

BERECHNUNG VON STATIONÄREN UND INSTATIONÄREN LASTEN MITTELS CFD FÜR DEN SCHWEIZER F/A-18

M. Guillaume¹, J. Vos², A. Gehri¹, M. Schleicher¹, B. Bucher¹, S. Merazzi³, Th. Ludwig³, G. Mandanis⁴

1) RUAG Aerospace, Center Aerodynamik
P.O. Box 301
CH-6032 Emmen

2) CFS Engineering PSE-B
CH-1015 Lausanne

3) SMR SA
CH-2500 Bienne 4

4) Mandanis angewandte Mechanik GmbH
Bergstrasse 113
CH-6010 Kriens

1 BEZEICHNUNGEN

AFT	Hinter-, hinten
AMR	Automatic Mesh Refinement
ASIP	Aircraft-Structural-Integrity-Program
BM	Bending Moment
CAD	Computer Aided Design
CFD	Computational Fluid Dynamic
CTR	Center
EULMB	Euler Multi Blocks
FUSE	Fuselage (Rumpf)
FWD	Forward
HM	Hinge Moment
HT	Horizontal Tail (Höhenleitwerk)
ILEF	Inboard Leading Edge Flap (Flügelvorderkante)
INNER	Inner-, innere
LEX	Leading Edge Extension
NSMB	Navier Stockes Multi Blocks
Nz	Lastvielfache
OLEF	Outboard Leading Edge Flap
OUTER	Aussen-, äussere
RH	Right Hand
SPMD	Shear Process Distribution Memory
TEF	Trailing Edge Flap
VT	Vertical Tail (Seitenleitwerk)
W/O	without

2 EINLEITUNG

Seit dem Anfang des F/A-18 Full Scale Fatigue Test Projekts hat sich RUAG Aerospace intensiv mit den aerodynamischen Lasten am F/A-18 befasst. The Boeing Company aus St. Louis hat für den Test die Fatiguelastfälle und die Lastspektren geliefert, welche auf einem Schweizer Design Einsatzspektrum

basieren. Diese wurden im Rahmen der ASIP-Studie in den frühen 90er Jahren entwickelt. Diese Studie hat die Tauglichkeit der Struktur für den Schweizer Einsatz untersucht, und ermüdungsbedingte Modifikationen an der Zelle definiert, die zur Gewährleistung der erforderlichen 5000 Flugstunden Lebensdauer notwendig waren.

Diese Lasten stammen ursprünglich aus der US-Navy F4 Flugdatenbank, die hauptsächlich auf Beanspruchungsmessungen an diversen Komponenten der Zelle von zahlreichen Flugversuchen basiert. Das Vorgehen zur Erzeugung der sogenannten Balanced Fatigue Loads, Lastfälle im Gleichgewichtszustand, aus diesen Flugmessungen ist nicht immer klar nachvollziehbar und beruht zum Teil auf dem ‚Engineering Judgement‘. Diese Situation hat bei RUAG Aerospace die Motivation geweckt, aerodynamische Lasten auf dem F/A-18 mit Computational Fluid Dynamic (CFD) zu berechnen und dadurch eine von Boeing unabhängige Datenquelle zu schaffen.

Im Jahre 2002 wurden die ersten CFD Berechnungen auf dem F/A-18 durchgeführt. Die externe Oberfläche des Flugzeugs (loft surfaces) wurde aus dem CAD-System von RUAG Aerospace in IGES-Format exportiert. Das Flugzeug wird als vollkommen symmetrisch angeschaut, und da bis jetzt nur symmetrische Lastfälle untersucht wurden, konnte man sich mit der Modellierung einer Flugzeughälfte (die rechte) und deren Strömungsfeld begnügen. Die für das Strömungsfeld entwickelte Vernetzung zählte schlussendlich ca. 8 Millionen Gitterpunkte mit ungefähr gleich vielen hexaförmigen Zellen. Die kritischen Stellen mit höheren Strömungsbeschleunigungen und engen Radien wurden selbstverständlich mit verdichteten Vernetzungen versehen.

Mit der Hilfe von CFD Berechnungen wurden die folgenden für die Materialermüdung massgebenden Lastfälle behandelt:

Lastfälle	Mach	Höhe [ft]	Anstellw. °	Nz [g]
C1S225	0.7	5'000	-3.6	-2.25
C1S450			7.3	4.5
C1S825			15.9	8.25
C2S225		15'000	-5.4	-2.25
C2S450			10.5	4.5
C2S825			26.6	8.25
C3S225	0.9	5'000	-1.8	-2.25
C3S450			4.1	4.5
C3S825			7.9	8.25
C4S225		15'000	-2.5	-2.25
C4S450			5.4	4.5
C4S825			12.8	8.25

Tab. 1: Lastfallliste

3 ENTWICKLUNGSSCHRITTE

3.1 Computational Fluid Dynamic Code (CFD)

Zur Berechnung des Strömungsfeldes um den F/A-18 wurde das NSMB Flow Solver Version 5.60 eingesetzt. NSMB löst die Navier Stockes Gleichungen und gilt als Erweiterung des EULMB Code (Lösung der Euler Gleichung). Diese Programme wurden von einem Consortium von vier Universitäten entwickelt, nämlich EPFL (Lausanne), SERAM (Paris), IMFT (Toulouse) und KTH (Stockholm) und vier Industriefirmen, nämlich Airbus-France, EADS (les Mureaux), CFS Engineering (Lausanne) und SAAB Aerospace (Linköping). Mit NSMB werden die Navier Stockes Gleichungen mit der Methode der Finiten Volumen behandelt.

Der Raum um das Flugzeug wird in verschiedene Teilvolumen mit sechs Seiten, sogenannten ‚Blocks‘, unterteilt. Die Anzahl Blocks ist nicht limitiert und jeder besitzt seine eigenen Randbedingungen. Die Blockinterfaces werden vernetzt und ein konservativer Algorithmus erzeugt anschliessend das Netz von Hexaedern im Volumen des Blocks. In den Gebieten, wo höhere Auflösung erforderlich ist, wird eine automatische Netzverfeinerung (AMR) eingeschaltet.

Die Integration über die Zeit erfolgt entweder mit einem expliziten Runge Kutta Verfahren oder mit dem impliziten LU-SGS Schema. Zur Beschleunigung der Konvergenz werden die folgenden Mittel verwendet:

- local time stepping
- implicit residual smoothing
- full multi grid
- pre-conditioning for low Mach number

- artificial compressibility for incompressible flows

Für die instationäre Strömungsberechnung sind zusätzlich zu den oben erwähnten Verfahren noch 3. Ordnung Runge Kutta und Dual Time Stepping verfügbar.

Verschiedene Turbulenzmodelle stehen zur Berechnung des Strömungsfeldes zur Verfügung

- Baldwin-Lomax
- Spalart-Allmaras 1 Equation
- Chien k-ε 2-Equation
- Wilcox k-ω 2-Equation
- Menter Baseline and Shear Stress k-ω 2-Equation

Seit 1998 läuft NSMB vollständig auf dem Parallel Computing Modus und verwendet dafür das SPMD Paradigm. Der NSMB Code wurde ursprünglich in Fortran 77 geschrieben, enthält aber jetzt immer mehr Module in Fortran 90.

3.2 CFD Vernetzung für den F/A-18

Die aufwändigsten Operationen der CFD-Simulation sind die Bereinigung der CAD-Oberflächen, die Entwicklung der Topologie und die Netzerzeugung. Diese wurde zum Teil von der Firma ICEMCFD, grösster Anbieter von Vernetzungsprogrammen für CFD, und zum Teil von der Firma RUAG Aerospace durchgeführt. RUAG konnte auf diese Weise Erfahrungen für die Vernetzung von komplexen Konfigurationen sammeln, sowie den Umgang mit der Subtopologie lernen, welche für das Modellieren der Aussenlasten wie AMRAAM und Brennstofftanks, eingesetzt wird.

Die Oberfläche des F/A-18 im IGES-Format wurde zuerst bereinigt, dabei wurden zahlreiche Spalten zwischen den verschiedenen Teiloberflächen aufgehoben, sodass eine glatte Aussenoberfläche entstanden ist.

Mit dem Programm ICEMCFD HEXA hat man die Topologie generiert (siehe Figur 1). Zu Beginn des Projekts war es klar, dass verschiedene Konfigurationen und Aussenlasten behandelt werden mussten. Für alle diese Komponenten wurde eine Subtopologie erarbeitet. Diese Methode ermöglicht eine schnelle Neugenerierung des Netzes für neue Konfigurationen. Zum Beispiel wurde für den Brennstofftank am Flügel (siehe Figur 2) eine Aussenlast Subtopologie erstellt. Um die Aussenlast wegzunehmen, wird einfach das ‚Loch‘; das vom Tank besetzte Volumen mit entsprechenden Subtopologien gefüllt, und das Netz dementsprechend ergänzt. Die Generierung der Topologie in mehreren Blocks ist aber sehr aufwändig, weil jedes Detail des F/A-18 einzeln behandelt werden muss.

Wenn die Aussenoberfläche bereinigt und die passende Topologie verfügbar ist, geht die Netzgenerierung relativ schnell vor sich.

Für den Lastfall C1S825 wurde das Netz für die folgenden Klappen – und Leitwerksstellungen erzeugt:

- Flügelvorderkante 17.4° (ILEF & OLEF)
- Landeklappen 13.4° (TEF)
- Querruder 0° (symmetrisches Manöver)
- Höhenleitwerk -2.2°

Dieses Netz besteht aus 938 Blocks und 8 Millionen Netzpunkten.

3.3 Resultate der instationären Berechnung und Vergleich mit der stationären Berechnung

Der Lastfall C1S825 wurde instationär über 0.25 Sekunde reeller Zeit berechnet. Die Simulation benötigte 47 Tage Rechenzeit auf 6 Pentium IV Computer mit 2 GHz Taktfrequenz. 160 Gbyte Daten für 2500 Zwischenlösungen wurden erzeugt.

Die Figur 3 zeigt die Widerstandskraft auf das gesamte Flugzeug in Abhängigkeit der Zeit. Das oszillatorische Verhalten ist klar bemerkbar. Die Schwankungen betragen bis 43% des Mittelwertes. Mit einem Anstellwinkel von 15.9° sind diese fluktuierenden Kräfte vollkommen plausibel und weisen auf eine hohe instationäre Strömung hin. Die Figuren 4 und 5 geben den Zeitablauf des Auftriebs für den Vorder- und den Hinterrumpf an. Im vorderen Teil des Flugzeugs sind die Variationen klein und entsprechen einem stationären Zustand, weil die Strömung ohne Ablösung an der Rumpfoberfläche liegt. Der hintere Rumpf auf Figur 5 wird viel dynamischer beansprucht. Freie Wirbel und Ablösungen stören das Strömungsfeld in diesem Gebiet und erzeugen grosse Schwankungen.

Das Höhenleitwerk (siehe Figur 6) befindet sich stromabwärts vom Hauptflügel, und die dort entstehenden Oszillationen sind stark ausgeprägt. Der Zeitverlauf hat einen eindeutig stochastischen Charakter und der Mittelwert über die Zeit liegt sehr nahe beim stationären Wert.

Die Druckverteilung des gesamten Flugzeuges ist in den Figuren 7, Oberseite und 8, Unterseite, dargestellt. Der Mittelwert der instationären Lösung (unsteady) ist auf der einen Hälfte und die stationäre Lösung (steady) auf der anderen Hälfte dargestellt. Die Druckprofile sind für den stationären und den instationären Fall im Rumpfbereich sehr ähnlich. Auf der Oberseite des Hauptflügels erstreckt sich die Unterdruckregion im instationären Fall weiter gegen die Flügelspitze. Auf dem Höhenleitwerk zeigt die stationäre Berechnung eine Unterdruckregion, die im instationären Fall einfach nicht existiert. Auf der

Unterseite stellt man praktisch keine Differenzen fest, mit Ausnahme des Höhenleitwerks.

4 VERGLEICHE DER CFD KRÄFTE MIT DEN LASTEN DER ASIP STUDIE

4.1 Definition der Komponentenlasten

Beim Full Scale Fatigue Test wurden Lasten auf den folgenden Komponenten entwickelt und durch das Lastgeschirr appliziert (siehe Figur 9):

KOMPONENTE		
FWD FUSE + LEX	INNER WING OUTER WING	VT HT
CTR FUSE	ILEF	
AFT FUSE	OLEF TEF AILERON	

Tab. 2: Komponentenliste

4.2 Komponentenlasten und Vergleich mit ASIP

In der Tabelle 3 sind die Kräfte aus der ASIP-Studie, sowie der instationären und der stationären CFD-Berechnungen zusammengestellt.

	SWISS ASIP	CFD unsteady	CFD steady
FWD FUSE + LEX	34669	46710	46870
CTR FUSE	31772	48630	49409
AFT FUSE	6399	5326	4532
FUSE. GLOBAL	72840	100666	100811
INNER WING	40729	41737	41051
OUTER WING	15196	12336	12164
ILEF	24668	16809	16003
OLEF	10619	4237	3894
TEF + SHROUD	11076	13736	14665
AILERON + SHROUD	2905	4784	5236
WING TOT	105193	93639	93012
VERT. TAIL RH	811	79	-42
HZT. TAIL RH	-1764	8397	7356
AIRCRAFT TOT	281322	304896	301464
AIRCRAFT W/O VT & HT	283226	287944	286835

Tab. 3: Auftriebskräfte für den Lastfall C1S825(ASIP)

Die instationäre Simulation liefert im Bezug auf die stationäre ‚CFD-steady‘ bei den meisten Komponenten ganz ähnliche Kräfte (ca ±4%). Beim AFT FUSELAGE und beim OLEF hingegen sind die instationären Werte eindeutig höher (+ 13% bzw. + 11%).

Zwischen den ASIP- und den CFD-Werten stellt man einige Unterschiede fest, ausser beim Innerwing.

Der Vergleich zwischen den ASIP und den CFD (steady) Daten liefert folgende Unterschiede:

HT	Abtrieb statt Auftrieb
OLEF	fast 3 mal mehr Auftrieb
ILEF	54 % mehr
AILERON+SHROUD	44 % weniger
CTR FUSELAGE	35 % weniger
OUTER WING	25 % mehr
FWD FUSELAGE	26 % weniger
AFT FUSELAGE	41 % mehr
TEF+SHROUD ,	24 % weniger

Interessanterweise ist der Auftrieb auf das gesamte Flugzeug zu den ASIP Lasten nur 8% höher. Werden das Höhenleitwerk und das Seitenleitwerk ausgeschlossen, ist die Differenz nur 1%.

Figur 10 gibt den Überblick der Druckpunkte (C_p) an, dessen Komponentenauftrieb in der Tabelle 3 angegeben wurde.

Ausser beim AFT FUSELAGE, wo beim unsteady Lastfall eine Verschiebung von 20 cm nach hinten festzustellen ist, ergeben die zwei CFD-Berechnungen einigermassen die gleichen Komponentendruckpunkte. Der Druckpunkt von der ASIP liegt im Vergleich zu CFD viel weiter vorne im CTR FUSELAGE.

Die x-Position auf dem Flügel stimmt zwischen der ASIP und CFD gut überein, in y-Richtung (Spannweite) gibt es Verschiebungen im AILERON und vor allem im TEF. Der ASIP-Druckpunkt auf dem TEF liegt ca. 50 cm weiter innen (inboard).

Interessanterweise fallen alle Druckpunkte für das gesamte Flugzeug ohne Höhen- und Seitenleitwerk praktisch zusammen.

4.3 Erklärungen für Differenzen CFD / ASIP

Die ASIP-Daten stammen weder aus CFD-Berechnungen noch aus Windkanalmessungen, sondern hauptsächlich aus Flugversuchen. Die Komponentenbelastungen wurden dabei gemessen und es bestehen vier Gründe, wieso die Übereinstimmung mit CFD nicht perfekt ist.

- Die Schweizer Manöver werden vorwiegend auf einer Höhe von 5'000 bis 15'000 feet geflogen, während die F4 Daten vorwiegend auf Meereshöhe bestimmt worden sind. Die Daten mussten interpoliert und teilweise von 7.5 g auf 9 g extrapoliert (linear) werden.
- Bei der Ausbalancierung des Flugzeugs, zur Erzeugung der sogenannten Fatigue Lastfälle, wurden diese Komponentenlasten mit

verschiedenen Methoden und nach verschiedenen Kriterien manipuliert.

- Ein Lastfall gibt den Status der Zellenbelastung während einer stationären Flugphase. Im Flug wird dieser stationäre Zustand nicht erreicht, und die Messungen werden bei einer Zeit t aufgenommen, bei welcher das Flugzeug nicht im perfekten Gleichgewicht liegt. Anstellwinkelabweichungen können auf diese Weise auftreten.
- Abweichungen bei den Klappen- und Leitwerkpositionen können spürbare Differenzen zur Folge haben. Ausserdem sind das Aileron und die Landeklappen (TEF) mit Zwischenklappen, sogenannten SHROUD ausgerüstet. Die Umströmung dieser Tragflächen stromabwärts vom Hauptflügel ist hochkomplex, Diskrepanzen zwischen Messungen und CFD dürfen deshalb bei diesen Komponenten erwartet werden.

Dass der Druckpunkt und der Auftrieb für das gesamte Flugzeug bei ASIP und CFD so nahe beieinander liegen zeigt, dass aus den Flugdaten eine resultierende aerodynamische Kraft erzeugt wird, welche das Flugzeug für das festgelegte Lastvielfache im Gleichgewicht hält.

5 ZUSAMMENFASSUNG

5.1 CFD ein hoch sinnvolles Werkzeug

Die CFD-Simulation um einen Flugkörper wie den F/A-18 mit ausgefahrenen Klappen und Aussenlasten verlangt viel Fachwissen. Die Aufstellung einer flexiblen Topologie mit ca. 1000 Blöcken, die Verwaltung eines strömungsgünstigen Volumennetzes mit 8 Millionen Punkten können nicht automatisch ausgeführt werden, sondern erfordern grossen Engineeringaufwand. Im instationären Fall kann dann die Rechenzeit mit sechs von den schnellsten Prozessoren Wochen dauern. Das Resultat dieser Bemühungen lässt sich aber sehen. Man bekommt nämlich ein physikalisch richtiges Strömungsfeld um das Flugzeug, aus welchem eine Menge von qualitativen und quantitativen Informationen gewonnen werden können.

Aus den 3D-Bildern der Strömungslinien und aus den farbigen Darstellungen der Druckverteilung auf die Flugzeugzelle lässt sich die Fluidmechanik verstehen und interpretieren. Die Lokalisierung der Ablösungen und die Veranschaulichung der losen Wirbel liefern einfache Erklärungen für Effekte, die sich in den globalen Auftriebs- und Widerstandsbeiwerten widerspiegeln. Die CFD Rechnung liefert fundierte Daten zur Erklärung der aerodynamischen Strömung um das Flugzeug.

Dank dem Strömungsfeld an der Flugzeugoberfläche werden die aerodynamischen Kräfte lokal bestimmt, und je nach Wunsch auf Komponenten und Flugzeugteile integriert. Die Flügelbeanspruchung lässt sich daraus, wie hier gezeigt wurde, sehr elegant berechnen. Ähnlich kann auch die Biegebeanspruchung des Rumpfes ermittelt werden, sowie andere Belastungen, wie die Scharniermomente der Kontrollflächen und die Schnittkräfte und Schnittmomente an der Wurzel der einzelnen Tragflächen.

Die Detailuntersuchung des Lastfalls C1S825 hat gezeigt, dass bei den Komponentenlasten klare Differenzen bestehen zwischen den von Boeing angegebenen ASIP-Werten und den CFD-Resultaten. Weil die ASIP-Lasten weder aus CFD-Simulationen noch aus Windkanalmessungen, sondern hauptsächlich aus Flugmessungen stammen, ist eine viel bessere Übereinstimmung kaum zu erwarten. Die Einrichtungsschritte der ASIP Lasten waren sehr einfach durch lineare Interpolation und Extrapolation erzeugt worden.

5.2 Vergleich der F4 Daten direkt mit CFD Lasten

Da die ASIP Lasten nicht direkt aus den Fluglastmessungen der F4 Daten stammen, wurden 15 Lastfälle aus den Flügen Nr. 241 und 244 bei verschiedenen N_z für weitere CFD Rechnungen ausgewählt. Der Vergleich zeigte nicht nur über den Inner Wing, sondern auch über den Rumpf, an den Klappen und am Höhenleitwerk eine gute Übereinstimmung mit den direkten Flugdaten (siehe Figuren 11 & 12; es gibt bei den Flugdaten sowohl Messungen vom linken (LH) wie vom rechten (RH) Höhenleitwerk) im Vergleich zu den ASIP Daten (siehe Figuren 13 & 14; nur ein Wert, da es ein symmetrischer Manöver ist).

Die Aerodynamik kann mit diesem modernen CFD Code heute sehr realitätsnah beschrieben werden. Versuche, mit kommerziellen CFD Codes die gleiche Realitätstreue zu erreichen sind bis jetzt fehlgeschlagen. Die Verarbeitung von 8 Millionen Gitterpunkten erfordert entsprechende Rechenleistung mit einer guten Numerik und auch ein sehr detailliertes Netz, das der Physik der Strömung optimal angepasst ist. Nur damit können sinnvolle Resultate generiert werden.

5.3 Vergleich der Abhängigkeit von wichtigen Parametern auf die CFD Rechnung

Es wurden folgende Parameter variiert, um den Einfluss auf die Komponentenlasten zu studieren:

- Mach-Zahl
- Flügelklappenstellungen
- Höhenleitwerkstellungen

- N_z
- Anstellwinkel

Bereits eine kleine Änderung des Anstellwinkels um einen Grad ändert die CFD Lasten um 20%. Eine kleine Änderung der Mach-Zahl oder der Klappenstellung führt zu keiner grossen Änderung der Komponentenlasten. Der grosse Einfluss des Anstellwinkels auf die Lasten wird auch durch die Windkanalversuche bestätigt. Bei den Lastberechnungen muss der Anstellwinkel sehr genau bestimmt werden.

6 REFERENZEN

- [1] J.B. Vos, A. Rizzi, D. Darracq, E.H Hirschel
Navier-Stokes solvers in European
aircraft design
Progres in Aerospace Sciences 2002

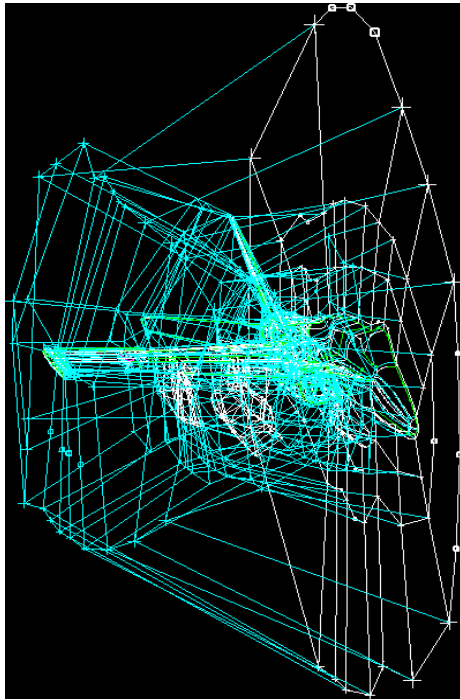


Fig. 1 Blocks um den F/A-18

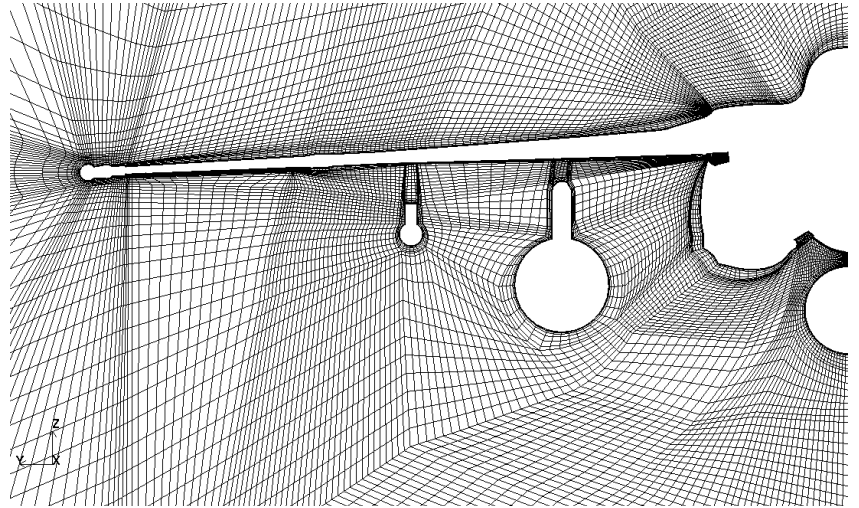


Fig. 2 Schnitt in der Vernetzung des F/A-18

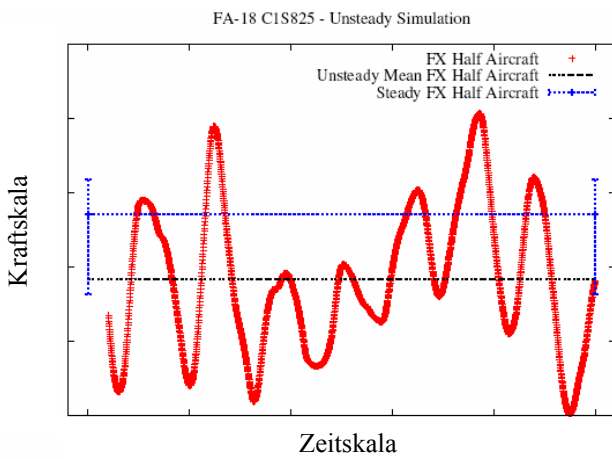


Fig. 3: Widerstandskraft auf das Flugzeug

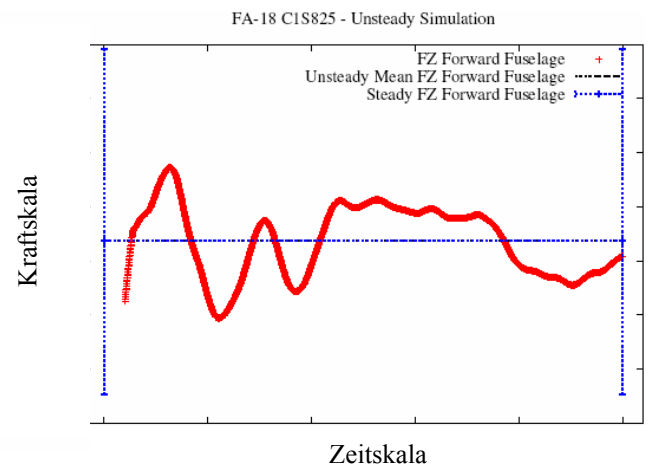


Fig. 4: Auftriebskraft auf das Flugzeug

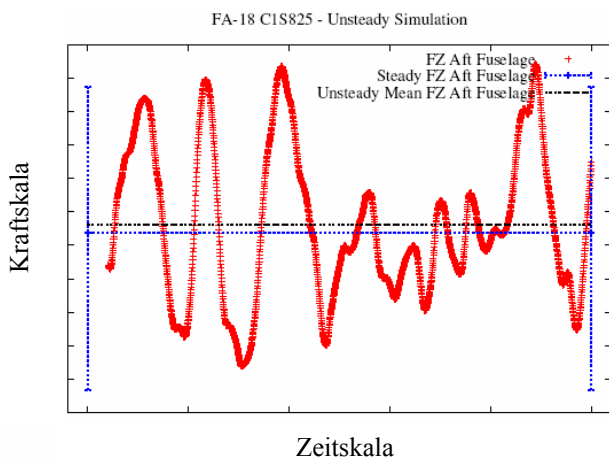


Fig. 5: Auftriebskraft auf den Hinterrumpf

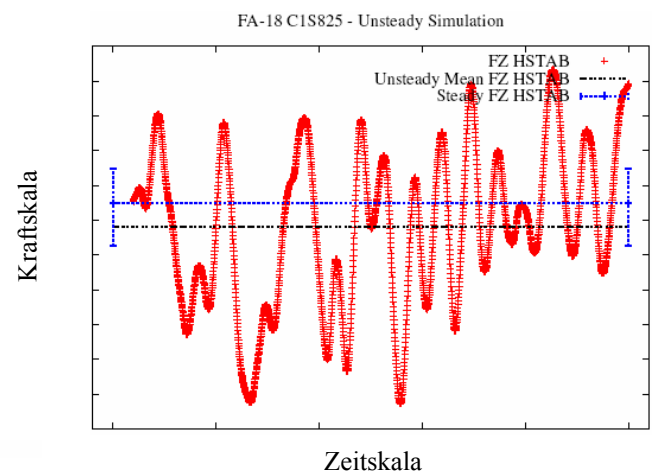


Fig. 6: Auftriebskraft auf das Höhenleitwerk

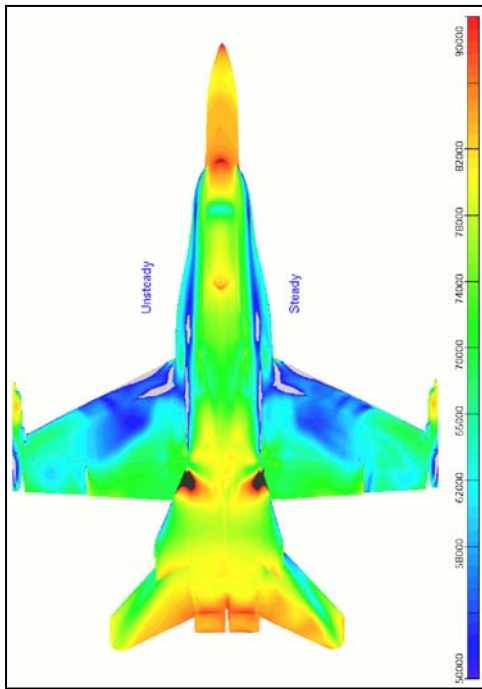


Fig. 7: Druckverteilung der Oberseite [Pa]

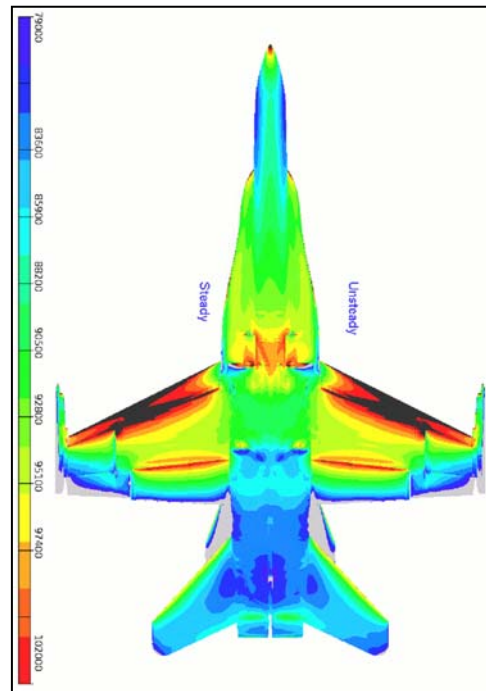


Fig. 8: Druckverteilung der Unterseite [Pa]

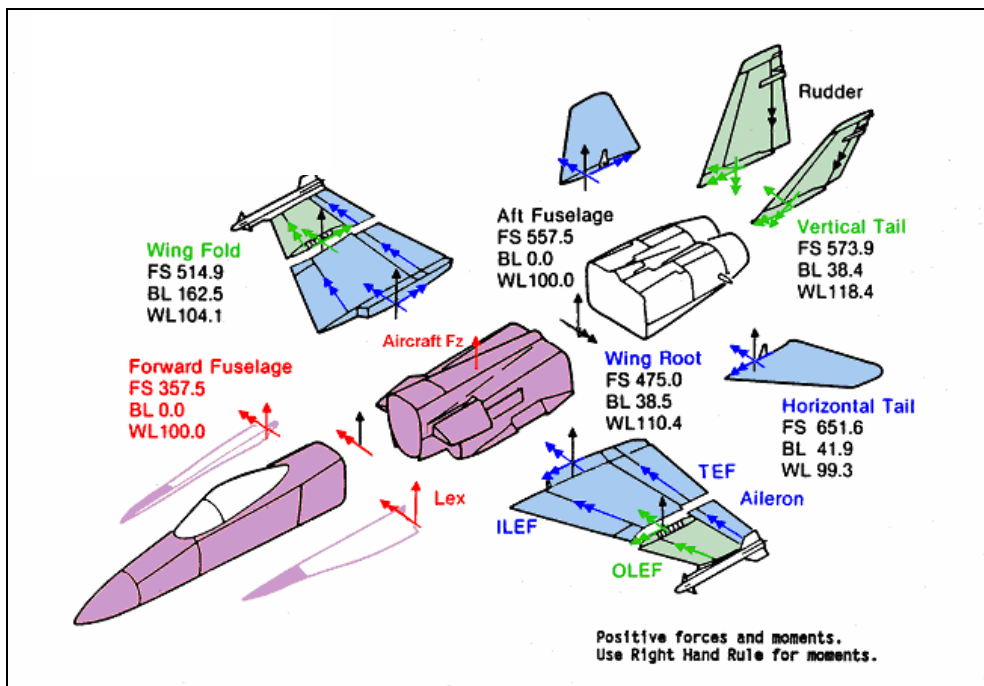


Fig. 9: F/A-18 Komponenten mit Referenzpunkten für Komponentenbelastung

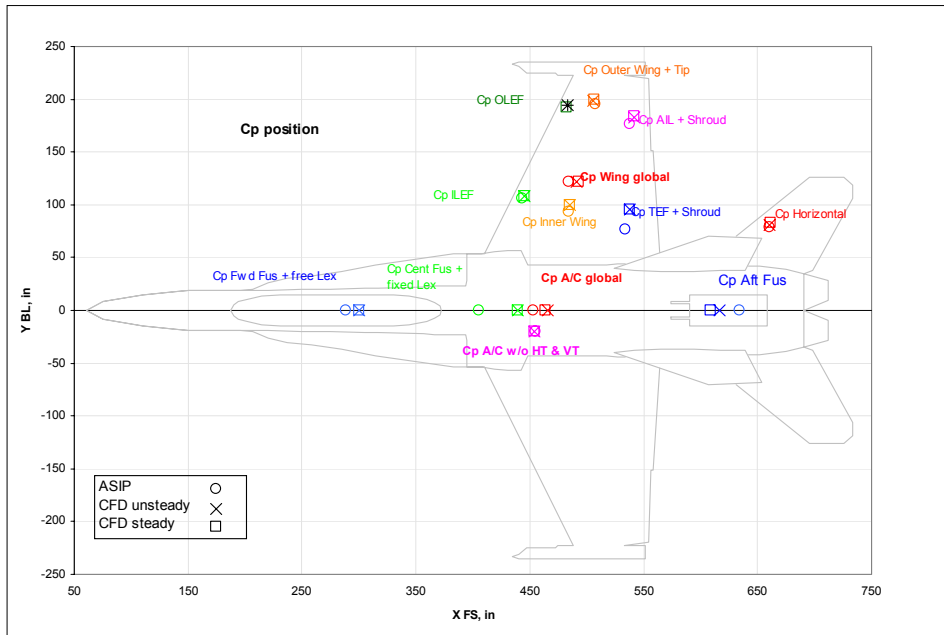


Fig. 10: Druckpunkte der Komponententlast

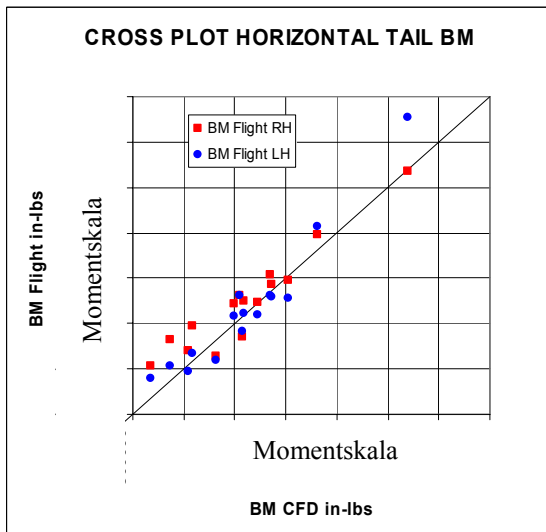


Fig. 11: Biegemomentvergleich CFD / Flug

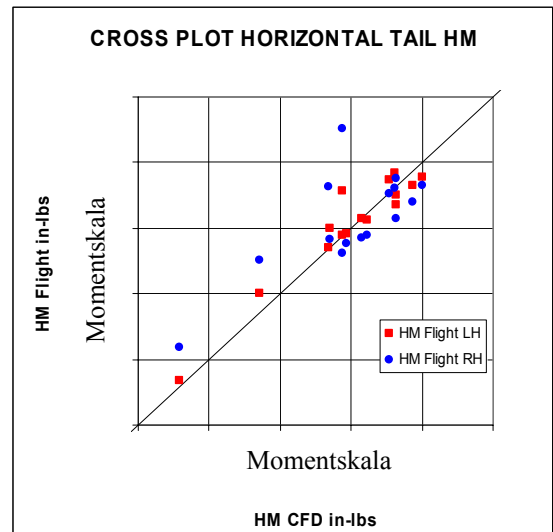


Fig. 12: Scharniermomentvergleich CFD / Flug

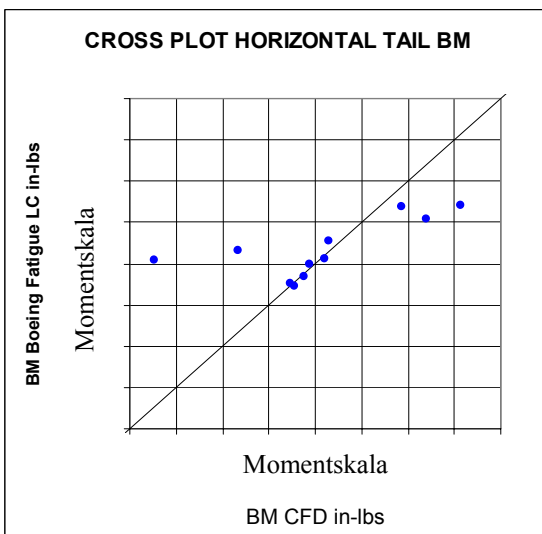


Fig. 13: Biegemomentvergleich CFD / ASIP

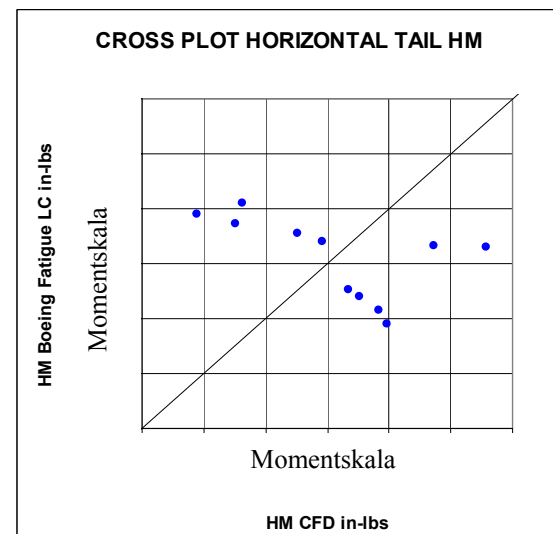


Fig. 14: Scharniermomentvergleich CFD / ASIP

Fig. 13: