

AUFBAU VON BODENSIMULATOREN FÜR DIE VORBEREITUNG VON WISSENSCHAFTLICHEN FLUGVERSUCHEN

C.Seehof, P.Saager
Institut für Flugsystemtechnik
Abteilung Flugdynamik und Simulation
Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig
Deutschland

ZUSAMMENFASSUNG

Das Deutsche Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR) betreibt am Standort Braunschweig die Flugversuchsträger ATTAS (Advanced Technologies Testing Aircraft System) und FHS (Flying Helicopter Simulator). In naher Zukunft wird der neue Flugversuchsträger ATRA (Advanced Technologies Research Aircraft) eingesetzt werden. Im Rahmen von Forschungsvorhaben wird mit diesen der Einsatz neuester Technologien erprobt. Die in Bezug auf Lufttüchtigkeit und Durchführbarkeit notwendigen Flugversuche werden in Bodensimulatoren am Institut für Flugsystemtechnik vorbereitet. Dieser Vortrag stellt das Nutzungsspektrum der Bodensimulatoren vor. Die Anlagen werden bezüglich ihrer Hard- und Softwarestruktur beschrieben. An Hand einer neu eingerüsteten Anlage zur Erzeugung von Steuerkräften werden die Anforderungen an Simulatorkomponenten eines Hubschraubersimulators aufgezeigt. Am Beispiel der Steuerkraftsimulation Vor- und Nachteile des Einsatzes eines originalen Hubschraubercockpits einschließlich der originär für den Flugbetrieb optimierten Schnittstellen betrachtet.

EINLEITUNG

Zur Durchführung von wissenschaftlichen Flugversuchen werden die Flugversuchsträger VFW614 ATTAS (Advanced Technologies Testing Aircraft System) und EC135 FHS (Fliegender Hubschrauber Simulator) und demnächst A320 ATRA (Advanced Technologies Research Aircraft) betrieben und eingesetzt. Sie dienen der Entwicklung und Erprobung neuester Technologien und Verfahren in der Luftfahrt.

Für die Vorbereitung der Flugversuche mit den Flugversuchsträgern ATTAS und FHS sind im Institut für Flugsystemtechnik Festsitz-Boden-Simulatoren (Abb. 1, Abb. 2) aufgebaut worden, mit deren Hilfe die Funktionalität der eingesetzten Systeme getestet werden kann [1] [2] [3] [4]. Ein neuer Simulator für den ATRA wird zur Zeit konzipiert und im Rahmen des Neuaufbaus eines Simulatorzentrums in Braunschweig erstellt.

Die Simulatoren werden zur Unterstützung der im Rahmen von wissenschaftlichen Themen durchzuführenden Forschungsarbeiten eingesetzt. Die Hard- und Softwarestruktur der Anlagen ist daher weitestgehend diesem Nutzungsspektrum angepasst. Besondere Beachtung findet die unbedingte Kompatibilität der Simulatoren zu systemrelevanten Komponenten der Flugversuchsträger. Ein wichtiger Aspekt dabei ist unter anderem die genaue Nachbildung der Dynamik der Pilot-Controls durch geeignete Control-Load-Systeme. Ziel des Papers ist es, eine Beschreibung des hard- und softwareseitigen Aufbaus

der Simulatoren zu geben und die speziellen Aspekte bezüglich des Einsatzes eines Steuerkraftsystems (DCL) aufzuzeigen

1. NUTZUNG DER SIMULATOREN

1.1 Simulation zur Flugversuchsvorbereitung

Die Simulatoren werden eingesetzt zur:

- Integration und Test von Experiment-Software interner und externer Kunden
- Integration und Test von Experiment-Hardware
- Vorbereitung des Versuchsaufbaus
- Vorbereitung der Piloten auf den Flugversuch
- Bewertung der zu erwartenden Ergebnisse

1.2 Bereitstellung einer allgemein verwendbaren Simulationsumgebung

Weitere Verwendung der Simulatoren für:

- Simulation diverser Flächenflugzeuge und Hubschraubertypen
- Simulation und Test spezieller Soft- und Hardware-Komponenten
- Weiterentwicklung der Simulationstechnik
- Ausbildung von wissenschaftlich technischem Personal
- Entwicklung innovativer Techniken und Verfahren

2. AUFBAU DER SIMULATOREN

2.1 Hardwarestruktur

Der prinzipielle Aufbau der Simulatoren ist der Abb. 3 zu entnehmen. Den verteilten Rechnerkomponenten sind spezielle Aufgaben zugeordnet. Von besonderer Bedeutung neben dem Modell-Rechner ist der Interface-Rechner, dem die Aufbereitung und Weiterleitung der Daten an integrierte Subkomponenten zukommt. Hier findet sich die spezielle Schnittstellen-Hardware, die gleiche Datenströme in Format und Datenraten wie in den realen Flugversuchsträgern generiert. Alle Rechner sind PC-basiert. Es werden weitestgehend kommerzielle Komponenten verwendet.

2.2 Softwarestruktur

Die Softwarestruktur muss berücksichtigen, dass eine hohe Flexibilität bezüglich der Programmiersprachen für die Modellierung erforderlich ist. Die Entwicklungsumgebung muss den Einsatz von Matlab/Simulink, Matrixx, C/C++, Fortran und ADSIM unterstützen. Das wird durch ein spezielles Framework (Advantage DE), das unter QNX auf einem PC abläuft gewährleistet. Die ablauffähigen Programme werden auf den echtzeitfähigen Target Prozessor (rtX, PC, QNX) transferiert und dort ausgeführt. Die zur Weiterverarbeitung erforderlichen Daten werden dann von diesem Simulationsrechner via GigaNet an ein Interface-System weitergereicht, das die Daten sammelt, Real-System kompatibel aufbereitet und mit weiteren Subkomponenten der Simulation kommuniziert. Die Programmierung des Interface-Systems ist Hardwarenah und erfolgt in der Programmiersprache C++. Die Abb. 4 verdeutlicht den Aufbau der Softwarestruktur des Simulationsrechners.

Von besonderer Bedeutung ist eine klare und eindeutige Definition der Schnittstellen zwischen den unterschiedlichen Komponenten der Simulation, insbesondere zum Simulationsrechner. Damit wird eine hohe Flexibilität bei Nutzung unterschiedlicher Softwaremodule erreicht: Der Programmieraufwand wird minimiert. Speziallösungen werden vermieden. Ein schneller Wechsel zwischen Simulationsmodellen und peripheren Anwendungen wird ermöglicht. Die Softwarestruktur des Gesamtsystems Simulator kann der Abb. 5 entnommen werden.

3. EINSATZ DER STEUERKRAFTSIMULATION

3.1 Allgemeine Beschreibung der Steuerkraftanlage

In Flugsimulatoren kommen grundsätzlich drei verschiedene Antriebskonzepte in Steuerkraftsimulationen zum Einsatz.

- passive Systeme mit mechanischer Krafterzeugung z.B. durch Federelemente
- passive Systeme mit elektromechanischer Krafterzeugung mit dem Steuerweg als Eingangsgröße
- aktive Systeme mit elektromechanischer Krafterzeugung mit der Steuerkraft als Eingangsgröße und dem Steuerweg als Sollgröße für die Stellung des Steuerelementes

Die Vorteile der passiven Systeme liegen im einfachen und damit günstigen Aufbau sowie dem stabilen Systemverhalten. Gravierende Nachteile ergeben sich bei rein mechanischen Systemen aus der geringen Flexibilität mit den damit verbundenen Problemen der Anpassung von Simulation und realen Flugzeug und dem verhältnismäßig hohen Gewicht. Ein passives System mit elektromechanischer Krafterzeugung ohne die Ermittlung der Steuerkraft hat Nachteile bezüglich der Positioniergenauigkeit infolge von mechanischen Störeinflüssen. Dies folgt aus dem lediglich durch den Steuerweg nicht ermittelbaren Einfluss von Störgrößen wie z.B. Lagerreibung und -spiel.

Diese Nachteile werden bei einem aktiven Steuerkraftsystem mit Kraft- und Wegermittlung umgangen. Üblicherweise werden bei einem solchen System die Kräfte an den Steuerelementen oder den daran anschließenden Gestängen ermittelt. Anhand einer Kraft-Weg-Kennlinie wird das Steuerelement dann vom Aktuator in die zugehörige und von einer Wegmessung überwachte Position gefahren. Bei günstiger Ermittlung der Steuerkräfte dicht am Kraftangriffspunkt werden die Störgrößen durch Messglieder des Regelkreises erfasst. Das sich aus Fehlfunktionen der Messglieder ergebende Gefahrenpotential ist der größte Nachteil. Z.B. kann ein als Aktuator verwendeteter, stark unersetzer Elektromotor bei fehlerhaften Eingangssignalen oder einer Fehlfunktion der internen Positionsregelung mit großen Geschwindigkeiten in extreme Lagen fahren und sowohl Simulatornutzer als auch andere Simulatorkomponenten gefährden. Entsprechende Schutzvorkehrungen müssen deshalb getroffen werden.

Auf Grund der Anforderungen an die Steuerkraftsimulation in Hubschraubersimulatoren kommt für wissenschaftliche Anwendungen lediglich ein Kraft-Weg geregeltes System in Frage. Insbesondere die

vergleichsweise kleinen Steuereingaben und Steuerkräfte machen den Einsatz eines hochgenauen Steuerkraftsystems notwendig.

3.2 Mechanische Randbedingungen

Der Einbau einer Steuerkraftsimulation in eine Simulationsumgebung wirft neben den Systemeigenschaften viele Fragen auf. Idealerweise werden die Komponenten in einen separaten Rahmen eingebaut. Dieser kann sehr steif ausgeführt werden und das Steuerkraftsystem als Gesamtkomponente an den Simulator anbinden. Durch eine große Steifigkeit des Rahmens werden Verformungen kleinstmöglich gehalten und Einflüsse auf die Wegmessung und damit die Regelung der Position vermieden.

Original verwendete Teile von Hubschrauberzellen bergen dagegen große Nachteile. Diese Komponenten sind üblicherweise für die Aufnahme von Kräften in Form von Flächenlasten konstruiert. Durch Leichtkonstruktionen wie der Verwendung von Wabenbauweisen wird die Formfestigkeit unter Berücksichtigung eines geringen Fluggewichtes sicher gestellt. An markanten Kraftangriffspunkten werden die Kräfte direkt auf die tragende Holmstruktur abgeleitet oder andere konstruktive Maßnahmen ergriffen. Das Abführen der Reaktionskräfte eines Aktuators ist innerhalb der Wabenstruktur ohne Weiteres also nicht möglich. Die Folge wäre eine Verformung der Torsionsfelder. Die Integration eines Steuerkraftsystems erfordert demnach einen Eingriff in die bestehende Struktur.

Am Institut FT wurde die Hubschrauberzelle einer MBB BO105 verwendet. Die vorhandene Wabenbauweise wurde durch entsprechend steife Torsionskästen verstärkt. Die Aktuatoren wurden in diese Kästen unter dem Cockpitboden eingerüstet (s. Abb. 6).

Des Weiteren sind die mechanischen Anschlüsse an die vorhandenen Steuerelemente zu beachten. Auch hier wird idealerweise auf möglichst hochwertige und für die Erfordernisse der Steuerkraftsimulation angepasste mechanische Bauteile zurückgegriffen. In einem Seriencockpit ist dies nur bedingt gegeben und aus Zeit- und Kostengründen oft nicht gewollt. Dabei ist weniger die Steifigkeit der kraftübertragenen Teile als vielmehr die Qualität der Lagerung problematisch. Dies kann ebenfalls zu Beeinträchtigungen in der Funktionalität der Steuerkraftsimulation führen. Obwohl für die Luftfahrt zugelassene Lagerelemente eine hohe Güte in Bezug auf Lagerspiel und -reibung besitzen reichen die mechanischen Eigenschaften hier oft nicht aus. Weitere Fehlerquellen sind die Befestigung der Steuerelemente und Lagerstellen in der Cockpitstruktur. Hier sind die Aufnahmen z.T. ebenfalls nicht steif genug. Die Fol-

ge sind durch die Kraft-Weg-Regelung nicht kompensierbare Störeinflüsse.

Im operativen Betrieb eines Hubschraubers spielen diese mechanischen Unzulänglichkeiten eine untergeordnete Rolle. Der Pilot spürt die Steuerkraft mit allen Kraftkomponenten und kann nicht zwischen den tatsächlich durch Steuerflächen induzierten und Systemimmanrenten Kraftanteilen unterscheiden. Die mechanische Ausführung unterliegt hierbei selbstverständlich gesetzlichen Vorgaben und hat natürlich Einfluss auf die Bewertung einer Steuerung durch den Piloten. Mit Ausnahme von konstruktiv zu vermeidenden Schwingungsphänomenen wie z.B. der durch den Piloten angeregten Schwingung (PIO, Pilot Induced Oscillation) mit den entsprechenden taktilen Rückmeldungen sind diese Systeme aber in sich dynamisch stabil. Regelungstechnisch begründet wird dies durch den im Regelkreis befindlichen Piloten als Regler.

Im Fall von Kraft-Weg geregelten Steuerkraftanlagen ist dies nicht der Fall. Die Regelung beruht auf der Eindeutigkeit der Kraft-Weg Kennlinie. Ist diese z.B. durch mechanisches Spiel nicht gegeben kann es zu Effekten wie sich verstärkenden Schwingungen kommen. Ein weiteres Beispiel ist die mechanische Blockierung des Steuernüppels im Simulator durch einen mechanischen Defekt oder durch das Festhalten des Steuerelementes. In beiden Fällen wird die Regelung die der Kraft entsprechende Lage ansteuern. Auf Grund der Elastizität der Bauteile entsteht ein schwingungsfähiges System. Die Folge kann auch hier ein sich unkontrollierbar aufschwingendes System sein.

Als Konsequenz daraus müssen der Anschluss sowie die Steuerelemente selbst erstens so spielfrei, zweitens so steif und drittens so leicht wie möglich ausgeführt werden. Dies erhöht konstruktiv die Eigenfrequenz des Systems. Ist dies nicht möglich müssen von vorn herein die Parameter der Steuerkraftanlage wie die Dämpfung entsprechend begrenzt werden. Dies führt zu deutlichen Abstrichen in der Simulationsgüte. Anzeichen hierfür ist z.B. eine subjektiv wie objektiv schlechte Dynamik bei gleichzeitig gut nachgebildeter Kraft-Weg Kennlinie.

3.3 Auslegungskriterien

Grundsätzlich besteht der Antrieb einer Steuerkraftanlage aus einem Elektromotor, einem Getriebe sowie einem Abtriebshebel. Diese Antriebseinheit wird durch ein Gestänge mit dem Steuerelement verbunden. In der Folge soll der direkt am Aktuator befestigte Hebel als Abtriebshebel und die daran anschließenden, Kraft übertragenden Elemente bis zum Steuerelement als Verbindungshebel oder -elemente bezeichnet werden.

Ausgehend von den bekannten Steuerkräften an den Steuerelementen wird über die Hebelverhältnisse die Kraft am Abtriebshebel und damit das Drehmoment am Aktuator ermittelt. Neben den als dauerhaft anzunehmenden Kräften im Normalbetrieb sind auch die kurzfristig maximal auftretenden Kräfte z.B. für die Simulation von Hard- und Softstops zu beachten.

Die zweite Auslegungsgröße ist die Geschwindigkeit der Steuerbewegungen. Aus dieser ergibt sich analog zur Betrachtung der Kräfte über die Hebelverhältnisse die geforderte Drehzahl des Aktuators. Aus beiden Größen ergibt sich die geforderte Leistung des Aktuators als Produkt von Drehzahl und Drehmoment.

Die Leistung des eingesetzten Motors ist nicht zuletzt von dessen Größe abhängig. Wegen des häufig nur begrenzt zur Verfügung stehenden Bauraumes ist die Wahl der Aktuatoren eingeschränkt. Sehr häufig werden bürstenlose Gleichstrommotoren zur Anwendung. Deren Vorteil liegt bauartbedingt in der Laufruhe.

Ziel im Sinne einer möglichst guten Simulationsgüte ist die Verwendung eines Motors mit möglichst großem Drehmoment bei kleiner Drehgeschwindigkeit. Dies widerspricht jedoch mitunter den Vorgaben bezüglich Laufruhe und Regelbarkeit. In der Regel kommt daher ein auf den Aktuator abgestimmtes Getriebe zum Einsatz. Dieses muss sehr hohen Ansprüchen bezüglich Reibung und Spiel genügen.

Für einfache Anwendungen laufen daneben derzeit Untersuchungen zum Einsatz von Schrittmotoren. Der Vorteil dieser Bauart liegt in der kompakteren Bauform, den vergleichsweise sehr günstigen Anschaffungskosten sowie dem Grundgedanken, immer diskrete Strecken zurückzulegen. Dagegen sind Gleichstrommotoren grundsätzlich für andauernde Rotationsbewegungen konzipiert. Der Nachteil der Schrittmotoren liegt in der deutlich spürbaren Schrittweite infolge der diskret nebeneinander angeordneten Statoren. Das Beseitigen der spürbaren Schritte durch eine geeignete Regelung ist relativ kompliziert. Dies gilt insbesondere bei Einsatz eines Getriebes.

Bei dem hier betrachteten Aufbau ist auf Grund von kinematischen Überlegungen und dem Platzangebot die Länge des Abtriebshebels oft nicht frei wählbar. Üblicherweise wird der Abtriebshebel im Hinblick auf möglichst kleine axiale Winkeländerungen des nächsten Verbindungselementes ausgelegt. Unterschiedliche Translationsgeschwindigkeiten und sich ändernde Kräfte an der Verbindungsstange trotz gleichmäßiger Rotationsbewegungen und konstanter Kraft an der Abtriebsstange werden so klein

gehalten. Somit erfolgt die Auslegung des Getriebes auf Grund der durch Steuerkräfte und Steuergeschwindigkeiten geforderten Leistung.

Das Leistungsspektrum der Aktuator-Getriebe-Einheit kann bei bekannten Motorkenndaten in einem Drehzahl-Drehmoment-Diagramm in Form einer LeistungsEnvelope gezeigt werden (Abb. 9). Dem gegenüber stehen die Anforderungen aus der Bestimmung der Handkräfte und Steuergeschwindigkeiten. Auch diese können über die Kenntnis der Hebelverhältnisse bis an den Anschluss des Abtriebshebels an das Getriebe zurückgerechnet werden. Durch Eintragen der Eckpunkte in die LeistungsEnvelope ist die Eignung der Motor-Getriebe Kombination für die Steuerkraftanlage leicht zu erkennen.

3.4 Allgemeines Vorgehen

Der Einbau einer Steuerkraftanlage in ein bestehendes Cockpit verlangt große Vorsicht bei der Auswahl der Komponenten und eine genaue Betrachtung der Randbedingungen. Grundsätzlich ist der Einsatz von separaten Einschüben und der Einbau dieser in die Simulationsumgebung die beste Lösung. Wo dies nicht möglich ist sollte durch Eingriff in die vorhandene Struktur eine möglichst gute Umgebung geschaffen werden. Jeder Kompromiss diesbezüglich führt zu einer Einschränkung der Leistungsfähigkeit der Anlage. Für hochwertige Anwendungen wie die Hubschraubersimulation ist die Einsatzfähigkeit dann schnell gefährdet.

Insbesondere folgende Maßnahmen sind zu treffen:

- Versteifung der vorhandenen Struktur durch mechanische Verstärkungen, so dass die Aufnahme der durch die Steuerkraftanlage auftretenden Reaktionskräfte ohne Verformung der Struktur möglich ist.
- Gestänge, Lager und Steuerelemente müssen im Sinne einer möglichst hohen Eigenfrequenz so spielfrei, reibungsarm, steif und leicht wie möglich sein. Gegebenenfalls müssen die Originalteile ersetzt werden.
- Prüfen des nutzbaren Einbauraums
- Auswahl eines in den Bauraum passenden Aktuators
- Aufstellen der LeistungsEnvelope an Hand der ansteigenden Steuerkräfte und Steuergeschwindigkeiten bezogen auf den Anschlusspunkt des Abtriebshebels am Getriebe
- Auswahl eines auf den Motor und die geforderten Leistungsdaten abgestimmten Getriebes
- Ermittlung der LeistungsEnvelope der Aktuator-Getriebe-Einheit
- Beurteilung der Eignung der Antriebseinheit

- ggf. Auswahl eines anderen Aktuators und/oder Getriebes

4. ZUSAMMENFASSUNG

Das Deutsche Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. betreibt mehrere Flugversuchsträger für die Forschung u.a. auf dem Gebiet der Mensch-Maschine-Schnittstelle. Zur Vorbereitung von hierfür notwendigen Flugversuchen werden auf die wissenschaftlichen Aufgaben abgestimmte Bodensimulatoren betrieben. Der grundsätzliche Aufbau der Simulatoren wird beschrieben. Am Beispiel der Steuerkraftsimulation werden Probleme der Integration von Simulatorkomponenten in vorhandene Cockpitstrukturen verdeutlicht. Das grundsätzliche Vorgehen wird aufgezeigt.

SCHRIFTTUM

- [1] H. Heutger, "On the Structure and Models, used in Realtime Simulation of a Fixed Wing Aircraft" 15th IMACS World Congress on Scientific Computation, Berlin, August 1997
- [2] P. Saager, "Realtime Helicopter System Simulator: Structures, Models and Programming Aspects" 15th IMACS World Congress on Scientific Computation, Berlin, August 1997
- [3] P. Saager, P. Prats, Setup of the ACT/FHS SystemSimulator at DLR 13th European Simulation Multiconference, Warschau, Juni 1999
- [4] P. Saager, "DLR RT-Simulation of a Flight Research Test Vehicle based on a EC135 Helicopter" ADIUS User's Group Meeting, Boston, MA, USA, Juni 2000
- [5] R. Roskam, D. Meyer, D. Xuan; "Development of an active Lever for use in Mobile Applications"; 9th International Workshop on Research and Education in Mechatronics, September 2008

ANHANG: BILDER



Abb. 1: Bodensimulator ATTAS



Abb. 2: Bodensimulator FHS

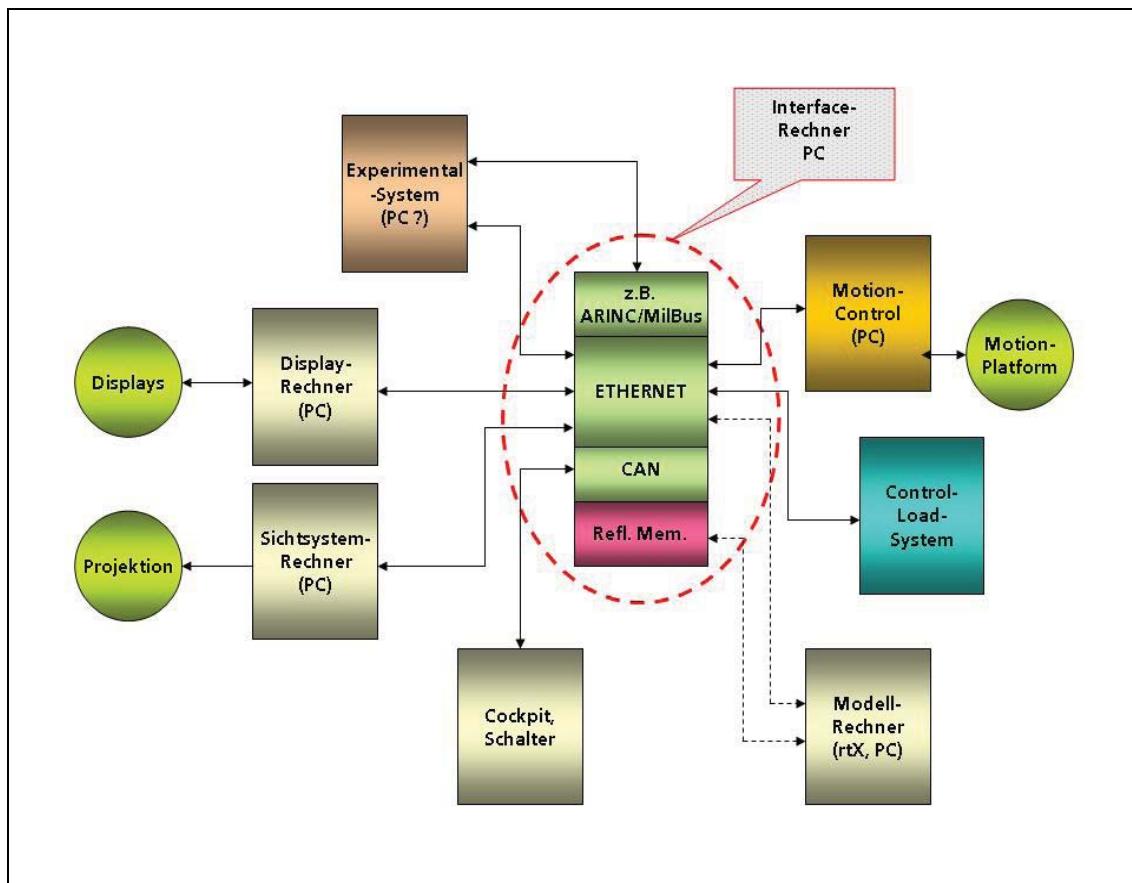


Abb. 3: Hardwarestruktur

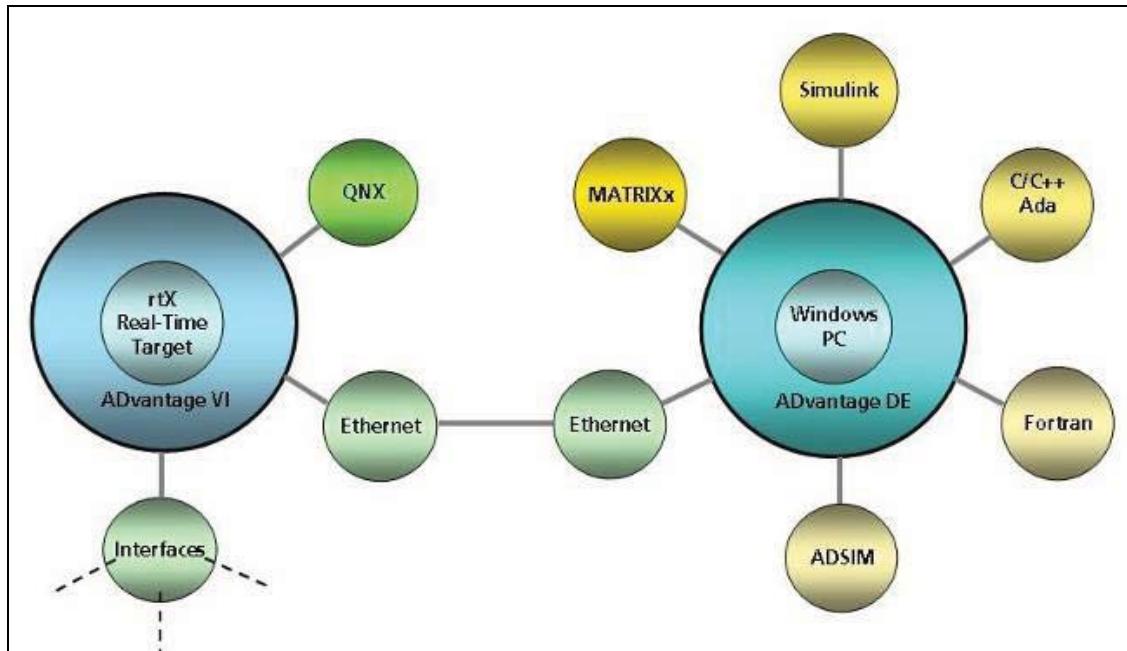


Abb. 4: Softwarestruktur Simulationsrechner

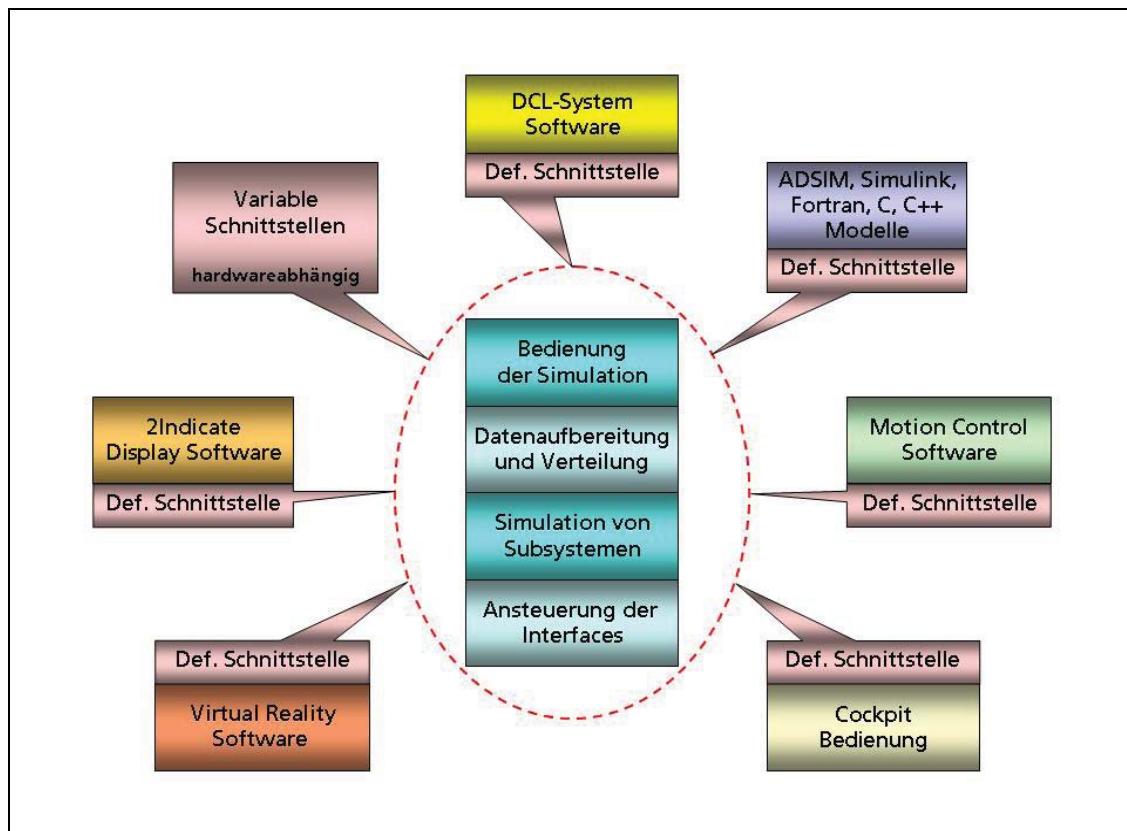


Abb. 5: Softwarestruktur Simulatoren

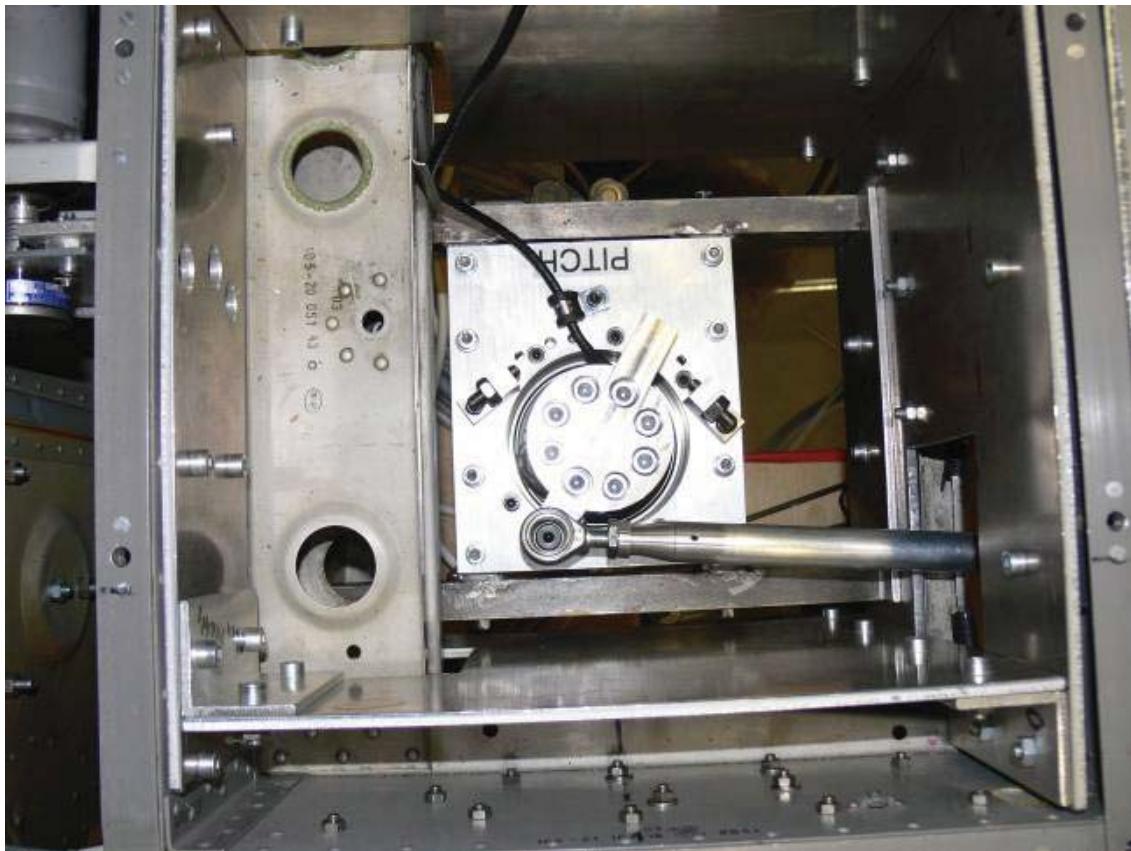


Abb. 6: Verstärkungsrahmen im Hubschrauberboden



Abb. 7: Verbindungsgestänge

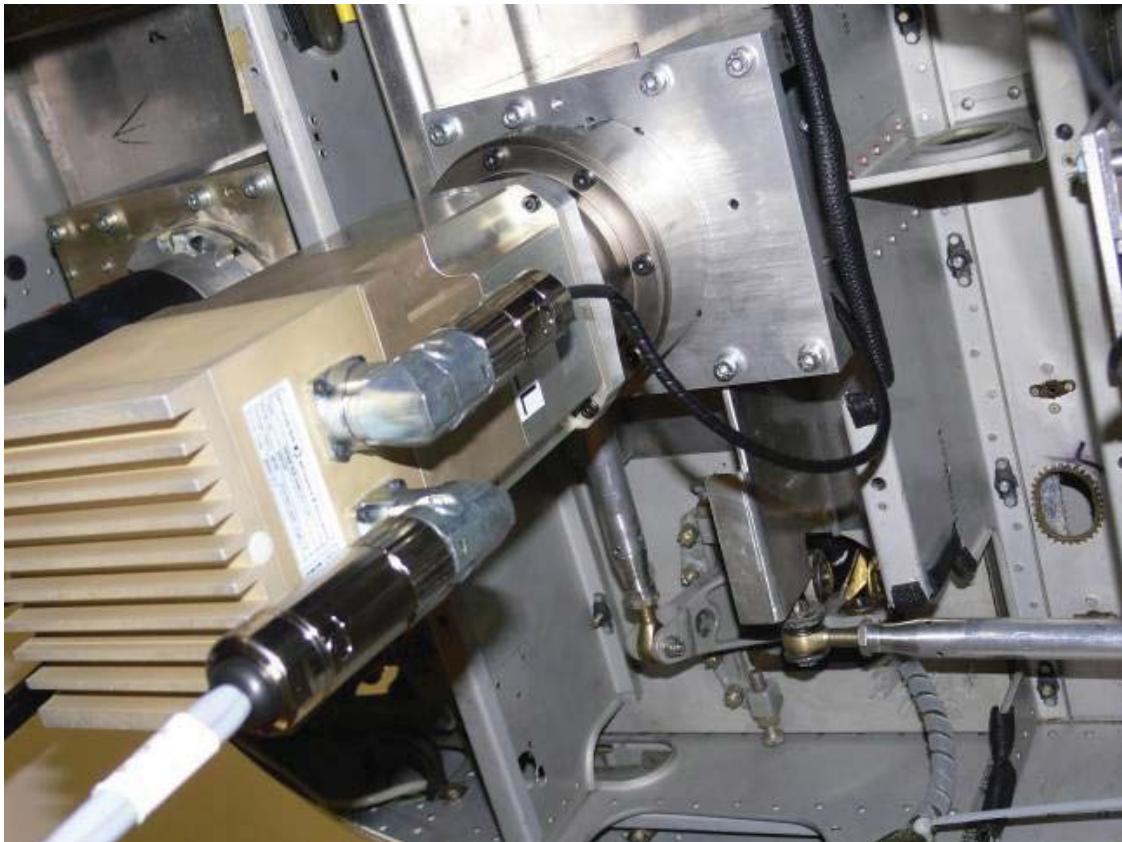


Abb. 8: Bürstenloser Gleichstrommotor als Aktuator

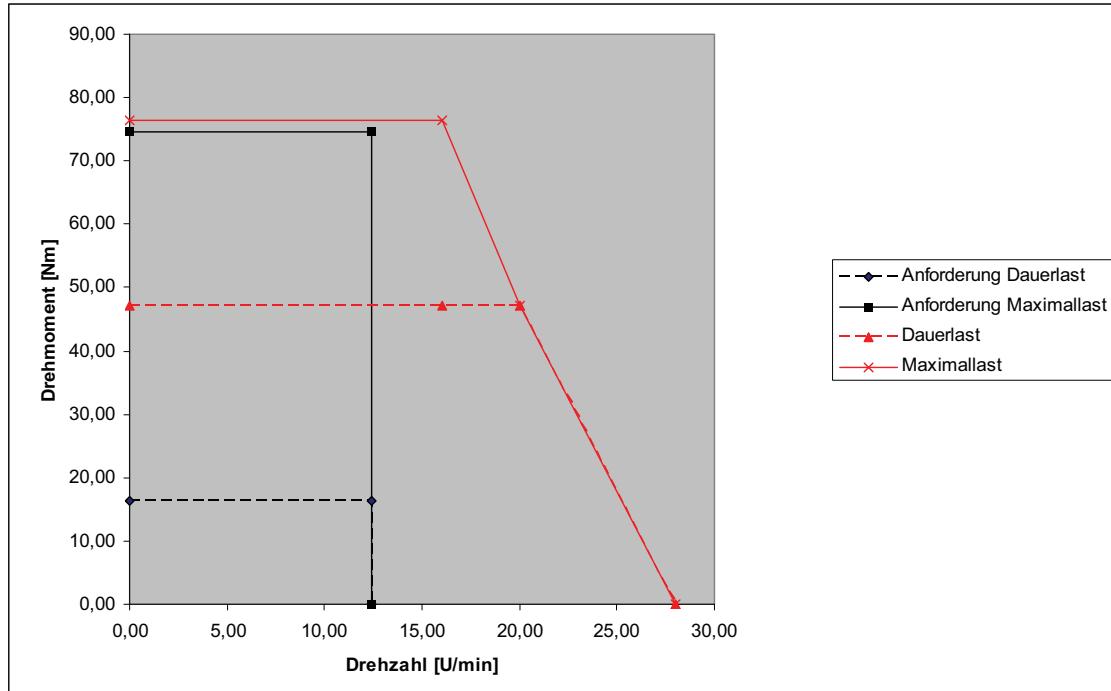


Abb. 9: LeistungsEnvelope