

CESAR: ENTWICKLUNG UND BAU EINES DYNAMISCH ÄHNLICHEN MODELLS EINES FLUGZEUGES DER ALLGEMEINEN LUFTFAHRT

G. Hahnen, W. Alles, R. Berting, D. Moormann,
Lehrstuhl für Flugdynamik, RWTH Aachen, 52062 Aachen, Deutschland

Zusammenfassung

CESAR („Cost Efficient Small AiRcraft“) ist ein Projekt des 6. europäischen Rahmenforschungsprogramms mit dem Ziel, die Wettbewerbsfähigkeit von europäischen Flugzeugherstellern der Allgemeinen Luftfahrt zu verbessern. Die Aufgabe im flugdynamischen Arbeitspaket innerhalb des Aerodynamic Designs lag darin, schon in einer frühen Entwurfsphase Form und Masseneigenschaften mit aerodynamischen Eigenschaften und Regelgesetzen optimierungsgestützt aufeinander abzustimmen. Zur Validierung wurden Flugversuchsdaten erzeugt und mit einer Parameteridentifizierung die flugmechanischen Kenngrößen ermittelt. Für den Nachweis des Ähnlichkeitsansatzes wurde im Rahmes des Projekts die EV-55 des tschechischen Herstellers Evektor als Demonstrationsbeispiel ausgewählt. Für dieses Flugzeug wurde ein dynamisch ähnliches Modell entwickelt und gebaut. Das Modell wurde in Halbschalenbauweise aus Glas- und Kohlefaserverbundstoffen hergestellt. Nach Fertigstellung dieses skalierten Modells wurden zunächst Roll- und Flugversuche durchgeführt. Im nächsten Schritt wurde dann die im Rahmen des Projektes von EADS Innovation Works entwickelte Flugmessausrüstung integriert. Anschließende Flugversuche mit vordefinierten Manövern dienen der Identifizierung der flugmechanischen Kenngrößen.

1. CESAR

CESAR (Cost Efficient Small AiRcraft) war von September 2006 bis Februar 2010 ein Projekt im Rahmen des 6. europäischen Rahmenforschungsprogramms. Ziel war es, die Wettbewerbsfähigkeit europäischer Flugzeughersteller im Segment der Allgemeinen Luftfahrt zu verbessern, insbesondere für kleine Regionalflugzeuge mit 5 bis 19 Passagieren, die als Zubringer eingesetzt werden [1]. Die Entwicklungszeit für Flugzeuge dieser Kategorie soll um 2 Jahre reduziert werden, die Kosten der Entwicklung um 20 % gesenkt und die Bau- und Unterhaltskosten um 16 % verringert werden. Auch die Antriebe für Flugzeuge dieser Kategorie sollen verbessert werden, ebenso wie ausgewählte Flugzeugkomponenten, so dass deren Wartungskosten verringert und die Sicherheit erhöht wird. Beteiligt an CESAR waren 39 Firmen, Forschungseinrichtungen und Hochschulen aus 14 europäischen Ländern. Aus Deutschland waren dies: DLR (Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt), EADS-IW (European Aeronautic Defence and Space Company - Innovation Works), TU München und RWTH Aachen. Das Gesamtbudget des Projektes betrug 33,7 Millionen Euro. Initiator und Leiter des Projektes war Ing. Karel Paiger vom VZLU (Výzkumný a zkušební letecký ústav) aus Tschechien. Das Projekt war unterteilt in 5 Arbeitspakete: Aerodynamischer Entwurf, Strukturentwurf, Antriebsintegration, optimierte Systeme sowie Integration und Validierung der neuen Design Konzepte. Jedes Arbeitspaket war wiederum in mehrere kleine Arbeitspakete unterteilt. Das Arbeitspaket 1 war z.B. aufgeteilt in „High Fidelity Design Tools“, „Advanced Wing“ und „Flight Dynamics“.

1.1. Aufgabe des Lehrstuhls für Flugdynamik

Der Lehrstuhl für Flugdynamik war im Arbeitspaket 1 (Aerodynamischer Entwurf) in Arbeitspaket 1.3 Flugdy-

namik an diesem Projekt beteiligt. Dieses Arbeitspaket war in zwei Unterpakete aufgeteilt. In Unterpaket 1.3.1 wurde ein Flight Dynamics Simulation SW-Tool, ein Handling-Qualities-Tool und ein Optimisation Tool erzeugt. Ziel der Tools war es, schon in der Entwurfsphase Aussagen über die flugmechanischen Eigenschaften eines Flugzeuges zu machen und diese gezielt zu optimieren. Aufgabe in Unterpaket 1.3.2 war es, eine Datenbasis für die Validierung der Tools zu schaffen. Dazu wurden die Referenzkonfigurationen, die für das Projekt festgelegt wurden, flugmechanisch identifiziert und diese Ergebnisse als Input für die Tools genutzt. Des Weiteren sollte ein dynamisch ähnliches Modell eines Referenzflugzeuges entwickelt, gebaut und identifiziert werden und ebenfalls für die Validation herangezogen werden.

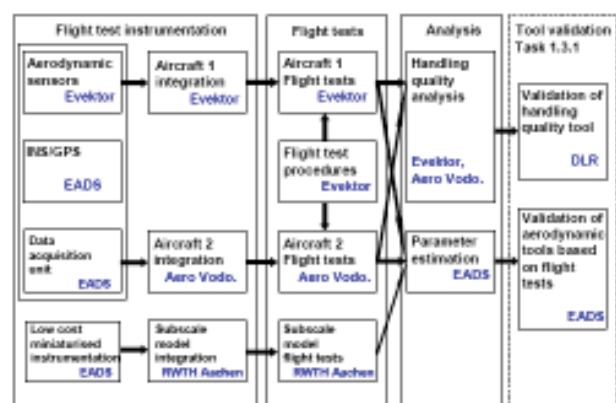


BILD 1. Gliederung von Unterpaket 1.3.2

Aufgabe des Lehrstuhls für Flugdynamik war es, ein dynamisch ähnliches Modell eines Beispielflugzeuges zu bauen und mit diesem Flugversuche durchzuführen. Die Flugversuche zur Identifizierung von flugmechanischen Kenngrößen wurden in Unterpaket 1.3.2 zusammen unter

der Federführung von Evektor definiert. Die Daten wurden im Rahmen des Projektes von EADS-IW ausgewertet, ebenso wie die Daten der Flugversuche mit den Referenzflugzeugen. Zusätzlich zu dem im Bild gezeigten wurde auch versucht, Teile der Messinstrumentierung sowohl im skalierten Modell als auch in den Referenzflugzeugen bei den Flugversuchen zu verwenden.

2. ENTWICKLUNG DES MODELLS

Die erste Entscheidung am Anfang bestand darin, auszuwählen, welches Flugzeug für die Skalierung benutzt werden sollte. Im Arbeitspaket 1 sind zu Beginn des Projektes 2 Flugzeuge als Referenzkonfigurationen ausgewählt worden. Zum einen die Ae270 von Aero Vodochody und zum anderen die EV-55 von Evektor. Bei den genannten Modellen handelt es sich um Erstentwicklungen der tschechischen Flugzeughersteller. Während es bereits einen fertigen Prototypen der Ae270 gab, war der der EV-55 noch in der ersten Bauphase.



BILD 2. Ae270 von Aero Vodochody

Die Ae270 von Aero Vodochody ist ein einmotoriger Tiefdecker. Sie hat einen 4-Blatt-Propeller, der Turboprop-Antrieb liefert bis zu 680 kW und kann 1200 kg Fracht oder bis zu 9 Passagiere befördern. Ihre Reisefluggeschwindigkeit liegt bei ca. 400 km/h und sie hat ein MTOW von 3300 kg. Die Spannweite beträgt 13,8 m bei einer Länge von 12,24 m und einer Höhe von 4,79 m.



BILD 3. EV-55 Outback von Evektor

Die EV-55 ist ein zweimotoriger Hochdecker von Evektor. Sie kann 9 bis 14 Passagiere oder 1824 kg Fracht befördern bei einem MTOW von 4600 kg. Die Motoren liefern jeweils 400 kW und haben 4-Blatt-Propeller. Ihre Reisefluggeschwindigkeit liegt bei ca. 400 km/h. Die Spannweite beträgt 16,1 m bei einer Länge von 14,35 m und einer Höhe von 4,66 m.

Mit beiden Referenzflugzeugen sollten die Flugversuche zur Datengewinnung für die Identifikation und Anwendung in den Tools durchgeführt werden.

Es wurde die EV-55 Outback als Referenzflugzeug für die Skalierung ausgewählt, da die Variante mit den 2 Motoren interessanter war und eine solche Konfiguration noch nicht als Modell am Lehrstuhl realisiert worden ist. Außerdem war Aero Vodochody kurz nach Beginn des CESAR-

Projektes aus diesem wieder ausgestiegen und es war unklar, welches Flugzeug nun als zweites Flugzeug für die Flüge genutzt werden sollte.

Später stieg Aero Vodochody wieder ins Projekt ein und die Ae270 wurde für die Testflüge genutzt. Der Bau des ersten Prototyps der EV-55 Outback verzögerte sich immer weiter, so dass schließlich die VUT100 Cobra von Evektor für die Flugversuche genutzt wurde.

2.1. Dynamische Ähnlichkeit

Verschiedenartige physikalische Probleme heißen „dynamisch ähnlich“, wenn sie dieselben dimensionslosen Gleichungen und dieselben dimensionslosen Parameter haben. Dies heißt insbesondere, dass die voneinander unabhängig wirkenden Kräfte im gleichen Verhältnis zueinander stehen müssen. [2]

Entscheidend ist nun die Auswahl der dimensionslosen Kennzahlen, die für das Original und das Modell gleich sein sollen. Dabei müssen für die 3 Eigenschaften Länge, Masse und Zeit insgesamt 3 Kennzahlen ausgewählt werden.

Für die geometrische Ähnlichkeit wird die Länge direkt mit dem Skalierungsfaktor N skaliert, so dass sich für das Verhältnis der Längen von Modell und Original ergibt:

$$(1) \frac{l_m}{l_o} = N$$

Für die Dimension Masse wird die Kennzahl der relativen Massedichte ausgewählt, wobei die unterschiedlichen Flughöhen berücksichtigt werden.

$$(2) \mu_m = \mu_o = \frac{m_o}{\rho_o \cdot l_o^3}$$

$$(3) \frac{m_m}{m_o} = \frac{\rho_m}{\rho_o} N^3$$

Die Dimension der Zeit wird mit Hilfe der Froude-Zahl skaliert. Die Froude-Zahl ist definiert als das Verhältnis von Schwerkraft zu Trägheitskräften und ergibt sich für den Fall von Flugzeugen zu:

$$(4) Fr = \frac{v}{\sqrt{l \cdot g}}$$

Mit der Bedingung von einer gleichen Froude-Zahl ergibt sich für die Geschwindigkeit:

$$(5) \frac{v_m}{v_o} = \sqrt{N}$$

Wird aus dieser Gleichung das Längenverhältnis durch den Skalierungsfaktor N ersetzt, so erhält man für das Verhältnis der Zeit:

$$(6) \frac{t_m}{t_o} = \sqrt{N}$$

Mit diesen Verhältnissen lassen sich alle anderen Verhältnisse berechnen.

Von besonderem Interesse sind noch die Trägheitsmomente und die Reynoldszahlen. Für die Trägheitsmomen-

te von Modell und Original ergibt sich folgendes Verhältnis:

$$(7) \quad \frac{I_m}{I_o} = \frac{\rho_m}{\rho_o} N^5$$

Für eine vollständige Ähnlichkeit müsste auch die Reynoldszahl von Modell und Original gleich sein. Für das Verhältnis der Reynoldszahlen ergibt sich jedoch:

$$(8) \quad \frac{Re_m}{Re_o} = \frac{v_o}{v_m} N^{3/2}$$

Für eine exakte Ähnlichkeit müsste man das Medium in dem geflogen wird also so weit verändern, dass beide Reynoldszahlen gleich sind. Dies ist jedoch für große freifliegende Modelle nicht einfach möglich. So lange jedoch die kritische Reynoldszahl für das Modell überschritten wird und eine turbulente Strömung herrscht, kann der Unterschied in der Reynoldszahl vernachlässigt werden.

Länge	$l_m = l_o N$
rel. Flugzeugmassendichte	$\mu_m = \mu_o$
Masse	$m_m = m_o \frac{\rho_m}{\rho_o} N^3$
Trägheitsmomente	$I_m = I_o \frac{\rho_m}{\rho_o} N^5$
Geschwindigkeit	$v_m = v_o \sqrt{N}$
Zeit	$t_m = t_o \sqrt{N}$
Beschleunigung	$a_m = a_o$
Winkelgeschwindigkeit	$\omega_m = \omega_o \frac{1}{\sqrt{N}}$
Reynoldszahl	$Re_m = Re_o \frac{v_o}{v_m} N^{3/2}$

TAB 1. Übersicht der Umrechnungen

2.2. Anwendung auf die EV-55

Das Modell wurde als eine exakte Verkleinerung der EV-55 Outback angefertigt ohne Geometrien oder Profile zu verändern. Der Maßstab für das Modell ist das Erste, was bei der Entwicklung fest gelegt werden musste. Für die Wahl des Maßstabes sind neben der Berücksichtigung

der Ähnlichkeit zwei weitere Grenzen von Bedeutung.

Modellflugzeuge mit einem maximalen Gewicht von 25 kg müssen nicht zugelassen werden. Um den Aufwand der Zulassung zu umgehen, wurden die 25 kg als maximales Gewicht des Modells fest gelegt.

Benutzt man die Gleichung (3) für das Massenverhältnis, so kann mit dem maximalen Gewicht des Originals von 4600 kg und dem des Modells ein Maßstab von 1 : 6,27 berechnet werden. Für das minimale Gewicht des Originals von 2761 kg ergibt sich ein Maßstab von 1 : 4,86. Mit dem Maßstab von 1 : 6,27 wäre es möglich, mit dem Modell alle Gewichtskonfigurationen des Originals abzubilden.

Eine weitere Grenze für das Modell ist die Flächenbelastung. Modellflugzeuge haben in der Regel eine Flächenbelastung bis 100 N/m². Für die in Frage kommenden Maßstäbe ergeben sich Werte von 230 – 380 N/m². Somit wird die Flächenbelastung zwischen zwei- und viermal so hoch wie die eines einfachen Modellflugzeugs. Dementsprechend steigen die Anforderungen an den Piloten, da eine höhere Flächenbelastung eine höhere Geschwindigkeit des Modells bedeutet.

Somit soll zum einen das Modell möglichst groß sein, damit die Reynoldszahl nicht zu klein wird, auf der anderen Seite ist die Größe durch das Gesamtgewicht des Modells begrenzt.

Der günstigste Fall hinsichtlich der Reynoldszahl ergibt sich bei der maximalen Flughöhe des Originals von 2000 m und einer minimalen Flughöhe des Modells annähernd auf Bodenniveau (0 m). Für den Maßstab des skalierten Modells bei maximalen Gewicht ergibt sich eine Reynoldszahl von $4,85 \cdot 10^5$ bei einer Geschwindigkeit von 28 m/s. Mit dem Maßstab für das minimale Gewicht des Originalflugzeuges berechnet sich die Reynoldszahl zu $6,29 \cdot 10^5$ für die gleiche Geschwindigkeit. Da die kritische Reynoldszahl für den Übergang von laminarer zu turbulenter Strömung bei ca. $Re = 10^5$ liegt, stellt dies für die Wahl des Maßstabes des Modells kein Problem dar. Allerdings ist es besser, je größer die Reynoldszahl ist und somit sicherer im turbulenten Bereich liegt.

Es wurde ein Maßstab von 1:5,7 gewählt. Damit ergeben sich folgende Werte:

1:5,7	Modell	Original
Max. Gewicht	25 kg	3525 (4700) kg
Spannweite	2,8 m	16,1 m
Länge	2,23 m	14,35 m
Max. Geschw.	35 m/s	83,6 (113) m/s
Flughöhe	100 m	2000 m
Re	$6,63 \cdot 10^5$	$7,14 \cdot 10^6$
Flächenbelastung	316 N/m²	1372 N/m²

TAB 2. Daten von Modell und Original im Vergleich

Das maximale Gewicht und die maximale Geschwindigkeit des Originalflugzeuges sind die übertragenen Werte, die sich ergeben, wenn die Daten des skalierten Modells auf das Originalflugzeug umgerechnet werden. In Klammern stehen die Werte des Originalflugzeuges.

2.3. Auslegung des Modells

Nachdem die Größe und Masse der skalierten EV-55 Outback, im folgendem nur noch Modell genannt, fest standen, musste entschieden werden, wie das Modell gebaut wird. Das Modell muss einerseits so leicht wie möglich sein, um genug Gewicht für die Messinstrumentierung und Datenaufzeichnung zu erhalten. Auf der anderen Seite muss das Modell natürlich die auf es wirkenden Kräfte und Momente aushalten und tragen können. Der Flügel muss den Auftrieb und die daraus resultierenden Kräfte und Momente kompensieren, der Rumpf muss steif genug sein, damit er sich nicht verformt und der Landestoß muss aufgefangen werden.

Für den Bau des Modells wurde entschieden, dieses aus Glas- und Kohlefaserverbundwerkstoffen zu bauen. Mit Ausnahme des Höhenleitwerks wurden alle Teile in Halbschalenbauweise gebaut. Dieses wurde direkt in Positivbauweise gebaut. Alle Bauteile habe als äußerste Schicht Glasfasergewebe mit einem Gewicht von 80 g/m², um eine glatte Oberfläche zu erreichen.

Der Rumpf wurde aus zwei Schichten Glasfasergewebe gebaut. Eine Schicht mit einem Gewicht von 160 g/m² und die zweite mit 240 g/m². Um genügend Steifigkeit zu erhalten, wurden rundum mehrere Stringer mit 15 mm Durchmesser von innen aufgebracht. An speziellen Stellen, an denen Kräfte eingeleitet und aufgenommen werden müssen, wurde geplant, Spanten aus 5 mm Flugzeugsperrholz einzubauen.



BILD 4. Rumpfhälften mit Einbauten

Für die Befestigung des Bugfahrwerks wurde ein Spant im vorderen Rumpfbereich vorgesehen. Das Hauptfahrwerk sollte an einem längs im Rumpf liegenden Spant befestigt werden, der zusätzlich mit 2 im Mittelteil des Rumpfes sitzenden Spanten verbunden ist. Diese beiden Spanten sitzen direkt vor und hinter dem Rumpf-Flügel-Übergang und nehmen vor allem die Kräfte der Flügelbefestigung auf. Außerdem wird durch diese 3 Spanten die „tragende Box“ in der Mitte des Modells gebildet, die die großen Kräfte der Landung aufnehmen soll. Ein weiterer Spant sitzt ganz vorne im Bug. An ihm wird die Halterung des Nasenbaums befestigt.

Der Flügel wurde aus zwei Schichten Kohlefasergewebe mit einem Gewicht von 160 g/m² gebaut und dazwischen ist eine 2 mm Schicht aus Airex. Dieser ist so dimensioniert, dass die in der Außenhaut auftretenden Schubkräfte durch diese Schichten aufgenommen werden können. Der Holm des Flügels wurde über die Auftriebsverteilung bei dem maximalen Lastvielfachen dimensioniert. Daraus ergab sich bei einer Holmbreite von 25 mm eine maximale Holmhöhe von 3 mm. Da das Biegemoment an der Flügelwurzel am stärksten ist und nach außen hin abnimmt, wurde ab der Mitte des Flügels die Anzahl der Rovingschichten von 10 auf 5 am Flügelende reduziert. Wichtig war, dass der Holm in seiner maximalen Stärke bis zur Befestigung der Motorgondeln am Flügel reicht, da die Befestigung der Motorgondeln in den Holm integriert wurde.

Das Seitenleitwerk, das auch das Höhenleitwerk trägt, wurde in der gleichen Weise gebaut wie der Flügel. Um ein Beulen oder Knicken an der Anschlussstelle von Rumpf und Seitenleitwerk zu verhindern, ist der Rumpf an dieser Stelle mit einem Spant geschlossen worden.

Das Höhenleitwerk wurde direkt aus Bauschaum geschnitten, mit einer Schicht Balsaholz beplankt und anschließend mit einer 80 g/m²-Glasfasergewebelage überzogen, bevor die Lackierung aufgebracht wurde.

Das Fahrwerk muss die 25 kg des Modells bei der Landung tragen können. Es wurde in Zusammenarbeit mit HAWE Modelltechnik entworfen und dort gebaut. Das Fahrwerk besteht aus 2 Hauptfahrwerken mit je einem Rad und einem Bugfahrwerk mit 2 Rädern. Außerdem ist der Platz durch die Rumpfform limitiert. Deswegen wurde die Form des Fahrwerks vom Original adaptiert. Die Fahrwerke werden über einen Druckzylinder gesteuert und das Steuerungsventil mittels eines Servos betrieben. Die Hauptfahrwerke haben noch zusätzlich eine Bremse, die ebenfalls über Druckluft aus einem separaten Druckbehälter angesteuert werden. Das Hauptfahrwerk muss in der Lage sein, das komplette Gewicht des Modells zu tragen, während das Bugfahrwerk nur einen Teil davon tragen können muss. Bei vorderster Schwerpunktlage ergibt sich eine Last auf das Bugfahrwerk von maximal 5 kg.

Die Auslegung des Motors ist auch von entscheidender Bedeutung. Wendet man die Ähnlichkeitsgesetze auf die Leistung an, so ergibt sich eine Leistung von 1,2 kW je Motor.

$$(9) \quad \frac{P_m}{P_o} = \frac{\rho_m}{\rho_o} N^{7/2}$$

Im einfachen Modellbau gibt es eine grobe Richtlinie für die Auslegung eines Motors von 130 W/kg. Das ergibt für beide Motoren zusammen eine Leistung von 3,25 kW für das Modell mit 25 kg.

Den Strom für den Motor sollen Lithium-Polymer-Akkus liefern. Insgesamt 10 Zellen je Motor liefern eine Nennspannung von 37 V. Die 10 Zellen werden aus zwei 5er Packs gebildet, die, um Gewicht bei den Stromkabeln zu sparen, in den Motorgondeln untergebracht wurden.

Bei den Propellern wurde versucht, sich am Original zu orientieren und somit wurde ein 4-Blatt-Verstellpropeller mit 14" Durchmesser ausgesucht. Um dessen Anforderungen an die Drehzahl zu erfüllen, wurde der ausgesuchte Motor in einer Sonderausführung bestellt. Die Motoren haben eine Dauerleistung von 1,8 kW und sind so gewickelt, dass sie 200 U/min/V liefern können. Mit der Nennspannung von 37 V ergibt sich so eine Drehzahl von 7400 U/min bei einer maximal zulässigen Drehzahl der

Blätter von 8000 U/min.

Für die Steuerung des Modells wurde die neue 2,4 GHz-Technologie vorgesehen. Das 2,4 GHz-System gewährt eine deutlich gesteigerte Empfangsqualität und Reichweite und somit einen höheren Schutz gegen Verlust des Steuersignals.

3. BAU DES MODELLS

Der Bau des Modells gliederte sich in mehrere Abschnitte. Zuerst mussten die positiven Formen der einzelnen Teile hergestellt werden. Anschließend wurden diese abgeformt um somit die negativen Formen zu erstellen. Mit diesen negativen Formen konnten dann die eigentlich Halbschalen der Teile abgeformt werden. Aus diesen kann dann das Modell zusammengebaut werden.

3.1. Positiv Formen

Die Geometrie wurde durch einfaches Skalieren der Konstruktionszeichnung in CATIA erstellt. Daraus konnten alle benötigten Zeichnungen und Schnitte erstellt werden. Da die meisten Teile in Halbschalenbauweise hergestellt werden sollten, wurden zuerst positive Formen der einzelnen Teile benötigt um diese abformen zu können. Mit einer Styroschneideanlage wurde der Großteil der positiven Formen hergestellt. Insbesondere die verschiedenen Profile für Flügel, Höhen- und Seitenleitwerk wurden damit geschnitten.

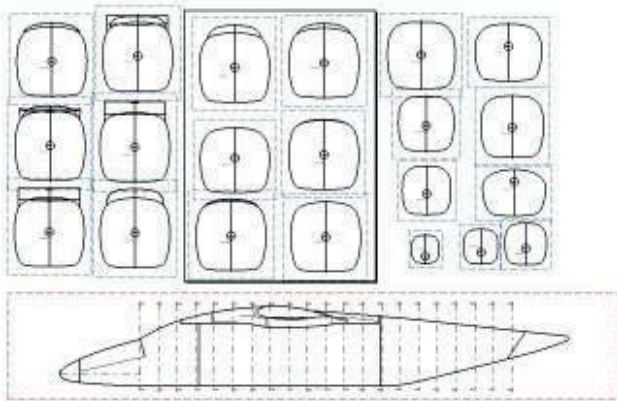


BILD 5. Aufteilung des Rumpfes in Segmente

Für die positive Form des Rumpfes wurde der Rumpf in Segmente mit 80 mm Breite unterteilt. Die sich ergebenden Schnitte wurden auf Holz aufgeklebt und ausgeschnitten und dann auf einer Helling aufgereiht. Gefüllt wurden die Segmente mit Bauschaumplatten deren Außenkontur grob mit einer Säge vorgeschritten wurde. Die ganzen einzelnen Rumpfschnitte aus Holz wurden auf der Hellingstange aufgereiht, ausgerichtet und miteinander verklebt. Anschließend wurde mit einem heißen Draht die Rumpfkantur geschnitten. Bis zur finalen Form musste dann noch mehrmals gespachtelt und geschliffen werden. Der Nasenkonus und der Heckkonus wurden separat gefertigt.



BILD 6. Rumpfform auf Helling mit Nase- und Heckkonus

Für die positive Form des Gesamtflügels wurde jede Hälfte in 3 Segmente unterteilt. Das innere Segment beginnt in der Flügelmitte und geht bis zum Beginn der Wölbklappen. Das mittlere Segment ist genauso lang wie die Wölbklappen und das äußere Segment beginnt am Ende der Wölbklappen und geht bis zum Flügelende. Die Segmente des ausgeschnittenen Flügels wurden auf einer Vorrichtung, die die V-Stellung der Flügel hatte, zusammengeklebt und mit einer Schicht Glasfasergewebe überzogen.



BILD 7. Zusammensetzen der Flügelsegmente

Die Querruder sind in der positiven Form enthalten und wurden erst ganz zum Schluss ausgeschnitten. Die Wölbklappen jedoch sind ausgenommen und wurden separat hergestellt. Deren positive Formen konnten direkt aus dem Baustoffschäum geschnitten werden und wurden dann mit einer Schicht Glasfasergewebe überzogen und anschließend lackiert.

Die positive Form des Seitenleitwerks konnte genau wie die Wölbklappen erstellt werden. Sie wurde mit der positiven Form des Rumpfes zu einer Form zusammengeklebt. Außerdem wurde nun das Übergangsstück von Seitenleitwerk zu Rumpf gefertigt und angepasst. Aus der positiven Form des Seitenleitwerks wurde das Seitenruder ausgeschnitten und dessen Vorderkante erstellt. Somit wurde für das Seitenruder eine eigene Form geschaffen. Ebenfalls eine eigene Form wurde für die Motorgondeln erstellt.



BILD 8. Positive Formen

Besondere Beachtung musste zu diesem Zeitpunkt schon dem Flügel-Rumpf-Übergang gegeben werden, denn am späterem abgeformtem Modell kann nicht mehr so viel zur Korrektur geschliffen werden, ohne eine Gefährdung der Strukturfestigkeit zu riskieren.



BILD 9. Zusammengesetzte positive Formen

Deswegen wurden die beiden Formen von Flügel und Rumpf inklusive Seitenleitwerk zu Testzwecken zusammen gesteckt.

Das Höhenleitwerk wurde direkt in positiver Bauweise gebaut. Das Profil wurde aus Bauschaumstoff mittels der Schneideanlage geschnitten. Anschließend wurde es mit einer Schicht aus dünnem Balsaholz beplankt. Nun wurden die Höhenruder ausgeschnitten und deren Nase geformt. Anschließend wurden alle Teile des Höhenleitwerks mit einer Schicht 80 g/m²-Glasfasergewebe überzogen. Zum Schluss wurden sie weiß lackiert.

3.2. Negativ-Formen

Nachdem die positiven Formen fertig gestellt wurden, konnten von ihnen die negativen Formen erstellt werden. Zunächst muss die Trennebene festgelegt werden. Anschließend wird eine Hilfsvorrichtung gebaut, in die die positive Form eingesetzt werden kann um eine Hälfte abzuformen.



BILD 10. Positive Rumpfform in Hilfsvorrichtung

Für die Formen von Rumpf inklusive Seitenleitwerk mussten jedoch 4 Trennungen durchgeführt werden, da sonst zum einen bei der Fahrwerksverkleidung und zum anderen beim Flügelanschluss eine Hinterschneidung auftritt. Die Formen wurden zuerst mit schwarzem Formenharz bestrichen, bevor die erste dünne Lage Glasfasergewebe auflaminiert wurde. Anschließend wurden immer dicker werdende Lagen Glasfasergewebe auflaminiert, um die Form möglichst steif zu bekommen. Bei den kleineren Formen wie Triebwerksgondel, Seitenruder und Wölbklappen wurde am Rand ein Steg hochlaminiert um Steifigkeit für die ganze Form zu erreichen. Bei den großen Formen von Flügel und Rumpf wurde für jede Formenhälfte eine Stahlkonstruktion zusammen geschweißt, die am Schluss in die Form mit einlaminiert wurde.

3.3. Abformen der Einzelteile

Die negativen Formen wurden zuerst mehrmals gewachst, um die Teile später aus der Form lösen zu können. Dann wurden die Formen lackiert und der Lack trocknen gelas-

sen. Dann konnte mit dem Laminieren der einzelnen Halbschalen begonnen werden. Zuerst wurde ein Lage 80 g/m²-Glasfasergewebe in die Form gelegt, bevor dann die weiteren Lagen entsprechend der festgelegten Bauweise gelegt wurden. Dies musste mit besonderer Sorgfalt geschehen um einerseits nicht unnötig viel Harz zu verwenden und so die Struktur unnötig schwer zu machen. Andererseits darf aber auch nicht zu wenig verwendet werden, so dass die Schichten nicht fest genug halten und es z.B. während des Fluges zur Delamination kommt. Nachdem die Halbschalen ausgehärtet waren, wurden zuerst die Ränder besäumt. Dann wurden verschiedene Einbauten vorbereitet und vorgenommen. Die Spanten wurden angepasst und in eine Hälfte eingeharzt, in den Flügel wurde der Holm einlaminiert, die Kabel für die Ansteuerung der Steuerflächen und für die Sensoren verlegt und verschiedene Verstärkungen schon eingeharzt (z.B. für die Befestigung des Flügels am Rumpf). Auch das Hauptfahrwerk wurde schon eingebaut, da es später schwieriger ist, nur indem es zerlegt wird, dieses Ein- oder Auszubauen. Nachdem alle notwendigen Einbauten vorgenommen wurden konnten die Formen geschlossen werden.



BILD 11. Flügelhälften kurz vorm Schließen

3.4. Zusammenbau des Modells

Nach dem alle Einzelteile von der Form her erstellt wurden, mussten nun die Steuerflächen und deren Anlenkung gebaut werden. Außerdem benötigt jede Steuerfläche einen Sensor, um die Auslenkung der jeweiligen Steuerfläche messen zu können. Dazu wurden an jede Steuerfläche Potentiometer angebracht und diese mit der jeweiligen Ruderachse verbunden. Damit die Auslenkung korrekt gemessen wird, muss noch die Ruderachse mit dem Ruder formschlüssig verbunden werden.

Aus dem Flügel wurden die Querruder ausgeschnitten und eine Führung für die Wölbklappen gebaut. Es wurde entschieden, mit festen Ausschlägen der Wölbklappen zu fliegen. Für verschiedene Wölbklappenausschläge wurden nun Fixierungen gebaut. Ein Motorträger wurde an den Flügel angepasst und festgeschraubt, um den Motor, die Akkus und den Steller zu halten. Für das Seitenruder mussten Ruderaufnahmen ans Seitenleitwerk montiert werden und die Befestigung der Höhenleitwerke am Seitenleitwerk gebaut. Aus dem Rumpf wurden die Fahrwerksklappen ausgeschnitten. Die Anlenkung dieser wurde beim Bugfahrwerk mittels eines Servos realisiert. Die Hauptfahrwerksklappen wurden zweigeteilt. Die eine Hälfte

te ist mit dem Fahrwerk verbunden und wird durch dieses geführt. Die andere Hälfte wird mit einer Feder aufgedrückt, ist jedoch mit einem Gummiband am Rumpf befestigt. Führt das Fahrwerk ein, so nimmt das Bein des Fahrwerks dieses Gummi mit und drückt so die innere Klappe zu.



BILD 12. fertiges Modell

Nachdem alles eingebaut und verkabelt war, konnten die ersten Tests mit dem Modell begonnen werden. Dazu musste noch die Fernsteuerung programmiert werden.

3.5. Messinstrumentierung

Die Messinstrumentierung war Aufgabe von EADS-IW und wurde in Zusammenarbeit mit dem Lehrstuhl für Flugdynamik für das Modell entwickelt. Dabei sollten so viele Teile wie möglich auch in den Referenzflugzeugen Verwendung finden. In allen Flugzeugen wurde ein Mini-PC für die Datenaufzeichnung genutzt. Die Erfassung der meisten Daten geschieht über ein Multifunktions-Datenerfassungsgerät von National Instruments. Die Inertial- und GPS-Daten werden in einer Einheit (MMQG von Systron Donner) aufgezeichnet und über einen Seriell-USB-Wandler an den PC weitergeleitet. Diese Komponenten werden sowohl in den Referenzflugzeugen als auch im Modell verwendet. Allerdings wurden die Gehäuse der Instrumente für die Anwendung im Modell so weit wie möglich entfernt, um Gewicht zu sparen.

Alle weiteren Sensoren sind speziell für das Modell. Die Messung der Ruderwinkel geschieht über eingebaute Potentiometer in den Ruderachsen. Die Anströmungsdaten werden über einen Nasenbaum erfasst. Dieser misst den Anstell- und Schiebewinkel sowie den statischen und den Gesamtdruck. Die Temperatur wird über ein Pt100-Thermoelement gemessen. Die Daten werden in einen selbst gebauten Messverstärker gegeben, von wo sie dann an das Datenerfassungsgerät weiter geleitet werden. Die Drehzahl jeden Motors wird von einem speziellem Ausgang des Drehzahlstellers an das Datenerfassungsgerät weitergegeben.

4. TESTS

Diverse Tests, noch komplett ohne Messinstrumentierung, wurden durchgeführt bevor das Modell zu den Messflügen starten kann. Des Weiteren musste die Steigung der Propeller eingestellt werden. Dazu wurden Schubmes-

sungen im Windkanal durchgeführt, um einen guten Kompromiss zwischen Standschub und Schub im Flug zu finden. Die Einstellung von beiden Propellern auf die gleiche Steigung gestaltete sich leider nicht so einfach, da die Einstellung nicht präzise genug abgelesen werden konnte. Deswegen wurde eine Propeller-Steller-Motor-Kombination auf einen Standschub eingestellt und anschließend so gut wie möglich versucht die zweite Kombination daran anzugleichen. Allerdings blieb eine kleine Restabweichung, die aber nicht mehr als 1% des Schubes ausmachte.

Zuerst wurde ein einfacher Funktionstest aller Steuerorgane am Boden durchgeführt. Der nächste Test war dann schon ein Rollversuch auf einer asphaltierten Teststrecke. Bei diesem stellte sich heraus, dass das Modell sehr stark auf die Lenkung des Bugfahrwerks reagiert. Da jedoch die nächsten Flüge auf einer Graspiste durchgeführt werden sollten, wurde auf eine Änderung des Steuerungsverhaltens verzichtet.



BILD 13. Erstflug des Modells

Der Erstflug des Modells war nur von kurzer Dauer, da die Stabilität nicht gegeben war. Bei diesem Flug hatte man versucht mit dem maximalen Klappenausschlag der Wölbklappen zu fliegen. Dieser wurde anschließend reduziert und es wurde auch entschieden den Schwerpunkt weiter nach vorne zu verlegen. Dazu wurde in die Aufnahme des Nasenbaums ein Gewicht platziert.

Beim nächsten Testflug mit deutlich verringertem Wölbklappenausschlag, nur ca. 5°, flog das Modell schon sicher in die Luft und konnte ein paar Runden drehen, bevor es sanft landete. Allerdings berichtete der Pilot, dass er kontinuierlich mit Vollgas fliegen musste und so wurde entschieden Propeller mit größerem Durchmesser zu verwenden um mehr Schub erzeugen zu können. Es hätte auch die Steigung der Propellerblätter erhöht werden können, allerdings hätte man dann den Standschub verringert und die Propeller boten nicht mehr genug Potential für eine Schuberrhöhung.



BILD 14. Modell im Testflug

5. AUSBLICK

Nach den Messflügen, werden die Daten sowohl bei EADS-IW, als auch am Lehrstuhl für Flugdynamik ausgewertet und eine Identifikation des Modells durchgeführt. Mit Hilfe der Ähnlichkeitsgleichungen ist es dann möglich, von den identifizierten Eigenschaften des Modells die Eigenschaften der EV-55 Outback zu berechnen.



BILD 15.EV-55 Outback

Zur Validierung dieser identifizierten Eigenschaften wäre es optimal, sie mit den identifizierten Eigenschaften aus Flugversuchen mit dem Original zu vergleichen.

Im Rahmen des CESAR-Projektes sollte vor allem die Anwendung der dynamischen Ähnlichkeit gezeigt werden. In der Entwicklung vor allem von Experimentalflugzeugen wird dieser Ansatz ausgiebig genutzt, in der Branche der allgemeinen Luftfahrt hingegen so gut wie nicht. Hier sollte gezeigt werden, dass dies mit geringem Aufwand möglich ist. Das Modell ist deutlich kostengünstiger als ein erster Prototyp und mit ihm können schon die Eigenschaften des Originals erprobt werden. Gerade wenn es um die Wirksamkeit von Steuerflächen oder das Trudelverhalten geht, ist ein skaliertes dynamisch ähnliches Modell günstiger und schneller verfügbar als ein Prototyp. Insbesondere bei gefährlichen Manövern wie der Trudelerprobung ist das Sicherheitsrisiko deutlich geringer. Des Weiteren kann es schon in einer frühen Phase der Entwicklung eines Flugzeuges gebaut werden und gute Aussagen über die Eigenschaften des späteren Flugzeuges geben. Bei potentiellen Fehlern in der Auslegung können diese deutlich kostengünstiger behoben werden, als wenn schon die ersten Prototypen gebaut wurden.

6. SYMBOLVERZEICHNIS

I	Trägheitsmoment
N	Maßstab
a	Beschleunigung
g	Erdbeschleunigung
l	Länge
m	Masse
t	Zeit
v	Geschwindigkeit
μ	relative Flugzeugmassendichte
ν	dynamische Viskosität
ρ	Dichte
ω	Winkelgeschwindigkeit

Indizes

m	Modell
o	Original

Dimensionslose Kennzahlen

Fr	Froude-Zahl
Re	Reynoldszahl

- [1] K. Paiger, CESAR – A Challenge for General Aviation in Europe, Czech Aerospace Proceedings No. 3 / 2009, S. 2 - 4
- [2] G. H. Jirka, Universitätsverlag Karlsruhe, Einführung in die Hydromechanik, Karlsruhe 2007