



Doctoral Thesis

Zur Bestimmung der Flügeleinflüsse auf die Rumpfnormalkräfte bei Flügel-Rumpf-Kombinationen im Ueberschall

Author(s):

Mona, Alain G.

Publication Date:

1965

Permanent Link:

<https://doi.org/10.3929/ethz-a-000088608> →

Rights / License:

[In Copyright - Non-Commercial Use Permitted](#) →

This page was generated automatically upon download from the [ETH Zurich Research Collection](#). For more information please consult the [Terms of use](#).

Prom. Nr. 3785

Zur Bestimmung der Flügeleinflüsse auf die
Rumpfnormalkräfte bei Flügel-Rumpf-Kombinationen
im Ueberschall.

von der

Eidgenössischen Technischen Hochschule in Zürich

zur Erlangung der

Würde eines Doktors der Technischen Wissenschaften

genehmigte

Promotionsarbeit

vorgelegt von

Alain G. Mona

Dipl. Masch.-Ing. ETH
von Quinto (TI)

Referent: Herr Prof. Dr. J. Ackeret
Korreferent: Herr Prof. M. Berchtold

Zürich, 1965

6. Zusammenfassung

Beim Entwurf von Lenk Waffen stellt sich die Frage nach Grösse und Lage der Normalkräfte an Rumpf-Flügel-Leitwerk Kombinationen im Ueberschall. Sie lassen sich am besten nach der Methode von Pitts et al. (Ref. 1) beantworten. Der auf kleine Anstellwinkel beschränkte Anwendungsbereich dieser Methode wurde vom Verfasser durch Berücksichtigung der Zähigkeitseffekte am Rumpf und Berechnung der Bahnen der abgehenden Flügelwirbel auf mittlere Anstellwinkel ausgedehnt.

Es zeigte sich - wie schon bei kleineren Anstellwinkeln - dass die Grösse der Normalkraft in den meisten Fällen mit der erwünschten Genauigkeit bestimmt werden konnte, während die Ermittlung ihrer Lage bei Flugkörpern mit langen Hecken zu wenig genau war. Diese Ungenauigkeit in der Lage der Resultierenden konnte auf ein zu stark vereinfachtes Rechenmodell der Flügel-Rumpf Interferenz zurückgeführt werden.

Hier wird eine Methode vorgeschlagen, welche die Bestimmung der Effekte eines auftriebserzeugenden Flügels auf einen Rumpf im Ueberschall ermöglicht. Der Grundgedanke ist, den vom Flügel am Rumpf induzierten Normalkraft-Anteil in zwei Komponenten zu zerlegen. Die erste folgt aus dem Einfluss des Flügels ohne Berücksichtigung dessen Abwindes, und die zweite wird vom Flügelabwind verursacht.

Bei der Berechnung der ersten Komponente wird - im Gegensatz zu Referenzen 1 und 2 - der Mehrauftrieb des Flügels infolge der Rumpf-Flügel Interferenz berücksichtigt.

Der Flügel-Abwind an der Stelle des Rumpfes wird (nach der Theorie der tragenden Linie) unter Zuhilfenahme eines κ -Faktors bestimmt, welcher die Eigenbewegung der Wirbelschleppe unmittelbar nach der Flügel-Hinterkante ausdrückt.

Die am Rumpf infolge des Abwindes entstehende zweite Komponente der Normalkraft besteht aus einem linearen (Theorie der schlanken Körper) und einem quadratischen Anteil (Zähigkeitseffekte).

Die vorgeschlagene Rechenmethode wurde an der Kombination eines Rumpfes mit einem Rechteck-, einem Trapez- und einem Dreieckflügel überprüft. Der berechnete Interferenz-Anteil stimmt mit den experimentellen Werten gut überein.

Die vom Verfasser in Referenz 2 angegebene Methode und das in der vorliegenden Arbeit dargelegte Verfahren wurden an einer Rumpf-Flügel-Leitwerk Kombination mit langem Heck bei Anstellwinkeln bis 12° und drei verschiedenen Machzahlen angewendet. Der Vergleich mit den Messwerten zeigt, dass die gestellte Aufgabe - die Grösse der Gesamtnormalkraft auf $\pm 5\%$ und ihre Lage innerhalb $\pm 2\%$ der totalen Rumpflänge zu bestimmen - erfüllt wurde.

Die zur Anwendung gebrachte Kombination der Methode nach Referenz 2 und der hier vorgeschlagenen eignet sich gut für die ingenieurmässige Berechnung von Flugkörpern, weil sich der erforderliche Rechenaufwand in einem erträglichen Rahmen hält.