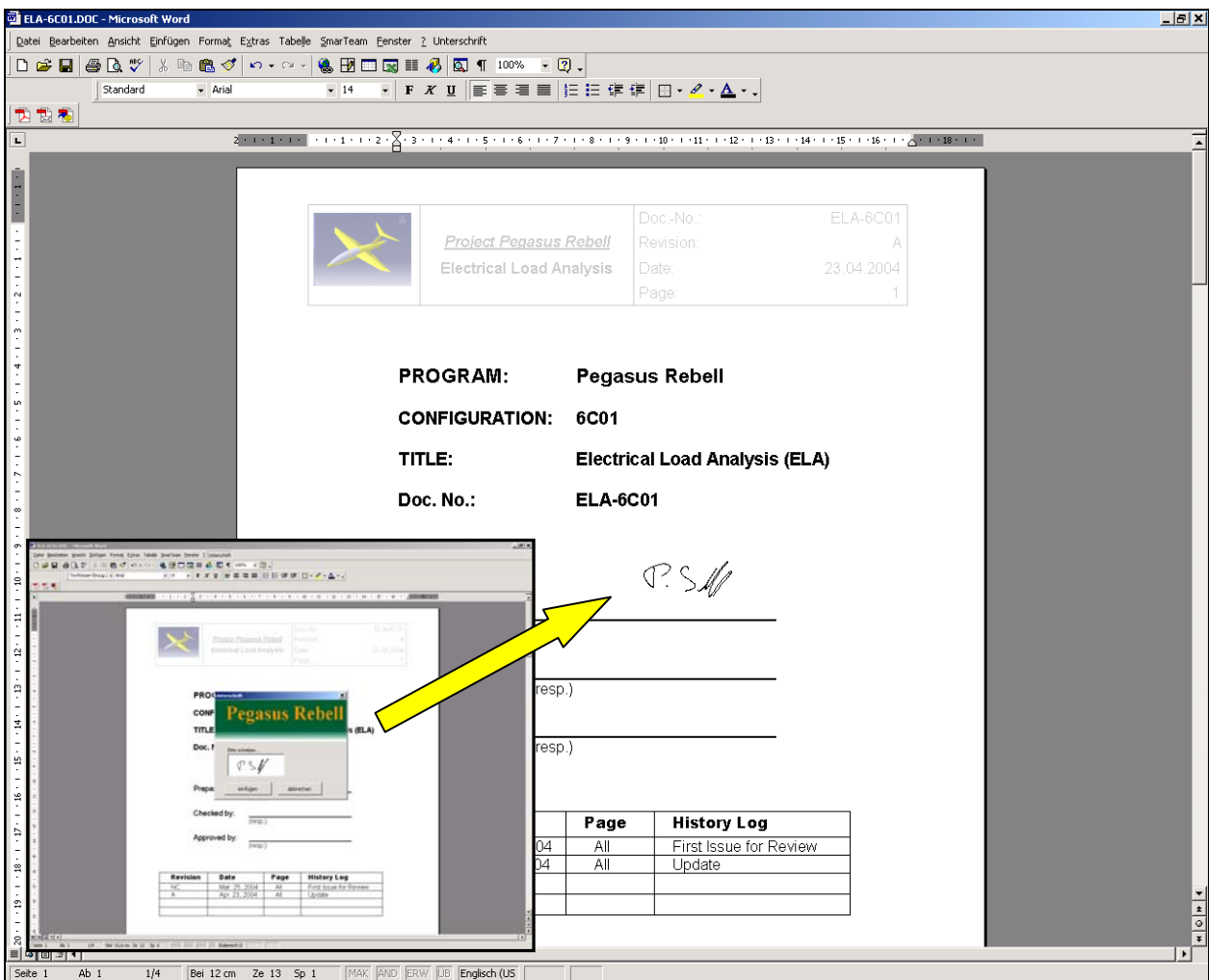


Abbildung 60: Einfügen einer elektronischen Unterschrift in ein Worddokument

Dabei ist der grundlegende Aufbau des HESY-PADs sehr einfach: Durch vier Sensoren auf einer Unterlage, werden elektronische Signale an eine Schnittstelle geleitet. Wird Druck auf diese Platte ausgeübt, so ändert sich das elektronische Signal gleichermaßen. Wird der Signal- und damit der

Druckverlauf über der Zeit aufgetragen (Abbildung 61), so ergibt sich ein einzigartiges Muster, das zur Unterschriftenerkennung herangezogen werden kann. Da dieses Patent bereits gerichtliche Anerkennung [b-1]geniest, ist es ein idealer Kandidat für eine rein elektronische Datenverwaltung. In Zusammenarbeit mit Baltus, Tholl und Greiner [g-3] wurde ein Szenario für einen möglichen Datenfluss entwickelt. Dabei wird das HESY-Signal mit den für diese Arbeit entworfenen Dokumenten sowie mit dem PDM-System selbst in Verbindung gebracht.



Abbildung 61: HESY-Signaldarstellung zur forensischen Analyse

Wird ein Dokument von mehreren Personen unterzeichnet, so wird es zunächst mit der ersten Unterschrift geschützt; bei jeder weiteren zum Einfügen der elektronischen Unterschrift geöffnet und daraufhin wieder geschützt. (Es kann sich ja schließlich ein größerer Zeitraum zwischen den einzelnen Aktionen befinden.)

Der Umgang mit dem Ein- und Auspflegen, bzw. mit dem Einfrieren und Auftauen von Dokumenten verhält sich auf PDM-Ebene ähnlich. („Auftauen“ soll den umgekehrten Vorgang von „Einfrieren“ bezeichnen. Ein „aufgetautes“ Dokument kann wieder geändert bzw. ergänzt werden.) Allerdings werden hier zusätzlich die Unterschriften durch ein zusätzliches HESY-Modul auf Authentizität geprüft. Dazu ist jede Person angewiesen, einmalig mehrere Unterschriften zu leisten, über die die aktuell Getätigte abgeprüft wird. Dies geschieht mit überraschender Genauigkeit, da die menschliche Unterschrift selbst nach einem Schlaganfall noch geleistet und auch wieder erkannt werden kann.

Abbildung 62 zeigt das Auftauen eines Dokuments in Verbindung mit der elektronischen Unterschrift. Das Einfrieren der Daten erfolgt nach gleichem Prinzip.

Benutzer können durch diesen Mechanismus nicht nur erkannt, sondern es kann auch gleichzeitig geprüft werden, ob diese Person zum Kreise der Zulässigen für diese Unterschriftenleistung gehört.

Durch diese spezielle Form der Unterschriftenintegration in ein PDM können unterschiedlichste Software-Dokumente eingepflegt werden. Dieses Vorgehen ist dabei nicht mehr auf zweidimensionale Dokumente beschränkt. Mehrdimensionale Dokumente wie die DDs können nun auch als Urkunden herangezogen werden (vergleiche Abbildung 50, Abbildung 51 und Abbildung 59).

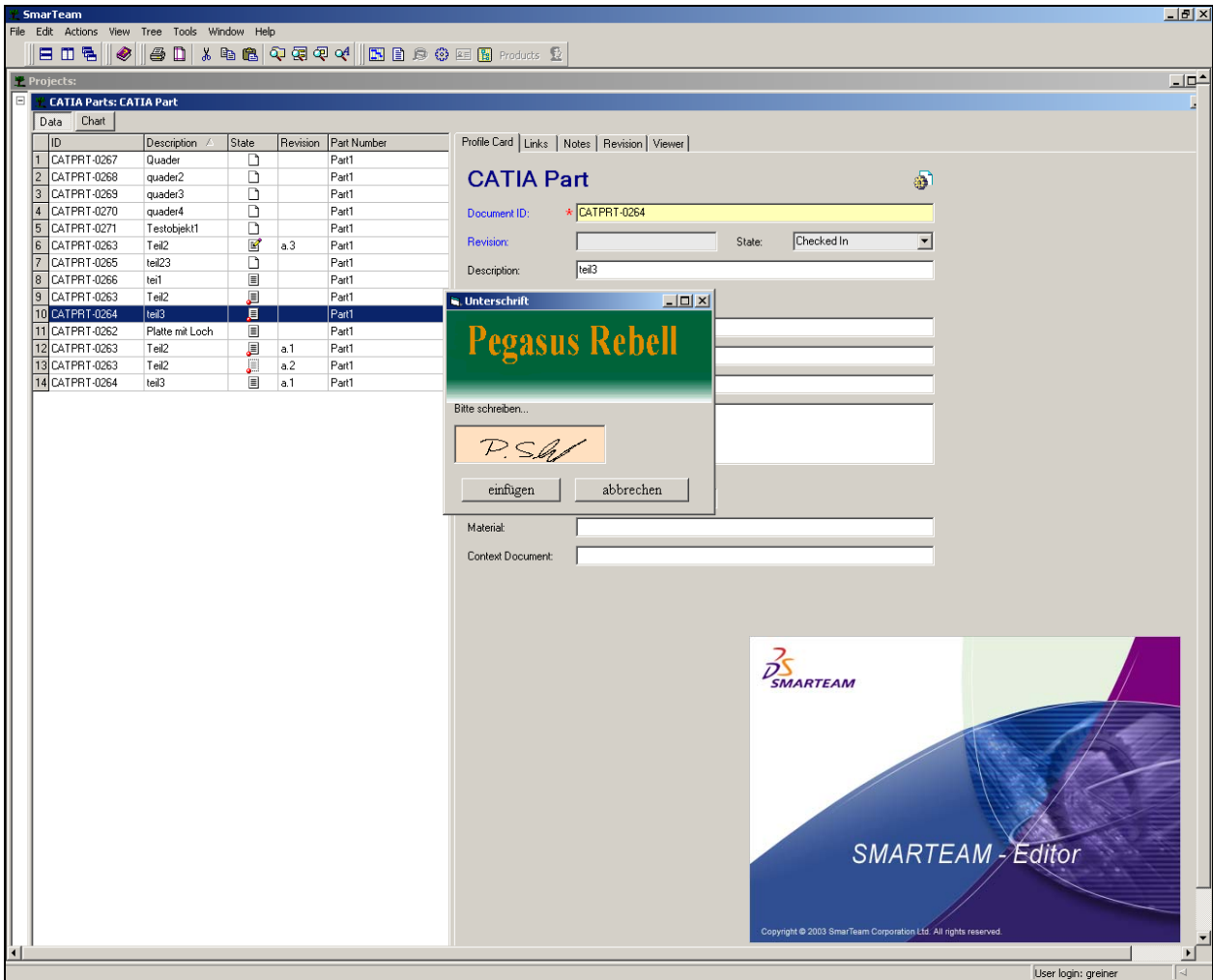


Abbildung 62: Unterschriftenmaske des HESY-Pads in Verbindung mit SmarTeam

5. Der parametrisierte Flugzeugentwurf im Test

Speziell im Kleinflugzeugbau wird häufig Wert auf Ästhetik und ungewöhnliches Design gelegt, wobei aufgrund der höheren Entwicklungsrisiken auf konventionelle Flugzeugtypen aufgebaut wird. Genau dieser Aspekt macht die Kleinflugzeugklasse zum idealen Kandidaten für diese Arbeit, da hier auf diverse Konfigurationen und deren Leistungsspektrum [m-12] hinsichtlich der Datenvalidierung zurückgegriffen werden konnte. Bei Großflugzeugen dagegen ist die Bandbreite der Veränderungen eher klein.

5.1. Das Referenzprodukt in CATIA V4

Zum Vergleich der Entwicklungsphilosophie des konstruktiven Bereiches dieser Arbeit mit denjenigen heute üblicher Methoden, wurde vom Autor analog zu Abschnitt 4 ein Referenzflugzeug zunächst in CATIA V4 (siehe auch Hogh [h-9]) entworfen und anschließend modifiziert.

Eine einfache Spezifikation diene der Vorgabe der Anforderungen an das Fluggerät, welches sich in der Sportflugzeugklasse entsprechend der Bauvorschrift FAR/JAR 23 bewegen soll.

Dieses Fluggerät ist ein HTOL, dessen Technologie als bekannt vorausgesetzt wurde. Der zusätzliche Aspekt, die Senkrechstarteigenschaft, wird folglich in dieser Spezifikation nicht berücksichtigt.

Der Flügel wurde auf hohe Geschwindigkeit ausgelegt. Die Rechnung zeigte eindeutig: Je kleiner die Flügelfläche, umso größer die Reisegeschwindigkeit. Die Grenze setzt im konkreten Fall das Überziehgeschwindigkeitslimit.

Aus Gewichtsgründen wurde analog zum, in CATIA V5 entworfenen, Flugzeugtyp 6C01 in die Kohlefaserschale des Rumpfes ein Stahlrohrrahmen eingesetzt. Die FAR/JAR 23 – Richtlinien besagen, dass der Motor aus Gründen der hohen Temperaturen von Stahl getragen werden sollte. Ein Umstand, der zur Idee des schwimmend gelagerten Rahmens führte, da der Propeller ebenfalls vom Träger gehalten werden sollte.

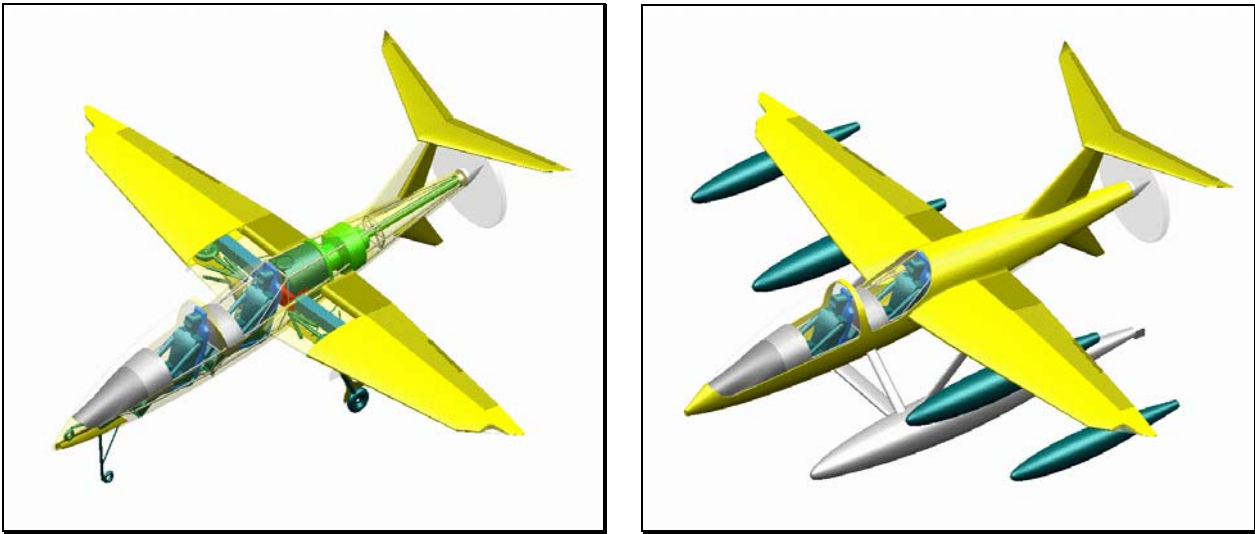


Abbildung 63: Pegasus Rebell 6C01, entwickelt in CATIA V4

Abbildung 63 zeigt dieses Modell, das zugegebener Maßen einfacher in seinen Details aufgebaut wurde. Grundsätzlich aber existieren hier dieselben Systeme und Bauteile. Die Außenhaut, Avionik und Antriebsteile wurden lediglich in einem einzigen Solid-Körper entworfen und stellen damit die wohl größte Vereinfachung dar. Zeichnungen wurden ausschließlich für Gesamtstruktur und Baugruppen angefertigt. Die Entwurfmethodiken entsprechen einem soliden Standard, wie er auch bei Hgh nachzulesen ist.

Der Zeitaufwand kann jedoch nicht als geringer gegenüber dem für das Entwickeln gleichwertiger Produkte in CATIA V5 unter den hier beschriebenen Methodiken angesetzt werden. Der Hauptgrund dafür ist in dem sehr kleinen Flugzeug zu suchen. Ständig mussten Bauteile wieder geändert, versetzt oder neu modelliert werden. Es musste dabei, wie auch heute allgemein üblich, Schritt für Schritt ein System nach dem anderen entworfen und fixiert werden. Beim Zusammenfügen, wurden stetig Kompromisse eingegangen oder das Projekt war zu einer typischen Rückschleife im Entwicklungsprozess gezwungen. Viele Erkenntnisse, wie Motorleistung, -größe, -temperatur musste bereits zu Beginn des Bauteilentwurfes gekannt sein.

Ein typischer Entwicklungsablauf, wie in Abschnitt 2.1 beschrieben, kündigte sich dabei an. Änderungen, die auf die Aerodynamik hinwiesen, führten meist zu erheblichen Rückschleifen, bzw. starken Einschneidungen. Das Fahrwerk war meist davon betroffen. FEM-Analysen, die in Patran/Nastran [m-11] durchgeführt wurden, beschränkten sich auf die Hauptkomponenten. Der stete Wechsel zwischen CAD und FEM führte zum Datentransfer über die üblichen Standardschnittstellen und zum unweigerlichen Nachbearbeiten der Konturen in Patran. Ein Zyklus, der, wie im ‚realen Leben‘ auch zu erhöhtem Zeitaufwand geführt hat.

So leicht der Umgang mit CATIA V4 auch sein mag, so zeitintensiv wird die Arbeit mit diesem System, wenn viele verschiedene Bauteile auf engstem Raum miteinander in Beziehung gebracht werden müssen, selbst mit dafür geeigneten Methodiken.

Modelländerungen in CATIA V4

Bei der Modellbildung des Senkrechtstarters wurde der Einfachheit die Detailtiefe der Modelle weiter reduziert. Der Grund lag im zunächst geringen Wissen um die VTOL-Antriebsmodalität wie auch in der äußerst zeitintensiven Änderung der einzelnen Bauteile. Auch wurden weder detaillierte aerodynamische Berechnungen, noch FEM-Analysen für die Senkrechtstarter durchgeführt.

Das alleinige Ändern der Baugruppen und Systeme war, bedingt durch das sehr kleine Flugzeug nahezu genauso zeitintensiv, wie das Entwickeln der Bauteile selbst. Würde es sich hier um ein großzügig bemessenes Fluggerät handeln, wäre eine Modifikation sicherlich leichter und schneller verlaufen.

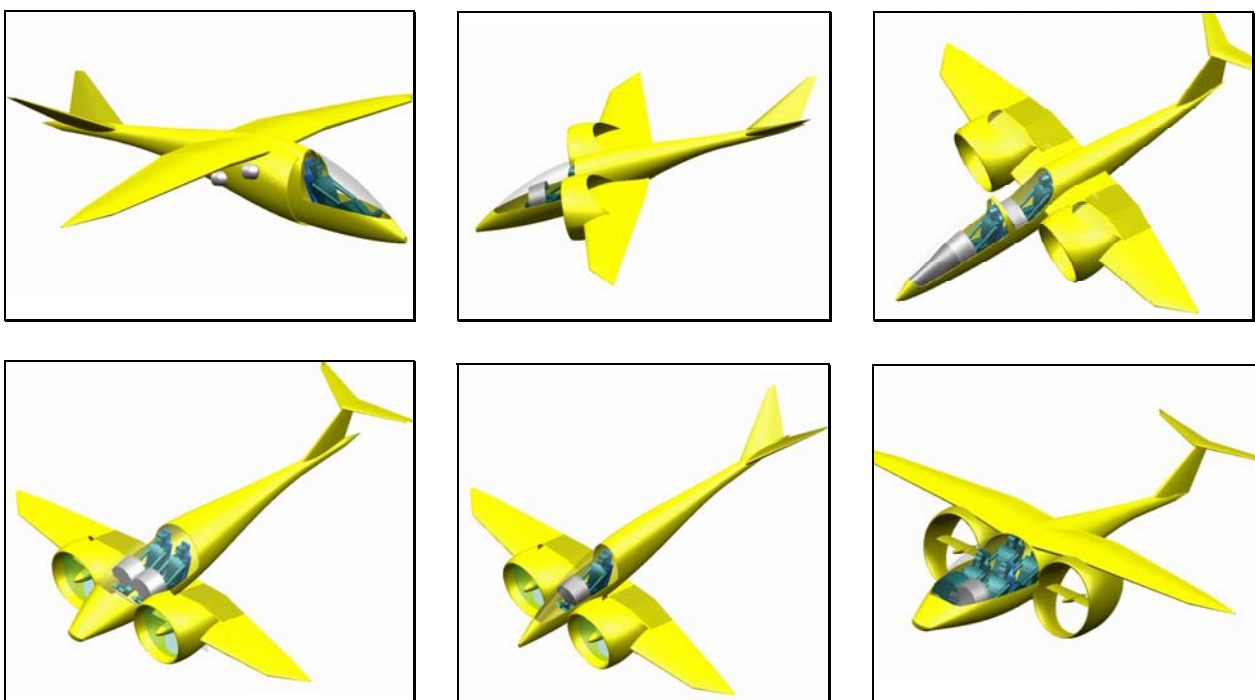


Abbildung 64: VTOL-Flugzeugvarianten, erzeugt in CATIA V4

Abbildung 64 zeigt einige der insgesamt 25 unterschiedlichen Fluggeräte, die sicherlich niemals dieses Entwurfstadium überschreiten werden. Zu erkennen ist hier, dass immer wieder bekannte Elemente, wie die Flügel, Leitwerke, Mantelantriebe oder die Gestaltung des Innenraumes auftauchen. Eine Modifikation des Mantels alleine, führte zu einer ganzen Reihe an Modifikation, die an diesen Elementen jedes Mal von ‚Hand‘ durchgeführt werden mussten, so dass diese vermeidlich kleinen Änderungen ebenfalls sehr zeitintensiv wurden. Auf die Systeme, den Antrieb und das Fahrwerk wurde deshalb, bedingt durch die langwierige Änderungsarbeiten, vollständig verzichtet.

In diesem, mehrere Monate umfassenden Unterfangen, konnten jedoch an diesen Modellen zu Anfang dieser Dissertation die grundsätzlichen Zusammenhänge und die für den parametrisierten Entwurf benötigten Methodiken und Vorgehensweisen erarbeitet werden und die in der in Abschnitt 4 gezeigten Weise in CATIA V4 so wohl kaum umsetzbar sind.

5.2. Generierung einer virtuellen Produktpalette in CATIA V5

Das durch die CAD-Entwicklung und Schnittstellenprogrammierung entstandene Entwicklungssystem ermöglicht eine große Bandbreite an Flugzeugmodifikationen.

Abbildung 65 zeigt Beispieltypen durch simple Änderung der Parameter über die Schnittstelle PR. Abbildung 66 den Versuch, einen Kleinjet über die **Master Line** des Typs 6C zu entwerfen. Hier wären lediglich die Scheiben zu ändern sowie Türen und Gondeln hinzuzufügen um daraus ein Verkehrsflugzeug entstehen zu lassen.

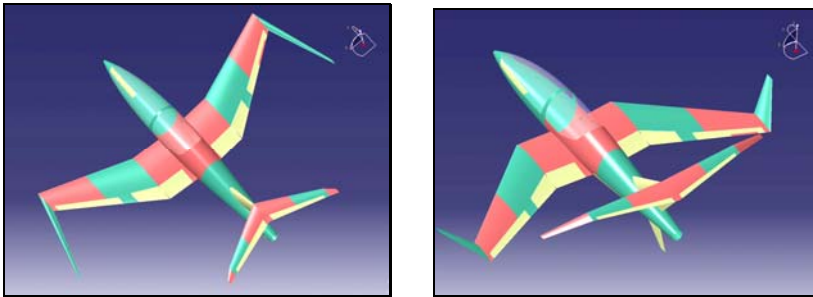


Abbildung 65: Beispielhafte Flügelmanipulation des Typs 6C

Sicherlich etwas unkonventionell: Die in Abbildung 67 gezeigten Modelle des Typs 7D; diese Bilder sind während der Testphase der Parameterüberprüfung entstanden. Änderungen dieser Art wurden in an der **Master Line** zur Prüfung der Parametersteuerung unzählige Male durchgeführt.

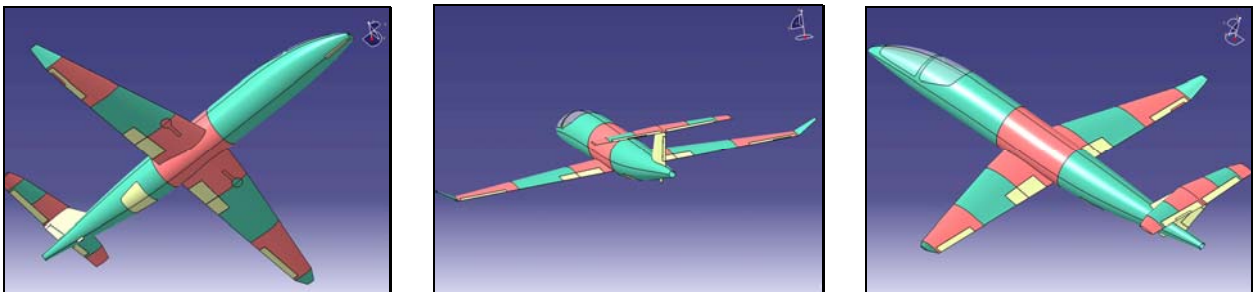


Abbildung 66: Darstellung eines Verkehrsflugzeugs mit 18 m Spannweite

Weiterhin lassen sich aus dem Typ, ohne zusätzliche Modifikation, weitere geometrische Formen generieren, die aus dem Typ 6C einen Nurflügler mitsamt seiner ganzen Aerodynamik entstehen lassen.

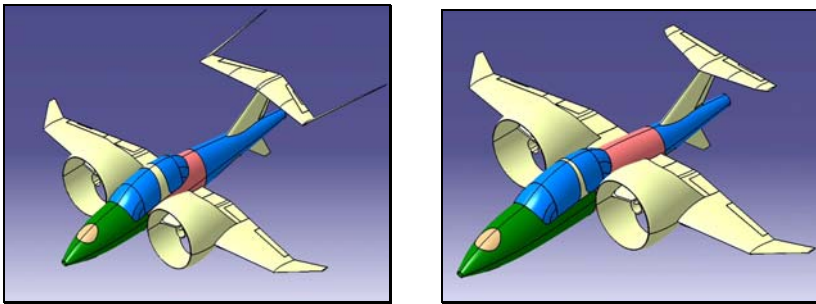


Abbildung 67: Modifizierte Master Line des Typs 7D

Durch simple Änderung der Rumpf- und Flügelwerte entstehen auch Formen, wie in Abbildung 68 links zu erkennen: Der Flügel ragt tief in das Cockpit hinein. Eine solche Geometrieverletzung ist natürlich nicht sinnvoll und wird demzufolge durch die Schnittstelle Pegasus Rebell abgefragt. Sollte dies jedoch gewollt sein, so kann mit diesen Werten als Startpunkt ein neuer Typ entwickelt werden, bei dem diese Verletzungen geometrisch – d. h. im CAD-System – aufzulösen sind. Auf diese Weise entstand auch der Typ 7D, der durch den Einbau des unkonventionellen Antriebs Modifikationen an Rumpf, Cockpit und Flügel erfuhr.

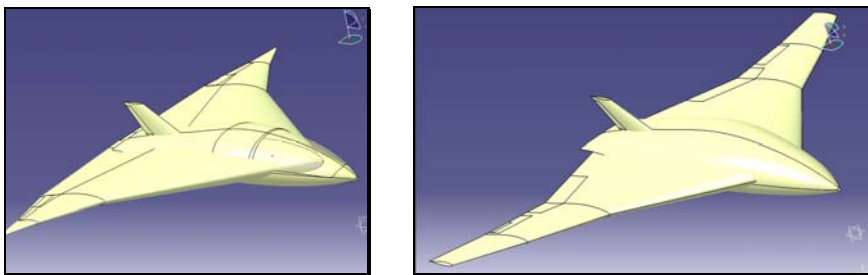


Abbildung 68: Modifizierte Master Line, links mit Strukturverletzung, Quelle: Tholl [t-1]

Es ist kaum vorstellbar, dass eine derartige Bandbreite möglich zu sein scheint; vergegenwärtigt man sich jedoch, dass die Ähnlichkeiten nach wie vor gegeben sind, so sind diese Gebilde eine logische Konsequenz aus der hier vorgestellten Parametrisierung. Im Vergleich zur nahezu klassisch anmutenden Entwicklungsmethodik in CATIA V4 sind diese Gebilde in Minuten aus der bestehenden **Master Line** erzeugt worden.

5.2.1. Pegasus Rebell 6C

Die Struktur des Typs 6C01 wurde, wie in Abschnitt 4 erläutert, entworfen und anschließend über seine Parameter angepasst. Abbildung 69 zeigt das vollständige Fluggerät inklusive sämtlicher entworfener Systeme und Geräte. Für die Fertigungsuntersuchungen wurden zudem 60 Negativwerkzeuge und cirka 220 einfache Bauteil- und Gruppenzeichnungen erstellt (siehe auch Abbildung 22 und Abbildung 58).

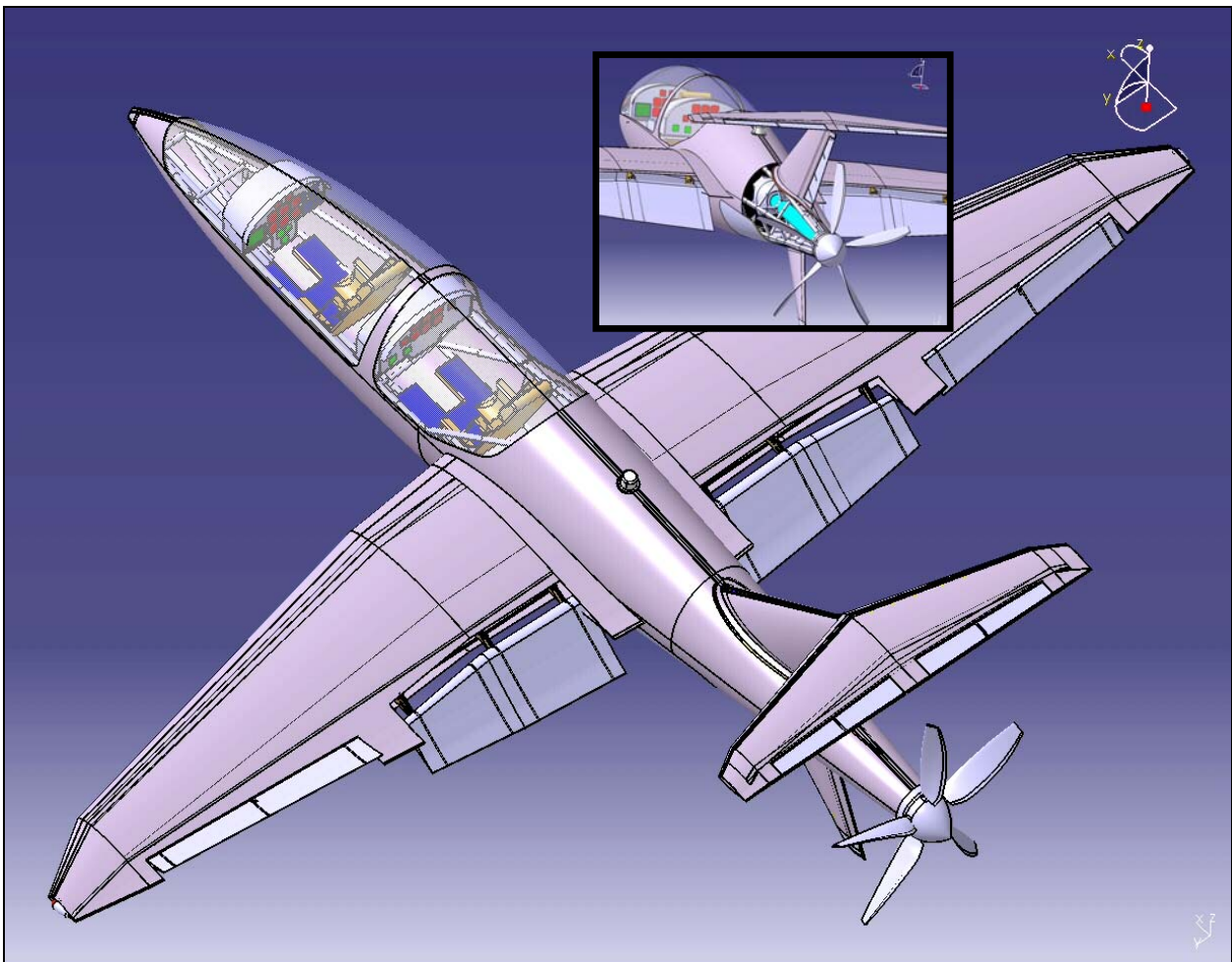


Abbildung 69: Gesamtprodukt Pegasus Rebel 6C01

Der nennenswerte Vorteil, der sich aus der Manipulierbarkeit ergibt, ist durch Abbildung 70 zu erkennen. Der Typ 6C02 symbolisiert einen viersitzigen Flugzeug mit alternativem Antrieb. Als Modifikationen, die von Hand durchgeführt werden mussten, gelten lediglich die Sitzbank und der getauschte Verbrennungsmotor (vergleiche Abbildung 50 und Abbildung 52).

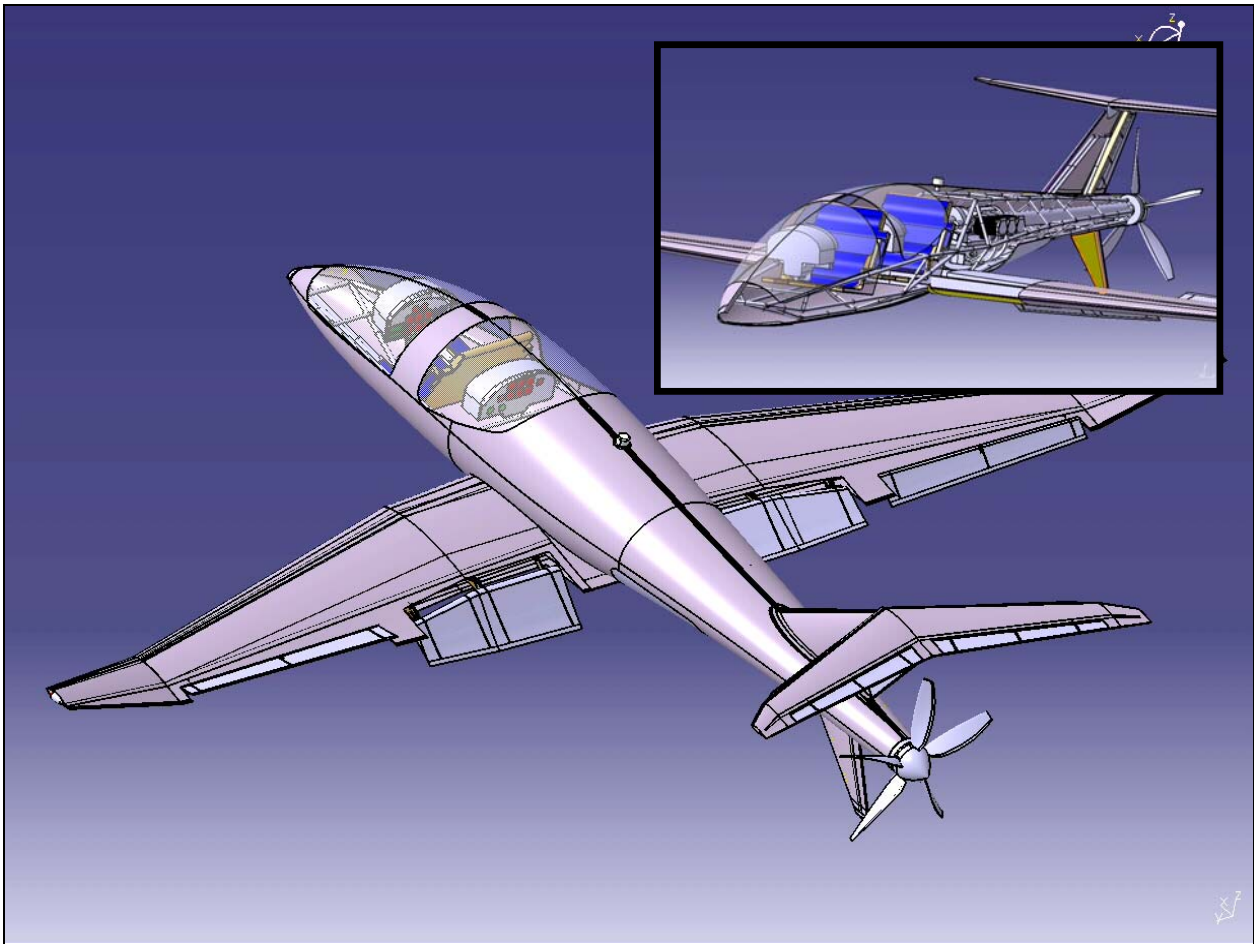


Abbildung 70: Die 6C02 symbolisiert einen Viersitzer mit Standardantriebsaggregat und verbreitertem Rumpf

Kollisionen und Ungereimtheiten, die sich durch die unterschiedlichen Randbedingungen zwangsweise ergeben, wurden mit Hilfe der Kollisionsbetrachtung erfasst und beurteilt. Das Ergebnis dieser Beurteilung kann in die Steuerung der Schnittstelle Pegasus Rebell oder konstruktiv abhängige Parametrisierung einfließen, so dass dieser Umstand bei weiteren Modifikationen der **Master Line** bzw. der Flugmission Berücksichtigung findet.

Durch diese Vorgehensweise kann z. B. verhindert werden, dass ein Rumpf zu klein für die Integration der Systeme konzipiert wird; die Systeme erreichen dadurch eine gewisse Entwurfsdominanz.

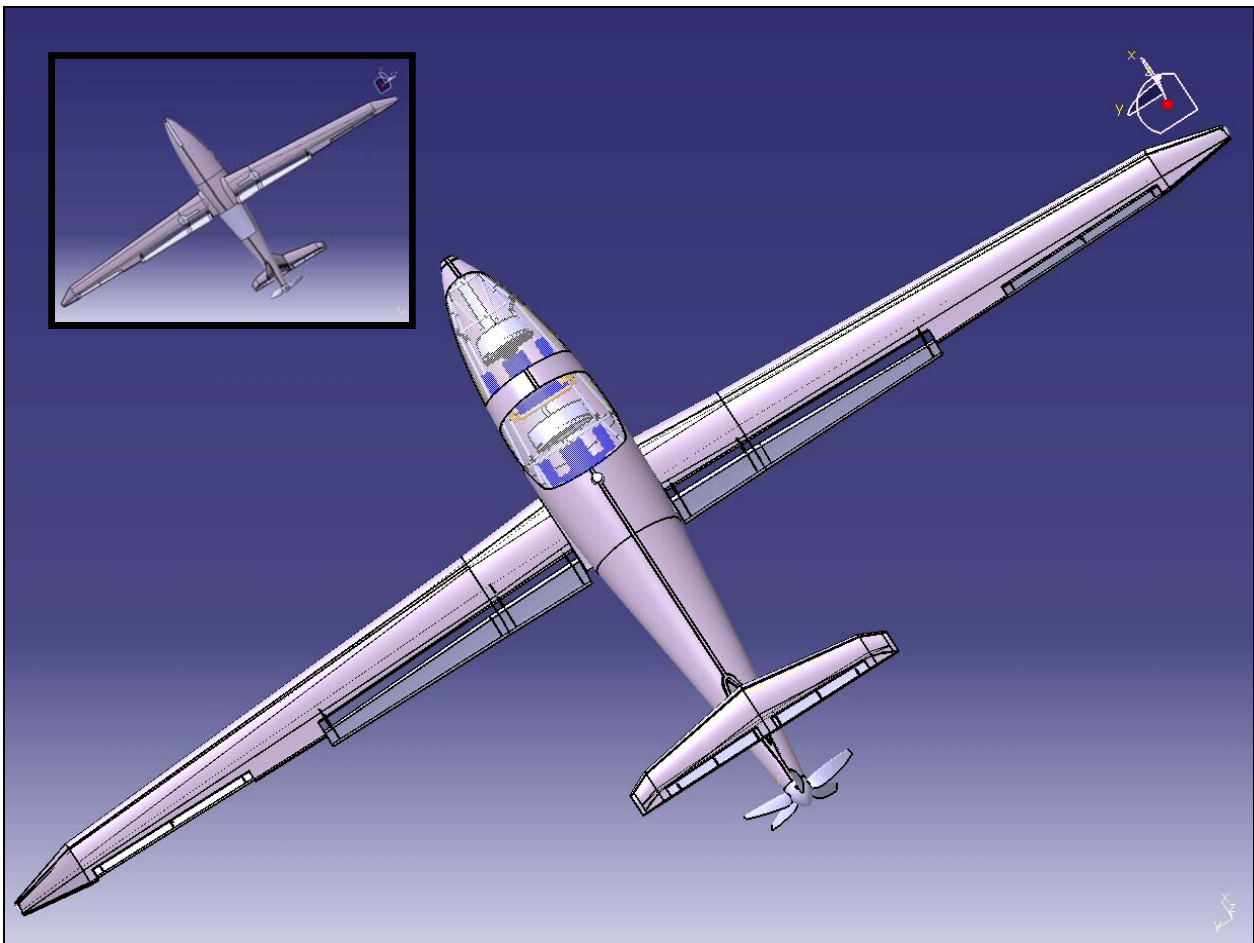


Abbildung 71: Eine 4-sitzige Variante mit gestrecktem Flügel, die Pegasus Rebell 6C03

Weitere gerechnete Varianten des Typs 6C sind in Abbildung 71 sowie Abbildung 72 zu sehen. Die taillierte Form des Typs 6C04 ist durch das größere Bauvolumen des alternativen Antriebs begründet. Inklusiv aller zur Verfügung stehenden Zeichnungen wurde für jeden der gezeigten Varianten nicht mehr als ein Tag zur Berechnung und evt. Fehlerbehebung benötigt. Bei beiden Varianten musste kein nennenswerter Änderungsaufwand getrieben werden.

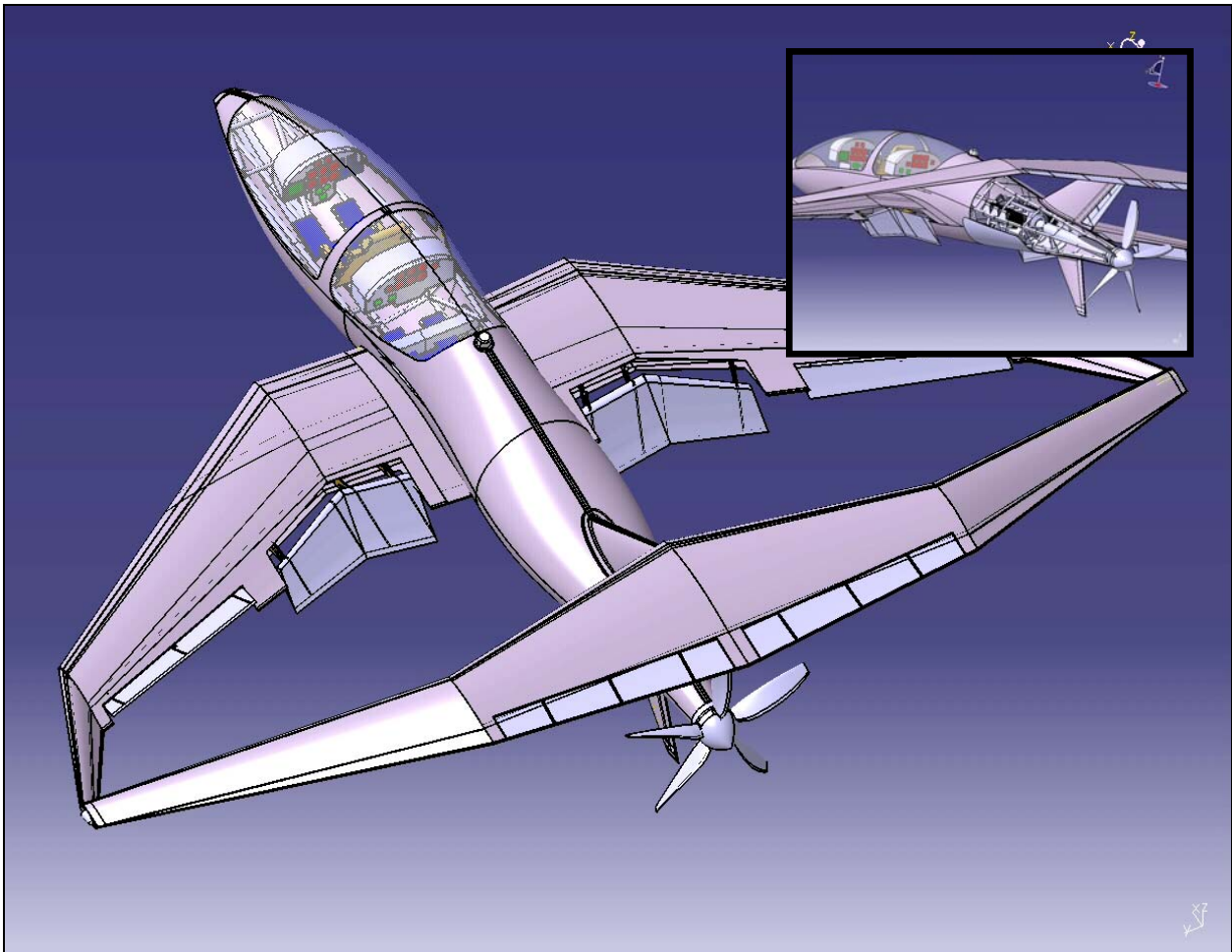


Abbildung 72: Unkonventioneller Ansatz, die Pegasus Rebell 6C04

5.2.2. Pegasus Rebell 7D

Wurden in der Vergangenheit Fluggeräte wie ein Senkrechtstarter entwickelt, so wurde stets die Senkrechtstart- und Landeeigenschaft als Hauptkriterium herangezogen und ein Großteil des Fluggerätes daraufhin ausgelegt. Das Ergebnis war meist versuchabhängig (wie z. B. beim VTOL C450 [r-5]).

Teilt man das Hauptproblem, welches die Ursache für diverse Systemanpassungen ist, vom restlichen Fluggerät und betrachtet beide Problemstellungen unabhängig voneinander, so kann man am Beispiel des Senkrechtstarters folgende Änderung der Randbedingungen erkennen:

Das Fluggerät mit besonderem Anspruch an Senkrechtstart- und Landeeigenschaften wird durch ein konventionelles Fluggerät mit normalen horizontalen Start- und Landeeigenschaften ersetzt.

Das HTOL kann anhand der FAR/JAR 23 in diesem Fall mit hohem Anspruch an Reisegeschwindigkeit, Steigvermögen und Kunstflugtauglichkeit [b-7] ausgelegt werden.

Durch die anschließende Zusammenführung entstehen konstruktive Schwierigkeiten, die nun anhand der verschiedenen Randbedingungen bewertet werden können. Lösungsmöglichkeiten für

die Integrationen können hierbei zu erstaunlichen konstruktiven Neuerungen führen, da die Geometrien variabel sind. Durch Variation verschiedener Antriebssysteme mit dem HTOL entsteht eine ganze Produktpalette, welche die Änderungen, das Flugverhalten und das unternehmerische Risiko transparent werden lassen.

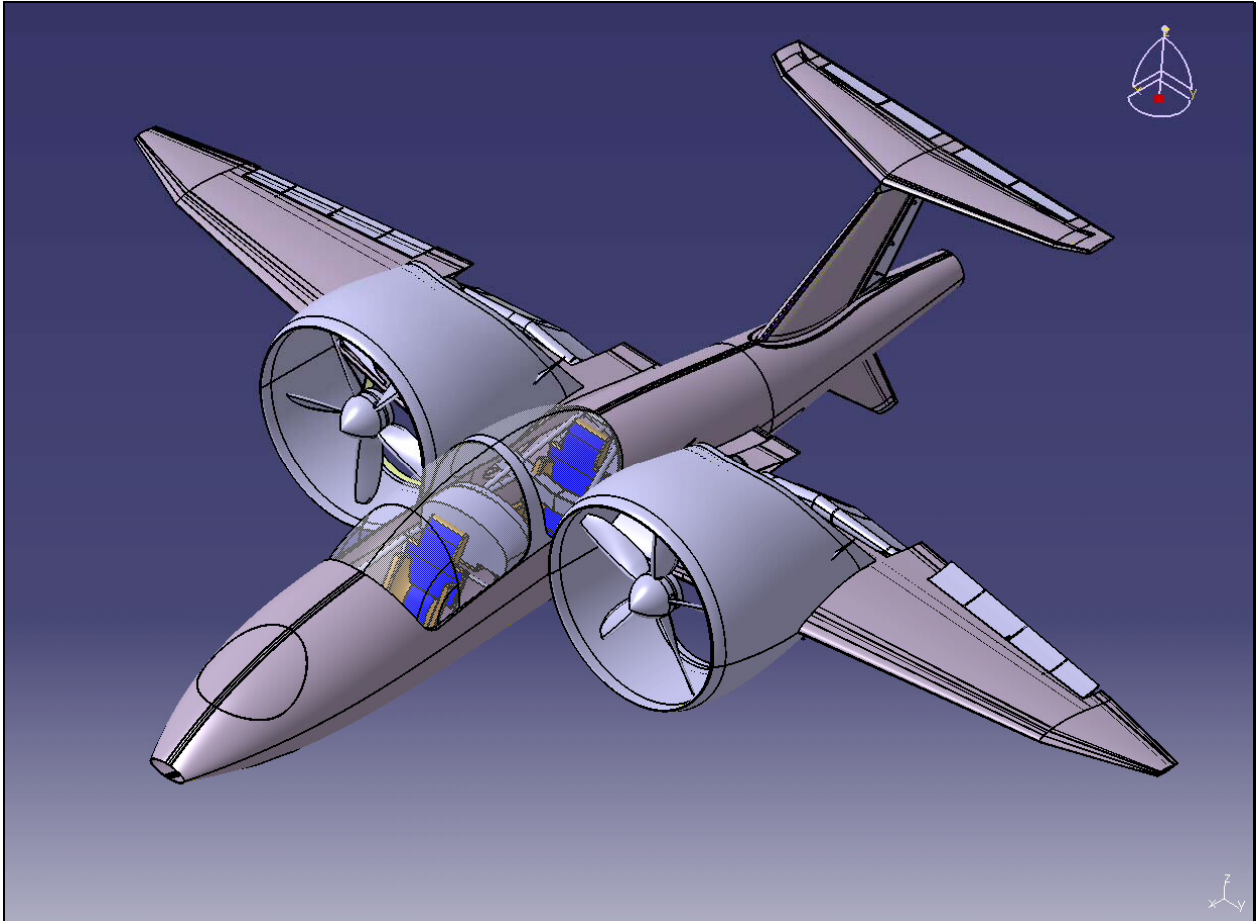


Abbildung 73: Pegasus Rebell 7D01

Der Typ 7D (Abbildung 73) lässt erkennen, dass der Flügel wie auch beim HTOL nach genau derselben Anforderung auszulegen ist. Lediglich die Propellerkräfte fordern eine stärkere Flügelwurzel.

Zur Verifizierung der mathematischen Ergebnisse von Leetsch wurden Flugversuche und Bodentests mit dem Antriebskonzept im Maßstab 1:6 von Dietz, Fink und Kittmann durchgeführt. Die Neudefinition eines Stabilitätsverhaltens für den Schwebeflug wurde hieran erarbeitet und in das mathematische Modell von Leetsch eingebaut. Abbildung 74 zeigt eine Aufnahme eines Schwebefluges des ersten Demonstrators.

Die Änderungen an den Systemen jedoch waren verschwindend gering, da durch die nachträgliche Änderung der Flugmission lediglich die Kurzstart- und Landeeigenschaft hinzukam, die die meisten Geräte ohnehin nicht berücksichtigen. Systeme, wie die Steuerung, allerdings bekamen hierdurch zusätzliche Aufgaben, die sich leicht in das bestehende System des HTOL integrieren lassen (siehe Kaufmann und Marovic).

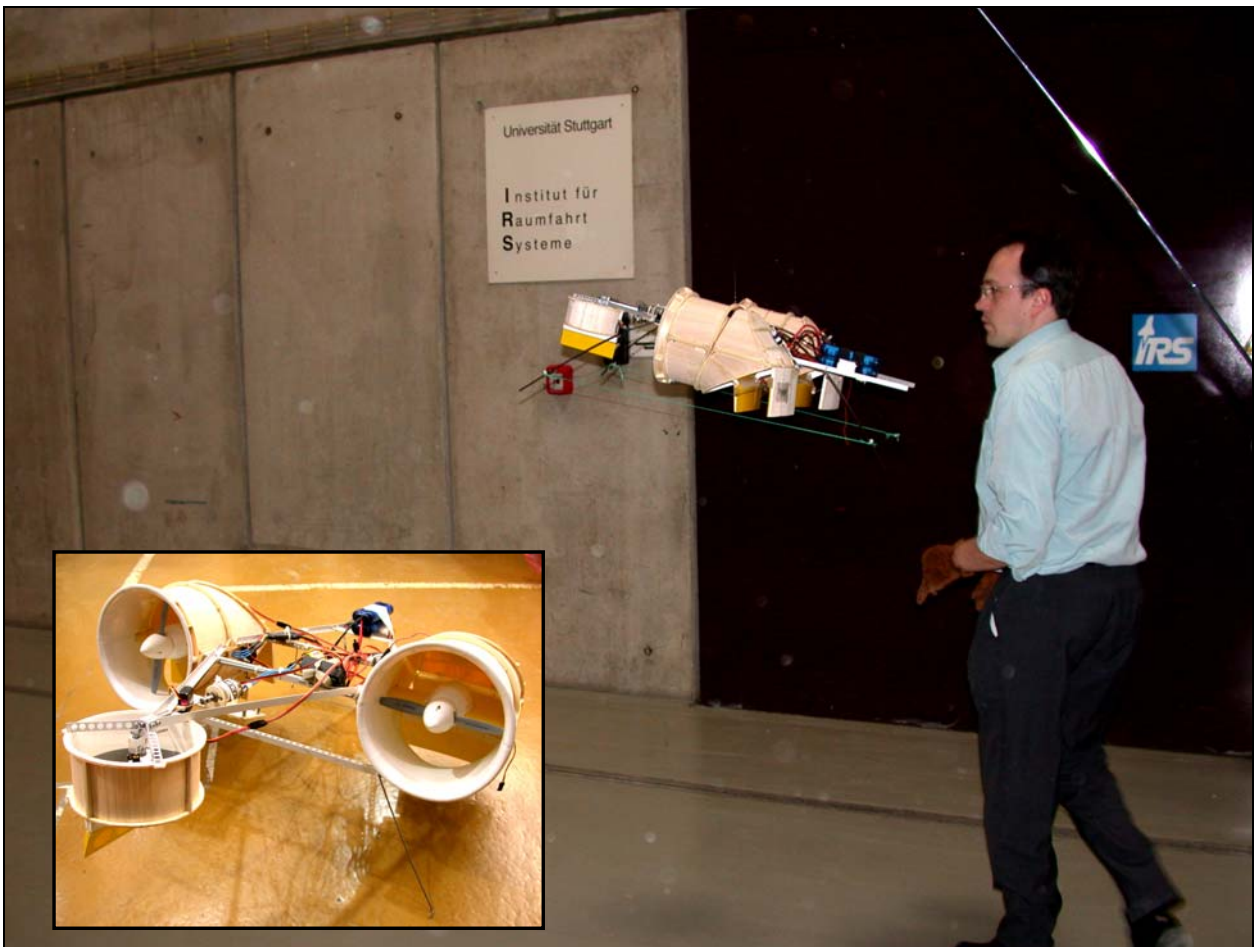


Abbildung 74: Modellaufbau und Schwebeflug des VTOL-Antriebskonzepts

Da Triebwerke meist separat entwickelt werden, bei Sportflugzeugen sogar unabhängig vom Fluggerät zu zertifizieren sind, erweist sich das Vorgehen der Trennung in diesem Fall ohnehin als sinnvoll.

5.3. Geschätzter Zeitaufwand für die Konstruktion

Nimmt man den oben erläuterten CATIA V4-Entwurf als Referenz und lässt man den Zeitaufwand für das Erarbeiten neuer Fehlermethodiken außer acht, so kann man den konstruktiven Entwurf des CATIA V5 Modells 6C in etwa als gleichwertig ansehen. Der durch die Konstrukteure in das Projekt eingebrachte höhere Parametrisierungsaufwand kann durch die sich daraus ergebende leichtere Modifizierbarkeit wieder ausgeglichen werden.

Die Entwicklung der Schnittstelle Pegasus Rebel, sowie die wissensbasierte Steuerung der **Master Line** dagegen hat unterdessen zusätzlichen Aufwand bedeutet; ganz abgesehen von der Flugphysik.

Die parallele Entwicklung des Antriebs für den Senkrechtstarter war um ein Vielfaches detaillierter als es bei den CATIA V4-Entwürfen angestrebt war. So bleibt lediglich eine grobe Schätzung, die im Nachhinein für den reinen Konstruktionsaufwand dieses Projekt gegeben werden soll:

Geht man von einer gleichwertigen Konstruktion aus, so kann, bedingt durch die Qualität der jeweils eingesetzten Methodiken kein nennenswerter Unterschied bei einem einmaligen Entwurf festgestellt werden. Die Zeiten für den Entwurf konnten, bedingt durch die bessere Parallelisierung der einzelnen Abläufe deutlich komprimiert werden. Durch die Synchronisation, die durch die externen Schnittstellen angesprochen wird, konnten stets mehrere Konstrukteure gleichzeitig an denselben Baugruppen arbeiten.

Für die Entwicklung des Typen 7D konnte ein erheblicher Zeitgewinn festgestellt werden, da hier für bereits bestehende Komponenten wie das Cockpit, die Avionik, Teile des Rumpfes, Rahmenträgers, Flügels und des Leitwerks genutzt werden konnten; wenn Teile neu modelliert werden mussten, so konnte man sich zumindest an den Bestehenden orientieren bzw. darauf aufbauen.

Als nachteilig erwies sich der Zeitaufwand, der für die Methodik der Implementierung des Antriebs aufgebracht werden musste.

Werden gar ungeeignete Methodiken angewandt, so kann der Aufwand deutlich ansteigen. Mehr noch, falsche Parametrierungsphilosophien können die Flexibilität der Konstruktion sowie der Entwicklung sehr stark einschränken oder gar unmöglich machen. Das sich daraus ergebende Wirrwarr kann meist nur noch durch komplette oder teilweise Neukonstruktion betreffender Baugruppen entknotet werden.

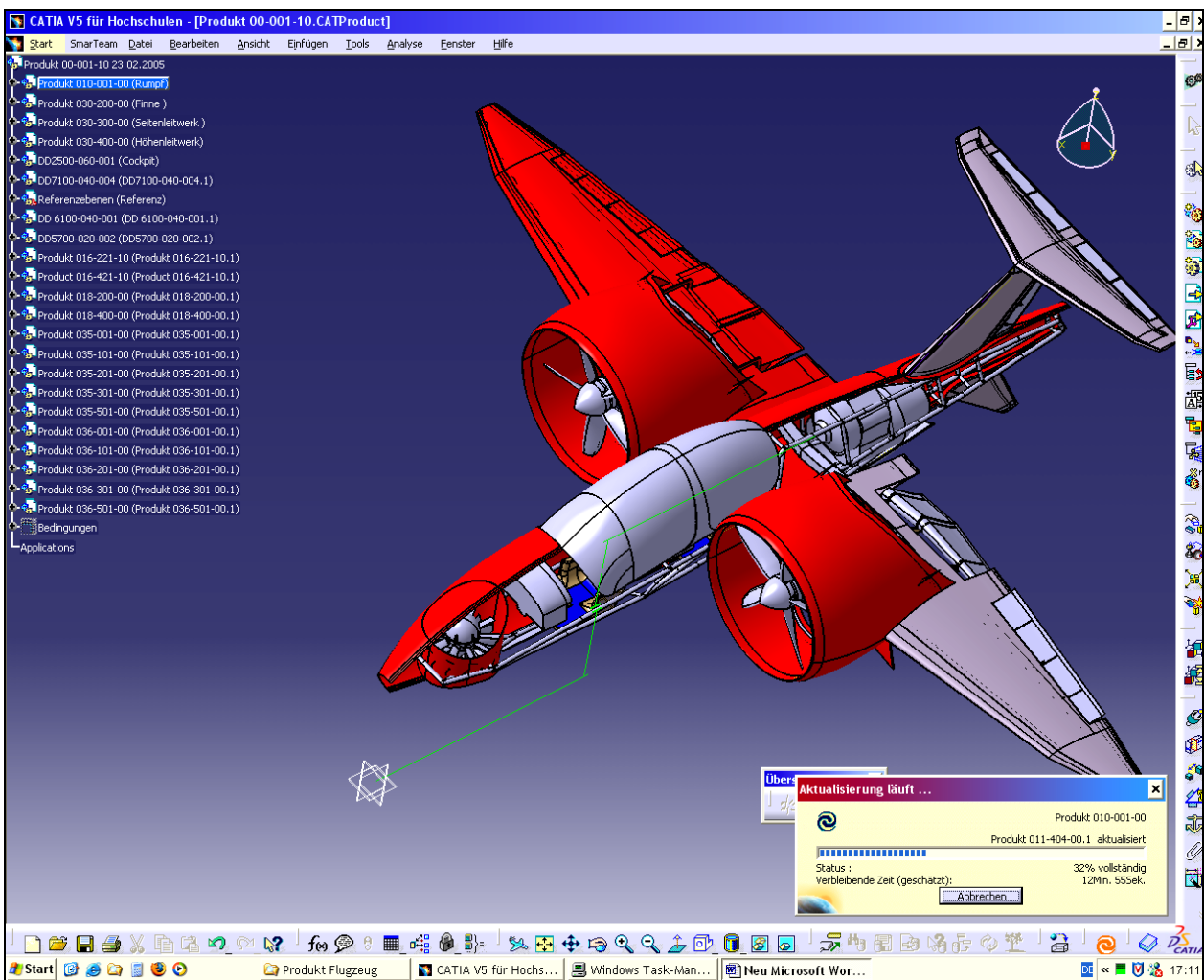


Abbildung 75: Aktualisierung der parametrisierten Konfiguration Pegasus Rebel 6C02

Der eigentliche Vorteil der Parametrisierung zeigte sich beeindruckend bei der Variantenentwicklung. Durch simples Manipulieren der wesentlichen Parameter über die Schnittstelle Pegasus Rebel konnte eine neue Variante an nur einem einzigen Tag entworfen werden. Dabei wurden sämtliche Teile automatisch und interaktiv aktualisiert (Abbildung 75). Die Zeichnungsaktualisierung aller zum gegenwärtigen Zeitpunkt vorhandenen Baugruppen und Einzelteilzeichnungen, wurde ebenfalls durchgeführt (siehe Abbildung 76); Zeitaufwand hierfür etwa eine Stunde. Der Arbeitsaufwand für den Konstrukteur beschränkte sich auf wenige Stunden für den Entwurf des Typs 6C02.

Die Erstellung der ersten FEM-Analyse brachte keinerlei zeitliche Vorteile. Im Gegenteil: Durch die Verknüpfung mit der Struktur muss hier ebenfalls ein erhöhter Aufwand für den Typ 6C01 kalkuliert werden. Alle drauffolgenden Analysen lassen sich aber mit einem Zeitaufwand von wenigen Stunden bemessen, je nach Änderungsgrad. Bedenkt man die häufigen konstruktiven Änderungen, die innerhalb einer Entwicklung nicht zuletzt aufgrund der FEM-Ergebnisse durchgeführt werden, so wird der sich daraus ergebende Geschwindigkeitsvorteil schnell deutlich.

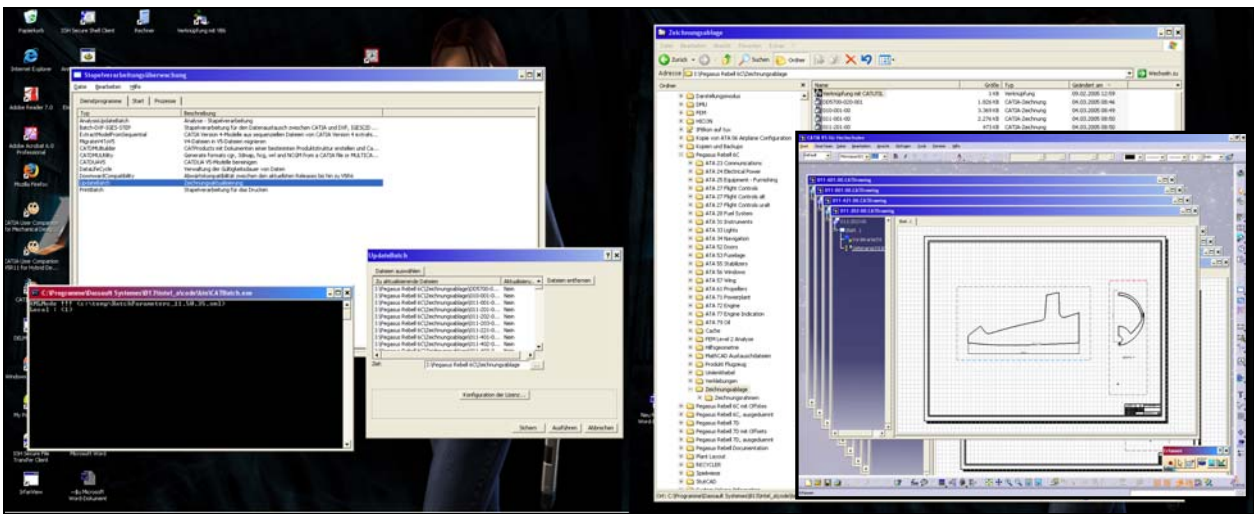


Abbildung 76: Zeichnungserstellung und Aktualisierung

Für die weiteren hier aufgeführten Entwürfe 6C03 und 6C04 wurde ebenfalls lediglich ein Tag für die Modifikation der Struktur aufgewendet.

Zu Ende des Projekts wurden die **Master Line** wie auch die Hilfsgeometrien aus Testgründen nochmals komplett überarbeitet. Es sollte untersucht werden, ob sich die Variabilität der **Master Line** wesentlich steigern ließ, ohne dabei große Wiederholschleifen oder gar Neukonstruktionen hervorzurufen. So wurde z. B. der Antrieb des Typs 7D für den Entwurf größerer Flugzeuge stark flexibilisiert oder für den Flügel eine negative Pfeilung in einem Arbeitsaufwand von einigen Wochen durch Änderung der **Master Line** und der betreffenden Hilfsgeometrien des Typs ermöglicht. Die anschließenden Reparaturen, die an der Struktur des Typs 7D durchzuführen waren, beschränkten sich dabei lediglich auf wenige Stunden; ein unerwartet gutes Ergebnis. Der Umgang selbst mit derart komplexen Strukturen erschien relativ leicht, da der Konstrukteur durch die immer wiederkehrenden Methodiken stetig vertrauter mit der Thematik wird. Im Vergleich zu den CATIA V4-Entwürfen führten die Reparaturen schließlich zu kontinuierlich robuster werdenden und durchdachteren Konstruktionen. Ein Umstand der nicht zuletzt zu wachsendem Unternehmenswissen führen kann.

5.4. Parametrisierung in der Fertigung

Durch die Abhängigkeit der Werkzeuge von der Struktur (Level 2) bzw. der **Master Line** (Level 1) kann eine frühe Modellierung der Prozesse durchgeführt werden.

Werden die Fertigungswerkzeuge im frühen Stadium erzeugt, so kann bereits in der Definitionsphase der Struktur ein Wissenstransfer zwischen Produktion und Konstruktion entstehen. Ändert sich die Flugzeugkontur, so ändern sich die davon betroffenen Fertigungswerkzeuge und -schritte innerhalb ihrer eigenen Grenzen automatisch mit. Ein Punkt, der die Kundenbelange mit den Anforderungen der Produktion in Einklang zu bringen hilft. Dies fördert nicht nur ein preisgünstiges Produkt sondern auch dessen Qualität.

So hilft z. B. das Wissen um die maximale Größe von Bauteilen, die Kosten, welche durch ihre Produktion entstehen, einzuschätzen. Dadurch kann die Frage, ob die Produktionsstätte vergrößert,

neue Maschinen beschafft werden sollen, oder zusätzlicher Stauraum für Werkzeuge benötigt wird, leichter, sicherer und vor allem schneller abgeschätzt werden. Wird diese Bewertung zusätzlich von den für diese Aufgaben Verantwortlichen, in diesem Falle den Fertigungsplanern selbst getätigt, so ist das Wissen bereits im Entwurf auf neuestem Stand. Fertigungsplaner können sich bereits frühzeitig auf Umbaumaßnahmen einstellen bzw. an ihrer Gestaltung teilhaben. Wissen, welches normalerweise erst zum Zeitpunkt der Übergabe an die Fertigungsplaner freigesetzt wird, kann nun zum frühestmöglichen Zeitpunkt im Entwurf abgerufen werden. Dieser Zuwachs an Wissen im Entwurfsstadium bietet nicht nur einen besseren Überblick über das Projekt, er bindet gleichermaßen die verschiedenen Gruppen an die bevorstehende Aufgabe und steigert damit nicht zuletzt die Motivation der teilhabenden Parteien eines Unternehmens, da sie nun vielleicht längst fällige Aufgaben im Vorfeld einbringen und diskutieren können.

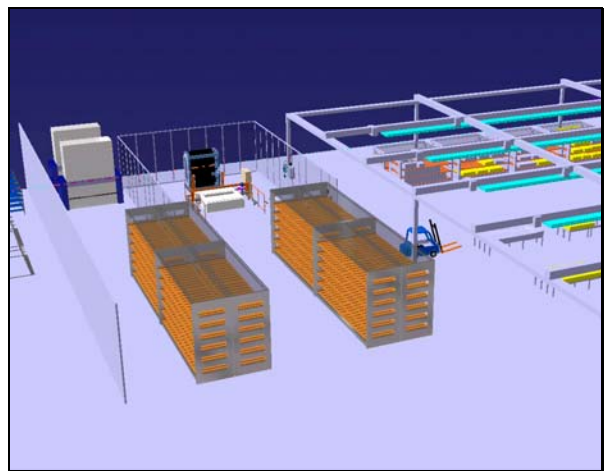
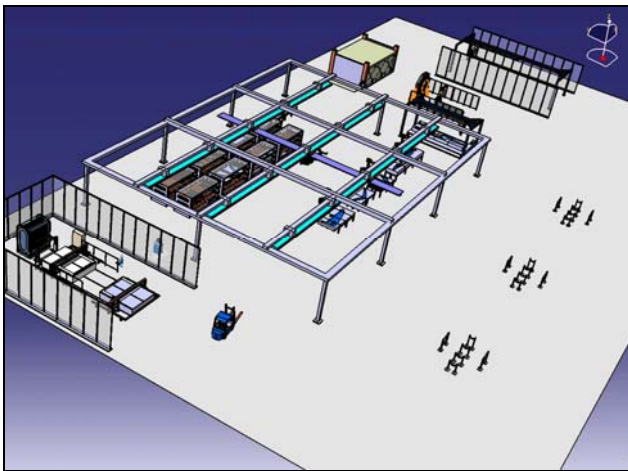


Abbildung 77: Erstes Hallen-Layout links, aktuelle Situation rechts mit vergrößerter Lagermöglichkeit

Abbildung 77 zeigt die Modifikationen der Lagerstätte, die sich im Laufe des Projekts parallel zur Flugzeugentwicklung ergeben hat. Durch die leichte Modifikation der Negativwerkzeuge (siehe Abbildung 78) lassen sich aus einer Flugzeugentwicklung ganze Flugzeugfamilien fertigen. Dem hierfür notwendigen zusätzlichen Stauraum musste das aktuelle Hallen-Layout gerecht werden.

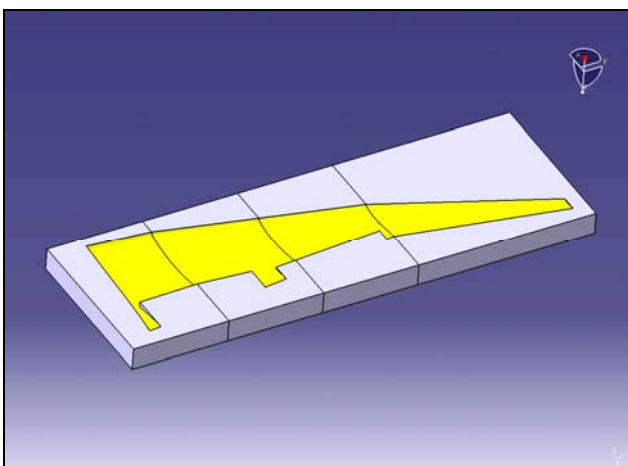


Abbildung 78: Durch die Parametrisierung modifiziertes Flügelnegativ

Im Rahmen universitärer Untersuchungen konnte der Vorteil des Wissens um die Fertigung im Systementwurf [r-13], [r-14] deutlich herausgestellt werden:

Studenten, die frei von Verfahrenszwängen eines Unternehmens sind, wurden mit dem Fertigungswissen um die Auslegung eines **Servo-Tabs** [s-4] und eines Verteilergetriebes [s-5] vertraut gemacht, ohne sie dabei auf ein entsprechendes Verfahren festzulegen. Das Ergebnis mehrerer hundert studentischer Arbeiten, welche über den Zeitraum von zwei bis drei Monaten angefertigt wurden, zeigt deutliche Tendenzen: Während in den vorangegangenen Konstruktionen hauptsächlich gerechnet wurde, verlagerte sich das Augenmerk auf das zu fertigende Design. Trotz gleichen, bzw. vergleichbaren Rechenweges und -aufwandes [r-15], [s-3] wurden mit der Zeit immer bessere Konstruktionsentwürfe entwickelt, welche eine erheblich geringere Streubreite aufzeigten. Dafür wurde mehr und mehr Wert auf praktische wie auch innovative Konstruktionen gelegt. Die Fehlerquote – vor allem beim Umgang mit Lagern und Dichtungen – sank erheblich. Als wesentlicher Punkt sei anzumerken, dass sich die meisten dieser Entwürfe auch fertigen ließen; für studentische Arbeiten in den niederen Semestern nicht ganz selbstverständlich.

5.5. Dokumentation und Systemauslegung im parametrisierten Flugzeugentwurf

Es konnte durch die Arbeiten von Lederbogen und Kempf gezeigt werden, dass eine frühe Systemauslegung durch die Nutzung skelettierter Dokumente ohne genaue Kenntnis der Flugzeuggeometrie leicht und schnell durchgeführt werden konnte. Sämtliche im Vorfeld entwickelten Geräte und Systeme sind im gegenwärtigen Stadium in die Typen 6C und 7D integriert. Dabei konnte durch die flexible **Master Line** Rücksicht auf deren Randbedingungen genommen werden, ohne empfindliche und in der Realität teure und zeitaufwendige Modifikationen durchführen zu müssen.

Im Entwurfsstadium konnten bereits Bauteile und Gruppen einbezogen werden, deren Entwicklung als abgeschlossen galt. Veränderliche Bauteile, wie die Außenhaut eines Fluggerätes, konnten direkt auf die Mission und auf die Produktions- und Fertigungsbelange angepasst werden.

Die Untersuchungen universitärer Ausarbeitungen diverser Fluggerätekonstruktionen, [s-6], [s-7], [s-8] zeigten zudem bei Zuhilfenahme hochwertiger CAD-Werkzeuge deutlich ein Verkümmern der zeichnerischen Darstellungsfähigkeiten, notwendige Informationen auf der abgeleiteten Zeichnung aufzuzeigen. Der Grund liegt wohl im Wissen um den 3D-Körper, von dem die Zeichnung abgeleitet wird. Der Konstrukteur unterscheidet meist nicht mehr zwischen den beiden Ebenen, da die Geräteintegration ebenfalls im 3D-Bereich stattfindet und der 3D-Körper dadurch für die Entwicklung und Integration immer dominanter wird.

Dabei ist es unerheblich, ob diese 3D-Körper in CATIA V4 bzw. V5, PRO/E (weiterführende Literatur [u-3], [p-2], [o-1]) oder anderen 3D-Werkzeugen wie z.B. SOLID EDGE [u-1] und MicroStation (weiterführende Literatur [k-14]) entworfen wurden.

Der Einsatz einer digitalen Unterschrift hält diesem Sachverhalt entgegen: Durch den Einsatz einer digitalen Unterschrift, wird es möglich, elektronische Daten in Dokumente überzuführen. Durch diesen Umstand sind die heutigen Papierdokumente nicht mehr notwendig. Der Vorteil liegt in der Reduktion der doppelten Datenpflege und deren Lenkung (siehe Abbildung 24); der Nachteil in den zusätzlichen Anforderungen hinsichtlich Datensicherheit der Datenbank. Datenbanken größerer Unternehmen erfüllen jedoch heute bereits diese hohen Standards und Funktionalitäten,

welche für den Einsatz einer elektronischen Dokumentensteuerung notwendig sind. Für kleinere Unternehmen, welche nicht auf den entsprechenden Standard zurückgreifen können, bedeutet dies einen entsprechenden finanziellen Aufwand.

Dreidimensionale Daten, wie CAD-Modelle, können durch die elektronische Unterschrift nun selbst zum Dokument werden und müssen nicht – wie heutzutage üblich – aufwendig durch zweidimensionale Dokumente beschrieben werden (vergleiche Abbildung 50).

Ein weiterer, wesentlicher Vorteil der elektronischen Dokumentenablage liegt in der globalen Verfügbarkeit innerhalb eines Unternehmensverbundes. Vorausgesetzt es steht ein Terminal im Zugriff auf die Datenablage zur Verfügung. Ebenso ist das Unterzeichnen an beliebiger Stelle von mehreren Personen zur gleichen Zeit möglich. Das elektronische Dokument muss nicht wie sein Pendant in Papier von einer Stelle zur anderen transportiert werden. Dieser Vorteil führt nicht nur zum schnelleren Abzeichnen der Unterlagen, sondern auch zu schnelleren Modifikationen am Dokument, da alle Parteien zeitgleich an verschiedenen Orten das Dokument auf Korrektheit prüfen können; eine Tatsache, welche einen beträchtlichen Geschwindigkeitsvorteil erbringt.

Der eindeutige Vorteil einer digitalen Dokumentenablage innerhalb eines Unternehmens liegt jedoch im Verzicht auf einer platzraubenden Papierablage sowie dem personellen Aufwand, der für die Lenkung von Papierdokumenten notwendig ist. Ebenso verringert sich die Archivgröße, da elektronische Dokumente auf erheblich kleinerem Raum aufbewahrt werden können.

Auch wenn der Aufbau der Produktstruktur außerhalb der PDM-Umgebung durchgeführt wurde, konnten durch die stricte Nummerkreisfestlegung ausgiebige Tests mit SmarTeam durchgeführt werden. Dabei zeigte sich, dass sowohl das Bauteil, als auch die Parameter, die in getrennten Dateien liegen, zuverlässig durch dieses PDM-System verwaltet werden. Der Aufbau der Struktur außerhalb lag lediglich an drei Gründen. Zum Einen stand es zum Zeitpunkt des Strukturaufbaus noch nicht zur Verfügung und zum Anderen sind Änderungen großer Strukturen, wie sie Abbildung 70, Abbildung 71 und Abbildung 72 zeigen, erheblich schneller durchzuführen. Drittens war es sicherer, Fehler an der Struktur ohne eine zusätzliche Software-Komponente zu lokalisieren und zu beheben.

5.6. Projektablauf

Wie in einem Projekt mit einer kleinen Gruppe von sechs bis acht Personen üblich, wurden von Beginn an wöchentliche Besprechungen durchgeführt. So konnte das Projekt geplant, koordiniert und auftretende Problemstellungen diskutiert werden. Zunächst war dies auch sehr sinnvoll, da eine große Anzahl neuer Aufgaben anstanden.

Nahezu zeitgleich zur **Master Line** wurde die Struktur aufgebaut. Durch die Etablierung einer grundlegenden Dokumentation wurden Cockpit, Avionik, konventioneller Antrieb und Beleuchtung ohne genaue Kenntnis der **Master Line** entworfen und anschließend mit ihr verknüpft. Die skelettierten Dokumente zeigten sich als äußerst hilfreich für eine frühe Systemauslegung zu einem Zeitpunkt, an dem die **Master Line** noch nicht definiert war. Auch die Aufteilung der Aufgaben in HTOL und VTOL erwies sich als sehr gut, da die Randbedingungen für den VTOL noch nicht feststanden. Dadurch konnte eine Definition gefunden werden, die sich bedingt durch die flexible **Master Line** leicht und schnell integrieren ließ.

Die Fabrikationshalle und die möglichen Fertigungsmethoden wurden unterdessen von Beginn des Projektes an etabliert und gaben so einen wesentlichen Aufschluss über die zu fertigenden Bauteile. Anschließend wurden die grundlegenden Werkzeuge anhand der **Master Line** aufgebaut. Zu diesem Zeitpunkt, an dem die Modellierung einzig auf empirischen Annahmen entstand, lag das Hauptaugenmerk auf der praktikablen Umsetzung der Bauteile. Parameter, die für eine spätere Modifikation benötigt wurden, konnten so häufig von den Konstrukteuren in Abstimmung untereinander und mit der Gruppe festgelegt werden. Es zeigte sich schnell, dass die Entwicklung im Vergleich zur CATIA V4-Variante, erheblich schneller und kompromissloser bewerkstelligt werden konnte; waren Maße, Lasten, Kinematiken noch nicht bekannt, so wurden sie sinngemäß parametrisiert und später modifiziert.

Da die Entwicklung von Projekt und VTOL-Antrieb parallel durchgeführt (siehe Abschnitt 3.1.1) wurden, mussten auch die mathematischen Aspekte parallel und synchron ablaufen. Zur Entscheidungsfindung und Verifizierung der Physik wurde zusätzlich ein Demonstrator gebaut (siehe Abbildung 74).

Die Programmierung der Pegasus Rebell-Schnittstelle erfolgte erst im Nachhinein, so dass die eigentlichen Parametrisierungsmöglichkeiten erst bei fortgeschrittenem Projekt getestet werden konnten. Dies zeigte sich als besonders vorteilhaft, da nun innerhalb kurzer Zeit auf Fehler der Parametrisierung und auf deren Behandlung eingegangen werden konnte. Besonders der Flügel, der zu diesem Zeitpunkt noch sehr unbeweglich war, konnte trotz seiner großen Zahl – mehrere Zehntausend, die aufgrund der Mehrfachreferenzierung zeitweilig auf über 4,5 Millionen Parameter anstiegen – innerhalb weniger Tage zu einem sehr flexiblen Gebilde umfunktioniert werden.

Für die Vereinigung von **Master Line** und VTOL-Antrieb wurde die **Master Line** des Typs 6C derart abgewandelt, dass die wesentlichen Merkmale des Antriebs integriert werden konnten. Da dies auf bereits bestehenden Geometrien basierte, konnte diese Arbeit in etwa einem Drittel der Zeit durchgeführt werden. Auch die Entwicklung der Struktur des Typs 7D erwies sich ebenfalls als reine Modifikation der Bestehenden des Typs 6C. Durch geeignete Methodiken gelang es, auch während der von diesem Zeitpunkt an parallel vorangetriebenen Entwicklung der Typen 6C und 7D, die Daten untereinander auszutauschen oder die Methodiken der einen Weiterentwicklung gleichfalls bei der anderen anzuwenden. Dies führte zur Strukturentwicklung der 7D in ebenfalls etwa einem Drittel der Zeit, lässt man die benötigte Zeit für die Behandlung fehlerhafter Methodiken außer Acht. Schließlich konnte nicht immer von Anfang an die richtige Methode für die richtige Problemstellung gefunden werden. (Einige Probleme, die durch fehlerhafte Methodiken aufgetaucht sind, konnten nur durch Neuentwicklung der Bauteile behoben werden.) Mit wachsendem Projekt stieg die Lernkurve jedoch stark an.

Überraschender Weise wurden die wöchentlichen Besprechungen zu Ende des Projektes immer unwesentlicher. Bis schließlich nur noch kurze zeitliche und planerische Absprachen durchgeführt wurden. Im Gegensatz zu der Vermutung, die dieses Projekt aufkommen lässt, tauchten im Verlauf stetig weniger Unwegsamkeiten oder Probleme auf. Die vertikalen Strukturen, die in Abschnitt 3.1 erläutert sind, schienen mit steter Verbesserung der Entwurfmethodiken immer besser zu funktionieren. Nachdem die Konstrukteure sich im Projekt zurechtgefunden, begannen sie von alleine, den Kontakt zu ihren Kollegen zu suchen und anstatt bei Änderungen immer neue Modelle zu entwerfen, wurden die bestehenden weiter vertieft. Diese Beobachtung könnte bildlich mit einem Baumwuchs verglichen werden. Ist ein gewisse Grundgerüst erreicht, so beginnen die Früchte gleichmäßig zu sprießen. Bewegungen der Äste werden von den Früchten entsprechend

quittiert. Die Wurzel des Baumes (unsere Schnittstelle) wächst mit der Größe des Baues. Oder anders ausgedrückt: Ab einer gewissen Projektgröße wird es immer leichter, sich in ‚seiner‘ Projektstruktur zurechtzufinden und neue Bauteile hinzuzufügen.

Nach Zusammenführen von Produktstruktur 6C und Antrieb zur Produktstruktur 7D konnte gezeigt werden, dass die Weiterentwicklung der Struktur 6C auf die 7D mit nur geringem Aufwand möglich ist. Waren Baugruppen, wie z. B. der Flügel starken Modifikationen unterzogen, so konnte, bedingt durch denselben Aufbau der Struktur, leicht und schnell eine Adaption beim Typ 7D vorgenommen werden.

Problematik einer parametrisierten Entwicklung

Gerade bei der Fragestellung in wie weit eine Parametrisierung durchgeführt werden sollte, war immer wieder der Projektverantwortliche gefordert. Es scheint wenig sinnvoll, alle Parameter zu steuern oder durch eine äußere Schnittstelle steuern zu lassen. Finanziell wäre ein solcher Aufwand in einem Unternehmen ohnehin wohl kaum vertretbar. Die Kunst des parametrisierten Projekts liegt dagegen in der sinnvollen Aufteilung und Zuweisung der Parameter. Einige werden gesteuert oder durch Regeln beaufschlagt, andere sind Funktionen oder in weiteren Abhängigkeiten entsprechend Abschnitt 4.1.2. Wie, wo und wann welche Wahl getroffen wird, hängt stark vom Bauteil, Projekt und seiner Zielsetzung ab.

Als sehr sinnvoll hat sich eine hier kurz erläuterte Methode herausgestellt: Durch entsprechende Schulung über ein interaktives Lernprogramm, **Companion** [i-4] genannt, oder die von Braun entwickelten Unterlagen [b-4] wurden die Gruppenmitglieder auf entsprechend gleichen Stand gebracht. Anschließend wurden vom Autor die für die bevorstehende Aufgaben notwendigen Methodiken und Parametrisierungstechniken erläutert. Die Art und Weise der jeweiligen Parametrisierungstiefe und -art wurde je nach Aufgabengebiet und Können vereinbart. Nach Abschluss entsprechender Aufgabenteile wurde vom Autor der Parametrisierung geprüft, evt. abgeändert bzw. weiter ausgebaut. Fehlerhafte Methodiken wurden in Zusammenarbeit mit den Konstrukteuren so abgeändert, dass sie zu robusteren Entwürfen führten.

In heutigen Unternehmen sind meist Zeichnungskontrolleure damit beauftragt, die in der Konstruktion erarbeiteten Zeichnungen auf Korrektheit zu prüfen. Nimmt man dies als Vergleich, so wäre in diesem Fall der Projektverantwortliche eine Art moderner Zeichnungskontrolleur. Nur mit dem Unterschied, dass er frühzeitig ebenso aktiv wie auch überblickend in das Projekt eingreift sowie die Fäden zwischen reiner Konstruktion und Parametrisierung spinnt.

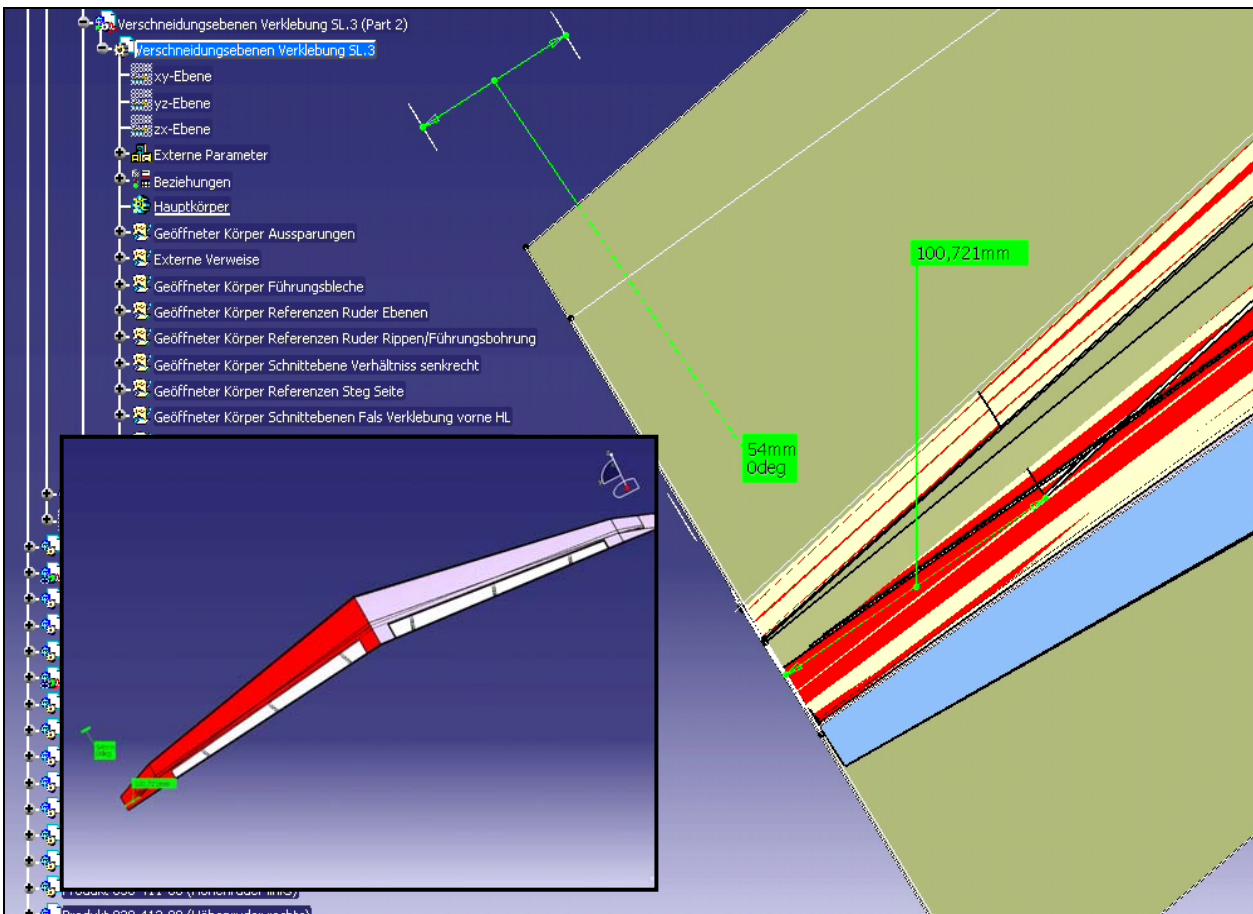


Abbildung 79: Konstruktive Festlegung der Parametrisierung

Abbildung 79 zeigt beispielsweise eine einfache, vom Konstrukteur festgelegte Bedingung, die die äußere Begrenzung des Faserverbundwerkstoffkerns repräsentiert; 54mm Abstand zur Außenkante hinsichtlich der Verklebung der Bauteile. So wie diese wurden von den Konstrukteuren dieses Projektes viele Randbedingungen gelegt, die spezielle Fertigungsbelange berücksichtigen sollen. Bei speziellen Änderungen der Parameter für das Leitwerk, führt dies zu einer nicht mehr aktualisierungsfähigen Kontur. Der Grund in Abbildung 79 ist die zu dünn werdende Endkante. Wird dieses Bauteil vom Konstrukteur inspiziert, so wird er feststellen, dass sich das Problem durch eine Modifikation des Abstandes auf etwa 100mm sein Problem lösen wird und ein neues aufwirft: Wie das ungestützte Fasergelege an dieser Stelle stabilisiert wird oder ob dies in diesem Falle noch ausreichend ist, wird nun er selbst evt. in Absprache mit seinen Kollegen entscheiden müssen (... nicht aber sein Computer!). Nach Lösen dieser Aufgabe kann das ‚neue‘ Leitwerk berechnet werden. Durch Methodiken dieser Art bleibt der Konstrukteur der Entscheidungsträger im Projekt; er ist es schließlich auch, der in einem Unternehmen die Modifikation zu unterzeichnet hat.

In den Projekten 6C und 7D sind viele solcher Entscheidungsparameter gesetzt, die vom Konstrukteur selbst zu modifizieren sind; bei vielen ist nicht zuletzt zusätzliche Arbeit zu leisten; es repräsentiert schließlich ein stetig wachsendes Projekt, dessen Ist-Zustand als Ausgangspunkt für etwas Neues angesehen werden kann.

Von der technischen Seite der Projektleitung eines solchen Projekts wird daher ein umfangreiches Wissen und zielgerichteter Weitblick gefordert. Wird das Projekt sich selbst überlassen, so können alle erarbeiteten Freiheiten schnell verloren gehen.

Leistungseinbuße durch Mehrfachreferenzierung

Das durch die Mehrfachreferenzierung (siehe Abbildung 25) sowohl der **Master Line** als auch diverser Hilfsgeometrien erzeugte Datenvolumen verursacht selbstverständlich eine Überhöhung des Speicher- und Rechenbedarfs. Zwar werden die Daten nur ein einziges Mal vom System geladen, jedoch in entsprechender Häufigkeit der Referenzierung dargestellt. Zur Feststellung dieses Mehraufkommens wurde die gesamte Projektstruktur des in Abbildung 69 gezeigten Typs 6C01 von der überflüssigen Mehrfachgeometrie gesäubert. Eine 60%ige Datenreduktion war die unmittelbare Folge. Der Grund hierfür ist in der äußerst detailgenauen Modellierung der Außenhaut, in der die einzelnen Faserschichten, Schäume, Schäftungen und Verklebungen (vergleiche Abbildung 48) nachgebildet wurden, zu sehen.

Dieses gesäuberte Produkt lässt zwar nur noch sehr eingeschränkt bearbeiten, kann aber ohne weitere Besorgnis einer Aktualisierung unterzogen werden. Ein Aspekt der Unternehmen zugute kommen könnte, die mit Partnern Daten austauschen möchten, ohne dabei das in das Modell eingefügte Wissen preiszugeben. So könnte der Motor, der in unserem Fall ein einfaches Modell mit fester Geometrievorgabe ist, eine solche gesäuberte Struktur sein.

Sicherlich lässt sich selbst ohne Parametrisierung eine solche Struktur nicht ohne zusätzliche Geometrie erzeugen. Nimmt man an, dass zumindest ein 10-20%iger Anteil an Flächengeometrie zum Erstellen der Struktur notwendig ist, so hätte man ein 40-50%iges Mehraufkommen an Daten gegenüber einer konventionellen Entwurfsstruktur.

Beim Typ 7D lag der Unterschied indes bei nur etwa 40% gegenüber der ausgedünnten Struktur. Der Grund ist in dem größeren Anteil an Geräten, die nicht direkt von der **Master Line** oder aufwendiger Hilfsgeometrie abhängig sind, zu finden. Wird auch hier von einem Mindestanteil an Zusatzgeometrie zur Erzeugung der Struktur ausgegangen, so verbleibt ein Datenmehraufkommen von etwa 20-30%.

Dies erscheint gering, da in den Fluggeräten eine nicht unerhebliche Anzahl von Formeln, Bedingungen und Regeln stecken. Zu diesem Zweck wurden die Parameter der Flügelhilfsgeometrie durch geeignete Umgestaltung mit nur geringer Einbusse an die Flexibilität um etwa 11000 Parameter und Formeln reduziert; für die Flügelstruktur selbst bedeutet dies aufgrund der Mehrfachreferenzierung eine Reduktion um circa 3 Millionen. Eine lediglich 5%ige Reduktion im Gesamtdatenaufkommen, aber auch ein deutlicher Geschwindigkeitsvorteil beim Ansprechverhalten der betreffenden Hilfsgeometrie, war die Folge.

6. Schlussbemerkung und Ausblick

Die durch die Industrie ständig geforderten Entwicklungszeitverkürzungen stoßen heute an die Grenzen der klassischen Entwicklungsphilosophien, nach denen Bauteil für Bauteil und System für System der Reihe nach entwickelt werden.

Ziel und Zweck dieser Arbeit war es, eine Möglichkeit zur weiteren Entwicklungszeitreduktion im Flugzeugbau zu finden, da hier, bedingt durch kleine Stückzahlen, die Entwicklung ein wesentlicher Kostenfaktor ist.

Eine Reduktion der Arbeitszeiten durch eine Parallelisierung der Aufgaben über die unterschiedlichsten Disziplinen einer Flugzeugentwicklung hinweg ist hierfür ein möglicher Ansatz, der in dieser Dissertation ausgearbeitet und getestet werden sollte. Die Parallelisierung der Disziplinen führte auf die Forderung relativer Daten, die durch eine Parametrisierung des Gesamtprojektes und unterschiedliche weitere Randbedingungen ausgedrückt werden konnte.

Es wurden somit nicht mehr feste Größen entwickelt, sondern Produkte, die sich in gewissen Grenzen verändern lassen.

Zur Definition dieser Produkte wurden die in der Luftfahrt gebräuchlichen Dokumente herangezogen. Zur Steuerung der veränderlichen Parameter wurde eine wissensbasierte Schnittstelle für das Gesamtprojekt sowie weitere wissensbasierte Schnittstellen für einzelne, in sich abgeschlossene Teilaufgaben, entworfen. Das Zusammenspiel zwischen Schnittstelle und CAD erwies sich dabei als völlig problemlos. Die sich daraus ergebenden Möglichkeiten sind jedoch beeindruckend. So ist es möglich, ganze Flugzeugfamilien auf der Basis eines entworfenen Fluggerätes in kürzester Zeit zu erstellen. Für Fluggeräte, die als Nischenprodukte gelten, ein sehr großer Vorteil, da der Entwicklungsaufwand für Varianten vernachlässigbar klein geworden ist. Zudem kann durch die bestehende Dokumentation die Qualifikation anhand des bereits bestehenden Typs abgeleitet werden.

Es konnte gezeigt werden, dass der parallele Entwurf die Entwicklungszeiten und Risiken deutlich senken kann, aber durch die notwendig werdende Parametrisierung auch nicht ‚erstickt‘. Ferner ließ sich zeigen, dass das Projekt selbst bei großer Datenmenge und Interaktion der einzelnen Disziplinen nicht ins Stocken gerät, sondern mit zunehmendem Entwicklungszeitpunkt im Umgang stetig einfacher in seiner Handhabung wurde.

Das Arbeiten auf Parametern führte somit zu einer engen Verknüpfung aller Disziplinen, die nicht zu aufwendig für einen Einsatz in einem Unternehmen gewählt wurden.

Die Aufteilung der Aufgabe in einen konventionellen und einen unkonventionellen Anteil ließ eine frühzeitige Systementwicklung und -integration zu, wobei Einfluss auf die Flugzeugkontur und damit auf die Flugmission genommen werden konnte; dies war selbst zu Ende des Projekts leicht durchzuführen. Die Abtrennung des Antriebs vom eigentlichen Flugzeugentwurf führte zu einer zeitgleichen Grundlagenentwicklung, die ebenfalls leicht ins Projekt eingefügt werden konnte. Dieser Aspekt lässt sich natürlich auch nutzen, aus den bestehenden Fluggeräten weitere Neuerungen zu kreieren; eine Neuerung kann dabei wie der unkonventionelle Aspekt dieser Arbeit gesehen werden.

Grundsätzlich erfordert die Entwicklung eines parametrisierten Projekts der Größenordnung, wie in dieser Arbeit aufgezeigt, große Sorgfalt, Planung und spezielles Fachwissen sowohl auf dem Gebiet der CAD-Techniken als auch auf dem Umfeld des zu entwickelnden Objekts.

Der Einsatz eines PDM-Systems im parametrisierten Projekt erwies sich als völlig unproblematisch, eine elektronische Signatur half dabei zusätzlich, eine auditierfähige Ordnung in das Projekt zu bekommen. Die Frage nach alten oder aktuellen Daten stellte sich alleine dadurch nicht mehr, dass keine Papierausdrucke und damit keine doppelte Datenverwaltung mehr zu Tragen kommt. Die teilautomatisierte Dokumentation hilft zudem, den aktuellen Stand transparent nachzuvollziehen.

Die Erkenntnisse dieser Arbeit im Bereich der parametrisierten Fertigung werden bereits heute für die Näh-, Stick- und Flechtroboteranlagen des Instituts, Textiltechnikum genannt, genutzt und in Zukunft noch weiter ausgebaut. Parametrisierte Fertigungsprozesse werden im Anschluss an diese Arbeit in Hinblick auf Folgeprojekte ausgeweitet. Tests in dieser Arbeit haben gezeigt, dass die vorbereiteten Modelle und deren Parameter direkt in die Roboterprozesse überführt werden können. Die entstehenden Prozessketten werden dann ebenfalls durch die Änderungen beeinflusst; eine aufwendige Neuprogrammierung der Roboter wird damit nur noch bedingt notwendig sein.

Ein kleiner Eindruck des gegenwärtigen Standes ist aus Abbildung 80 zu erkennen. Hier wird Grundlagenforschung auf dem Gebiet des industriellen Verknüpfens von Faserwerkstoffgelegen für Luft- und Raumfahrtanwendungen getrieben.

Ein Vergleich der simulierten Fertigungshalle aus Abschnitt 4.3.4 mit der Simulation des Textiltechnikums lässt leicht die Gemeinsamkeiten der parametrisierten Geräte erkennen.

Werden die zu fertigenden Bauteile, bestimmt durch ihre Parameter, verändert, so wird der Prozess automatisch angepasst und die Einflüsse auf das reale Bauteil können am realen Roboter untersucht werden. Durch die Möglichkeit der Parametrisierung sowohl der Fertigungswerkzeuge als auch der automatisierten Prozesse, lässt sich somit leicht und schnell eine Vorhersage über den Produktionsprozess treffen.

Zwei Folgeprojekte wurden deshalb mit verschiedenen Industriepartnern aus Textiltechnik, Luftfahrt und Automobilbau in Leben gerufen, in denen eben diese Umsetzbarkeit ins ‚Reale‘ demonstriert werden soll.

Diese auf ein bzw. drei Jahre angesetzten Vorhaben, sollen die Übertragbarkeit des parametrisierten Entwurfs auf die variable Prozessbildung einer automatisierten Verarbeitung von komplexen Faserverbundwerkstoffen in industriellem Maßstab in Zusammenarbeit mit führenden Herstellern aus Luftfahrt, Automobilbau, Sensorik, Roboter- und Textiltechnik darlegen.

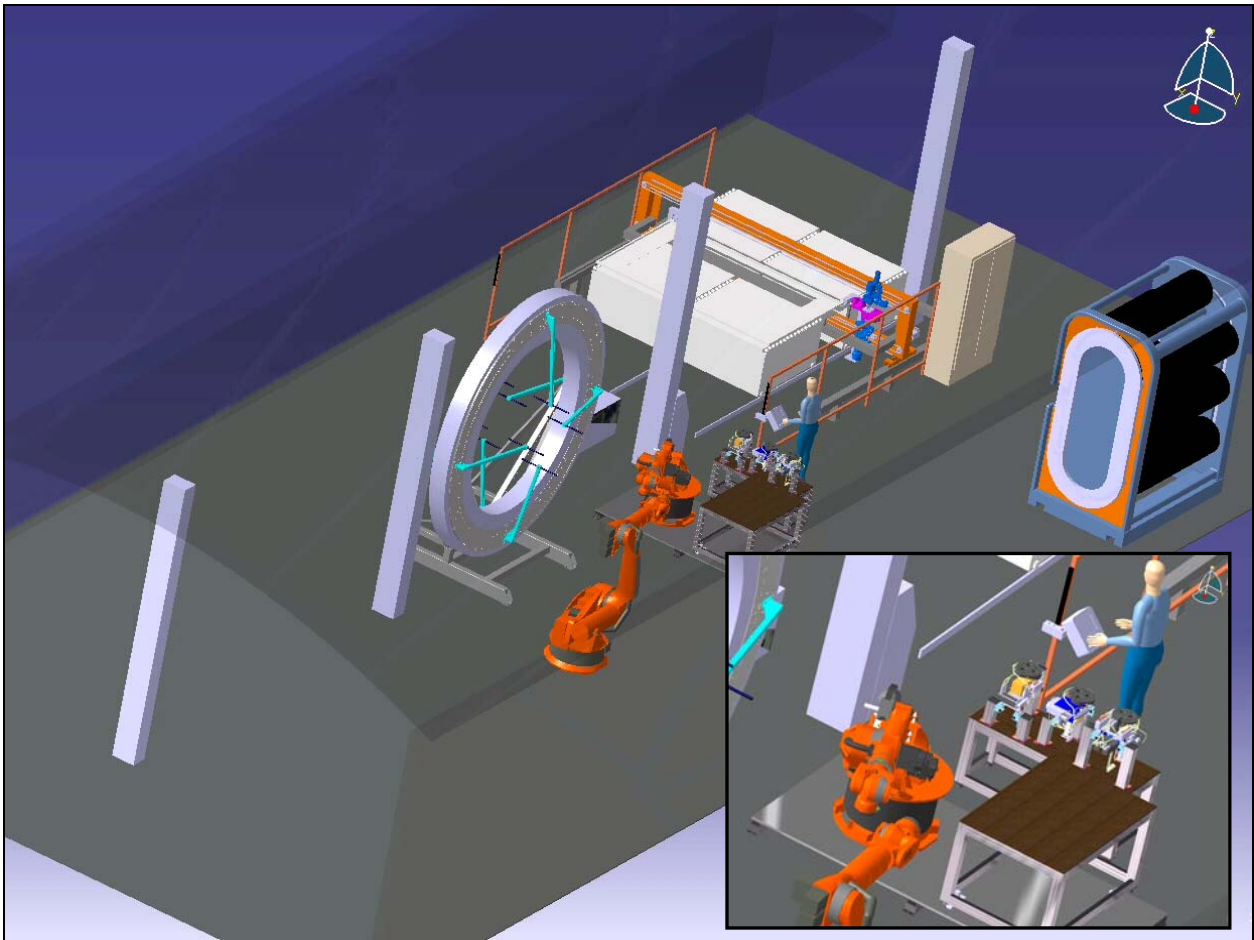


Abbildung 80: IFB Textiltechnikum als parametrisierte Simulation

Eine Erweiterung des Projekts Pegasus Rebell durch den Ausbau der FEM und CFD Level 2-Analysen kann ebenso wie die Vervollständigung der Nachweisführung, Steuerorgane und der kompletten Fertigungsprozessabbildung in Zukunft weiter fortgeführt werden. Zusätzlich können durch detaillierte Tests die Entwicklung unterschiedlicher Fluggeräte für unterschiedliche Flugmissionen, die bereits erarbeitet worden sind, an diesem Projekt vorgenommen werden. Die Integration der bereits erarbeiteten Randbedingungen für Verkehrs- und Überschallflugzeuge stellt ebenso eine sinnvolle Erweiterung des Projektes dar.

Tabellen- und Abbildungsverzeichnis

Tabelle 1: Auflistung der ATA-Hauptkapitel, welche für das Projekt Pegasus Rebell benötigt werden..... 67

Abbildung 1: Programmwelt Pad3D, Quelle: Mechler [r-6] 14

Abbildung 2: Programmpaket PrADO, Quelle: Heinze [h-2] 15

Abbildung 3: Optimierungsbeispiel des Programmpaketes PrADO, Quelle: Heinze [h-2].... 16

Abbildung 4: Visual CAPDA-Oberfläche, Quelle: TU Berlin [t-3]..... 17

Abbildung 5: PIANO-Oberfläche, Quelle: Lissys [l-4]..... 18

Abbildung 6: AAA-Programmoberfläche 19

Abbildung 7: Pacelab Cabin & Mission - Oberfläche, Quelle: PACE [p-1]..... 20

Abbildung 8: Darstellung der Abhängigkeiten der Entwurfsknoten am Beispiel einer Boeing 777, Quelle: Rudolph [r-17] 21

Abbildung 9: Wachstumspotential, Quelle: Kraus [k-12]..... 22

Abbildung 10: Vergleich theoretischer und praktischer Familiendaten, Quelle: Kraus [k-12] 22

Abbildung 11: Skalierung des AIRBUS A400M, nach Quelle: Schieck [s-2]..... 23

Abbildung 12: CAD-Entwurf des A400M als Basis zur FEM-Optimierung, Quelle: Netz [n-1] 24

Abbildung 13: IPT- / DBT- Definition 29

Abbildung 14: Projektphasen, Quelle: Bil [b-2] 31

Abbildung 15: Fehlerentstehung und Fehlerbehebung, nach Quelle: VDI-Richtlinie 2247 [v-5] 37

Abbildung 16: Dokumentenerstellung und -lenkung 38

Abbildung 17: Abhängigkeit der wesentlichen Systemdokumente 40

Abbildung 18: Wesentliche Projektdokumentation 41

Abbildung 19: Definition der vier Arbeitsbereiche 51

Abbildung 20: Aufteilung der Systemanforderungen 55

Abbildung 21: Durch die Master Line und zusätzliche Hilfsgeometrie erstellte Landeklappenausführung 59

Abbildung 22: Darstellung der ‚dreidimensionalen‘ Definition Drawing DD 2500-060-001.. 60

Abbildung 23: Hallen-Layout der simulierten Fabrikationsstätte..... 61

Abbildung 24: Digitale Dokumentenverwaltung mit elektronischem Unterschriftengebrauch, siehe auch Tholl [t-1] 62

Abbildung 25: Schematisierte Abhängigkeit der Produktstruktur von der Master Line, Mehrfachreferenzierung 65

Abbildung 26: Grundlegende Produktstrukturen des Projektes Pegasus Rebell am Beispiel des Typs 6C..... 66

Abbildung 27: Auszug aus der Verzeichnisstruktur des Pegasus Rebell 6C, rechts eine schematisierte Darstellung 68

Abbildung 28: Nummernkreisdefinition der Struktur am Beispiel eines Rumpfes, Quelle große Abbildung: Kaufmann [k-5] 69

Abbildung 29: Nummernkreis (nicht) gerätebezogener Dokumente	70
Abbildung 30: Gemischtes Verbundnummern- (links) und Parallelnummernsystem (rechts)	70
Abbildung 31: Sitz ohne Abhängigkeit nach ‚außen‘ parametrisiert (an der weißen Polylinie zu erkennen: ein nicht parametrisierter Kurvenzug).....	71
Abbildung 32: Erzeugung geometrischer Abhängigkeiten, Quelle: Tholl [t-1]	72
Abbildung 33: Panelbrett mit Parametern, in Abhängigkeit der Avionikelemente.....	73
Abbildung 34: Mit Knowledgware erzeugte Abhängigkeiten des Instrumentenbretts.....	74
Abbildung 35: Bedingung eines Wellendurchmessers durch Regelbildung.....	75
Abbildung 36: Aktive Beeinflussung der Geometrieparameter über externe Schnittstellen .	76
Abbildung 37: Produktstruktur am Beispiel eines Cockpit Panels, gesteuert über eine DD .	77
Abbildung 38: Schnittstelle Pegasus Rebell.....	78
Abbildung 39: Eingabemasken geometrischer Parameter	79
Abbildung 40: Missionsparameter und Optimierungskenngrößen	80
Abbildung 41: Projizierte Rumpfgeometrie zur Parameterbestimmung, Quelle: Roskam [r- 11]	81
Abbildung 42: Realisierung der Roskam-Bedingungen durch Projektion der Geometrie (links) bzw. der Rumpfqerschnitte (rechts).....	81
Abbildung 43: Master Line der Fluggeräte Pegasus Rebell 6C (links) und 7D (rechts).....	82
Abbildung 44: Parametrisiertes Netz in Abhängigkeit der Master Line, rechts oben: geändertes Netz als Folge eines modifizierten Flügels, siehe auch Goekcen [g- 2], links unter Netzdarstellung des Typs 7D.....	83
Abbildung 45: Auszug des FEM-Ergebnisberichtes.....	84
Abbildung 46: Trapezflügelsegmente für die Verschneidung von Rumpfschalen (links und Mitte), Hilfsgeometrie für die Erzeugung von Faserverbundsichten am Tragflügel und zur Verschneidung der mittleren Rumpfssegmente (rechts)....	85
Abbildung 47: Steuergestänge und Kinematiken abhängig von der Master Line	86
Abbildung 48: Rumpfschnitt mit überlappender Verklebung, Quelle: Kaufmann [k-5].....	87
Abbildung 49: Einbau des Antriebes (links), Aufhängung Seitenruder rechts, Quelle rechte Abbildung: Kaufmann [k-5]	87
Abbildung 50: Darstellung der DD 2500-060-001 (links) und DD 2500-060-002 (rechts) für die Innenraumgestaltung.....	88
Abbildung 51: Darstellung des dreidimensionalen Anteils zweier Definition Drawing für zwei verschiedene Antriebvarianten.....	88
Abbildung 52: Modellvorbereitung der Antriebe für eine Kühlluftanalyse des Motorraums über CFD	89
Abbildung 53: Profilierung der Fanschaufel über das Mehrschnittverfahren, Quelle kleine Abbildung: Kaufmann [k-4]	90
Abbildung 54: Parametrisierung der Propellerschaufeln.....	91
Abbildung 55: Kinematische Anlenkung des Hubfans	92
Abbildung 56: Verteilergetriebe des Pegasus Rebell 7D	93
Abbildung 57: Hallenaufriß der virtuellen Produktionseinheit	94
Abbildung 58: Negativform der rechten Rumpfhälfte links, automatisierte Lagerhaltung der virtuellen Fabrik rechts.....	95
Abbildung 59: Antriebsintegration in die Typvariante 7D01, definiert über DD7100-040-004 (links) und DD6100-040-001 (rechts)	97
Abbildung 60: Einfügen einer elektronischen Unterschrift in ein Worddokument.....	98

Abbildung 61: HESY-Signaldarstellung zur forensischen Analyse	99
Abbildung 62: Unterschriftenmaske des HESY-Pads in Verbindung mit SmarTeam	100
Abbildung 63: Pegasus Rebell 6C01, entwickelt in CATIA V4.....	102
Abbildung 64: VTOL-Flugzeugvarianten, erzeugt in CATIA V4.....	103
Abbildung 65: Beispielhafte Flügelmanipulation des Typs 6C.....	104
Abbildung 66: Darstellung eines Verkehrsflugzeugs mit 18 m Spannweite.....	104
Abbildung 67: Modifizierte Master Line des Typs 7D	105
Abbildung 68: Modifizierte Master Line, links mit Strukturverletzung, Quelle: Tholl [t-1]	105
Abbildung 69: Gesamtprodukt Pegasus Rebell 6C01	106
Abbildung 70: Die 6C02 symbolisiert einen Viersitzer mit Standardantriebsaggregat und verbreitertem Rumpf.....	107
Abbildung 71: Eine 4-sitzige Variante mit gestrecktem Flügel, die Pegasus Rebell 6C03....	108
Abbildung 72: Unkonventioneller Ansatz, die Pegasus Rebell 6C04.....	109
Abbildung 73: Pegasus Rebell 7D01.....	110
Abbildung 74: Modellaufbau und Schwebeflug des VTOL-Antriebskonzepts	111
Abbildung 75: Aktualisierung der parametrisierten Konfiguration Pegasus Rebell 6C02..	113
Abbildung 76: Zeichnungserstellung und Aktualisierung	114
Abbildung 77: Erstes Hallen-Layout links, aktuelle Situation rechts mit vergrößerter Lagerungsmöglichkeit	115
Abbildung 78: Durch die Parametrisierung modifiziertes Flügelnegativ	115
Abbildung 79: Konstruktive Festlegung der Parametrisierung.....	120
Abbildung 80: IFB Textiltechnikum als parametrisierte Simulation	124
Abbildung 81: Dokumentenfluss an einem speziellen Beispiel des System Engineerings, Quelle: nach Kessler [k-7]	141
Abbildung 82: Systemdokumentation nach ABD 0200, Quelle: Heitmann [h-3]	142
Abbildung 83: System Specification, Hierarchie, Quelle: Heitmann [h-3].....	143
Abbildung 84: Dokumentenabhängigkeit am Beispiel von AIRBUS, Quelle: Heitmann [h-3]	143

Literaturverzeichnis

- [a-1] Abbot, I. H. und Doedenhoff ,A. E.: Theory of Wing Sections, Including a Summary of Airfoil Data, Dover Publications, Inc. New York 1958
- [a-2] AIRBUS Industries: Produktinformationen AIRBUS Industries, www.airbus.com/dynamic/about/index_h.asp, AIRBUS Deutschland GmbH, Hamburg 2004
- [a-3] AIRBUS Industries: AIRBUS Directives (ABD) and Procedures, ABD0100-Equipment-Design, General Requirements for Suppliers, Issue C, December 1998
- [a-4] AIRBUS Industries: AIRBUS Directives (ABD) and Procedures, ABD0200-Requirements and Guidelines for the System Designer, Issue C, December 1998
- [a-5] AIRBUS Industries: Future Project Cabin Configuration – Feasibility Study (Phase I), AIRBUS Industries, ED-X, Toulouse, France 1995
- [a-6] Aircraft Evaluation Group: Master Minimum Equipment List British Aerospace Jetstream 3101, British Aerospace Jetstream 3201, Federal Aviation Administration Aircraft Evaluation Group, 901 Locust Street, Room 332, Kansas City, MO. 64106 2641
- [a-7] Aircraft Evaluation Group: Master Minimum Equipment List CASA 212 (All Models), Federal Aviation Administration Aircraft Evaluation Group, ANM-270S, 1601 Lind Ave. S. W., Renton, Washington 98055-4056
- [a-8] Aircraft Evaluation Group: Master Minimum Equipment List BD-700-1A1, Federal Aviation Administration Flight Standards Division Aircraft Evaluation Group, LGB-AEG, 3960 Paramount Blvd., Lakewood, CA 90712-4137
- [a-9] Alber, R. und Rudolph, S.: On a grammar-based design language that supports automated design generation and creativity, Institute of Aerospace Structures, University of Stuttgart, Germany
- [a-10] Alber, R., Rudolph, S. und Kröplin, B.: On Formal Languages in Design Generation and Evolution, Institute of Aerospace Structures, University of Stuttgart, Germany 2002
- [a-11] ANSYS Inc.: Firmeninformationen, Produktinformationen ANSYS, www.ansys.com, Canonsburg, USA 2003
- [a-12] Air Transport Association : ATA iSpec 2200, Information Standards for Aviation Maintenance, <http://airlinesorg.siteprotect.net/store>, 1301 Pennsylvania Ave., NW, Washington D. C., USA 2005

- [b-1] Baltus, R.: Produktinformationen HESY, www.hesy.de, Bonn 2004
- [b-2] Bil, C.: Development and application of a computer-based system for conceptual aircraft design, Delft University Press, Den Haag 1998, ISBN 90-6275-484-8
- [b-3] Bitter, P., Groß, H., Hillebrand, H., Schmidt, D., und Weihe, A.; Messerschmitt-Bölkow-Blohm GmbH: Technische Zuverlässigkeit, 2. Auflage, Springer-Verlag, Berlin Heidelberg New York Tokyo 1977, ISBN 3-540-08237-9, ISBN 0-387-05421-9
- [b-4] Braun, I.: Erstellen eines Basisschulungskonzepts für CATIA V5 R12, Diplomarbeit, Institut für Flugzeugbau, Universität Stuttgart, 2004
- [b-5] Breiing, A. und Flemming, M.: Theorie und Methoden des Konstruierens, Springer-Verlag, Berlin Heidelberg New York Tokyo 1993, ISBN 3-540-56177-3
- [b-6] Bridel: Preliminary Design Process, Daimler-Benz Aerospace, LME11-24/96.ch4, München 1996
- [b-7] Brüning, G., Hafer, X. und Sachs, G.: Flugleistungen, Springer-Verlag, Berlin Heidelberg New York London Paris Tokyo 1986, ISBN 3-540-16982-2, ISBN 0-387-16982-2
- [c-1] Cassell, R., Smith, A. and Baldwin, J.: Analysis of Aircraft Landing System Integrity – The Microwave Landing System, presented at IEEE ANTEM, Ottawa, Canada, August 1994
- [d-1] Daenzer, W. F. und Huber, F.: Systems Engineering, Methodik und Praxis, 8. Auflage, Verlag Industrielle Organisation Zürich 1994, ISBN 3-85743-973-4
- [d-2] Delmia Corp.: English Online Documentation Delmia V5 R13 and Process Detailing & Validation Suite, 900 N. Squirrel Road, Suite 100, Auburn Hills, MI 48326, USA 2003
- [d-3] Department of Defense: MIL-STD-882D Standard Practice For System Safety, Department of Defense, USA Febr. 2000
- [d-4] Dias Figueiredo, M. P.: Moderne Konstruktionsbauweisen für unkonventionelle Flugzeuge, Diplomarbeit, Institut für Flugzeugbau, Universität Stuttgart 2005
- [d-5] DIN ISO 9000 Qualität, Qualitätssicherung, Qualitätsmanagement, Beuth, Berlin 1992
- [d-6] DIN ISO 9004 Qualitätsmanagement und Elemente eines Qualitätssicherungssystems – Leitfaden, Beuth, Berlin 1990
- [d-7] Dietz, M.: Modellaufbau eines Antriebskonzepts für unkonventionelle Flugzeuge, Diplomarbeit, Institut für Flugzeugbau, Universität Stuttgart 2003
- [e-1] Eigner, M. und Stelzer, R.: Produktdatenmanagement-Systeme, Springer-Verlag Berlin Heidelberg New York 2001, ISBN 3-540-66870-5
-

- [e-2] Encarnaço, J., Hellwig, H.-E., Hettesheimer, E., Klos, W. F., Lewandowski, S., Messina, L. A., Poths, W., Rohmer, K. und Wenz, H.: CAD-Handbuch, Auswahl und Einführung von CAD-Systemen, Springer-Verlag, Berlin Heidelberg New York Tokyo 1984, ISBN 3-540-13797-1, ISBN 0-387-13797-1
- [e-3] Ennulat, D.: VDI 2218 Feature-Technologie, Verein Deutscher Ingenieure, VDI-Gesellschaft Entwicklung und Vertrieb, Postfach 10 11 39, 40002 Düsseldorf, Nov. 1999
- [e-4] Ennulat, D.: VDI 2219 Datenverarbeitung in der Konstruktion Einführung und Wirtschaftlichkeit von EDM/PDM-Systemen, Verein Deutscher Ingenieure, VDI-Gesellschaft Entwicklung und Vertrieb, Postfach 10 11 39, 40002 Düsseldorf, Nov. 1999
- [f-1] Federal Aviation Administration: FAR 21, FAA Regulations and Policies, Policy & Procedures Branch, AIR-110, Federal Aviation Administration (National Headquarters), 800 Independent Avenue S.W., Washington, DC 20591, USA
- [f-2] Federal Aviation Administration: FAR 23, FAA Regulations and Policies, Policy & Procedures Branch, AIR-110, Federal Aviation Administration (National Headquarters), 800 Independent Avenue S.W., Washington, DC 20591, USA
- [f-3] Federal Aviation Administration: FAR 25, FAA Regulations and Policies, Policy & Procedures Branch, AIR-110, Federal Aviation Administration (National Headquarters), 800 Independent Avenue S.W., Washington, DC 20591, USA
- [f-4] Federal Aviation Administration: FAR 145, FAA Regulations and Policies, Policy & Procedures Branch, AIR-110, Federal Aviation Administration (National Headquarters), 800 Independent Avenue S.W., Washington, DC 20591, USA
- [f-5] Federal Aviation Administration: FAR 147, FAA Regulations and Policies, Policy & Procedures Branch, AIR-110, Federal Aviation Administration (National Headquarters), 800 Independent Avenue S.W., Washington, DC 20591, USA
- [f-6] Federal Aviation Administration: FAR E, FAA Regulations and Policies, Policy & Procedures Branch, AIR-110, Federal Aviation Administration (National Headquarters), 800 Independent Avenue S.W., Washington, DC 20591, USA
- [f-7] Federal Aviation Administration: MMEL, Master Minimum Equipment List, FAA Regulations and Policies, Policy & Procedures Branch, AIR-110, Federal Aviation Administration (National Headquarters), 800 Independent Avenue S.W., Washington, DC 20591, USA
- [f-8] Federal Aviation Administration: FAR P, FAA Regulations and Policies, Policy & Procedures Branch, AIR-110, Federal Aviation Administration (National Headquarters), 800 Independent Avenue S.W., Washington, DC 20591, USA
- [f-9] Federal Aviation Administration: FAR TSO, Technical Standard Orders, FAA Regulations and Policies, Policy & Procedures Branch, AIR-110, Federal Aviation

Administration (National Headquarters), 800 Independent Avenue S.W., Washington, DC 20591, USA

- [f-10] Federal Aviation Administration Aircraft Evaluation Group: Master Minimum Equipment List Mitsubishi MU-300, Mitsubishi MU-300-10, Beech 400, Beech 400A, Federal Aviation Administration Aircraft Evaluation Group, MKC-AEG, 901 Locust Street, Room 332, Kansas City, MO 64106-2641
- [f-11] Federal Aviation Administration: FAA System Safety Handbook, FAA Regulations and Policies, Policy & Procedures Branch, AIR-110, Federal Aviation Administration (National Headquarters), 800 Independent Avenue S.W., Washington, DC 20591, USA 2000
- [f-12] Fink, R.: Aufbau, Modifikation und Flugtests mit einem Antriebskonzept für unkonventionelle Flugzeuge, Diplomarbeit, Institut für Flugzeugbau, Universität Stuttgart, 2005
- [f-13] Flight Standards Division Aircraft Evaluation Group: Master Minimum Equipment List Lockheed P2V Neptune, Federal Aviation Administration Flight Standards Division Aircraft Evaluation Group, ANM-270S, 1601 Lind Ave. S.W., Renton, Washington 98055-4056
- [f-14] Foster, J. V.: Master Minimum Equipment List A-300-600, A-310, Federal Aviation Administration Flight Standards Division Aircraft Evaluation Group, SEA-AEG 1601 Lind Ave. S.W., Renton, Washington 98055-4056
- [f-15] Foster, J. V.: Master Minimum Equipment List AIRBUS Industries A-330-600, A-310, Federal Aviation Administration Flight Standards Division Aircraft Evaluation Group, SEA-AEG, 1601 Lind Ave. S. W., Renton, Washington 98055-4056
- [g-1] Garrett, M. F.: Master Minimum Equipment List Avionics de Transport Regional ATR-42, Federal Aviation Administration Flight Standards Division Seattle Aircraft Evaluation Group, 1601 Lind Ave. S. W., Renton, Washington 98055-4056
- [g-2] Goekcen, S.: FEM-Analysen für (un-)konventionelle Fluggeräte, Diplomarbeit, Institut für Flugzeugbau, Universität Stuttgart 2003
- [g-3] Greiner, J.: Entwicklung und Test einer interaktiven Schnittstelle für den Einsatz der digitalen Unterschrift im Entwicklungs- und Fertigungsprozess eines modernen Luftfahrtunternehmens, Diplomarbeit, Institut für Flugzeugbau, Universität Stuttgart, Stuttgart 2005
- [h-1] Hammer, M.: Entwurf von Getriebesträngen für unkonventionelle Flugzeuge, Studienarbeit, Institut für Flugzeugbau, Universität Stuttgart 2006
- [h-2] Heinze, W., Österheld, C. M. und Horst, P.: Multidisziplinäres Flugzeugentwurfsverfahren PrADO – Programmwurf und Anwendung im Rahmen

- von Flugzeug-Konzeptstudien, Institut für Flugzeugbau und Leichtbau, Technische Universität Braunschweig, Braunschweig 2001
- [h-3] Heitmann, J.: Overview of ABD 0100/0200, Präsentation Jens Heitmann, EYD, AIRBUS Deutschland GmbH, Hamburg 2002
- [h-4] Heltsch, N.: Modifikation des Massenvorhersageprogramms FAME-f für Faserverbundwerkstoffe und Verifikationsrechnungen an CFK-Rümpfen, Hamburg 2001
- [h-5] Hepperle, M.: JavaProp, Softwareprodukt und Handbuch, www.mh-aerotoools.de/airfoils/javaprop.htm, Myrtenweg 1, D-38108 Braunschweig, Deutschland 2004
- [h-6] Himmler, A.: Produktinformationen Helios, GL-ADS3 vom 05.03.2004, Hella KGaA Hueck & Co., www.hella.com, Lippstadt 2004
- [h-7] Hinüber, A.: Lage- und Bahnanalyse für den Vorentwurf von Raumstationen, Dissertation, Institut für Raumfahrtsysteme, Universität Stuttgart 2001
- [h-8] Hogh, J., Marx, P., Padanabhan, S., Rall, U., Stöcker, H. und Winkler, H.: CATIA SOLUTIONS, Das CAD/CAM/CAE-System CATIA Version 4, Verlag Moderne Industrie Landsberg/Lech 1996, ISBN 3-478-91450-7
- [h-9] Hogh, J., Marx, P., Padanabhan, S., Rall, U., Stöcker, H. und Winkler, H.: CATIA SOLUTIONS, Der aktuelle Leitfaden zu CATIA mit praktischen Lösungen, Band 1 und 2, Verlag Moderne Industrie Landsberg/Lech 1997 (fortlaufende Aktualisierung Stand Aug. 2001), ISBN 3-478-91840-5
- [i-1] IBM Deutschland GmbH: Firmeninformationen, CATIA, www-5.ibm.com/de/catia/index.html, IBM Deutschland GmbH, Stuttgart 2004
- [i-2] IBM Deutschland GmbH: Firmeninformationen, Produkt- und Presseinformationen Enovia VPM, www-5.ibm.com/de/catia/produkte/enovia.html, www-5.ibm.de/preeroom/pressinfos/2001/01086_2.html, IBM Deutschland GmbH, Stuttgart 2004
- [i-3] IBM Deutschland GmbH: English Documentation CATIA Solution Version 5 Release 13, SK3T-4124-13, IBM Deutschland GmbH, Stuttgart, Februar 2004
- [i-4] IBM Deutschland GmbH: CATIA User Companion for Hybrid Design, CATIA User Companion for Mechanical Design, IBM Deutschland GmbH, Stuttgart 2005
- [i-5] IBM Deutschland GmbH: Produktinformationen SmarTeam, ZP04-0120, www-5.ibm.com/de/catia/produkte/smarteam.html, IBM Deutschland GmbH, Stuttgart 2004
- [j-1] Jackson, P.: Jane's All The World's Aircraft 1999-2000, Butler and Tunner Limited, Frome and London 1999, ISBN 0-7106-1898-0

- [j-2] Joint Aviation Authorities: Joint Aviation Requirements (JAR) 21: Certification Procedures for Aircrafts and Related Products and Parts, Civil Aviation Authority Printing & Publication Services, Greville House, 37 Gratton Road, Cheltenham GL50 2BN, England 2002
- [j-3] Joint Aviation Authorities: Joint Aviation Requirements (JAR) 23: Normal, Utility, Aerobatic and Commuter Category Aeroplanes, Civil Aviation Authority Printing & Publication Services, Greville House, 37 Gratton Road, Cheltenham GL50 2BN, England 2002
- [j-4] Joint Aviation Authorities: Joint Aviation Requirements (JAR) 25: Large Aeroplanes, Civil Aviation Authority Printing & Publication Services, Greville House, 37 Gratton Road, Cheltenham GL50 2BN, England 2002
- [j-5] Joint Aviation Authorities: Joint Aviation Requirements (JAR) 145: Approved Maintenance Organisations, Civil Aviation Authority Printing & Publication Services, Greville House, 37 Gratton Road, Cheltenham GL50 2BN, England 2002
- [j-6] Joint Aviation Authorities: Joint Aviation Requirements (JAR) 147: Approved Maintenance Training/Examinations, Civil Aviation Authority Printing & Publication Services, Greville House, 37 Gratton Road, Cheltenham GL50 2BN, England 2002
- [j-7] Joint Aviation Authorities: Joint Aviation Requirements (JAR) E: Engines, Civil Aviation Authority Printing & Publication Services, Greville House, 37 Gratton Road, Cheltenham GL50 2BN, England 2002
- [j-8] Joint Aviation Authorities: Joint Aviation Requirements (JAR) MMEL: Master Minimum Equipment List, Civil Aviation Authority Printing & Publication Services, Greville House, 37 Gratton Road, Cheltenham GL50 2BN, England 2002
- [j-9] Joint Aviation Authorities: Joint Aviation Requirements (JAR) P: Propeller, Civil Aviation Authority Printing & Publication Services, Greville House, 37 Gratton Road, Cheltenham GL50 2BN, England 2002
- [j-10] Joint Aviation Authorities Committee: Joint Aviation Requirements JAR – TSO Technical Standard Orders Change 3, Westward Digital Limited, 37 Windsor Street, Cheltenham, Glos. GL52 2DG, United Kingdom 28 April 1998
- [k-1] Kallmeier, J.: Wissensmanagement im Entwicklungsprozess der Flugzeugsysteme – Grundlagen und Anwendungen, Fachhochschule Hamburg, November 2000
- [k-2] Kämmer, K. und Bernhardt, R.: VDI-Richtlinie 2215 Datenverarbeitung in der Konstruktion Organisatorische Voraussetzungen und allgemeine Hilfsmittel, Verein Deutscher Ingenieure, Düsseldorf 1980, Beuth Verlag GmbH, Berlin und Köln
- [k-3] Karagah, A.: Entwicklung eines Werkzeugs für den Vorentwurf von Raumstations-Subsystemen, Institut für Raumfahrtssysteme, Universität Stuttgart 2002-05-17

- [k-4] Kaufmann, M.: Entwurf eines Antriebskonzepts für ein unkonventionelles Flugzeug, Studienarbeit, Institut für Luftfahrtantriebe, Universität Stuttgart 2003
- [k-5] Kaufmann, M.: Systemintegration in (un-)konventionelle Flugkörper, Diplomarbeit, Institut für Flugzeugbau, Universität Stuttgart 2004
- [k-6] Kempf, U.: Elektrische Systemintegration in (un-)konventionelle Flugkörper, Diplomarbeit, Institut für Flugzeugbau, Universität Stuttgart 2004
- [k-7] Keßler und Garbisch: Firmeninformationen, AIRBUS Deutschland GmbH, Hamburg 2002
- [k-8] Kelm, R. und Grabietz, M.: Multidisciplinary Aspect of Aeroelasticity in the Pre-Design Phase for a New Aircraft, Daimler-Benz Aerospace AIRBUS GmbH, Hamburg, Ingenieurbüro Michael Grabietz Schmalleberg, Germany
- [k-9] Kiekebusch, B.: MID Menügesteuertes interaktives Designen mit physikalischer Zusatzbedingung, aerotechnic Burghard Kiekebusch, Harsfeld 1995
- [k-10] Kittmann, K.: Modifikation und Test eines Senkrechtstarters im Maßstab 1:6, Studienarbeit, Institut für Flugzeugbau/Kybernetik, Universität Stuttgart, 2005
- [k-11] Kling, J. H.: Master Minimum Equipment List AIRBUS Industries A-330, Federal Aviation Administration Flight Standards Division Seattle Aircraft Evaluation Group, SEA-AEG, 1601 Lind Ave. S. W., Renton, Washington 98055-4056
- [k-12] Kraus, M.: Variantenentwicklung bei Verkehrsflugzeugen, Lehrstuhl für Luftfahrttechnik, Technische Universität München, 1997
- [k-13] Küchemann, D., Weber, J.: Aerodynamics of Propulsion, McGraw-Hill Book Company, Inc., 1953, LCCC-No.: 52-6541
- [k-14] Kuhr, H. und Mett, H.-H.: Microstation/J Seminar Eine praxisbezogene Einführung mit zahlreichen Übungen, B. G. Teubner GmbH, Stuttgart/Leipzig/Wiesbaden, 2001, ISBN 3-519-15045-X
- [l-1] Lederbogen, P.: Integration von Flugzeugsystemen in (un-)konventionelle Flugkörper, Studienarbeit, Institut für Flugzeugbau, Universität Stuttgart 2003
- [l-2] Leetsch, R.: Schubvektorsteuerung für unkonventionelle Flugzeuge, Studienarbeit, Institut für Flugzeugbau, Universität Stuttgart 2003
- [l-3] Lenotte, V.: Entwurfsdiagramm für Flugzeuge, zertifiziert nach FAR/JAR 23 und 25, Institut für Flugzeugbau, Universität Stuttgart 2002
- [l-4] Lissys: Firmeninformationen PIANO, Lissys, www.lissys.demon.co.uk, United Kingdom 2003

- [m-1] Mack, K. W.: Der Vertikalstart als Vortriebsproblem, Luftfahrttechnik Band 4, VDI-Verlag Düsseldorf, 1958
- [m-2] Mack, K. W.: Wege zum Vertikalstartflugzeug, Luftfahrttechnik Band 7, VDI-Verlag Düsseldorf, 1961
- [m-3] Marovic, B.: Kinematiken in und FEM-Analysen an (un-)konventionellen Flugkörpern, Studienarbeit, Institut für Flugzeugbau, Universität Stuttgart, 2006
- [m-4] Martin, J. L.: Master Minimum Equipment List Boeing 777, Federal Aviation Administration Flight Standards Division Aircraft Evaluation Group, ANM-270S, 1601 Lind Ave. S. W., Renton, Washington 98055-4056
- [m-5] Masing, W.: Handbuch der Qualitätssicherung, Carl Hanser Verlag München Wien 1980, ISBN 3-446-12969-3
- [m-6] MathSoft Inc.: Mathcad 2000 Benutzerhandbuch, MITP-Verlag GmbH, Bonn 2000
- [m-7] Microsoft Corporation: Produktinformationen, Visual Basic for Applications, www.microsoft.com/products, USA 2003
- [m-8] Microsoft Corporation: Produktinformationen, Visual Studio.NET 2003, www.microsoft.com/products/info/default.aspx?View=22, USA 2004
- [m-9] Microsoft Corporation: Produktinformationen Office-Produkte, www.microsoft.com/products/info/default.aspx?view=22&pcid=fab9617a-57ff-4789-9397-6dac071b19b0, USA 2004
- [m-10] Mohr, R. R.: Preliminary Hazard Analysis 5th. Edition, JACOBS SVERDRUP, 600 William Northern Blvd., Tullahoma, TN 37388, Febr. 2002
- [m-11] MSC.Software Corporation: Introduction to MSC.Patran, PAT301 Exercise Workbook Msc.Patran Version 9.0, München 2000
- [m-12] Müller, F.: Flugzeugentwurf, Entwurfssystematik, Aerodynamik, Flugmechanik und Auslegungsparameter für kleinere Flugzeuge, ISBN 3-931776-19-0, Verlag Dieter Thomas, Buchenstraße 15a, D-82256 Fürstenfeldbruck, 2003
- [m-13] Müller, K.: Management für Ingenieure, Berichtigter Nachdruck, Springer-Verlag, Berlin Heidelberg New York 1990, ISBN 3-540-18454-6, ISBN 0-387-18454-6
- [n-1] Netz, J. und Vogel, F.: AIRBUS: Entwicklung von AirOpt, CAD_FEM GmbH, Infoplaner 2/2003
- [o-1] OnWord Press Development Team: Pro/ENGINEER Quick Reference, OnWord Press, 1580 Center Drive, Santa Fe NM 87505 USA 1993, ISBN 1-56690-036-0
-

- [o-2] Otis, C. E., Ed, M.: Aircraft Gas Turbine Powerplants, Jeppesen & Co., GmbH, P. O. Box 70-05-51, Walter-Kolb-Strasse 13, 60594 Frankfurt, Library of Congress Cataloging-in-Publication Number 91-14478
- [p-1] PACE: Firmeninformationen: Pacelab Mission, Cabin und Airport, PACE GmbH, Berlin, 2003, www.pace.de
- [p-2] Parametric Technology Corporation: Pro/ENGINEER Grundlagen Themensammlung, Parametric Technology Corporation, 128 Technology Drive, Waltham, MA 02453-8905 Jan. 2000
- [p-3] Platz, J. und Schmelzer, H. J.: Projektmanagement in der industriellen Forschung und Entwicklung, Springer-Verlag Berlin Heidelberg New York London Paris Tokyo 1986, ISBN 3-540-17108-8, ISBN 0-387-17108-8
- [p-4] Popp, Jan: Zulassungsrelevante Auslegungsrechnung (un-)konventioneller Kleinflugzeuge, Studienarbeit, Institut für Flugzeugbau, Universität Stuttgart, 2005
- [p-5] PTC: Firmeninformationen: Produktpalette Pro/ENGINEER, CADD5 5 und Windchill, PTC, Needham, USA 2003, www.PTC.com
- [r-1] Radio Technical Commission for Aeronautics (RTCA): RTCA DO 160 D Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne, Washington D.C., USA
- [r-2] Radio Technical Commission for Aeronautics (RTCA): RTCA-DO 178 B Software Considerations In Airborne Systems And Equipment Certification, December 1, 1992 COMDTINST M411502D, System Acquisition Manual, December 27, 1994DODD 5000.1, Defense Acquisition, March 15, 1996
- [r-3] Ranky, P. G.: Concurrent / Simultaneous Engineering (Methods, Tools & Case Studies), CIMware Limited England 1994, ISBN 1-872631-04-5
- [r-4] Redmann, D.: Aerodynamische und flugmechanische Daten für unkonventionelle Flugzeuge, Studienarbeit, Institut für Flugzeugbau, Universität Stuttgart 2003
- [r-5] Richter, G.: Das Lotrechtstart-Versuchsflugzeug C450 der S.N.E.C.M.A., Luftfahrttechnik Band 5 Nr.1, VDI-Verlag Düsseldorf. 1959
- [r-6] Richter, T., Mechler, H., und Schmitt, D.: Integrated Parametric Aircraft Design, ICAS 2002 Congress, Institute of Aeronautical Engineering, Technische Universität München 2002
- [r-7] R & K Consulting: Projektinformationen Domino, www.rkconsulting.de/projekte.htm, R & K Consulting, Bruchsal 2004-02-05
- [r-8] Rolls-Royce plc: The Jet Engine, Renault Printing Co Ltd, Birmingham England B44 8BS, ISBN 0 902121 2 35

- [r-9] Roskam, J.: Airplane Design Part 1, Roskam Aviation and Engineering Corporation Rt4, Box 274, Ottawa, Kansas, 66067, USA 1989
- [r-10] Roskam, J.: Advanced Aircraft Analysis, DARcorporation, Lawrence, Kansas 66044, USA
- [r-11] Roskam, J.: Airplane Design Part VI: Preliminary Calculation of Aerodynamic Thrust and Power Characteristics, DAR Corporation, Second Printing, USA 1990
- [r-12] Roskam, J. und Lan, C.-T. E.: Airplane Aerodynamics and Performance, Kansas 1997, ISBN 1-884885-44-6
- [r-13] Roth, K.: Konstruieren mit Konstruktionskatalogen Band I: Konstruktionslehre, 3.Auflage, Springer-Verlag Berlin Heidelberg New York 2000, ISBN 3-540-67142-0
- [r-14] Roth, K.: Konstruieren mit Konstruktionskatalogen Band II: Konstruktionskataloge, 3.Auflage, Springer-Verlag Berlin Heidelberg New York 2001, ISBN 3-540-67026-2
- [r-15] Roth, K.: Zahnradtechnik Stirnrad-Evolventen-Verzahnungen, 2. Auflage, Springer-Verlag Berlin Heidelberg New York 2001, ISBN 3-540-67650-3
- [r-16] Rudolph, S.: Übertragung von Ähnlichkeitsbegriffen, Habilitation, Institut für Statik und Dynamik der Luft- und Raumfahrtkonstruktionen, Universität Stuttgart 2002
- [r-17] Rudolph, S.: Programminformationen, www.isd.uni-stuttgart.de/~rudolph, Institut für Statik und Dynamik der Luft- und Raumfahrtkonstruktionen, Universität Stuttgart 2001
- [r-18] Rudolph, S. und Albert, R.: An Evolutionary Approach to the Inverse Problem in Rule-based Design Representations, Institute of Aerospace Structures, University of Stuttgart, Germany 2002
- [s-1] SAP AG: Firmeninformationen, Produktinformationen SAP R3, www.sap.com/germany/solutions, SAP AG, Walldorf 2004-02-05
- [s-2] Schieck, F.: Skalierungsmethodik zur Entscheidungsvorbereitung im Flugzeugkonzeptentwurf, ISBN 3-934767-86-9, Verlag Dr. Hut, Sternstr. 18, München 2002
- [s-3] Schlottmann, D. und Schnegas, H.: Auslegung von Konstruktionselementen, Springer-Verlag Berlin Heidelberg New York 2002, ISBN 3-540-42778-3
- [s-4] Schnauffer, P.: Konstruktive Übungsaufgabe, Seitenruder mit Servo-Tab, Institut für Flugzeugbau, Universität Stuttgart, Okt. 2001
- [s-5] Schnauffer, P.: Konstruktive Übungsaufgabe, Verteilergetriebe, Institut für Flugzeugbau, Universität Stuttgart, Apr. 2002
-

- [s-6] Schnauffer, P.: Konstruktive Übungsaufgabe, Fowler-Klappe, Institut für Flugzeugbau, Universität Stuttgart, Okt. 2002
- [s-7] Schnauffer, P.: Konstruktive Übungsaufgabe, Umlenkgetriebe, Institut für Flugzeugbau, Universität Stuttgart, Mai. 2003
- [s-8] Schnauffer, P.: Konstruktive Übungsaufgabe, Bugfahrwerk, Institut für Flugzeugbau, Universität Stuttgart, Okt. 2003
- [s-9] Seitz, P.: Prozesssimulation in CATIA V5 / Delmia, Studienarbeit, Institut für Flugzeugbau, Universität Stuttgart, 2006
- [s-10] Singer, C.: Fehlerbehandlung in CATIA V5 und Erweiterung einer interaktiven Schnittstelle zwischen CAD, PDM und mathematischen Entwurfsalgorithmen, Diplomarbeit, Institut für Flugzeugbau, Universität Stuttgart, 2005
- [s-11] Spur, G. und Krause, F.-L.: CAD-Technik, Carl Hanser Verlag München Wien 1984, ISBN 3-446-13897-8
- [s-12] Syan, C. S. und Menon, U.: Concurrent Engineering, Chapman & Hall London 1994, ISBN 0 412 58130 2
- [t-1] Tholl, T.: Projekt-/Datenmanagement, Studienarbeit, Institut für Statik und Dynamik der Luft- und Raumfahrtkonstruktionen, Universität Stuttgart 2003
- [t-2] Tholl, T.: Programmierung einer interaktiven Schnittstelle zwischen CAD und mathematischen Entwurfsalgorithmen, Diplomarbeit, Institut für Flugzeugbau, Universität Stuttgart 2004
- [t-3] TU Berlin: CAPDA, diverse Publikation von Haberland, Thorbeck, Kranz, Fenske, Grabert, Stoer, Kokorniak, Schneegans, Xie und Domke, www.ilr.tu.berlin.de/LB/forschung/capda/capdaque.htm, Berlin 1984 bis 1999
- [u-1] Unigraphics Solution: SOLID EDGE Benutzerhandbuch Version 9 MU 28900-GER, Unigraphics Solution, Inc., 13736 Riverport Drive Maryland Heights, MO 63043, 2000
- [u-2] US Department of Defence: MIL-STD-810 F, Military aircraft standard for qualification, BIFFAR GmbH Technische Dokumentation, Postfach 1129, Planegger Str. 2, 82110 Germering und www.docuware.com, Dokuware, Therese-Giehe-Platz 2, 82110 Germering, 2000
- [u-3] Utz, J. und Cox, W. R.: Inside Pro/ENGINEER, OnWord Press, 2530 Camino Entrada, Santa Fe, NM 87505-4835 USA 1994, ISBN 1-56690-035-2
- [v-1] VDI-Ausschuss Einführungsstrategien und Wirtschaftlichkeit: VDI-Richtlinie 2216 Einführungsstrategien und Wirtschaftlichkeit von CAD-Systemen, Verein Deutscher Ingenieure, Beuth Verlag GmbH, Düsseldorf 1994

- [v-2] VDI-Ausschuss, K. Brankamp: VDI-Richtlinie 2220 Produktplanung, Ablauf, Begriffe und Organisation, Verein Deutscher Ingenieure, Beuth Verlag GmbH, Düsseldorf 1980
- [v-3] VDI-Ausschuss: VDI-Richtlinie 2221 Methodik zum Entwickeln und Konstruieren technischer Systeme und Produkte, Verein Deutscher Ingenieure, Beuth Verlag GmbH, Düsseldorf 1993
- [v-4] VDI-Ausschuss Entscheidungen beim Konstruieren: VDI/VDE-Richtlinie 2235 Wirtschaftliche Entscheidungen beim Konstruieren, Methoden und Hilfen, Verein Deutscher Ingenieure, Beuth Verlag GmbH, Düsseldorf 1987
- [v-5] VDI-Ausschuss Konstruktion und Qualitätssicherung: VDI-Richtlinie 2247 Qualitätsmanagement in der Produktentwicklung, Verein Deutscher Ingenieure, Beuth Verlag GmbH, Düsseldorf 1994
- [v-6] Vogt, M.: FEM-Analysen für (un-)konventionelle Fluggeräte, Studienarbeit, Institut für Flugzeugbau, Universität Stuttgart, Stuttgart 2005
- [w-1] Warnecke, H.-J. und Schraft, R. D: Industrieroboter, Handbuch für Industrie und Wissenschaft, Springer-Verlag, Berlin Heidelberg New York Tokyo 1990, ISBN 3-540-50934-8, ISBN 0-387-50934-8
- [w-2] Wilkinson, P. J. und Kelly, T. P.: Functional Hazard Analysis For Highly Integrated Aerospace Systems, (P. J. Wilkinson) Performance and Control Systems Department, Rolls-Royce Commercial Aero Engines Ltd., P. O. Box 31, Derby DE24 8BJ, (T. P. Kelly) Rolls-Royce Systems and Software Engineering, University Technology Centre, Department of Computer Science, University of York, Heslington, York YO1 5DD
- [w-3] Witschi, U., Erb, A. und Biagini, R.: Projekt-Management, Der BWI-Leitfaden zu Teamführung und Methodik, 4. Auflage (vollst. überarbeitet), Verlag Industrielle Organisation Zürich 1996, ISBN 3-85743-983-1
- [x-1] Xie, X. und Haberland, Ch.: A new numerical design tool for concept evaluation of propeller aircraft, Institute of Aeronautics and Astronautics, Technical University Berlin, Germany 1999

Anhang: Der Datenfluss in einem modernen Luftfahrtunternehmen mit unterschiedlicher Nomenklatur und Zielsetzung

Wenn auch bei AIRBUS eine andere Nomenklatur verwendet wird, so lässt sich dennoch die in dieser Arbeit aufgeführte Dokumentation daran erläutern.

Bei AIRBUS Industries ist die Systemdokumentation durch die Vorschriften ABD 0100 [a-3] und 0200 [a-4] festgelegt.

Die ABD 0100 beschreibt die grundlegenden Gerätedokumente, wie die ATP, ATR, QPP (bei AIRBUS Industries QTPlan genannt, Abbildung 81), QTP und DDP. Durch sie wird das Gerät als solches bestimmt.

In der ABD 0200 werden zusätzlich die zu lenkenden Systemdokumente, die Verfahren und Zuständigkeiten sowie die Anforderungen an diese festgelegt (Abbildung 81).

Die grundlegenden Anforderungen an ein System von Seiten des Kunden, der Behörde und dem eigenen Unternehmen selbst werden bei AIRBUS im **Top Level Requirement Document** festgehalten.

Zusammen mit der FHA und MMEL entsteht daraus die eigentliche Anforderung an das System. Dieses daraus resultierende Dokument, das von AIRBUS als **System Requirement Document** (SRD) bezeichnet wird, entspricht der in Abschnitt 2 aufgeführten **System Requirement Specification**.

Die Systemschnittstellen aus der Sicht der CAD-Integration werden im **System Installation Requirement Document** und für das Gerät durch das **Equipment Install Requirement Document** bestimmt. Sie sind das Pendant zur SICD und SDD, welche ihrerseits auf die ICD bzw. **Installation Drawing** verweisen.

Sind die Anforderungen konkretisiert, so wird eine Anforderung für ein Gerät – die **Purchaser Technical Specification** – entwickelt. Sie gibt die Inhalte der ERS wieder. Mit Hilfe dieser Anforderung soll ein Lieferant in die Lage versetzt werden, ein Gerät, ohne weitere Kenntnisse des Gesamtprojektes (mit Ausnahme der Dokumente, auf die durch das Dokument selbst verwiesen wird) entwerfen, qualifizieren und fertigen zu können.

Die vom Lieferanten zu schreibende Spezifikation wird bei AIRBUS **System Equipment Specification** (SES) genannt. Die SES kann oben genannter SS gleichgesetzt werden.

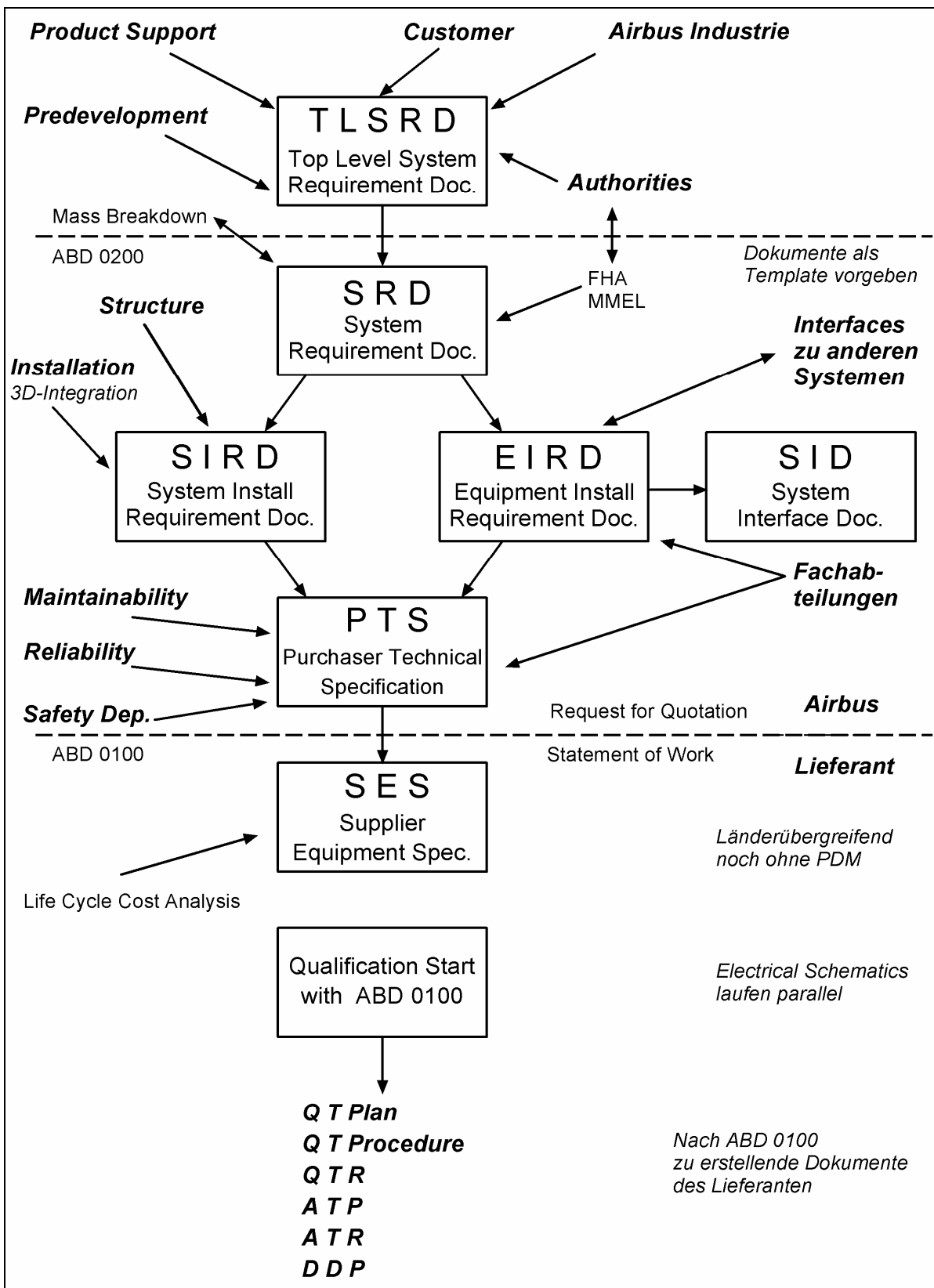


Abbildung 81: Dokumentenfluss an einem speziellen Beispiel des System Engineerings, Quelle: nach Kessler [k-7]

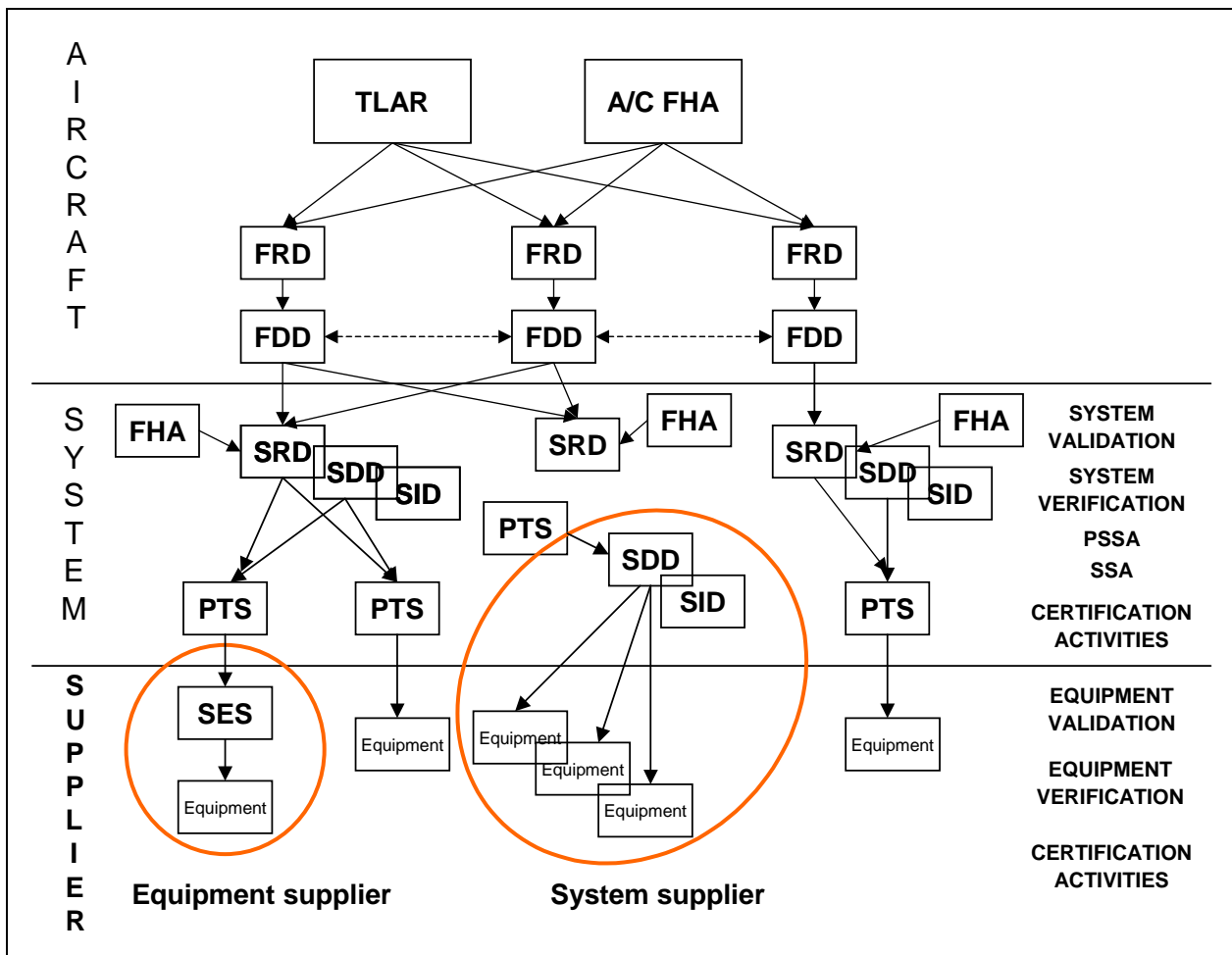


Abbildung 82: Systemdokumentation nach ABD 0200, Quelle: Heitmann [h-3]

Die Auffächerung der Dokumentation, welche durch die Entwicklung mehrerer Geräte innerhalb verschiedener Systeme entsteht, ist in Abbildung 82 skizziert, wobei auf Flugzeugdefinitionsebene durch die Fluggeräteanforderung (**Top Level Aircraft Requirement, TLAR**) Funktionen definiert werden, die durch die einzelnen Systeme abzudecken sind.

AIRBUS Industries verfasst die Anforderungen dieser Funktionen in den **Functional Requirement Documents (FRD)** und deren tatsächliche Beschreibung in den **Functional Description Documents (FDD)**. Die Anforderungen der FRD und FDD entsprechen den in den **Functional Schematics** und der ARS festgehaltenen Werten.

Wiederholschleifen, welche sich durch Änderungen in den Anforderungen auf den verschiedenen Entwicklungsebenen ergeben, werden von Heitmann in Abbildung 83 schematisiert. Die Ursache ist in der sequenziellen Abarbeitung der einzelnen Aufgaben zu suchen [k-1].

Der Grund für die Aufteilung der AIRBUS Dokumentation – vor allem die frühzeitige Erstellung der FRDs und FDDs – zeigt sich in der Kommunalität derselben. So wird das Wartungshandbuch

Aircraft Maintenance Manual (AMM) durch diverse im Laufe des Entwicklungsprozesses entstandene Dokumente erzeugt (Abbildung 84). Ein Umstand, der eine klare, straffe Strukturierung und Gliederung voraussetzt.

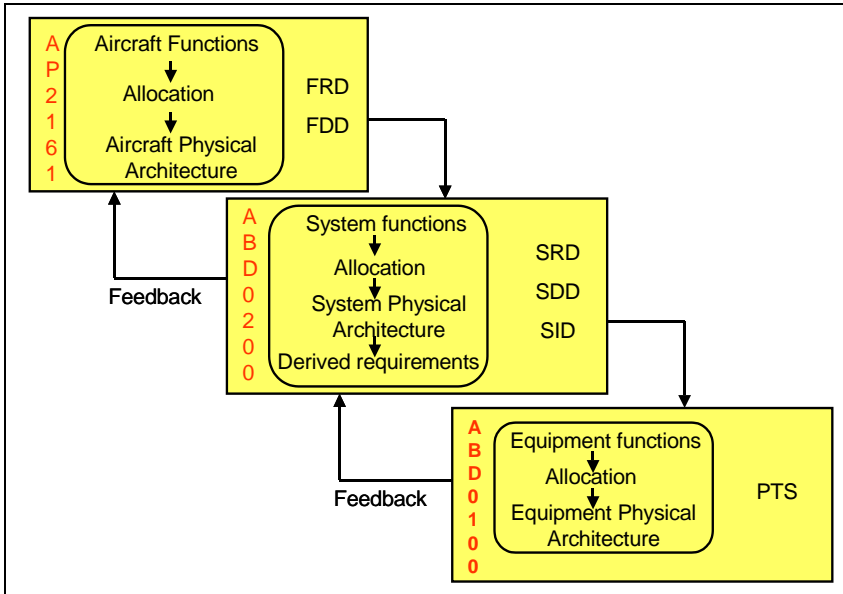


Abbildung 83: System Specification, Hierarchie, Quelle: Heitmann [h-3]

Eine weitere Möglichkeit der Dokumentstrukturierung wird in Abschnitt 4.4 durch eine intelligente Verknüpfung der Dokumente untereinander beschrieben.

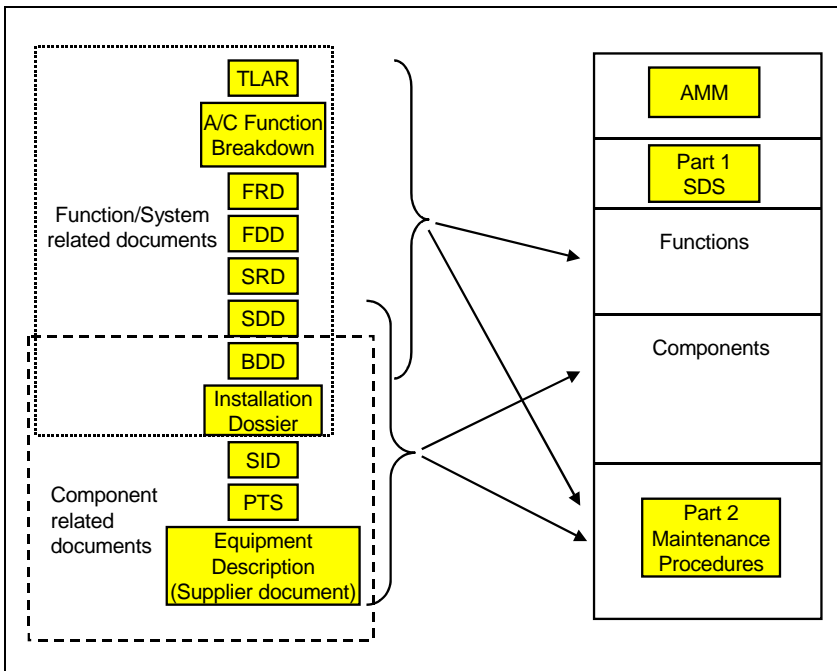


Abbildung 84: Dokumentenabhängigkeit am Beispiel von AIRBUS, Quelle: Heitmann [h-3]

Lebenslauf

Schulbildung

08/1975 - 07/1979 Grundschule Flehingen
08/1979 - 07/1988 Gymnasium Bretten Abschluß: Abitur.

Wehrdienst

08/1988 - 11/1988 Freistellung aufgrund einer Unfallverletzung im August 1988, Oberschenkelfraktur Entwurf von Design-Studien.

Pilotenschulung

03/1989 - 09/1989 Flugbereitschaft GmbH Privatpilotenlizenz PPL-A,
Karlsruhe nationales Flugfunkzeugnis BZF II.
11/1994 - 03/1995 Internationales Flugfunkzeugnis BZF I.

Studium

10/1989 - 12/1995 Luft- und Fachrichtungen: Flugmechanik &
Raumfahrttechnik Regelungstechnik und Luftfahrtantriebe.
Universität Stuttgart

Praktika

12/1988 - 03/1989 Hirsch & Attik GmbH, Grundpraktikum.
Kürnbach
10/1991 - 02/1992 Dornier Raumfahrt GmbH, Fachpraktikum.
Friedrichshafen

Berufserfahrung

01/1996 - 05/1997 Selbständigkeit Flugzeugentwurf und Windkanalversuche,
05/1996 - 08/1999 Projektierung eines privaten
eingetragen als Raumfahrtkonzeptes,
Ingenieurbüro Schnauffer Aufbau und Betreuung einer EDV-Anlage.
Aircraft, Oberderdingen
06/1997 - 08/1999 Fortführen der Arbeiten als nebenberufliche
Tätigkeit.

06/1997 - 04/2001 Entwicklungsingenieur / Entwicklung von Lichtanlagen für zivile
Konstrukteur und und militärische Luftfahrzeuge,
Projektingenieur Projektkoordination und -integration von
Hella Aerospace GmbH, Flugzeugbeleuchtungssystemen für Militär-
Lippstadt und Zivilflugzeuge.

Seit 05/2001 Wissenschaftl. Mitarbeiter Betreuung studentischer Konstruktionen im
Institut für Flugzeugbau, Bereich Flugzeugbau,
Universität Stuttgart Dissertation.