

# Anwendung eines Verfahrens zur computerunterstützten Modellanpassung auf das Finite Elemente Modell einer Flugzeugtriebwerkskomponente

Carsten Schedlinski  
ICS, Postfach 1648, 63206 Langen  
email: sched@t-online.de

## **Kurzfassung**

*In dieser Veröffentlichung wird die Anwendung eines Verfahrens zur computerunterstützten Modellanpassung (engl. model updating) exemplarisch an Hand des Finite Elemente Modells einer Flugzeugtriebwerkskomponente der Firma BMW Rolls-Royce AeroEngines vorgestellt. Verwendung findet hierbei ein spezielles MATLAB®-Programmpaket, das am Fachgebiet für Leichtbau und Strukturmechanik der Universität in Kassel entstanden und gemeinsam mit ICS weiterentwickelt worden ist. Dieses Programmpaket nutzt zu einem großen Teil die Analysekapazitäten von MSC/Nastran™, insbesondere den Sensitivitätsmodul, wodurch die Handhabung von Modellen industrieller Größenordnung ermöglicht wird. Die computerunterstützte Modellanpassung ist Teil eines Validierungskonzeptes für Finite Elemente Modelle, das ebenfalls erläutert wird. Als erstes werden die einzelnen Schritte des Konzeptes zur Modellvalidierung vorgestellt. Im Anschluß daran folgen die Ergebnisse für eine repräsentative Flugzeugtriebwerkskomponente, um die Effektivität der verwendeten Methode zu demonstrieren.*

## **1 Einleitung**

Um die Qualität der Ergebnisse von Finite Elemente Analysen (FEA) beurteilen zu können, besteht die Möglichkeit, Daten aus Statik- oder Schwingungsversuchen zu nutzen. Insbesondere Eigenfrequenzen und Eigenformen, die mittels der experimentellen Modalanalyse (EMA) aus Schwingungsversuchsdaten identifiziert werden ([1], [2]), finden heutzutage Verwendung. Die Abweichungen zwischen Versuch und Analyse erlauben dabei eine Aussage bezüglich der Güte des verwendeten FE-Modells. Sind die Abweichungen zu groß, dann muß die Idealisierung des realen elastomechanischen Systems überprüft und gegebenenfalls angepaßt werden. Sofern die Struktur des FE-Modells (Diskretisierungsgrad, Art der verwendeten Elemente, siehe z. B. [3]) in Ordnung ist, können Parameteränderungen, basierend auf der Erfahrung des Berechnungsingenieurs, bereits zu einer Verringerung der Versuchs-/Analyseabweichungen beitragen. Eine direkte Aussage über den Anteil einzelner Parameter an der Änderung des Modellverhaltens kann bei Betrachtung mehrerer Parameter jedoch nur schwer oder u. U. gar nicht gemacht werden. Hier können Verfahren zur computerunterstützten Modellanpassung (engl. *model updating*) verwendet werden, welche eine simultane Anpassung mehrerer Parameter erlauben ([4], [5]). Die Versuchs-/Analyseabweichungen werden von diesen Verfahren minimiert und eine Validierung des FE-Modells (zumindest im von der EMA erfaßten Frequenzbereich) ist hierdurch möglich.

In dieser Veröffentlichung wird zunächst ein Validierungskonzept von der Versuchsauslegung bis zum Vergleich der Versuchsdaten mit Analysedaten des angepaßten FE-Modells vorgestellt. Um das Konzept näher zu erläutern und die Effektivität des Vorgehens zu demonstrieren, wird im Anschluß daran die Anwendung auf das FE-Modell einer Flugzeugtriebwerkskomponente der Firma BMW Rolls-Royce AeroEngines, Dahlewitz/Brandenburg, gezeigt. Die behandelte Komponente findet Verwendung im komplexen Gesamttriebwerksmodell (Bild 1), welches u. a. für

die Bestimmung vom Flanschlasten (für weiterführende Detailuntersuchungen der Komponenten), für die Berechnung von Triebwerksschwingungen sowie für Rotordynamikuntersuchungen eingesetzt wird.

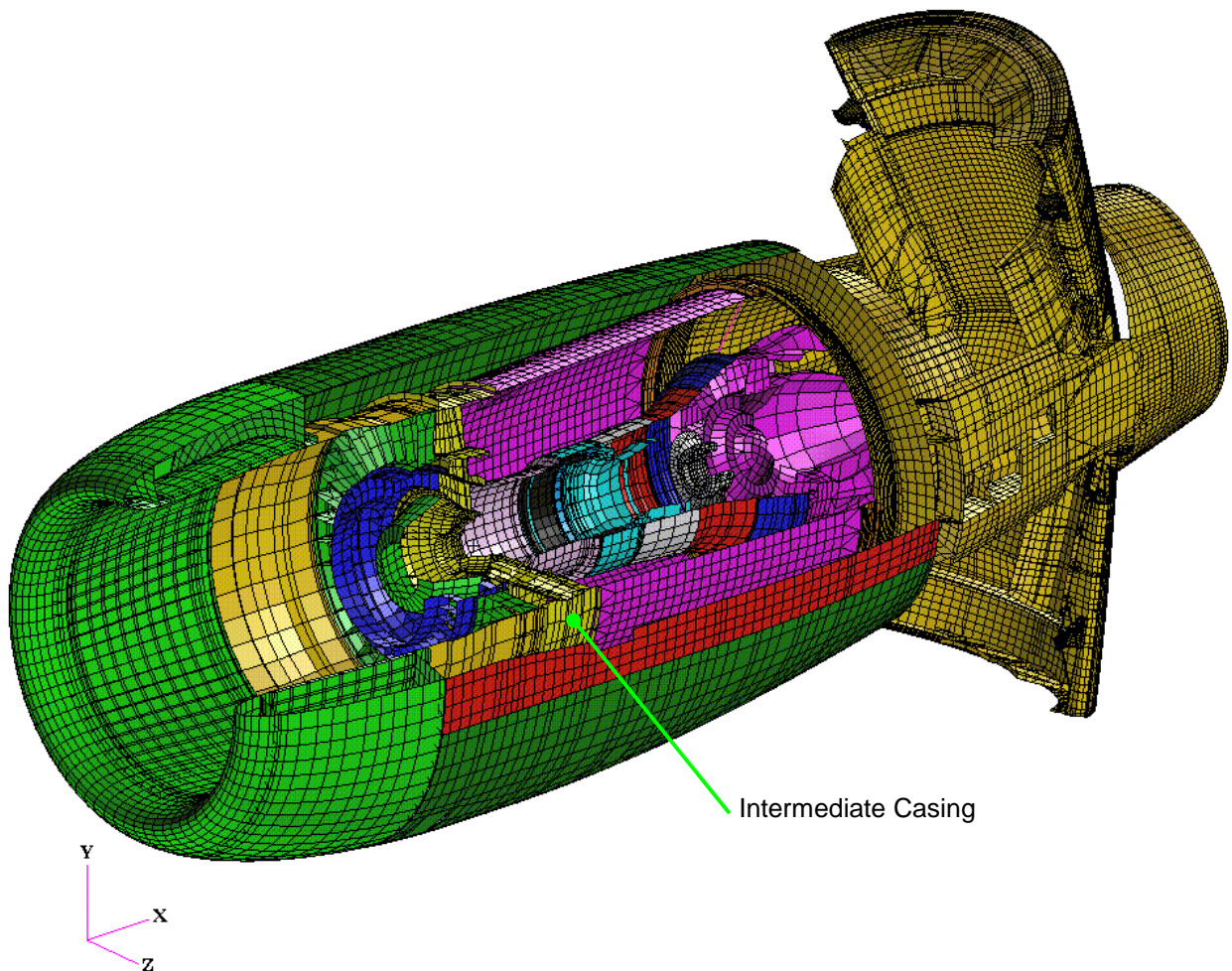


Bild 1: Gesamttriebwerksmodell (BMW Rolls-Royce AeroEngines)

Zur computerunterstützten Modellanpassung wird ein am Fachgebiet für Leichtbau und Strukturmechanik der Universität in Kassel entstandenes und gemeinsam mit ICS weiterentwickeltes MATLAB®-Programmpaket verwendet. Dieses Programmpaket nutzt zu einem großen Teil die Analysekapazitäten von MSC/Nastran™, insbesondere den Sensitivitätsmodul, wodurch die Handhabung von FE-Modellen industrieller Größenordnung ermöglicht wird. Die Parameteränderungen werden direkt im sogenannten „Bulk Data“ Bereich (dem Bereich, in dem das FE-Modell definiert wird) der MSC/Nastran™ Eingabedatei vorgenommen. Hierdurch sind sämtliche physikalische Parameter wie Schalendicken, Balkenquerschnittsdaten, E-Moduli oder Dichten, die die Steifigkeits- und Trägheitseigenschaften der Struktur beeinflussen, einer computerunterstützten Modellanpassung zugänglich.

## **2 Validierungskonzept**

Die Modellvalidierung erfolgt hier in zwei Schritten (siehe auch Bild 2):

1. Anpassung physikalischer Parameter (Steifigkeit- und Trägheitsparameter)
2. Anpassung modaler Dämpfungsparameter

Im ersten Schritt werden die Abweichungen zwischen identifizierten und berechneten Eigenfrequenzen und Eigenformen minimiert. Hierzu wird das bereits in der Einleitung beschriebene Programmpaket genutzt. Nach erfolgreicher Anpassung der Steifigkeits- und Trägheitseigenschaften (physikalische Parameter) erfolgt im zweiten Schritt die Anpassung modaler Dämpfungsparameter. Dazu werden die Abweichungen in den Resonanzbereichen zwischen gemessenen und berechneten Frequenzgängen mit Hilfe eines anderen, ebenfalls selbst entwickelten MATLAB®-Programmpaketes, minimiert. Ziel ist es, insgesamt eine hohe qualitative und quantitative Genauigkeit der FEA Ergebnisse (zumindest im erfaßten Frequenzbereich) zu erreichen. Die theoretischen Grundlagen beider Anpassungsverfahren werden im nächsten Abschnitt kurz erläutert.

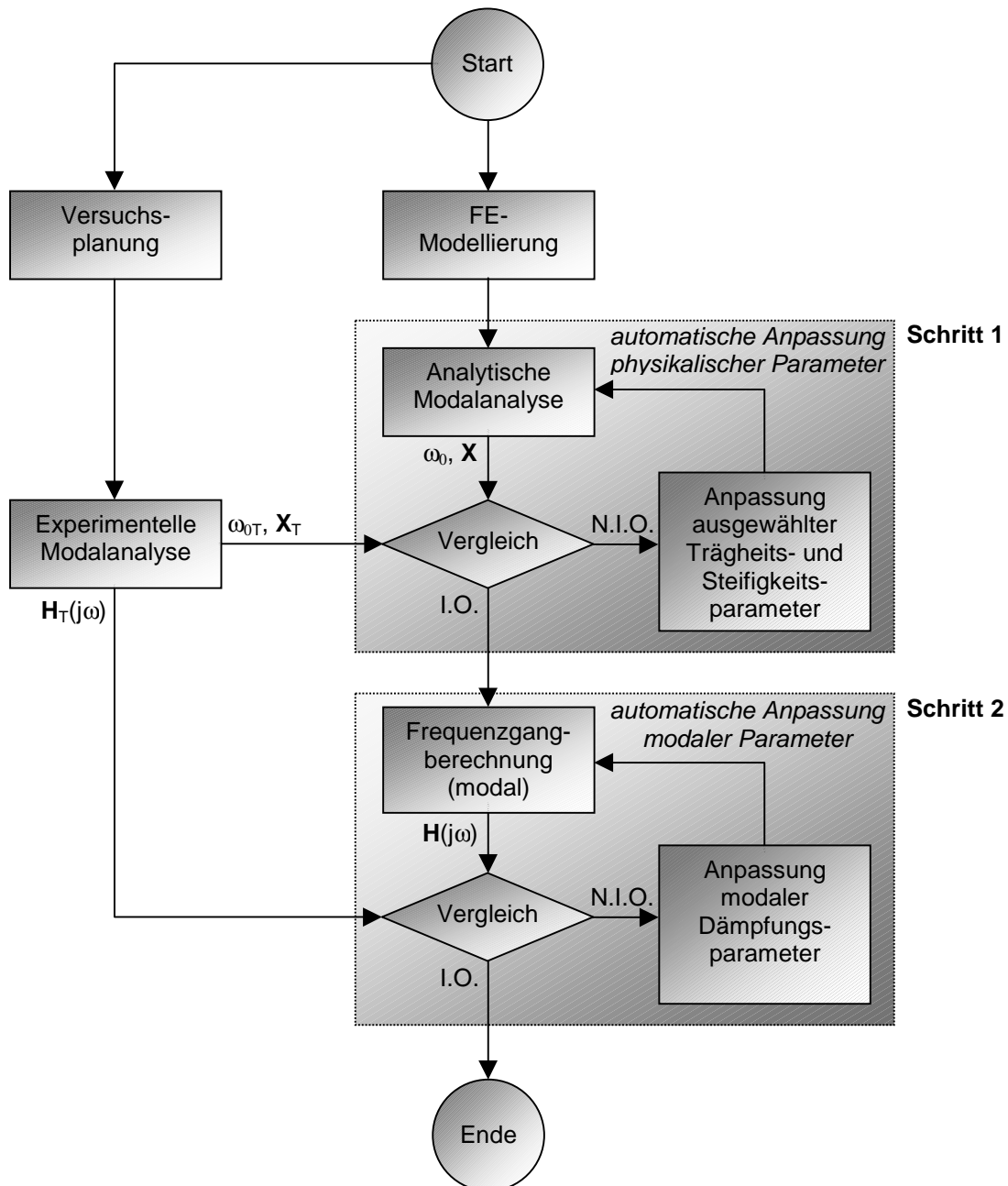


Bild 2: Vorgehen bei der Modellvalidierung

Da die computerunterstützte Modellanpassung auf gemessene Frequenzgänge und auf daraus mittels der EMA identifizierte Eigenfrequenzen und Eigenformen zurückgreift, muß auch dem Versuch genügend Aufmerksamkeit gewidmet werden. So sollte in jedem Fall eine

Versuchsplanung erfolgen, damit eine ausreichende Datenbasis für die nachfolgenden Verfahren geschaffen wird. Die Versuchsplanung sollte dabei folgende Aspekte berücksichtigen:

- Auswahl relevanter Zieleigenformen
- Auswahl der Meßfreiheitsgrade
- Auswahl der Erregerpositionen
- ausreichende Frequenzauflösung

Eine nähere Erläuterung erfolgt weiter unten bei der Vorstellung des realen Beispiels.

### 3 Theoretische Grundlagen

#### 3.1 Anpassung physikalischer Parameter

Basis für die Anpassung physikalischer Steifigkeits- und Trägheitsparameter bildet die folgende Parametrisierung der Systemmatrizen ([4], [5]):

$$\mathbf{K} = \mathbf{K}_A + \sum \alpha_i \mathbf{K}_i \quad , \quad i = 1 \dots n_\alpha \quad (1a)$$

$$\mathbf{M} = \mathbf{M}_A + \sum \beta_j \mathbf{M}_j \quad , \quad j = 1 \dots n_\beta \quad (1b)$$

mit:  $\mathbf{K}_A, \mathbf{M}_A$  Ausgangssteifigkeitsmatrix/Ausgangsmassenmatrix  
 $\mathbf{p} = [\alpha_i \beta_j]$  Vektor unbekannter Anpassungsfaktoren  
 $\mathbf{K}_i, \mathbf{M}_j$  ausgewählte Substrukturmatrizen, die Ort und Art der anzupassenden Modellparameter beinhalten

Diese Parametrisierung erlaubt die lokale Anpassung unsicherer Modellbereiche. Unter Nutzung der Gleichungen (1) und zweckmäßiger Residuen (die verschiedene Versuch-/Analyseabweichungen enthalten) kann die folgende Zielfunktion abgeleitet werden:

$$J(\mathbf{p}) = \Delta \mathbf{z}^T \mathbf{W} \Delta \mathbf{z} + \mathbf{p}^T \mathbf{W}_p \mathbf{p} \rightarrow \min \quad (2)$$

mit:  $\Delta \mathbf{z}$  Residuenvektor  
 $\mathbf{W}, \mathbf{W}_p$  Wichtungsmatrizen

Die Minimierung der Zielfunktion (2) liefert die gesuchten Anpassungsfaktoren  $\mathbf{p}$ . Der zweite Term auf der rechten Seite von Gleichung (2) dient dabei der Begrenzung der Variation der Anpassungsfaktoren. Die Wahl der Wichtungsmatrix muß mit Bedacht erfolgen, da für  $\mathbf{W}_p \gg \mathbf{0}$  keinerlei Änderung erfolgt.

Die Residuen  $\Delta \mathbf{z} = \mathbf{z}_T - \mathbf{z}(\mathbf{p})$  ( $\mathbf{z}_T$ : Versuchsdatenvektor,  $\mathbf{z}(\mathbf{p})$ : zugehöriger Analysedatenvektor) sind i.a. nichtlineare Funktionen der Parameter. Daher ist auch das Minimierungsproblem nichtlinear und muß iterativ gelöst werden. Eine Möglichkeit besteht in der Anwendung des klassischen Sensitivitätsansatzes (siehe [5]), bei dem der Analysedatenvektor am Punkt 0 linearisiert wird. Die Linearisierung erfolgt dabei über eine Taylorreihenentwicklung, die nach dem linearen Glied abgebrochen wird. Dies führt auf:

$$\Delta \mathbf{z} = \Delta \mathbf{z}_0 - \mathbf{G}_0 \Delta \mathbf{p} \quad (3)$$

mit:  $\Delta \mathbf{p} = \mathbf{p} - \mathbf{p}_0$  Änderung der Anpassungsfaktoren  
 $\Delta \mathbf{z}_0 = \mathbf{z}_T - \mathbf{z}(\mathbf{p}_0)$  Abweichung Versuch/Analyse am Linearisierungspunkt 0  
 $\mathbf{G}_0 = \partial \mathbf{z} / \partial \mathbf{p}|_{\mathbf{p}=\mathbf{p}_0}$  Sensitivitätsmatrix am Linearisierungspunkt 0  
 $\mathbf{p}_0$  Anpassungsfaktoren am Linearisierungspunkt 0

Sofern die Anpassungsfaktoren keinerlei Begrenzungen unterliegen, erhält man aus (2) das lineare Problem (4), das in jedem Iterationsschritt für den aktuellen Linearisierungspunkt gelöst werden muß.

$$(\mathbf{G}_0^T \mathbf{W} \mathbf{G}_0 + \mathbf{W}_p) \Delta \mathbf{p} = \mathbf{G}_0^T \mathbf{W} \Delta \mathbf{z}_0 \quad (4)$$

Für  $\mathbf{W}_p = \mathbf{0}$  entspricht Gleichung (4) der Methode der gewichteten kleinsten Fehlerquadrate. Es soll an dieser Stelle erwähnt werden, daß natürlich ebensogut jedes andere mathematische Minimierungsverfahren zur Lösung verwendet werden kann.

Die im verwendeten Programmpaket verwendeten Residuen sind das Eigenfrequenz- und das Eigenformresiduum. D. h. die FEA Eigenfrequenzen und Eigenformen werden von den zugehörigen EMA Ergebnissen abgezogen. In diesem Fall lautet der Residuenvektor:

$$\Delta \mathbf{z}_0 = \begin{bmatrix} \omega_T - \omega \\ \mathbf{x}_T - \mathbf{x} \end{bmatrix}_0 \quad (5)$$

mit:  $\omega_T, \omega_0$  Vektoren der Versuchs-/Analyseeigenfrequenzen  
 $\mathbf{x}_T, \mathbf{x}$  Vektoren der Versuchs-/Analyseeigenformen

Die Zuordnung von FEA zu EMA Daten erfolgt über den sogenannten MAC-Wert der Eigenformen:

$$\text{MAC} := \frac{(\mathbf{x}_T^T \mathbf{x}_j)^2}{(\mathbf{x}_T^T \mathbf{x}_T)(\mathbf{x}_j^T \mathbf{x}_j)} \quad (6)$$

der ein Maß für die lineare Abhängigkeit zweier Vektoren darstellt. Ein MAC-Wert von 1 bedeutet, daß die zwei Vektoren kollinear sind; ein MAC-Wert von 0 bedeutet, daß die zwei Vektoren orthogonal sind.

Die zu (5) gehörige Sensitivitätsmatrix ist in Gleichung (7) gegeben.

$$\mathbf{G}_0 = \begin{bmatrix} \partial \omega / \partial \mathbf{p} \\ \partial \mathbf{x} / \partial \mathbf{p} \end{bmatrix}_0 \quad (7)$$

Die Berechnung der partiellen Ableitungen kann aus der Literatur ([4], [5]) entnommen werden.

### **3.2 Anpassung modaler Dämpfungsparameter**

Für die Anpassung modaler Dämpfungsparameter wird ebenfalls der klassische Sensitivitätsansatz benutzt. Das Residuum lautet in diesem Fall:

$$\Delta \mathbf{z}_0 = [\mathbf{H}_T(j\omega) - \mathbf{H}(j\omega)]_0 \quad (8)$$

mit:  $\mathbf{H}_T(j\omega)$  gemessener Frequenzgang  
 $\mathbf{H}(j\omega)$  analytischer Frequenzgang (berechnet aus modalen Parametern)

Die Sensitivitätsmatrix erhält man durch partielle Ableitung der analytischen Frequenzgänge nach der modalen Dämpfung (hier werden die modalen Dämpfungsgrade verwendet):

$$\mathbf{G}_0 = \left[ \frac{\partial \mathbf{H}(j\omega)}{\partial \xi} \right]_0 \quad (9)$$

mit:  $\xi$  Vektor der modalen Dämpfungsgrade

Die Berechnung der Sensitivitätsmatrix nach Gleichung (9) gestaltet sich besonders einfach, wenn proportionale Dämpfung angenommen wird. Eine weiterführende Darstellung findet man in [6].

#### **4 Beispiel: „Intermediate Casing“**

An Hand des sogenannten „Intermediate Casings - IMC“ (Bild 1/Bild 3), das den äußeren mit dem inneren Triebwerksbereich verbindet, soll jetzt das Validierungskonzept demonstriert werden.

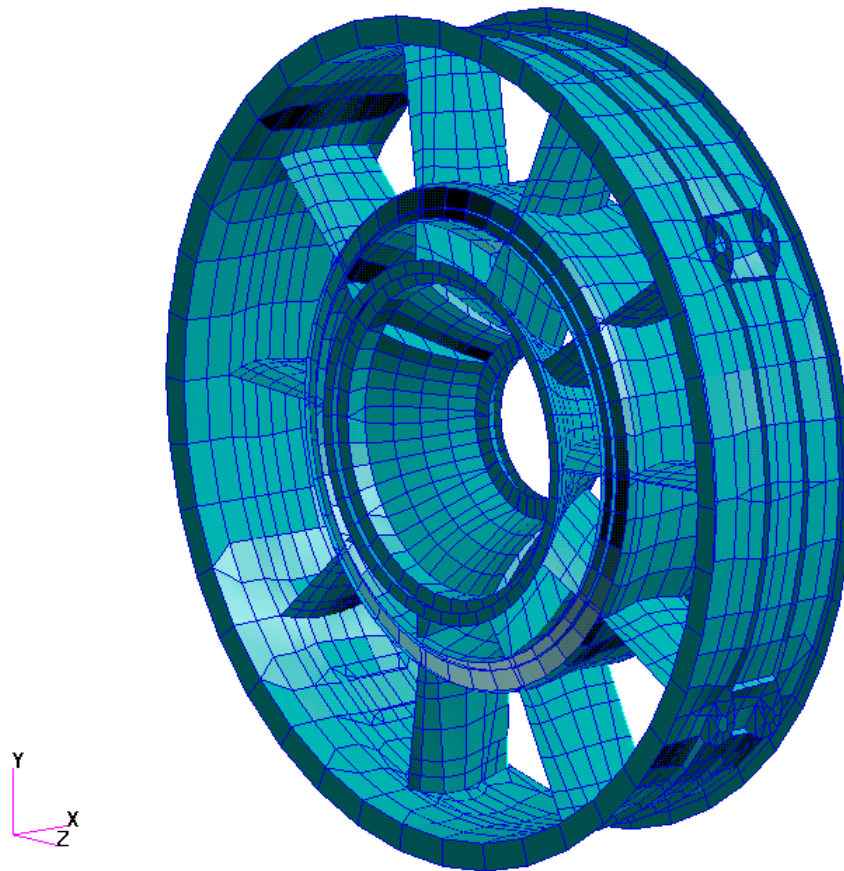


Bild 3: FE-Modell des IMC (BMW Rolls-Royce AeroEngines)

#### **4.1 Versuchsplanung**

Um genügend Informationen aus dem Versuch zu gewinnen, wird zunächst eine Versuchsplanung durchgeführt. Dabei werden die unter Abschnitt 2 genannten Aspekte berücksichtigt. Die Versuchsplanung nutzt das bereits vorhandene FE-Modell, wodurch die Ergebnisse natürlich nur so gut sein können, wie es das FE-Modell erlaubt. Bei der Versuchsplanung sollte daher das Erfahrungspotential des Versuchsingenieurs in jedem Fall mit einfließen, um eventuelle Fehlplanungen zu vermeiden.

#### ***Auswahl relevanter Zieleigenformen***

Das IMC soll in frei/freier Konfiguration getestet werden. Um ausreichend Information bezüglich des globalen Steifigkeits- und Trägheitsverhaltens zu erhalten, sollen alle globalen elastischen

Eigenformen im Frequenzbereich von 0 bis 500 Hz erfaßt werden (lokale Eigenformen der Verbindungsspeichen werden als weniger relevant erachtet). Das heißt, daß diese Eigenformen in jedem Fall im Versuch angeregt werden sowie beobachtbar sein sollen. Darüber hinaus wird gefordert, daß die räumliche Auflösung aller Eigenformen im Frequenzbereich von 0 bis 500 Hz gewährleistet wird. Hierdurch werden später Probleme bei der eindeutigen Zuordnung der Eigenformen aus Versuch und Analyse vermieden.

### **Auswahl der Meßfreiheitsgrade**

Die Auswahl der Meßfreiheitsgrade erfolgt in drei Schritten:

1. prinzipielle Abschätzung der erforderlichen Meßinformation
2. Auswahl der Meßfreiheitsgrade unter Berücksichtigung des FE-Modells (Koinzidenz von Meß- und Analysefreiheitsgraden), der Zugänglichkeit der Meßorte und der Visualisierung
3. Überprüfung der Auswahl

Die prinzipielle Untersuchung der erforderlichen Meßinformation erfolgt mit einem selbst entwickelten Programmpaket, das auf einem Kriterium der maximalen linearen Unabhängigkeit der Eigenformen beruht (siehe auch [7]). Diese Untersuchung zeigt, daß die Eigenformen im Frequenzbereich von 0 bis 500 Hz in erster Linie durch radiale Meßfreiheitsgrade auf dem Außenring sowie tangentielle Meßfreiheitsgrade auf den Verbindungsspeichen beschrieben werden können. Es werden daher die folgenden 60 Meßfreiheitsgrade ausgewählt (Bild 4 zeigt das Versuchsmodell mit den Meßknoten):

- 10 radiale Meßfreiheitsgrade auf dem vorderen Außenflansch (Meßknoten 1-10)
- 10 radiale Meßfreiheitsgrade auf dem hinteren Außenflansch (Meßknoten 11-20)
- 10 radiale Meßfreiheitsgrade auf dem vorderen Innenflansch (Meßknoten 21-30)
- 10 radiale Meßfreiheitsgrade auf dem hinteren Innenflansch (Meßknoten 31-40)
- 20 tangentielle Meßfreiheitsgrade auf den Verbindungsspeichen (Meßknoten 41-60)

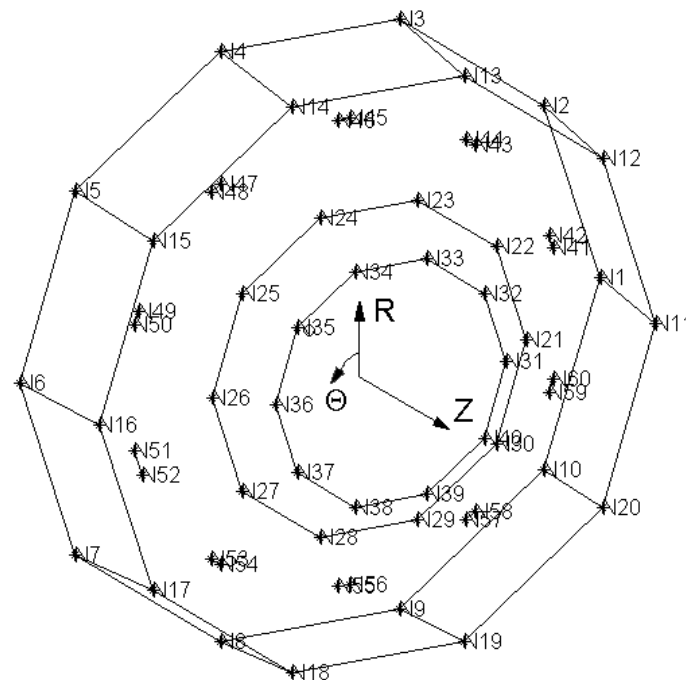


Bild 4: IMC Versuchsmodell mit Meßknoten

Die Gültigkeit der Auswahl wird überprüft, indem die MAC-Werte der Eigenformen im Frequenzbereich von 0 bis 500 Hz mit sich selbst berechnet werden (Auto-MAC). Berücksichtigt

werden dabei lediglich die gewählten Meßfreiheitsgrade. Es zeigt sich, daß diese nahezu linear unabhängige Eigenformen liefern. Lediglich zwei Eigenformpaare oberhalb von 350 Hz zeigen eine relativ hohe Korrelation. Da diese Eigenformen jedoch um circa 140 Hz voneinander getrennt sind, ist kein Zuordnungsproblem zu erwarten (Bild 5).

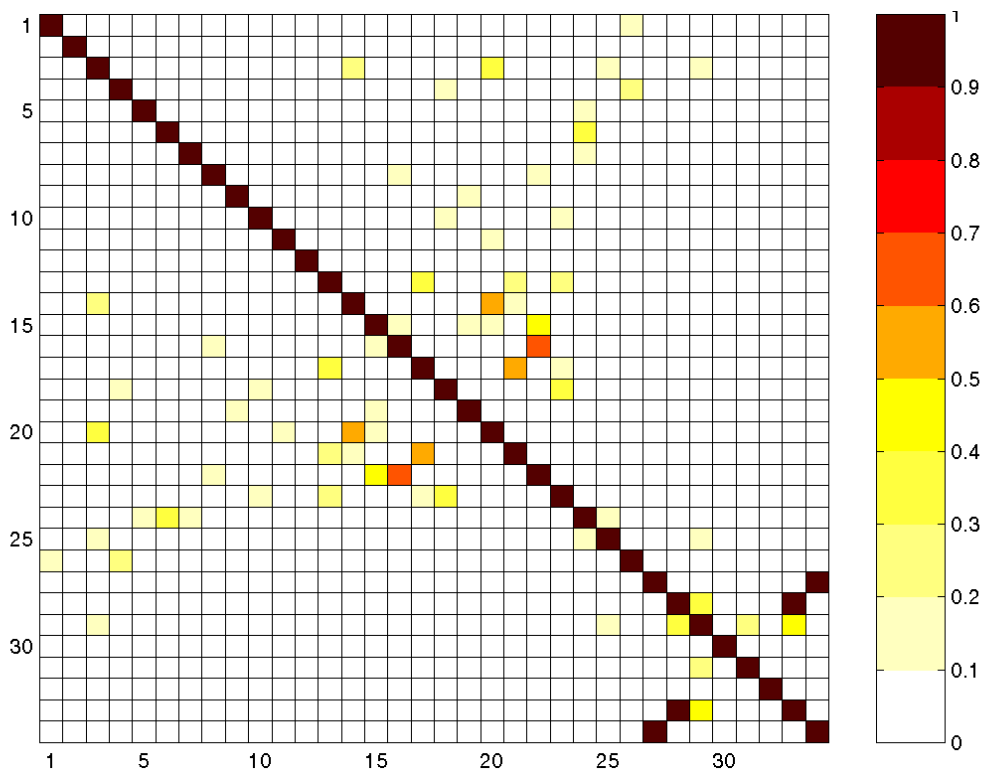


Bild 5: Auto-MAC – Eigenformen an gewählten Meßfreiheitsgraden

### ***Auswahl der Erregerpositionen***

Die optimalen Erregerpositionen werden bestimmt, indem Frequenzgänge für verschiedene mögliche Erregerpositionen berechnet werden. Um den Analyseaufwand zu reduzieren, wird zunächst eine Vorauswahl mittels eines selbst entwickelten Programmpaketes getroffen (siehe auch [7]), welches die bereits ausgewählten Meßfreiheitsgrade nach ihrer Eignung als Erregerposition sortiert.

Für jede Erregerposition der Vorauswahl wird eine Indikatorfunktion aus den Frequenzgängen nach [8] berechnet. Nimmt diese Indikatorfunktion an einer Eigenfrequenz den Wert Null an, so ist die zugehörige Eigenform optimal angeregt; ist der Indikatorwert dagegen gleich eins, so wird die Eigenform nicht erregt. Bild 6 zeigt die Indikatorwerte für die vorgewählte Erregerposition an den Eigenfrequenzen der globalen elastischen Eigenformen.

An Hand der Information aus Bild 6 werden drei Erregerpositionen ausgewählt:

1. Versuchsknoten Nr. 11, radiale Erregung
2. Versuchsknoten, radiale Erregung
3. Versuchsknoten 49, tangentiale Erregung

Mittels dieser Erregerpositionen kann jede Zieleigenform zumindest durch einen Erreger angeregt werden.



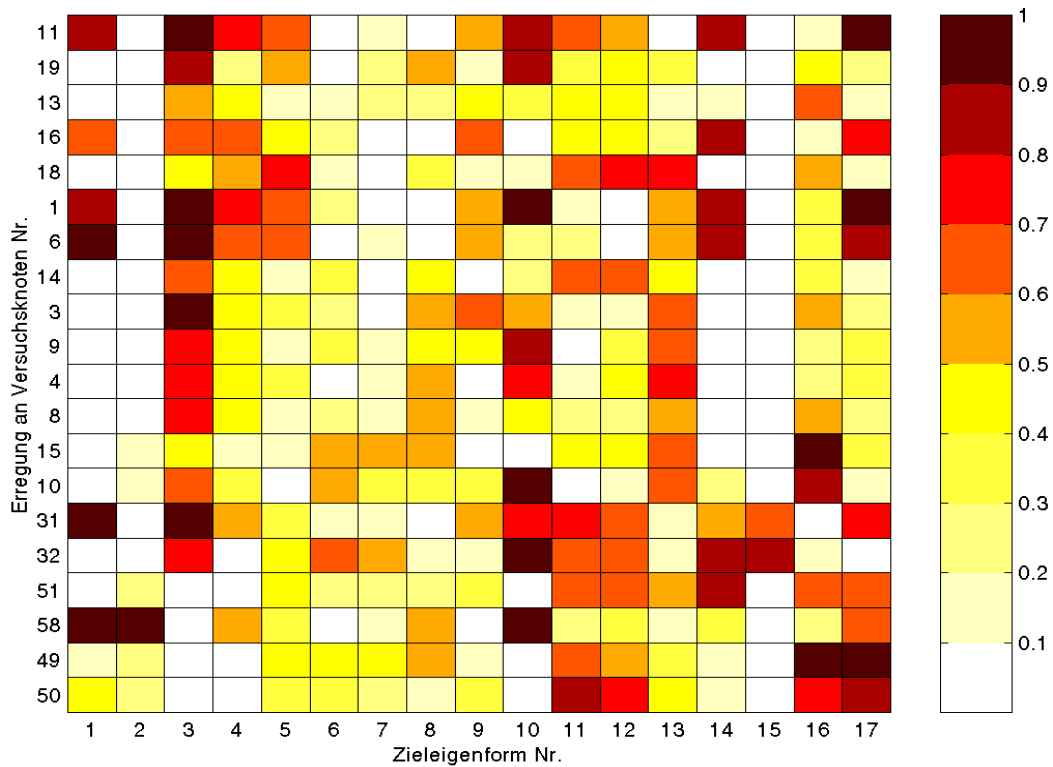


Bild 6: Indikatorfunktionswerte für verschiedene Erregerpositionen

**Ausreichende Frequenzauflösung**

Als letztes muß noch die Frequenzauflösung festgelegt werden. Die erste elastische Eigenform liegt (in der FEA) bei circa 128 Hz. Bei Annahme eines modalen Dämpfungsgrades von 0.5 % läßt sich durch einfache Frequenzgangberechnung zeigen, daß eine Frequenzauflösung von weniger als 0,5 Hz ausreichend Information für eine nachfolgende EMA gewährleistet.

**4.2 Schwingungstest und EMA Ergebnisse**

Der Schwingungstest wurde von ICS und BMW Rolls-Royce durchgeführt. Das IMC wurde elastisch aufgehängt, um quasi frei/freie Randbedingungen zu erzeugen, und die Anregung erfolgte an den 60 Meßfreiheitsgraden mittels Impulshammer. Beschleunigungen wurden an den drei Erregerfreiheitsgraden (Referenzen) gemessen. Der Frequenzbereich der Messung erstreckte sich von 0 bis 800 Hz und die anschließende EMA lieferte 28 Eigenformen. Die identifizierten Eigenfrequenzen und modalen Dämpfungsgrade sind der folgenden Tabelle 1 zu entnehmen.

Tabelle 1: IMC EMA Ergebnisse

Nr.	Freq. [Hz]	mod. Dä. [%]	Nr.	Freq. [Hz]	mod. Dä. [%]	Nr.	Freq. [Hz]	mod. Dä. [%]
1	127.38	1.01	11	341.36	0.20	21	535.71	0.44
2	132.64	0.22	12	348.10	0.15	22	546.50	0.16
3	195.78	0.15	13	351.44	0.10	23	554.06	0.20
4	213.36	0.98	14	355.08	0.12	24	558.60	0.16
5	225.31	0.49	15	379.35	0.22	25	566.36	0.17
6	242.04	0.13	16	385.28	0.28	26	569.37	0.09
7	249.12	0.47	17	393.85	0.37	27	575.23	0.14
8	310.14	0.11	18	413.33	0.05	28	586.38	0.55
9	311.80	0.08	19	444.81	0.13			
10	326.33	0.16	20	477.06	0.26			

## 5 Modellanpassung

### 5.1 Ausgangskorrelation

Die Ausgangskorrelation des IMC mit den EMA Daten ist Tabelle 2 und Bild 7 zu entnehmen. Von den 28 identifizierten Eigenformen können 14 zugeordnet werden. Einige Eigenformen zeigen eine relativ große Frequenzabweichung. Speziell Eigenform Nr. 3, eine Eigenform bei der der Außen gegen den Innenring rotiert, zeigt eine Frequenzabweichung von 22 %. Hieraus kann geschlossen werden, daß die Verbindungsspeichen zu weich modelliert sind. Alles in allem ist die Korrelation noch nicht sehr gut, so daß eine automatische Modellkorrektur durchgeführt wird.

Tabelle 2: IMC Ausgangskorrelation

FEA Nr.	EMA Nr.	Freq. [Hz]		Diff. [%]	MAC [%] (> 60 %)
		FEA	EMA		
1	1	128,15	127,38	0,61	94,75
2	2	136,71	132,64	3,07	95,05
3	3	152,64	195,78	-22,03	89,11
4	4	236,47	213,36	10,83	90,79
6	5	241,96	225,31	7,39	63,92
5	6	236,83	242,04	-2,15	79,06
7	7	243,57	249,12	-2,23	85,09
8	8	304,01	310,14	-1,97	68,21
9	9	304,95	311,80	-2,20	66,62
12	12	332,82	348,10	-4,39	62,47
13	15	336,81	379,35	-11,21	63,13
23	18	421,79	413,33	2,05	89,59
25	19	469,53	444,81	5,56	81,70
26	20	484,31	477,06	1,52	65,00

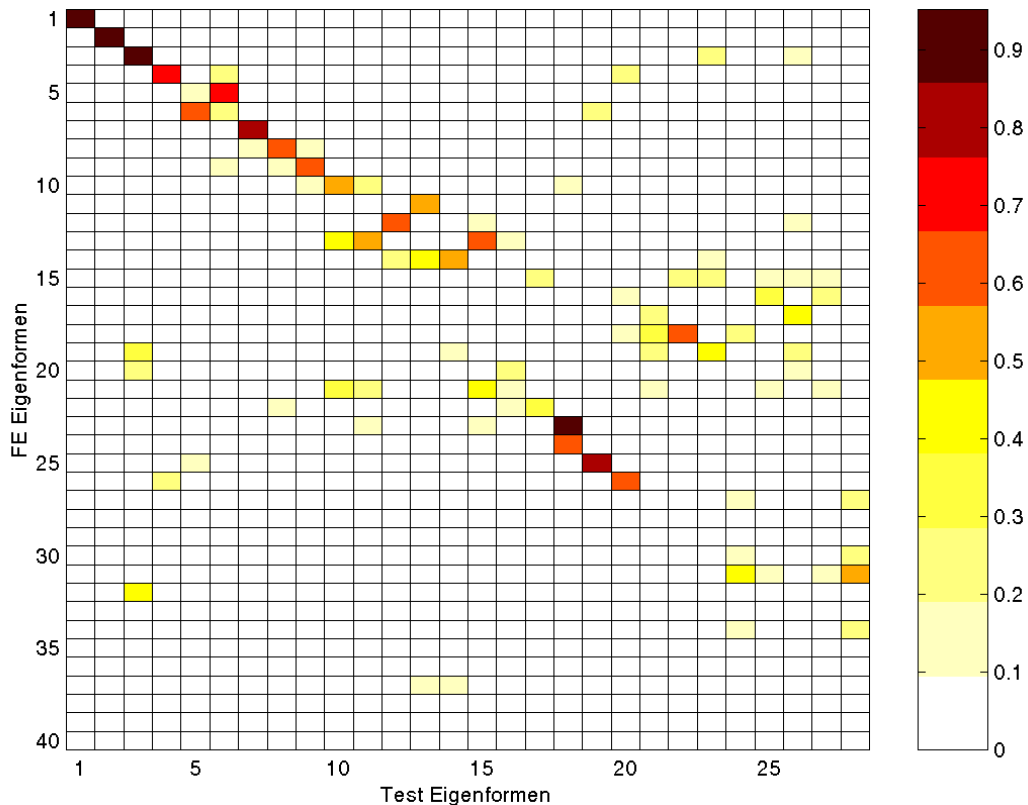


Bild 7: IMC Ausgangs MAC-Matrix

## 5.2 Sensitivitätsanalyse

Ein zentrales Problem bei der computerunterstützten Modellanpassung ist die Auswahl zu ändernder Modellparameter. Neben der Auswahl von Parametern mit Ingenieursverstand besteht die Möglichkeit, automatische Methoden einzusetzen, die die effektivsten Parameter selektieren (siehe z. B. [9]).

Eine weitere Möglichkeit besteht darin, eine Sensitivitätsanalyse durchzuführen. Bei der Sensitivitätsanalyse wird die Sensitivitätsmatrix nach (7) für mehrere sinnvolle Parameter berechnet. Im Anschluß daran wird die Sensitivitätsmatrix auf geeignete Weise normiert. Hierdurch können Parameter identifiziert werden, deren Änderung eine ausreichende Veränderung der Analyseergebnisse bewirken. An dieser Stelle ist zu erwähnen, daß die Sensitivitätsanalyse keinerlei Aussage über die physikalische Relevanz eines Parameters erlaubt; lediglich das Potential eines Parameters zur Änderung der Analyseergebnisse wird erfaßt.

Die Ergebnisse der für das IMC durchgeführten Sensitivitätsanalyse sind in Bild 8 zu sehen. Die verwendeten Parameter sind die Schalendicken der einzelnen Schalenbereiche des Modells (Nr. 1-39) sowie sämtliche Balkenquerschnittswerte (Nr. 40-45). Parameter Nr. 9, 15, 21, 35 und 39 zeigen die größten Sensitivitäten (größer 0,2). Diese Parameter sind Schalendicken des hinteren Innenflansches, der äußeren Verbindungsspeichen und von Teilen der Außenschale (siehe auch Bild 9).

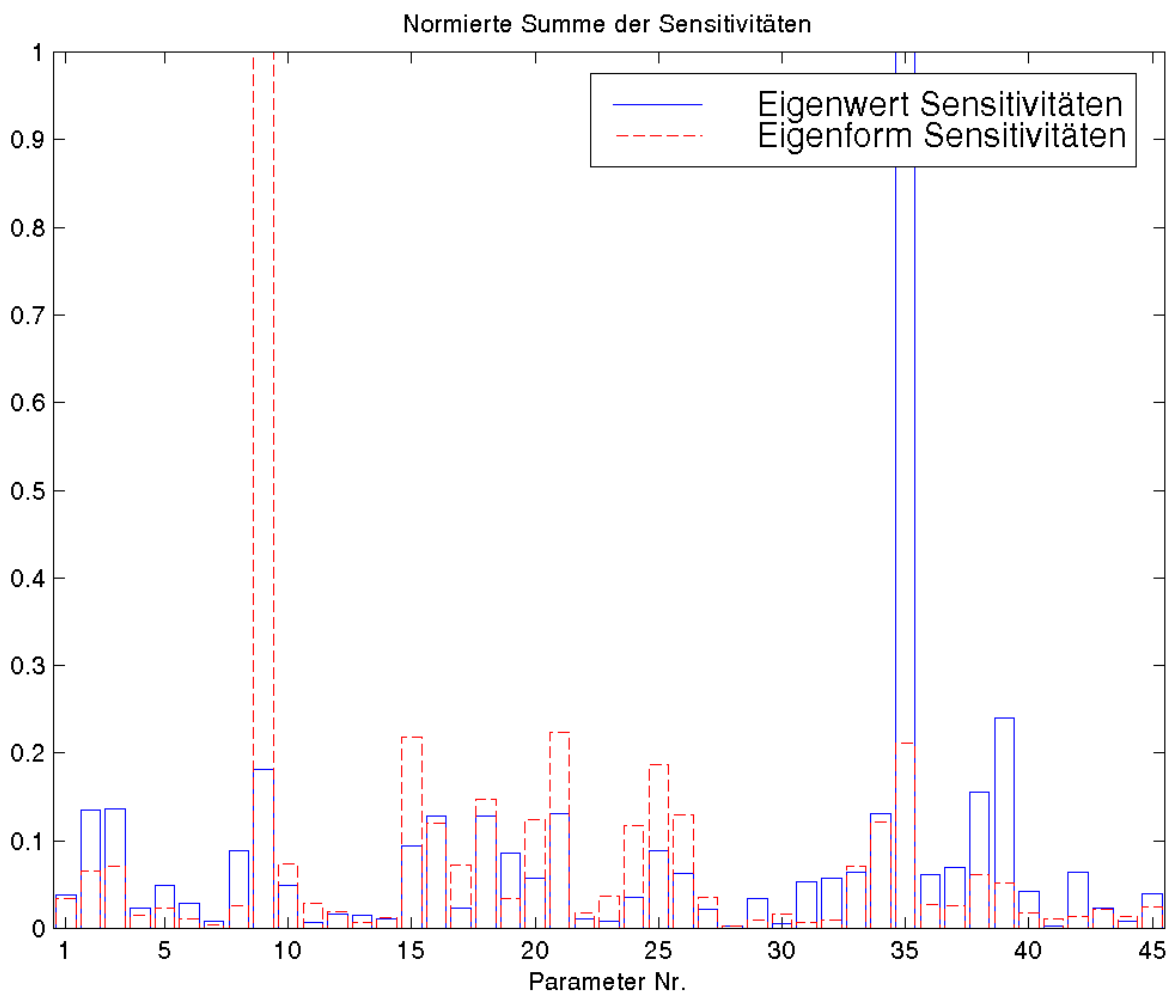


Bild 8: Sensitivitätsanalyse für das IMC

### 5.3 Anpassung physikalischer Parameter

Für die Anpassung des IMC werden die folgenden Parameter gewählt (Bild 9):

1. Schalendicke des hinteren Innenflansches
2. Schalendicken der Außenschale (gleichmäßige Änderung sämtlicher Außenschalendicken)
3. Schalendicken der Verbindungsspeichen (gleichmäßige Änderung aller Speichendicken)

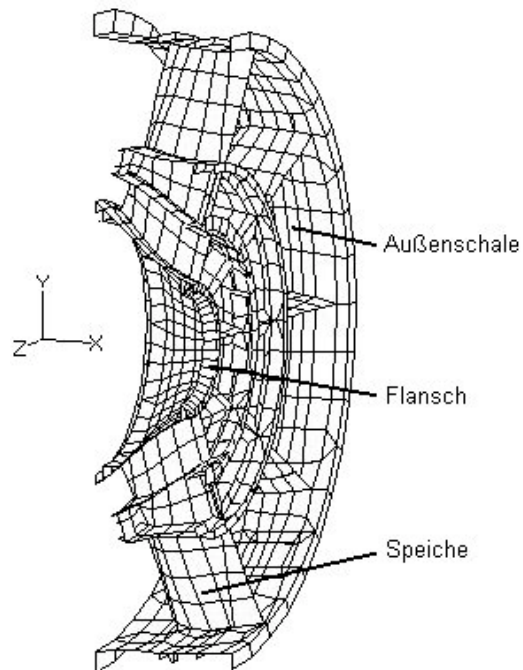


Bild 9: IMC Bereiche für die computerunterstützte Modellanpassung

Der Verlauf der computerunterstützten Modellanpassung ist in Bild 10 und Bild 11 gezeigt.

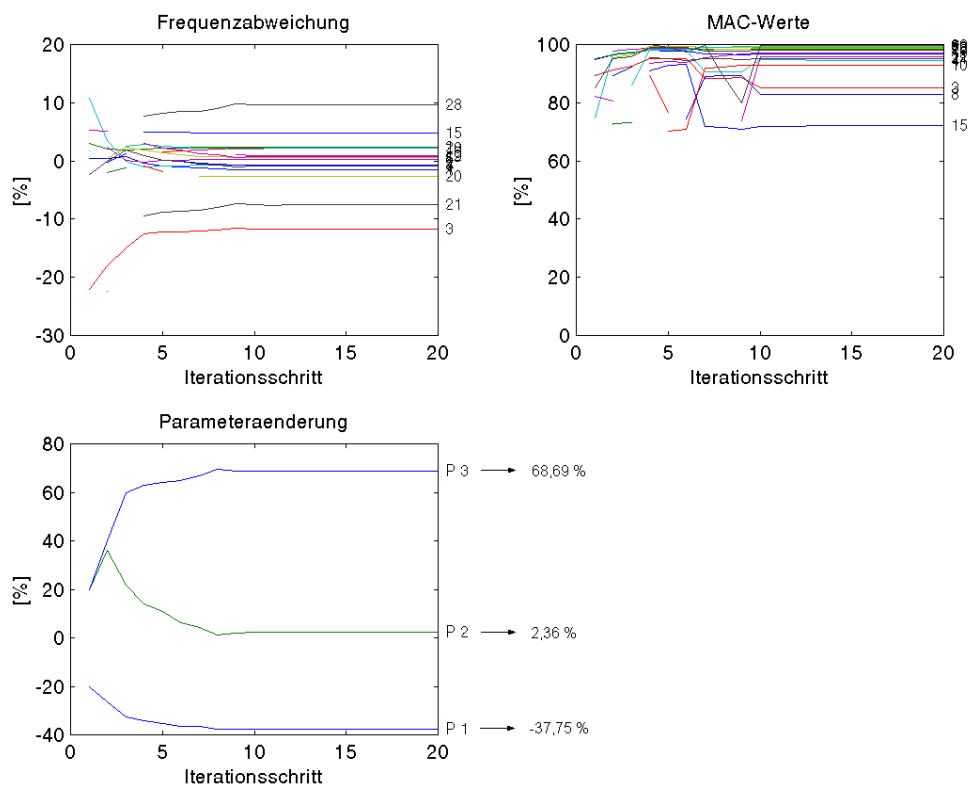


Bild 10: Verlauf der computerunterstützten Modellanpassung I

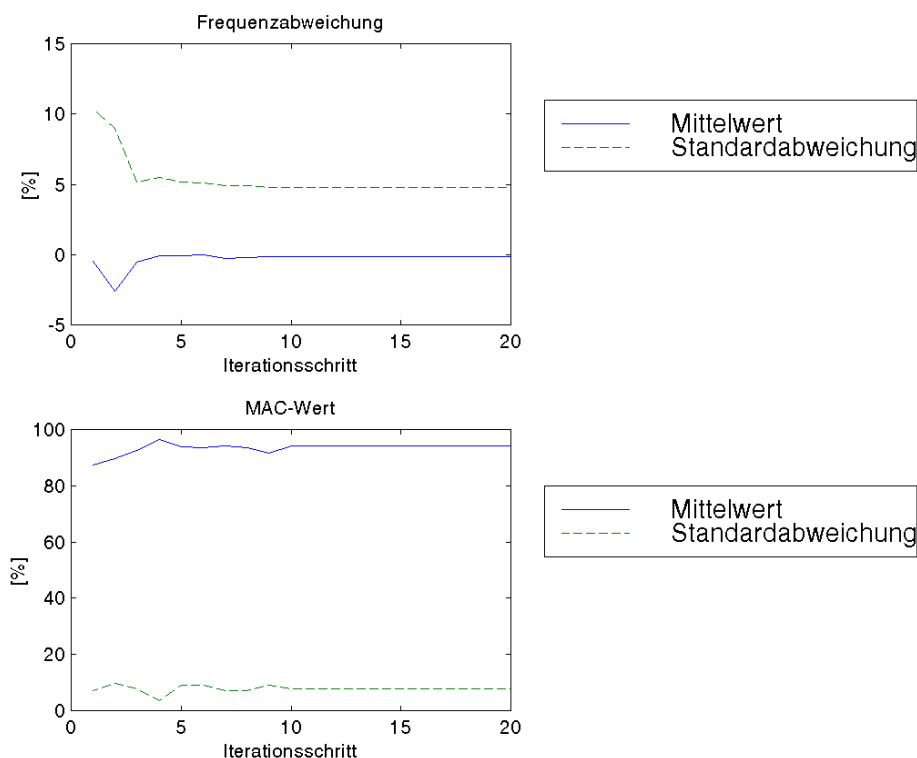


Bild 11: Verlauf der computerunterstützten Modellanpassung II

Konvergenz ist nach etwa neun Iterationsschritten erreicht und die Bandbreite der Frequenzabweichungen wird erheblich reduziert. Die Korrelationsergebnisse nach der computerunterstützten Modellanpassung sind der Tabelle 3 und dem Bild 12 zu entnehmen.

Tabelle 3: IMC Korrelation nach der computerunterstützten Modellanpassung

FEA Nr.	EMA Nr.	Freq. [Hz]		Diff. [%]	MAC [%] (> 60 %)
		FEA	EMA		
1	1	125.49	127.38	-1.48	96.14
2	2	135.81	132.64	2.39	96.86
3	3	172.86	195.78	-11.70	94.51
4	4	211.50	213.36	-0.87	97.47
5	5	225.75	225.31	0.20	98.86
6	6	243.55	242.04	0.62	97.03
7	7	246.90	249.12	-0.89	96.60
8	8	308.00	310.14	-0.69	81.28
9	9	314.35	311.80	0.82	69.33
10	10	333.45	326.33	2.18	73.11
13	12	351.43	348.10	0.96	71.76
14	13	355.96	351.44	1.29	64.98
17	15	397.77	379.35	4.86	74.42
16	17	386.73	393.85	-1.81	73.09
18	18	422.15	413.33	2.13	97.56
19	19	448.28	444.81	0.78	91.51
20	20	464.48	477.06	-2.64	76.62
23	21	495.11	535.71	-7.58	66.82
36	28	642.66	586.38	9.60	86.31

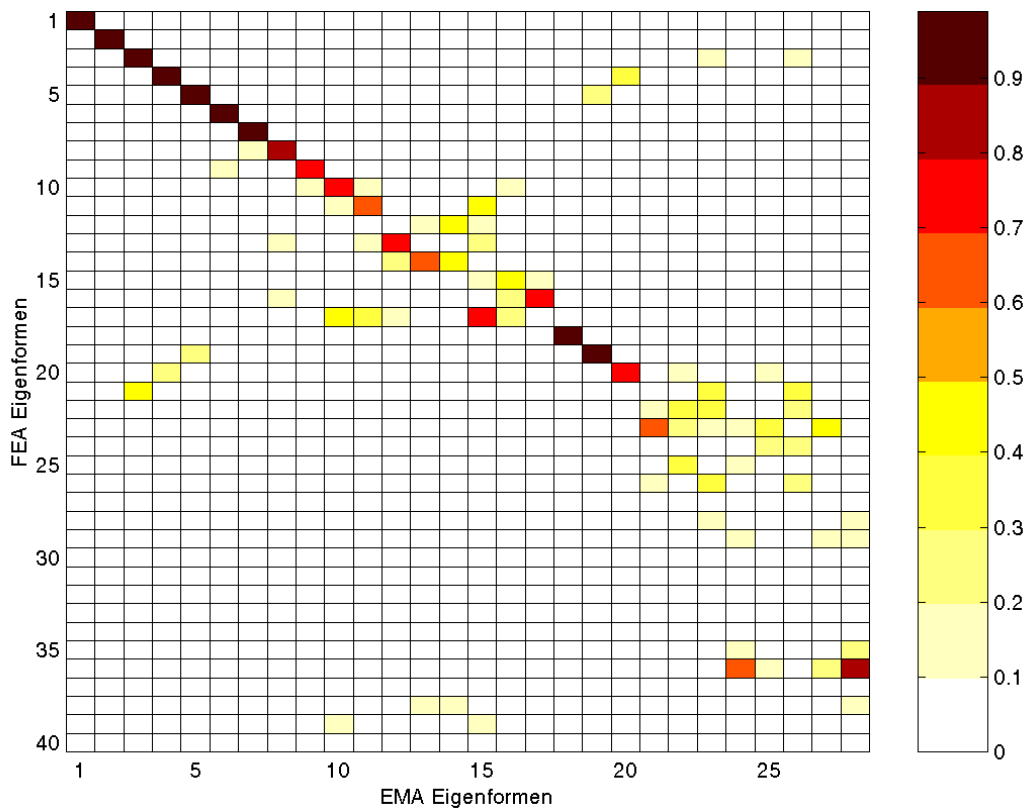


Bild 12: IMC MAC-Matrix nach der computerunterstützten Modellanpassung

Nach der computerunterstützten Modellanpassung können 19 der 28 identifizierten Eigenformen zugeordnet werden. Darüber hinaus wird die maximale Frequenzabweichung von über 20 % auf weniger als 12 % reduziert. Im oberen Frequenzbereich erfolgt fast keine Zuordnung von FEA zu EMA Eigenformen. Die hier auftretenden Eigenformen sind in erster Linie lokale Eigenformen der Verbindungsspeichen, die vom Modell offensichtlich noch nicht vollständig abgebildet werden können. Dies legt den Schluß nahe, daß die gefundenen Schalendicken der Verbindungsspeichen als Ersatzparameter angesehen werden müssen, mit denen das globale Verhalten des IMC verbessert wird. Da mit diesem FE-Modell keine lokalen Untersuchungen der Speichenbereiche durchgeführt werden sollen, ist dies jedoch akzeptabel.

#### 5.4 Anpassung von modalen Dämpfungsparametern

Als letztes erfolgt die Anpassung der modalen Dämpfungsparameter. Als Ausgangswerte für die Anpassung werden die identifizierten Dämpfungsgrade aus Tabelle 1 herangezogen. Da die Anpassung auf einer Minimierung der Frequenzgangsabweichungen in den Resonanzbereichen basiert, können nur die modalen Dämpfungsgrade der 19 zugeordneten Eigenformen angepaßt werden. Die Ergebnisse sind in Tabelle 4 aufgelistet.

Tabelle 4: Ergebnisse der modalen Dämpfungsanpassung

EMA Nr.	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
mod. Dä., EMA [%]	1,01	0,22	0,15	0,98	0,49	0,13	0,47	0,11	0,08	0,16
mod. Dä., angepaßt [%]	1,03	0,35	0,07	0,88	0,61	0,28	0,43	0,25	0,36	0,09
EMA Nr.	12	13	15	17	18	19	20	21	28	
mod. Dä., EMA [%]	0,15	0,10	0,22	0,37	0,05	0,13	0,26	0,44	0,55	
mod. Dä., angepaßt [%]	0,16	0,57	0,34	0,69	0,07	0,16	0,33	0,21	1,49	

Bild 13 zeigt exemplarisch die gemessenen und berechneten Mittelwerte der Amplitudengänge für Erregung an Erregerposition Nr. 1 vor und nach den einzelnen Validierungsschritten. Die Anpassung der physikalischen Parameter führt zu den größten Verbesserungen; die Anpassung der modalen Dämpfungparameter reduziert dagegen (in diesem Fall) die Abweichungen nur noch in relativ geringem Maße. Insgesamt wird die Frequenzgangscharakteristik im Bereich von 0 bis 500 Hz verbessert. Im Frequenzbereich oberhalb 500 Hz (nicht in Bild 13 gezeigt) tritt keine sichtbare Verbesserung auf, was auf die oben bereits erwähnte Problematik zurückzuführen ist, daß die lokalen Speicheneigenformen nicht abgebildet werden.

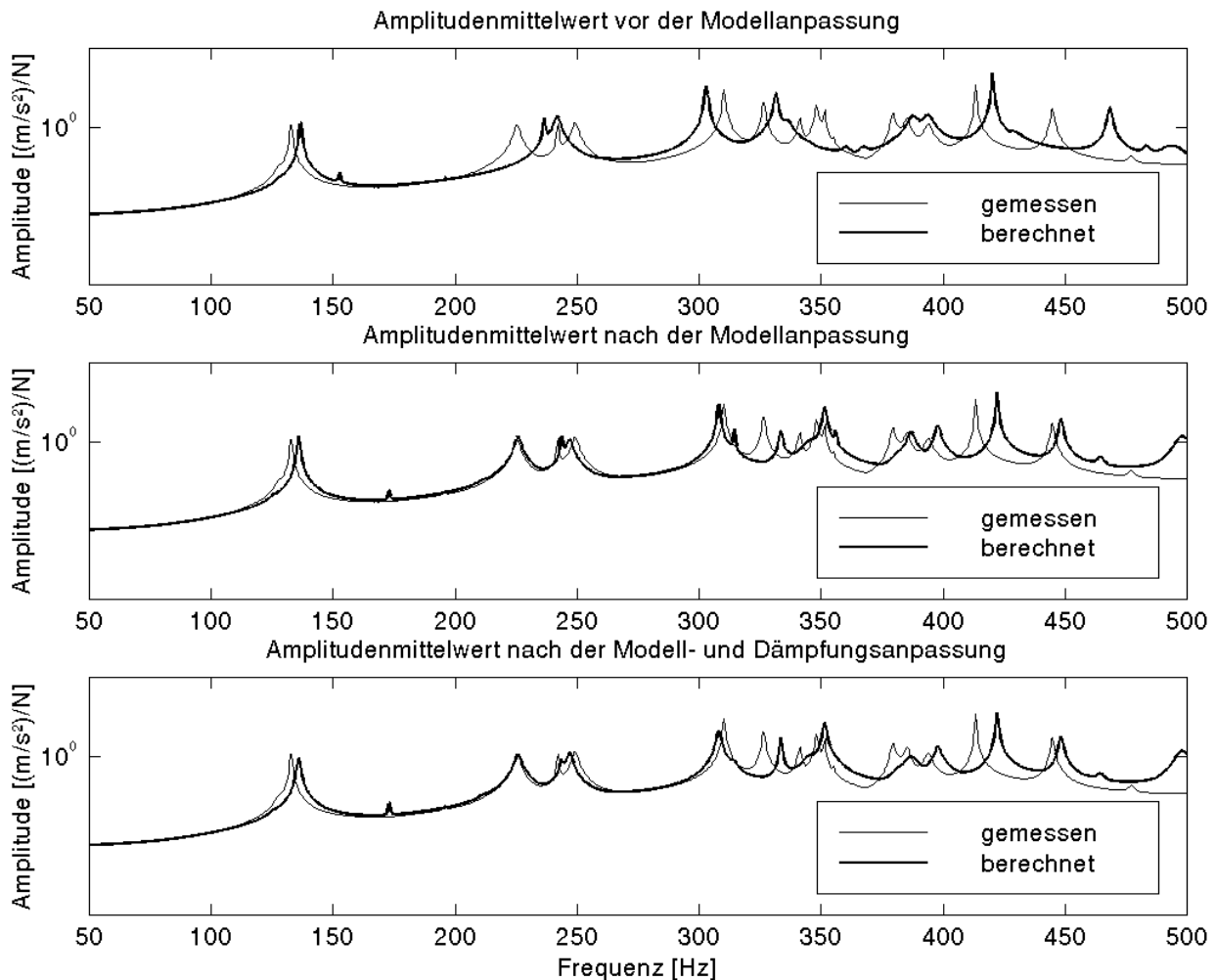


Bild 13: Frequenzgänge vor und nach der computerunterstützten Modellanpassung

## 6 Zusammenfassung

In dieser Veröffentlichung werden die Ergebnisse einer computerunterstützten Anpassung des FE-Modells der Flugzeugtriebwerkskomponente IMC im Rahmen der Modellvalidierung vorgestellt. Durch die computerunterstützte Modellanpassung kann eine gute Korrelation der Analyseergebnisse zu den aus Schwingungsversuchsdaten identifizierten Eigenfrequenzen und Eigenformen erzielt werden. Insbesondere die Frequenzabweichungen zwischen Versuch und Analyse werden erheblich reduziert. Der Vergleich von gemessenen mit berechneten Frequenzgängen vor und nach der computerunterstützten Modellanpassung zeigt eine sichtbare Verbesserung der Frequenzgangscharakteristik.

Die lokalen Eigenformen der Verbindungsspeichen des IMC werden nicht ausreichend vom Modell abgebildet. Dies schlägt sich in einer schlechteren Versuchs-/Analysekorrelation für diese

Eigenformen und einer fehlenden Verbesserung der Frequenzgänge im zugehörigen Frequenzbereich nieder. Da mit dem FE-Modell jedoch keine Detailuntersuchungen der Verbindungsspeichen durchgeführt werden sollen und die globalen elastischen Eigenformen nach der Anpassung gut abgebildet werden, kann das Finite Elemente Modell als validiert angesehen werden. D. h. die Trägheits- und Steifigkeitseigenschaften werden im Rahmen des Modellzwecks hinreichend genau dargestellt.

## **7 Danksagung**

Der Autor dankt Herrn Prof. Dr.-Ing. Michael Link von der Universität in Kassel und Herrn Armin Schönrock von der BMW Rolls-Royce AeroEngines GmbH in Dahlewitz/Brandenburg für die gute Zusammenarbeit. Weiterhin Dank an die BMW Rolls-Royce AeroEngines GmbH für die freundliche Genehmigung der Veröffentlichung der IMC Ergebnisse.

## **8 Literatur**

- [1] *Allemang, R. J.*: Vibrations: Experimental Modal Analysis; Structural Dynamics Research Laboratory; University of Cincinnati; UC-SDRL-CN-20-263-663/664; Cincinnati, Ohio; 1995
- [2] *Ewins, D.J.*: Modal Testing: Theory And Practice; Research Studies Press Ltd.; Taunton, Somerset, England; 1995
- [3] *Link, M./Hanke, G.*: Model Quality Assessment and Model Updating  
NATO Advanced Study Institute, Modal Analysis & Testing; Sesimbra, Portugal; 1998
- [4] *Link, M. et al.*: Baudynamik und Systemidentifikation;  
in: Der Ingenieurbau, Grundwissen, [5] Baustatik, Baudynamik; Hrsg. G. Mehlhorn; Ernst & Sohn; Berlin; 1995
- [5] *Natke, H. G.*: Einführung in die Theorie und Praxis der Zeitreihen- und Modalanalyse; 3., überarb. Aufl.; Vieweg Verlag; Braunschweig; Wiesbaden; 1992
- [6] *Link, M.*: Updating of Analytical Models – Basic Procedures and Extensions  
NATO Advanced Study Institute, Modal Analysis & Testing; Sesimbra, Portugal; 1998
- [7] *C. Schedlinski/M. Link*: An Approach to Optimal Pick-Up and Exciter Placement  
Proc. of the 14th IMAC; Dearborn, Michigan, USA; 1996
- [8] *E. Breitbach*: Neuere Entwicklungen auf dem Gebiet des Standschwingungsversuchs an Luft- und Raumfahrtstrukturen  
VDI-Bericht Nr. 221; 1974
- [9] *Lallement, G.*: Localisation Techniques  
Proc. of Workshop „Structural Safety Evaluation Based on System Identification Approaches“;  
Braunschweig/Wiesbaden; Vieweg; 1988