

## BİR ESNEK SAVAŞ UÇAĞI KANAT YÜKLERİNİN VEKİL MODELLER KULLANILARAK BELİRLENMESİ

Özgür Zafer<sup>1</sup>

Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Ankara  
Türk Havacılık Uzay Sanayii, Ankara

Melin Şahin<sup>2</sup>

Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Ankara

### ÖZET

*Bu çalışmada bir savaş uçağı kanadı için tasarım döngüsünün erken aşamalarında esnekliğin yük hesaplarında dahil edilebilmesi için bir yöntem incelenmiştir. Yöntem, kanat açıklığı boyunca kuvvetleri ve momentleri tahmin etmek için bir vekil model kullanmakta ve yüksek doğruluklu Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) simülasyonları ile hesaplanan bir aerodinamik veri tabanına dayanmaktadır. Bu çalışmada kullanılan vekil modeller parametrik olup bir savaş uçağının uçtuğu bütün uçuş rejimlerini kapsamaktadır. Ayrıca, farklı vekil modeller doğrulukları ve hesaplama süreleri baz alınarak birbirileri ile de karşılaştırılmıştır. Kanat için kullanılan yapısal model, bir giriş çubuğu olarak kabul edilmiş olup, deforme olmuş kanat şekli için vekil model ile belirlenen kuvvet ve momentler yapısal modele aktarılmıştır. Çalışmada elde edilen deforme olmuş kanat yükleri, literatürdeki diğer çözüm yöntemleri ile elde edilen sonuçlarla da karşılaştırılmıştır.*

### GİRİŞ

Uçak ve bileşenleri üzerindeki yüklerin değerlendirmesi, uçak geliştirme sürecinin önemli bir parçasıdır. Uçak geliştirmenin ön tasarım aşamasında, uçak yapısını boyutlandırmak için sabit ve kararsız aerodinamik yükler, dış şeklin en güncel yinelemesinde hesaplanmaktadır [Ripepi et al., 2018]. Yeni boyutlandırılan yapı daha sonra aero elastik yükler ve aerodinamik performans üzerindeki etkisi açısından değerlendirmektedir. Yük hesaplamaları genel uçuş fiziği sürecinde merkezidir ve optimum ağırlık, performans, boyutlar ve güvenliği sağlamak için aerodinamik hesaplamaların doğruluk düzeyinde artış elde etmek de bu nedenle önemlidir. Savaş uçakları için operasyon zarfı, çok yüksek hücum açılarına sahip düşük sesaltından, süpersonik yüksek g manevralarına kadar uzanmaktadır. Bu zorlu manevralar sırasında uçağa etki eden aerodinamik kuvvetler, elastik yapıyı deforme etmekte ve bu da aerodinamik kuvvetler de değişme yaratmaktadır. Kanat, aeroelastik etkilere maruz kalan ana bileşendir ve esnek kanat yüklerinin savaş uçağı tasarım sürecine entegre edilmesine ihtiyaç vardır. Yük hesaplamalarının doğruluğu ise, kullanılan aerodinamik yöntemlerin doğruluğuna bağlıdır. İdeal olarak, rüzgâr tüneli sonuçları veya uçuş testi verileri kullanılmaktadır [Salas, 2006]. Ancak ön tasarım aşamalarında dış şekil ve yapı yeterince olgunlaşmadığından bunları kullanmak mümkün olmamaktadır. Başka bir seçenek de yüksek doğrulukta Reynolds Avaraged Navier Stokes hesaplamaları kullanmaktır, ancak bu, yük analizleri için gereken hesaplama sayısı için uzun süreler ve yüksek hesaplama kaynakları gerektirmektedir. Daha az doğruluk derecesinde ancak uygulanabilir olan seçenek, panel yöntemlerini kullanmaktır; ancak, bu yöntemler doğrusal, sıkıştırılamaz ve viskoz olmayan akış gibi varsayımlarla kullanılmakta, bu bağlamda şoklar ve ayrılmalar gibi savaş uçaklarının tasarımı için önemli olayları modelleyememektedir. Yüksek hesaplama maliyeti kısıtlamasının üstesinden gelmek ve panel yöntemlerine göre daha doğru sonuçlar elde etmek için bir HAD tabanlı vekil model kullanılması önerilmektedir [Sobester et al., 2008]. Uçak yükleri ile ilgili daha önceden vekil model kullanarak yapılan çalışmalarda, rijit uçak yükleri tahmini için [Lillian et al., 2011] sistem tanımlamasını kullanmıştır. Oysa [Juretschke et al., 2019] yük modelinde kısıtlı optimizasyon ve

<sup>1</sup> Yüksek Lisans Öğrencisi, Tasarım Mühendisi, Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E posta: ozgur.zafer@metu.edu.tr, ozgur.zafer@tai.com.tr

<sup>2</sup> Doç. Dr., Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E posta: msahin@metu.edu.tr

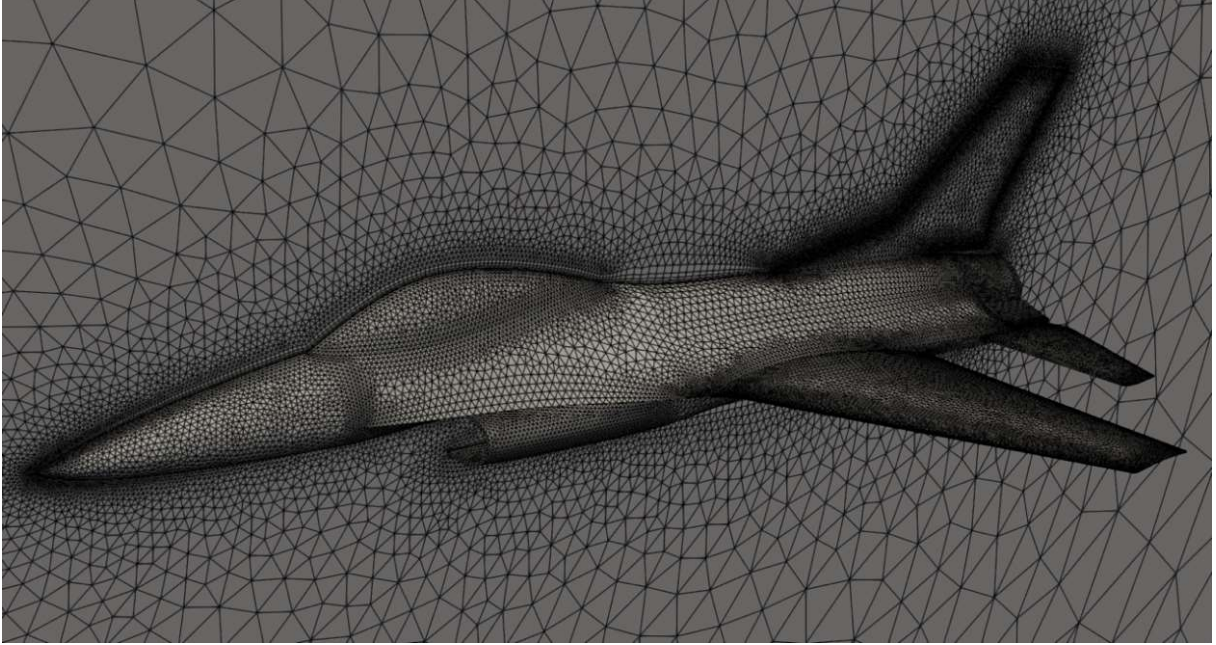
vekili oluşturmak için de bir vekil model çeşidi olan Kriging kullanmıştır. Esnek uçak yükleri konusunda ise [Ripepi et al., 2018] bir vekil model çeşidi olan radyal temel fonksiyonlarını kullanmıştır. Bu çalışmada ise esnek bir savaş uçak kanadında oluşan yükler için farklı vekil modeller doğruluk düzeyleri ve hesaplama zamanları açısından karşılaştırılmıştır. Aerodinamik RANS çözümleri ANSYS Fluent programı ile alınmış olup vekil modeller Python'da yazılmış olan Surrogate Modelling Toolbox (SMT) ile oluşturulmuştur [Bouhlef et al., 2019]. Kanat yapısal olarak giriş çubuğu olarak modellenmiştir. Son olarak yapısal ve aerodinamik modeller birleştirilerek deforme olmuş kanat elde edilip bu yeni geometri üzerindeki yükler de belirlenmiştir.

## UYGULAMALAR VE DEĞERLENDİRME

Bu bölümde aerodinamik, vekil ve yapısal modellerin ayrıntıları ve açıklamaları sunulmuştur.

### Aerodinamik Model

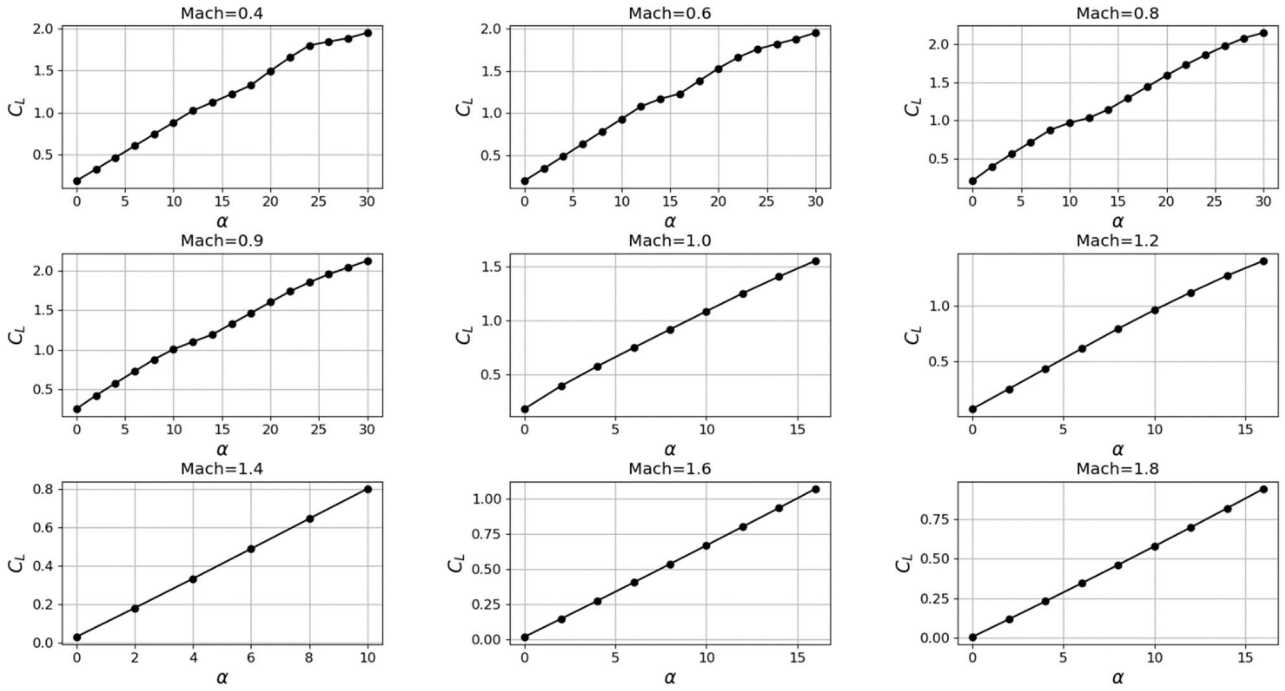
Aerodinamik model için geometri olarak F-16 benzeri bir uçak kullanılmıştır. Uçak yüzeyi sonlu elemanlar yardımı ile 93000 üçgen parçasına; ani basınç değişimi ve girdap yolları göz önüne alınarak ayrılmıştır. Aerodinamik olarak taranacak olan uçuş rejiminin daha doğru sonuçlarına ulaşabilmek için en düşük hızdaki uçuş kondisyonu referans alınarak boyutsuz duvar mesafesi değeri 2 olacak şekilde sınır tabaka katmanları üretilmiştir. Bu katmanların üzerinde kalan hacimde dört yüzlü (*tetrahedral*) geometrik şekle sahip hacim ağları atılmıştır. Simetrik sınır koşullarının kullanıldığı analiz kurulumunda toplamda 3255781 hacim hücresi bulunmaktadır. Şekil 1 araştırmada kullanılan geometri ve çözüm ağını göstermektedir.



Şekil 1: Savaş Uçağı Çözüm Ağı

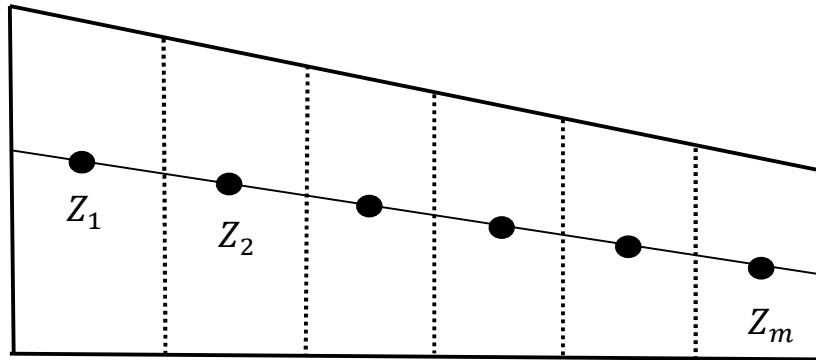
### Vekil Modeller

Vekil modeller HAD tabanlı aerodinamik analizler ile kurulmuş veri tabanlarından oluşmuştur. Çalışmadaki vekil modeller, veri tabanında bulunmayan noktaların tahmini için kullanılmaktadır. Aerodinamik modelde gösterilmiş olan kanat üzerinde bulunan bölümlerdeki kuvvet ve moment katsayıları bilinmeyen bir Mach sayısı ve hücum açısı için tahmin edilmektedir. Bu çalışmada veri tabanı oluşturulurken 0.4-0.9 Mach aralığında 0.1 lik artışlar, 1-1.8 Mach aralığında ise 0.2 lik artışlar kullanılmıştır. Hücum açısı için ise ilk kısımda 30 dereceye kadar ikinci kısımda ise 16 dereceye kadar 2 derecelik artışlar ile sonuçlar alınmıştır. Şekil 2'de verilen katsayılar göre ses üstü rejimde daha doğrusal bir ilişki olduğu için bu bölgede daha az, ses altı bölgede ise daha fazla çözüm alınmıştır. Hücum açısı da ses üstü bölgede daha düşük, ses altı bölgede daha yüksek olarak alınmıştır. [Knapp et al., 2012]



Şekil 2: Farklı Mach Sayıları için Taşıma Katsayısının Hücum Açısına göre Değişimi

Oluşturulan veri tabanı kanat üzerinde kiriş modeli noktalarına göre ayrılmış bölümlerden oluşmaktadır. Şekil 3 bu bölümleri ve üzerinde bulunan kiriş çubuğu modeli noktalarını göstermektedir.



Şekil 3: Savaş Uçağı Kanat Bölümleri ve Kiriş Çubuğu Noktaları üzerindeki kuvvet ve momentler

Kuvvetler ve momentler her kısım için basınç dağılımını entegre ederek aşağıdaki formüller kullanılarak elde edilmiş [Agostinelli et al., 2012] ve daha sonra bir matris halinde toplanmıştır.

$$F_m = \sum_{i=1}^n (p_i - p_\infty) dS_i \quad (1)$$

$$M_m = F_i \times r_i \quad (2)$$

$$dS_i = n_i dS_i \quad (3)$$

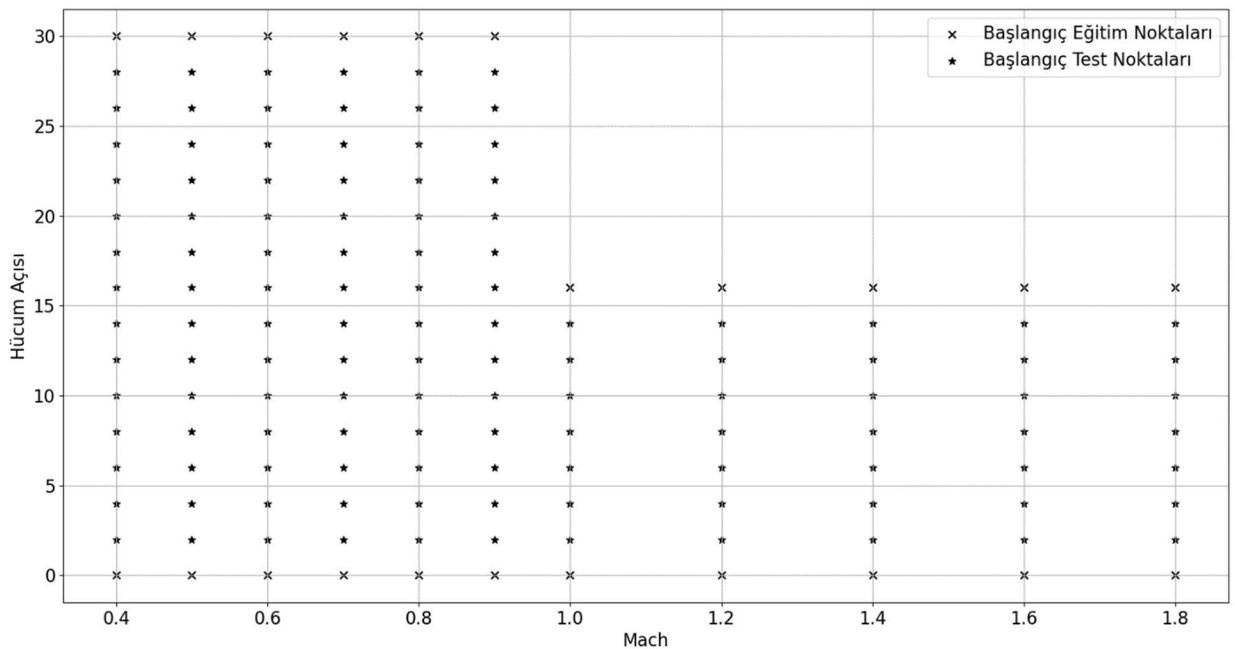
$$Z_m = (F_m, M_m)^T \quad (4)$$

Veri tabanı boyutu  $n \times m$  boyutunda olup  $n$  toplanda veri tabanını oluşturmak için kullanılan HAD analiz sayısı  $m$  ise kanat üzerinde alınan kesit sayısıdır. Tablo 1 oluşturulan veri tabanının yapısını göstermektedir.

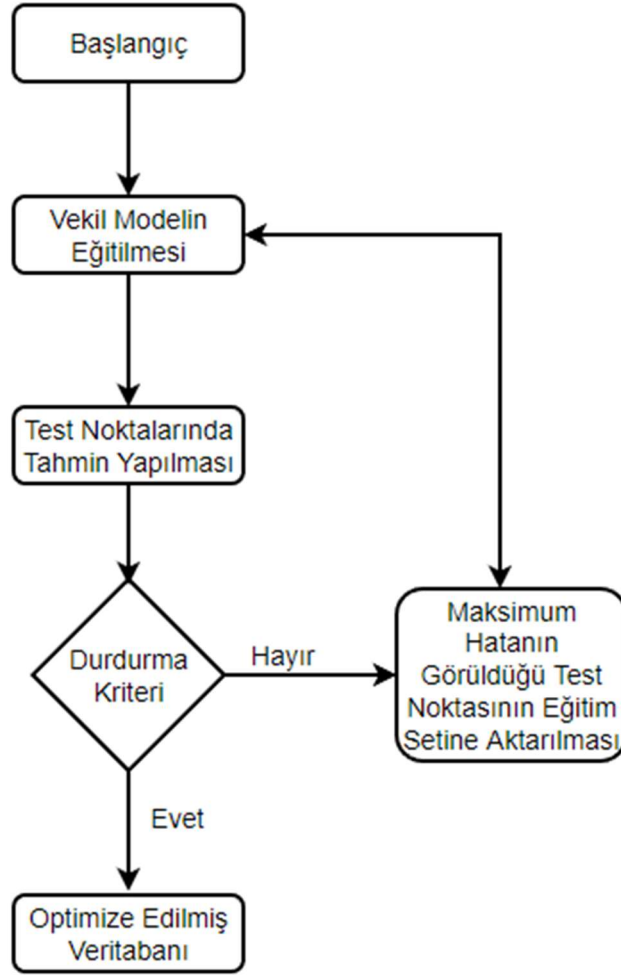
Tablo 1: Veritabanı Yapısı

	Bölüm 1	Bölüm 2	...	Bölüm m
$M_1, \alpha_1$	$Z_{1,1}$	$Z_{1,2}$	...	$Z_{1,m}$
$M_1, \alpha_2$	$Z_{2,1}$	$Z_{2,2}$	...	$Z_{2,m}$
$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	...	$\vdots$
$M_1, \alpha_n$			...	
$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	...	$\vdots$
$M_n, \alpha_n$	$Z_{n,1}$	$Z_{n,2}$	...	$Z_{n,m}$

SMT içerisinde bulunan bütün vekil modeller birbirileri ile test noktalarındaki doğrulukları ve hesaplama süreleri bakımından karşılaştırılmıştır. Kullanılan modeller ise; En Küçük Kareler (*Least Squares*), İkinci Dereceden Polinomlar (*Quadratic Polynomials*), Ters Mesafe Ağırlıklandırma (*Inverse Distance Weighting*), Kriging, Radyal Tabanlı Fonksiyon (*Radial Basis Function*), *Regularized Minimal-Energy Tensor-Product Splines* olarak sıralandırılabilir. Vekil modellerinin tahmin süreleri saniyeler mertebesinde bir HAD analizi ise saatler mertebesinde olduğu için süreci en fazla yavaşlatan kısım HAD analizleridir. Bu yüzden amaç, en az HAD analizlerini kullanarak bütün zarfı en düşük hata payı ile tahmin eden vekil modeli seçmektir. Bu yöntemi uygulayabilmek için Şekil 4'te kurulan ilk veri tabanı gösterilmiştir. "x" ile gösterilen noktalar eğitim noktaları yıldız ile gösterilen noktalar ise vekil modellerin tahmin etmeye çalıştığı test noktalarıdır. Şekil 5'te verilen akış şemasına göre algoritma bütün noktaları tahmin eder, daha sonra HAD analizler ile elde edilmiş referans sonuçlar ile vekil modeller ile yapılan tahminlerin farkına bakar. Farkın maksimum olduğu noktayı daha sonra kendi eğitim noktalarına ekler ve bu süreç göreceli fark %1 in altına düşene kadar devam eder. Bu akış şemasına göre bütün vekil modeller test edilmiş ve sonuçlar Tablo 2 de sunulmuştur.



Şekil 4: Başlangıç Eğitim ve Test Noktaları Dağılımı



Şekil 5: Optimize Veri tabanı Akış Şeması

Tablo 2: Vekil Modellerin Veri tabanı Oluşturmak için Kullandıkları Nokta Sayıları

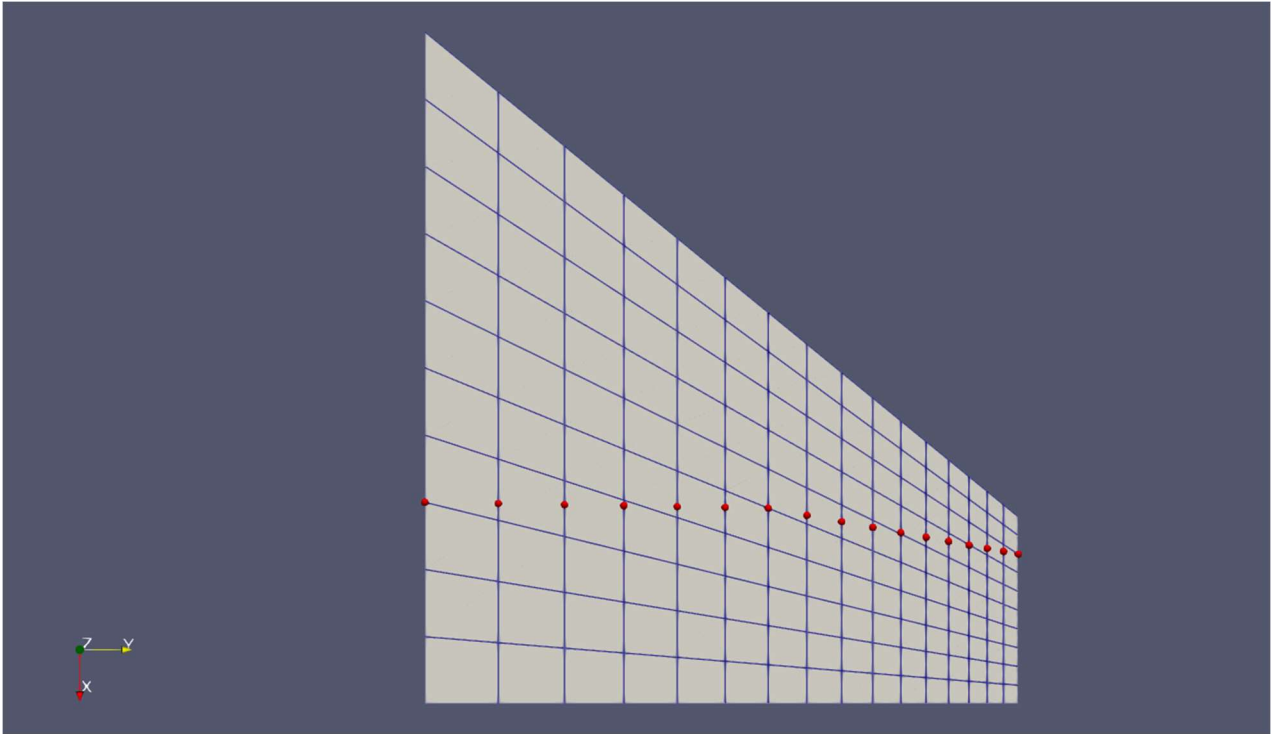
Metot	Nokta Sayısı Kullanılan / Toplam
LS	133/141
QP	127/141
IDW	124/141
KRG	71/141
RBF	125/141
RMTS	98/141

Tabloda verilen nokta sayıları, algoritmadaki durdurma kriterine göre gereken minimum nokta sayısını ifade etmektedir. Kullanılan algoritmadaki durdurma kriteri de veri tabanındaki tahmin edilen noktalardaki maksimum göreceli farkın %1 in altına düşmesidir. Sonuçlar incelendiğinde

Kriging metodunun diğer vekil modellere göre daha az nokta kullanarak istenilen veri tabanını oluşturduğu görülmektedir. Bu problem için en uygun metot olarak seçilmiştir ve bundan sonraki bütün sonuçlarda kullanılan vekil model Kriging olacaktır.

### Yapısal Model

Yapısal analizler için seçilmiş model, aeroelastik çalışmalar için test koşulu olarak oluşturulmuş F-16 benzeri verileri kullanılarak oluşturulan modeldir [Badcock, Woodgate,2010]. Yapısal model sadece kanadı içermektedir. Bu model önerilen metot ile birlikte daha hızlı sonuç vermesi için iki boyutlu kiriş çubuğu modeline çevrilmiştir. Kiriş çubuğu modeli [Singh, Nichols, 1988] belirtilen yöntem ile 3 boyutlu sonlu elemanlar modeli 2 boyutlu kiriş çubuğu modeline dönüştürülmüştür. Şekil 6 sonlu elemanlar modeli ve kiriş çubuğu modelindeki noktaları göstermektedir. Tablo ise yapılan normal mod dinamik analiz sonuçlarını göstermektedir.



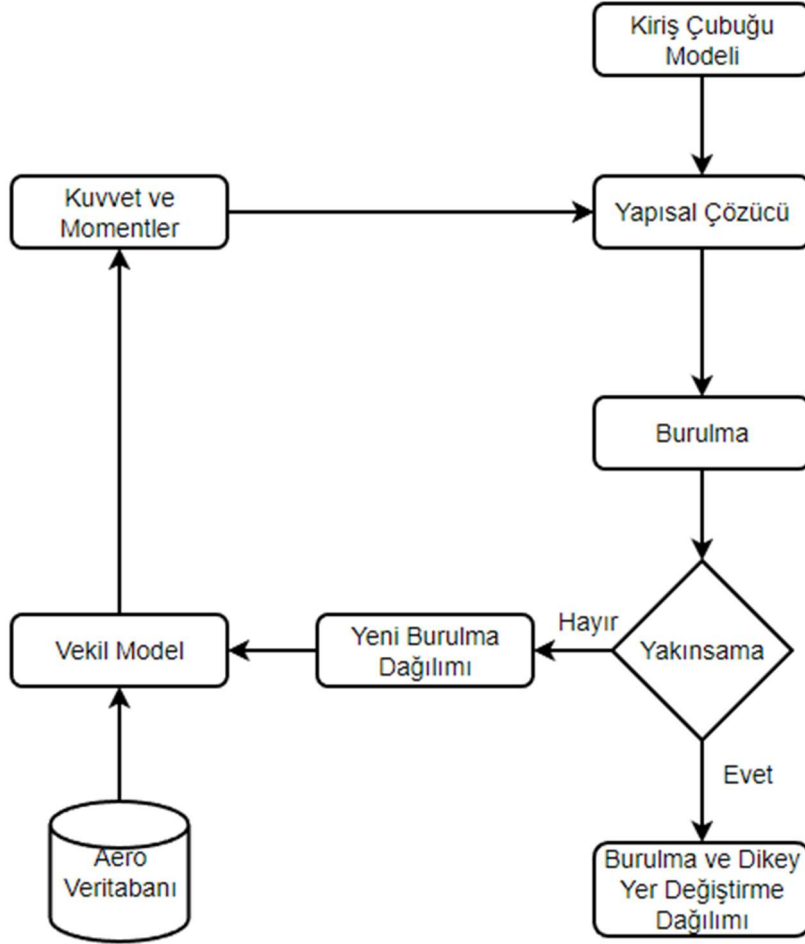
Şekil 6: Sonlu Elemanlar Modeli ve Kiriş Çubuğu Modeli Noktaları

Tablo 3: Normal Mod Dinamik Analiz Sonuçları

	Eğilme Modu (Hz)	Burulma Modu(Hz)
Sonlu Elemanlar Modeli	4.86	15.80
Kiriş Çubuğu Modeli	4.91	15.82

## Statik Aeroelastik Model

Aerodinamik, yapısal ve vekil modeller oluşturulduktan sonra, aeroelastik sonuçları alınabilmesi için bu modellerin birbirileri ile bilgi alışverişinde bulunması gerekmektedir. Şekil 7’de verilen akış şeması bu prosedürü göstermektedir.



Şekil 7: Kullanılan Aeroelastik Metodun Akış Şeması

Yapısal modelde toplam 10 özvektör kullanılmıştır.  $\phi$  özvektör matrisi olmak üzere K kiriş modelinin direngenlik matrisidir. U deplasman vektörü, Z ise Denklem 4 ile verilmiş ve özvektörler kullanılarak koordinat dönüşümü yapılmıştır ve genelleştirilmiş kuvvet ve moment matrisi  $\hat{Z}$  elde edilmiştir.  $\hat{K}$  ise genelleştirilmiş direngenlik matrisidir. Kanat üzerindeki deplasmanlar aşağıda verilen formüller kullanarak elde edilir.

$$Ku = Z \quad (5)$$

$$u = \phi q \quad (6)$$

$$\phi^T K \phi q = \phi^T Z \quad (7)$$

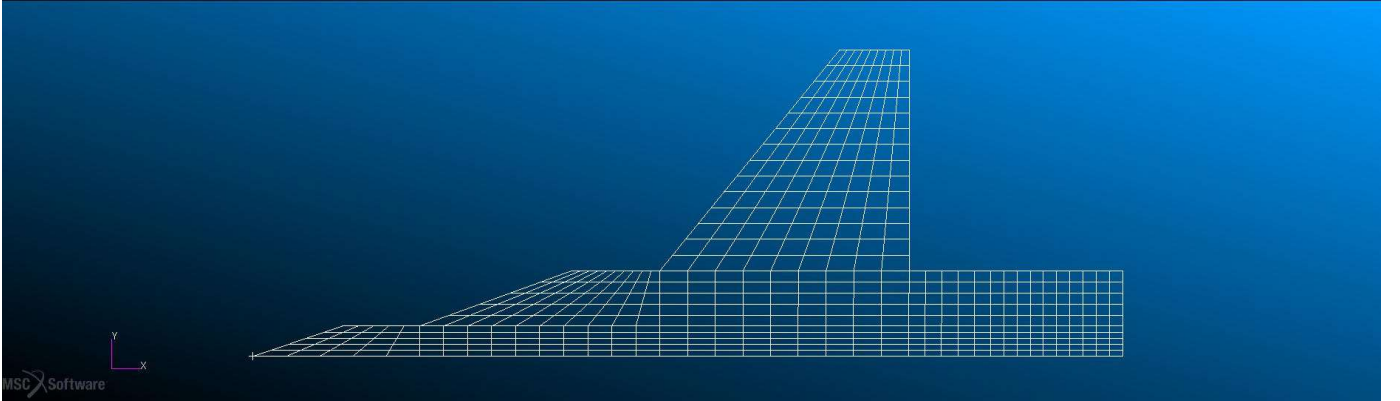
$$\hat{K} q = \hat{Z} \quad (8)$$

$$q = \hat{K}^{-1} \hat{Z} \quad (9)$$

Deplasmanlar elde edildikten sonra kanat üzerindeki her bölümün yeni şekli elde edilir, burulma açıları o kanat kısmının lokal hücum açısını ifade eder ve bu hücum açısına göre veki model kuvvet ve momentleri elde eder. Bu döngü burulma değerleri yakınsayıncaya kadar devam eder. Yakınsanan sonuç ise kanadın son şeklini ifade etmektedir.

### Doğrulama

Önerilen metodu doğrulamak için Nastran programı kullanılmıştır. Nastran içinde bulunan yük modülü ses altı ve ses üstü rejimlerde sonuç alabilmektedir. Bu çözücü Doublet Lattice Method(DLM) kullanılmaktadır ve doğrusal potansiyel çözümü almakta [ Nastran, 2018] ve akışı sıkıştırılmaz, viskoz olmayan ve dönüşsüz kabul etmektedir. Bu yapılan varsayımlardan dolayı ses altı ve ses üstü düşük hücum açılarında bu çözücü daha iyi çalışmaktadır. Ses geçişi bölgesinde ise doğrusal olmayan şoklar ve girdapları yaptığı varsayımlardan dolayı yakalayamamaktadır. Şekil 8 doğrulama için kullanılan ve Nastran FlightLoads ile oluşturulmuş modeli göstermektedir. Bu program kullanılarak oluşturulan model 2 boyutludur ve üstten görünümü HAD çözümleri için kullanılan aerodinamik model ile aynıdır. Önerilen metot ise RANS çözümlerini kullanmakta olup ve bu varsayımların hiçbiri yapılamamaktadır. Bu yüzden Nastran da yakalanamayan doğrusal olmayan şoklar ve girdaplar gibi fenomenler yakalanabilir. Önerilen metot HAD tabanlı hızlı metot olarak isimlendirilmiştir çünkü veki modeller kullanarak istenilen sonuçlar saniyeler mertebesinde tahmin edilmektedir. Doğrulama yapmak için üç tane koşul seçilmiştir, Koşul 1 için; Mach 0.6, Koşul 2 için; Mach 0.9 ve Koşul 3 için ise Mach sayısı 1.2'de alınmıştır. Bütün koşullar için hücum açısı 4 derece olarak seçilmiştir. İlk olarak, Tablo 4 de bu üç koşul için kanat üzerindeki toplam taşıma kuvvetleri karşılaştırılmıştır. Rijit kanat ve elastik kanat için analizler yapılarak elastik kanat üzerindeki toplam taşıma kuvvetinin ne kadar değiştiği de incelenmiştir.



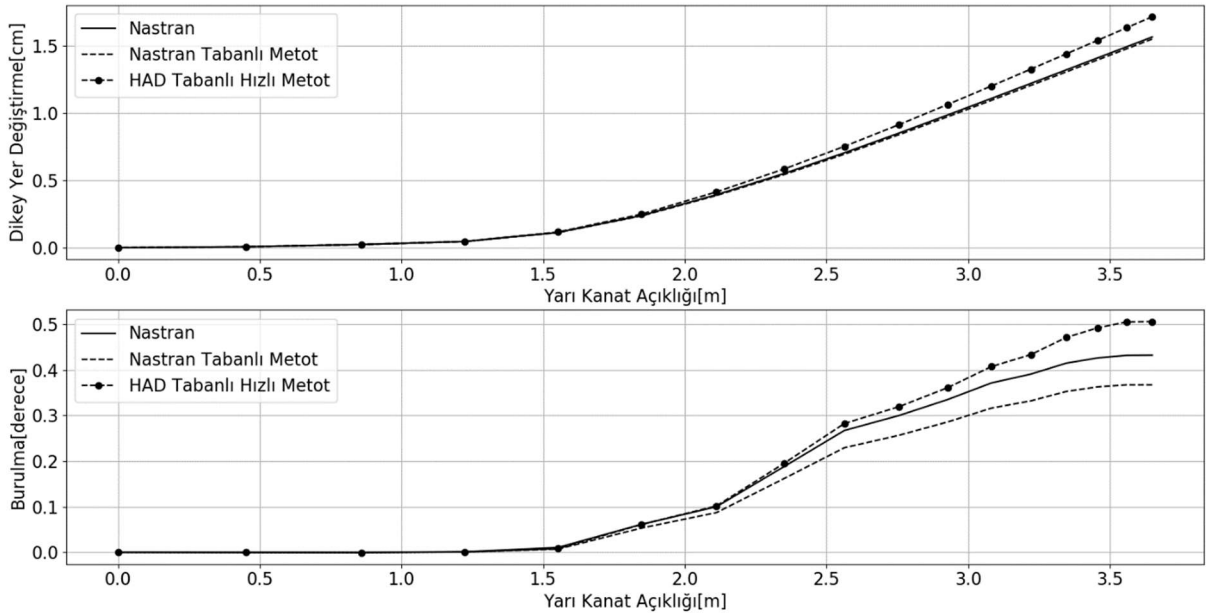
Şekil 8: Nastran Modeli



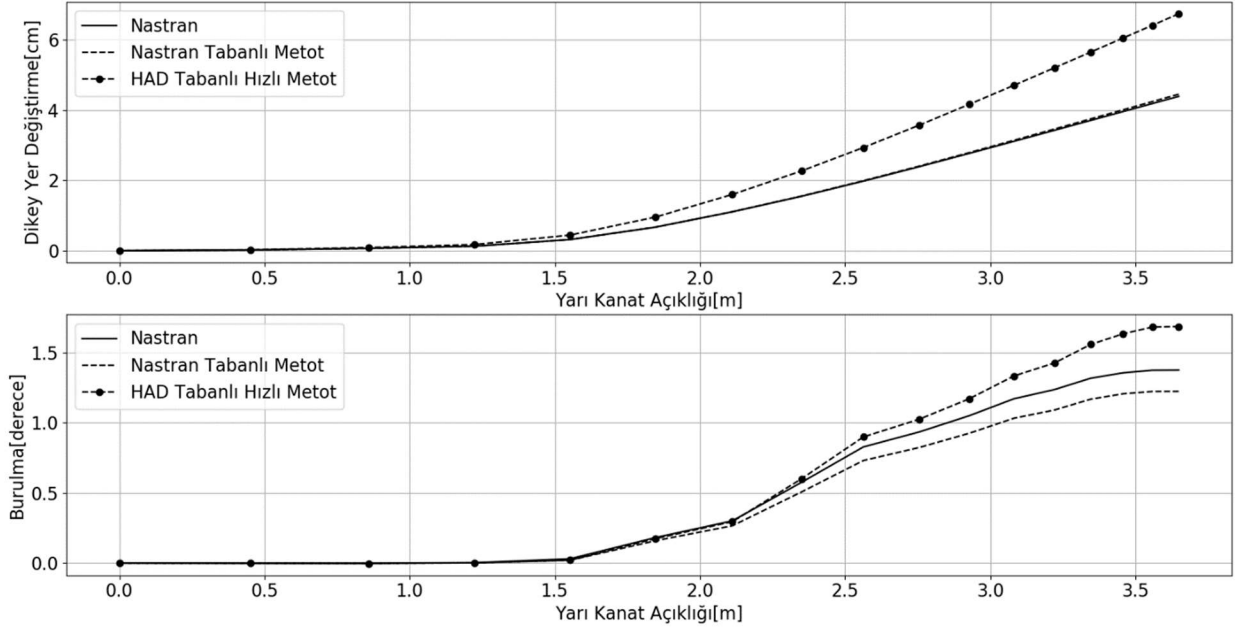
Tablo 4: Rijit ve Elastik Kanat Yükleri

Model	Toplam Taşıma Kuvveti [kN]		
	Koşul 1	Koşul 2	Koşul 3
Nastran Rijit	69	185	297
HAD Tabanlı Hızlı Metot Rijit	75	251	310
Nastran Elastik	71	202	320
HAD Tabanlı Hızlı Metot Elastik	76	280	328

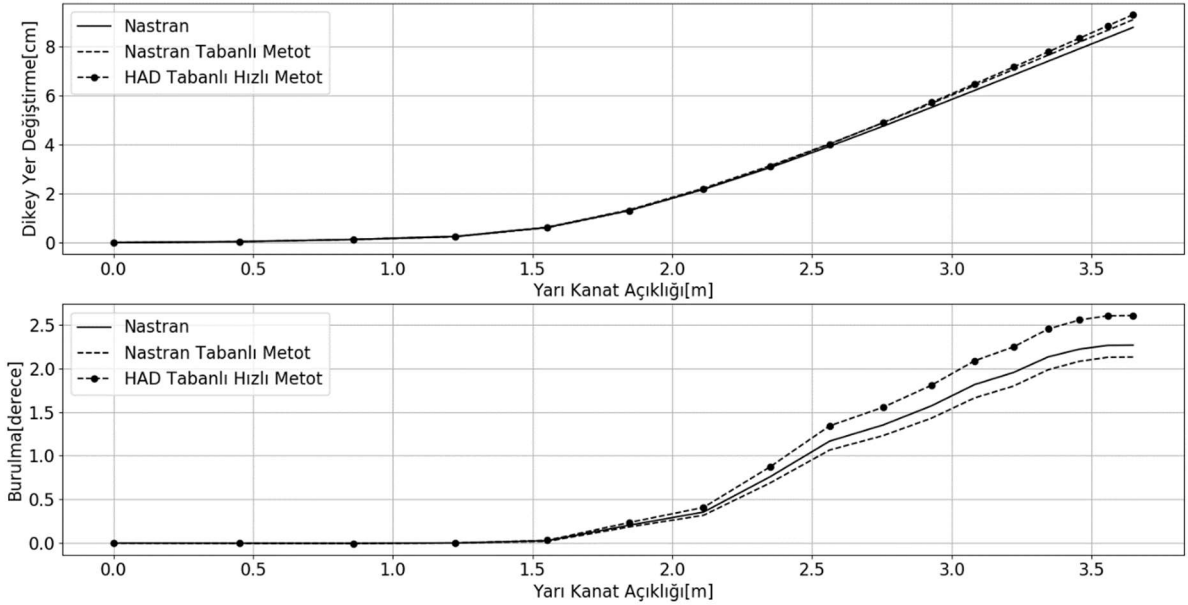
Kanat üzerindeki toplam yükler karşılaştırıldıktan sonra her koşul için burulma ve dikey yer değiştirme dağılımları incelenmiştir. Şekil 9, Şekil 10 ve Şekil 11, sırasıyla Koşul 1,2,3 için sonuçları göstermektedir. Nastran ve HAD tabanlı Hızlı metot dışında Nastran modelinden çıkan yükler önerilen metoda girdi olarak verilmiştir ve bu metot Nastran tabanlı metot olarak adlandırılmıştır. Sonuçlar incelendiğinde önerilen metot ve Nastran sonuçları Koşul 1 ve Koşul 3 için sonuçların birbiri ile çok yakın olduğu görülmektedir. Koşul 2 ise en büyük farkın görüldüğü durumdur. Koşul 2, ses geçişi bölgesi olduğundan doğrusal olmayan bir bölgedir ve bu yüzden de HAD tabanlı metot ile farkın daha fazla olması beklenen bir sonuçtur.



Şekil 9: 0.6 Mach da 4 derece Hücüm Açısı için Burulma ve Dikey Yer Değiştirme Grafikleri



Şekil 10: 0.9 Mach da 4 derece Hücüm Açısı için Burulma ve Dikey Yer Değiştirme Grafikleri



Şekil 11: 1.2 Mach da 4 derece Hücüm Açısı için Burulma ve Dikey Yer Değiştirme Grafikleri

Nastran ve HAD tabanlı hızlı metot birbirleri ile burulma ve dikey yer değiştirme grafikleri üzerinde karşılaştırıldıktan sonra Tablo 5 bu modelleri analiz süresi olarak da karşılaştırmaktadır. Burada HAD tabanlı hızlı metot vekil model ile veri tabanı kurulduktan sonra kullanılan modeldir ve analiz süresine HAD çözümü alma süresi dâhil edilmemiştir.

Tablo 5: Nastran ve HAD Tabanlı Hızlı Metot Süre Karşılaştırması

Model	Süre
Nastran	1 saniye
HAD Tabanlı Hızlı Metot	3 saniye

## SONUÇ

Bu çalışmada esnek bir savaş uçağı kanadı yük tahmini için kullanılan HAD tabanlı vekil modelleme yapılmıştır. Vekil model için veri tabanını oluşturan aerodinamik analizler, paralel işlemciler kullanılarak FLUENT çözücüsü ile yapılmıştır. Veri tabanında bulunmayan noktaların tahmini ise SMT ile yapılmış olup farklı vekil modeller birbirleriyle karşılaştırılmıştır. Kanat için kullanılan yapısal model, F-16 benzeri uçak için açık kaynak olarak geliştirilmiş olan ve aeroelastik çalışmalar için oluşturulmuş test koşuludur. İki sistem arasındaki veri alışverişi gerçekleştirildikten sonra deforme olmuş kanat elde edilmiş ve yeni geometri üzerindeki yükler elde edilmiştir. Elde edilen sonuçlar Nastran yük modülü ile elde edilen sonuçlar ile de karşılaştırılmıştır. Önerilen HAD tabanlı hızlı metot ile Nastran yazılımından elde edilen çözümlerin panel çözümleri ile ses altı ve ses üstü bölgelerde yakın ses geçişi bölgesinde ise fark daha fazladır. Kullanılan HAD tabanlı metot Nastran ile tahmin edilemeyen ses geçişi bölgesindeki şoklar ve girdaplar gibi doğrusal olmayan fenomenleri tahmin edebilmektedir. Ayrıca önerilen metot ile çözümlerin benzer hesaplama sürelerinde elde edildiği de gösterilmiştir.

## Kaynaklar

- Agostinelli, C., & Allen, C. (2012, June). Flexible Wing Twist Optimisation using Rapid Computational Methods. In 30th AIAA Applied Aerodynamics Conference (p. 2661).
- Badcock, K. J., & Woodgate, M. A. (2010). Bifurcation prediction of large-order aeroelastic models. *AIAA journal*, 48(6), 1037-1046.
- Juretschke, I. R., Bosque, A. G., Montes, J. H., & Blanco, M. C. (2019). Developments in optimized load calculation and extreme load detection: summary of EADS-CASA's main static loads activities in CleanSky Smart Fixed Wing Aircraft, work package on Advanced Loads Control Techniques. *CEAS Aeronautical Journal*, 10(4), 1089-1100.
- Knapp, M., Berger, T., Tischler, M., Cotting, M., & Marcus, A. (2018). Development of a full flight envelope F-16 VISTA simulation model from closed-loop flight data. *AIAA Paper*, 525, 2018.
- Lillian, C., McDaniel, D., & Morton, S. (2011). An Efficient Method of Computing Maneuvering Aircraft Surface Loads Using CFD, Proper Orthogonal Decomposition, and System Identification. In 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition (p.1177).
- Mohamed Bouhleb, John T. Hwang, Nathalie Bartoli, Rémi Lafage, Joseph Morlier, et al.. A Python surrogate modeling framework with derivatives. *Advances in Engineering Software*, Elsevier, 2019, pp.102662.
- MSC Software Corporation, MSC Nastran 2018 Aeroelastic Analysis User's Guide. 2018.
- Ripepi, M., Verveld, M. J., Karcher, N. W., Franz, T., Abu-Zurayk, M., Görtz, S., & Kier, T. M. (2018). Reduced-order models for aerodynamic applications, loads and MDO. *CEAS Aeronautical Journal*, 9(1), 171-193.
- Salas, M. D. (2006). Digital flight: The last CFD aeronautical grand challenge. *Journal of Scientific Computing*, 28(2), 479-505.

- Singh, A. K., & Nichols, C. W. (1988). Derivation of an equivalent beam model from a structural finite element model. In Proceedings of the MSC 1988 World Users Conference.
- Sobester, A., Forrester, A., & Keane, A. (2008). *Engineering design via surrogate modelling: a practical guide*. John Wiley & Sons.