



Experimental investigation on the control and load characteristics of active wing morphing aircraft concept

Erdoğan Kaygan^{1*}, Alvin Gatto²

¹Lentatek Aerospace Aviation and Technology Inc., Sincan, Ankara, Türkiye

²College of Engineering, Design and Physical Sciences, Brunel University, Uxbridge, UK

Highlights:

- Application of active wing technology
- Novel Morphing skin development
- Application of wind tunnel testing methods

Keywords:

- Aerodynamics
- Active wings
- Morphing Skin
- Twist
- Wind Tunnel

Article Info:

Research Article

Received: 19.08.2024

Accepted: 25.12.2024

DOI:

10.17341/gazimmfd.1533853

Correspondence:

Author: Erdoğan Kaygan

e-mail:

erdogan.kaygan@lentatek.com

phone: +90 501 030 2177

Graphical/Tabular Abstract

Recent developments in morphing aircraft research have made researchers re-examine more “morphing” technologies and techniques. Figure A illustrates a proposed morphing wing twist mechanism which provides ± 6 degree of twist while maintaining a smooth aerodynamic surface. Fundamentally, the concept consists of multiple, small thickness, rib sections that are free to rotate and slide relative to one another. This relative movement allows changes in twist distribution along the wing span with the combined plurality of rib edges constructing an overall, rigid, wing surface.

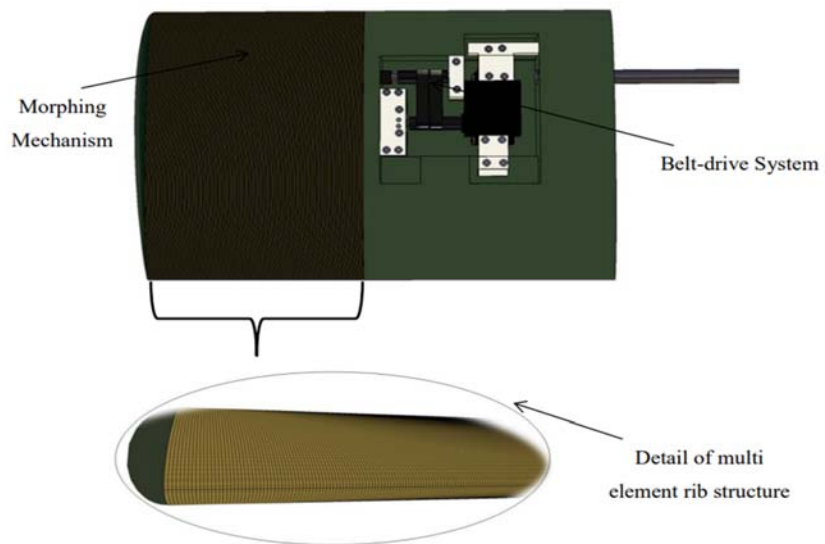


Figure A. Morphing Wing Twist Mechanism

Purpose: The purpose of this study was to explore new concepts of adaptive wings and/or winglets to improve aircraft control and performance. This research also aimed to develop an alternative approach for a morphing skin technology.

Theory and Methods: A novel morphing wing skin and mechanism was designed and manufactured, consisting of multiple ribs assembled with multiple carbon rods. A high torque servo and belt drive system were used to actuate the twist. All wind tunnel tests were conducted using a closed test section, open-circuit low-speed wind tunnel with working section dimensions of 0.46 m x 0.46 m and a flow speed of 30 m/s. An AMTI MC3A-500 sensor was also used to measure the forces and moments in each of the wing structure.

Results: Both the traditional control surface model and the variable morphing wing model were designed and tested in the wind tunnel. Through the wind tunnel results, the adaptive wing structure at -6 degree was found to achieve a drag reduction which resulted in a lift to drag ratio improvement of approximately 22% comparable to the fixed wing structure. Furthermore, it has been observed that the morphing twist structure and the traditional control mechanism showed similar control moment coefficients.

Conclusion: The concept of morphing wing twist mechanism that maintains both proficiency and surface continuity were investigated. Wind tunnel results for the selected conditions showed effective performance in both control coefficients and aerodynamic efficiency compared to traditional aileron-control structures.



Mühendislik Mimarlık Fakültesi Dergisi

Journal of The Faculty of Engineering
and Architecture of Gazi University

Elektronik / Online ISSN : 1304 - 4915
Basılı / Printed ISSN : 1300 - 1884

Aktif kanatlı dönüşen uçak konseptinde kontrol ve yük karakteristiklerinin deneysel olarak incelenmesi

Erdoğan Kaygan^{1*} , Alvin Gatto²

¹Lentatek Uzay Havacılık ve Teknoloji A.Ş., Sincan, Ankara, Türkiye

²Brunel Üniversitesi, Mühendislik, Tasarım ve Fizik Bilimleri Fakültesi, Uxbridge, Birleşik Krallık

Ö N E Ç İ K A N L A R

- Aktif kanat teknolojisinin kullanılması
- Değişime uyumlu kanat kaplama yöntemi geliştirme
- Rüzgar tüneli test metodlarının uygulanması

Makale Bilgileri

Araştırma Makalesi

Geliş: 19.08.2024

Kabul: 25.12.2024

DOI:

10.17341/gazimmfd.1533853

Anahtar Kelimeler:

Aerodinamik,
aktif kanat,
değişime uyumlu kaplama,
bükülme,
rüzgar tüneli

ÖZ

Değişken kanatlı uçak araştırmalarındaki son gelişmeler, uyumlu geçişli sistemlere, yani ayrı hareketli parçalar olmadan şekil değişikliğine veya kanat profilindeki ani değişikliklere yönelik araştırmalara neden olmuştur. Bu çalışmanın amacı, uçak kontrolü ve performansını artırmak için uyarlanabilir kanat ve/veya kanatçık kavramlarına ilişkin yeni kavramları keşfetmektir. Bu esas doğrultusunda, çalışmanın ilk amacı; deneysel yaklaşımlar kullanarak uyarlanabilir kanat konseptinin ulaşabileceği bükülme açısı değerlerini belirlemeyi hedeflemektir. Bir diğer temel amaç ise geliştirilen kanat konseptini rüzgar tüneli ortamında değerlendirmek ve göstermektir. Hem geleneksel kontrol yüzeyi modeli hem de değişebilen kanatçık modelleri tasarlanıp rüzgar tünelinde denenmiştir. Yapılan deneyler sonrasında uçak kanadının -6° bir büküm açısına konumlandırıldığı zaman, büküm açısı olmayan kanat profiline kıyasla yaklaşık %22'lik bir performans artışı göze çarpmaktadır. Bununla birlikte farklı büküm açılarında geleneksel yöntemlerin kullanıldığı kontrol yüzey kullanımlarıyla benzer moment katsayıları elde edilmiştir. Bu araştırma aynı zamanda değişen bir yüzey kaplama için alternatif bir yaklaşım geliştirmeyi de amaçlamıştır.

Experimental investigation on the control and load characteristics of active wing morphing aircraft concept

H I G H L I G H T S

- Application of active wing technology
- Novel Morphing skin development
- Application of wind tunnel testing methods

Article Info

Research Article

Received: 19.08.2024

Accepted: 25.12.2024

DOI:

10.17341/gazimmfd.1533853

Keywords:

Aerodynamics,
active wings,
morphing skin,
twist,
wind tunnel

ABSTRACT

Recent developments in morphing aircraft research have made researchers re-examine more “morphing” technologies and techniques. The purpose of this study was to explore new concepts of adaptive wings and/or winglets to improve aircraft control and performance. The primary variable investigated involves varying the twist angle of the configurations with the purpose of evaluating the concept using experimental approaches. Another main goal was to evaluate and demonstrate the developed concept in a wind tunnel environment. Both the traditional control surface model and the variable morphing wing model were designed and tested in the wind tunnel through the wind tunnel results, the adaptive wing structure at -6 degree was found to achieve a drag reduction which resulted in a lift to drag ratio improvement of approximately 22% comparable to the fixed wing structure. Furthermore, it has been observed that the morphing twist structure and the traditional control mechanism showed similar control moment coefficients. This research also aimed to develop an alternative approach for a morphing skin technology.

1. Giriş (Introduction)

Günümüzde geleneksel olarak kullanılan ayırık kontrol yüzeyleri uçak kontrolü alanında uzun yıllar boyunca büyük başarı elde etmiştir [1]. Bu başarının yanında, uçakların büyük çoğunluğunda yaygın olarak kabul edilen bu geleneksel kontrol yüzeyleri, tam olarak çalıştırıldığında önemli bir akış ayrımı oluşturabilen menteşeli kontrol yüzeylerine dayandıkları için uçağın aerodinamik performansına zarar vermektedir. Daha verimli, sağlam ve uygun maliyetli tasarımlara yönelik giderek artan talepleri karşılamak için, geleneksel kontrol yüzeyi metodolojilerinin daha fazla "dönüştürme(morphing)" teknolojileri ve teknikleri lehine yeniden incelenmesi gerektiğine dair bir argüman bulunmaktadır [2].

Dönüşüm teknolojileri tipik olarak uyarlanabilir geometrik yapılar ve mekanizmalar içermekte olup uçak performansına önemli faydalar sağlayabileceğinden uçak tasarımcılarının büyük ilgisini çekmektedir. Ancak "dönüştürme" kavramı yeni bir kavram değildir. Kanat bükme teknikleri, Wright Kardeşler tarafından, havadan ağır ilk motorlu uçağı, alttan geçen kablolar aracılığıyla kanat bükülmesi yoluyla kontrol etmek için kullanılmıştır [3]. Ancak, son yıllarda birçok önemli araştırma yapılmasına rağmen dönüşüm kavramları hala önemli zorluklarla karşı karşıyadır. Bunlar arasında mekanizmalardan gelebilecek ilave ağırlık, uçak üzerine uyumlu bir kaplama tasarımı, mekanizmaların karmaşıklığı, otomatik kontrol sistemleri gibi birçok zorluklar yer almaktadır. Jha ve Kudva [2], şekil değiştirebilen uçakların bazı teknik zorluklarını ve sınıflandırmalarını araştırmasında detaylı bir şekilde özetlemektedir. Yapılan bu çalışma neticesinde şekil değiştirebilen uçak konseptinde ki en önemli zorluk olarak mekanizmaların yapısal tasarımı ve değişim konsepti için kullanılan kontrolcü kavramı olarak bahsetmektedir.

Mekanizma ve yapısal sorunların çözülmesi gerçekleşse bile en önemli sorun olarak ayrıca dış kaplama yapısı dikkat çekmektedir. Aerodinamik açıdan en önemli konu olarak bilinen uçağın dış yapısı, şekil değiştirebilen uçak yapılarında da kritik bir bileşen olmaktadır. Mekanizmanın bulunduğu yüzey kolayca harekete geçmesi için esnek bir yapıya sahip olmalıdır. Aynı zamanda uygun aerodinamik performansın elde edilmesine olanak sağlamak için de pürüzsüz veya kırışmayan bir şekilde olması gerekmektedir. Thill vd. [4] yapmış olduğu çalışmada günümüzde bulunan birçok alternatif materyalin özelliklerini ve uygulamalarını açıklamıştır. Yapılan literatür çalışmasına göre, FMC (Esnek Matris Kompozit) [5, 6], elastomerik deri [7] ve oluklu deri [8, 9] gibi esnek deri kullanımları öne çıkmaktadır, ancak hiçbirisi henüz yaygın kullanıma ulaşamamıştır. Yüzeyin hareket edebilmesi ve/veya şekil değiştirebilmesi için aerodinamik yükleri aktarma kapasitesine sahip olması ve esnek olması gerekmektedir. Bu gereksinimlerin yerine getirilmesi zordur.

Havacılıkta geçiş yapıları üzerine yapılan önceki araştırmaların çoğu bombeli geçişli [10-13], bükülebilen kanatlar [14-17] ve uyarlanabilir son teknolojiler üzerine olmuştur [18, 19]. Kamber-değişken kanat profiline kamber çizgisini bükme, uçağı yönlendirmek ve manevra yapmak için yerel kaldırma dağılımını değiştiren, esas olarak alçak kaldırma kanat profili şeklini daha yüksek performanslı, yüksek kaldırma kanat profili şekline dönüştüren bir tür düzlem dışı geçiştir. Günümüzdeki uçaklar, kanadın eğimini ayarlamak için arka kenardaki ayrı yüzeyleri kullanır, ancak şekil değiştirebilen yüzeyler (morphing) geleneksel kontrol yüzeylerine göre büyük sürtünme profillerinden kaçınarak ekstra boşluklar olmadan kusursuz bir şekil vermektedir. Bunun sonucunda uçak performansında büyük ölçüde artırım yaratmaktadır. Majid ve Jo [20] kamber değişken ve geleneksel kanat profillerinin aerodinamik performansını karşılaştırdılar. Bu çalışma, değişken kavşaklı kanatların geleneksel kanatlara göre avantajlarını belirterek aerodinamik verimlilik, çeviklik ve manevra kabiliyeti

açısından üstünlüklerini ortaya koydu. Bir diğer önemli kamber kanat profil değişimi çalışması Woods ve Friswell [21] tarafından yapıldı. Balık Kılıcı Aktif Kamber (FishBAC) konsepti olarak yürütülen projede konseptin özü olarak balığın anatomisinden ilham alan uyumlu bir iskelet yapısı oluşturuldu. Balık kaburgalarına benzer bir dizi kirişe sahip merkezi bir bükme kirişi bulunan konseptin temel kanat (ön taraf) yapısı 3 boyutlu baskıyla üretildi. Yapının geri kalanına karbon ve EMC (elastomerik matris kompozit) kaplaması kullanıldı. Yüksek torklu servo motorlu makara mekanizması gerekli kamber bükümünü ve maksimum 36 mm kamber büküm deplasmanını başarılı bir şekilde sağladı. Rüzgar tüneli testi, FishBAC geçiş yapısının kullanılmasının hücum açıları aralığı boyunca normal kanat profiliyle karşılaştırıldığında kaldırma/sürüklenme (L/D) oranında %20-25 oranında bir artış elde edildi. Literatürde bunlara benzer diğer çalışmalarda da gerek deneysel gerekse de hesaplamalı akışkanlar analizlerinde performans artışları elde edilmiştir [22-24]. Şekil değiştirebilen kanat yapısını kullanan uçakların günümüzde bulunan normal sabit kanatlı uçaklarla kıyaslandığında farklı uçuş profillerine (kalkış, tırmanma ve seyahat, alçalma, yaklaşma, iniş vb.) şekil değiştirerek adapte olabilmektedir. Böylece kanat yapısının sürekli değişimi neticesinde tüm uçuşu da optimize etme şansını yakalamaktadır [25-28].

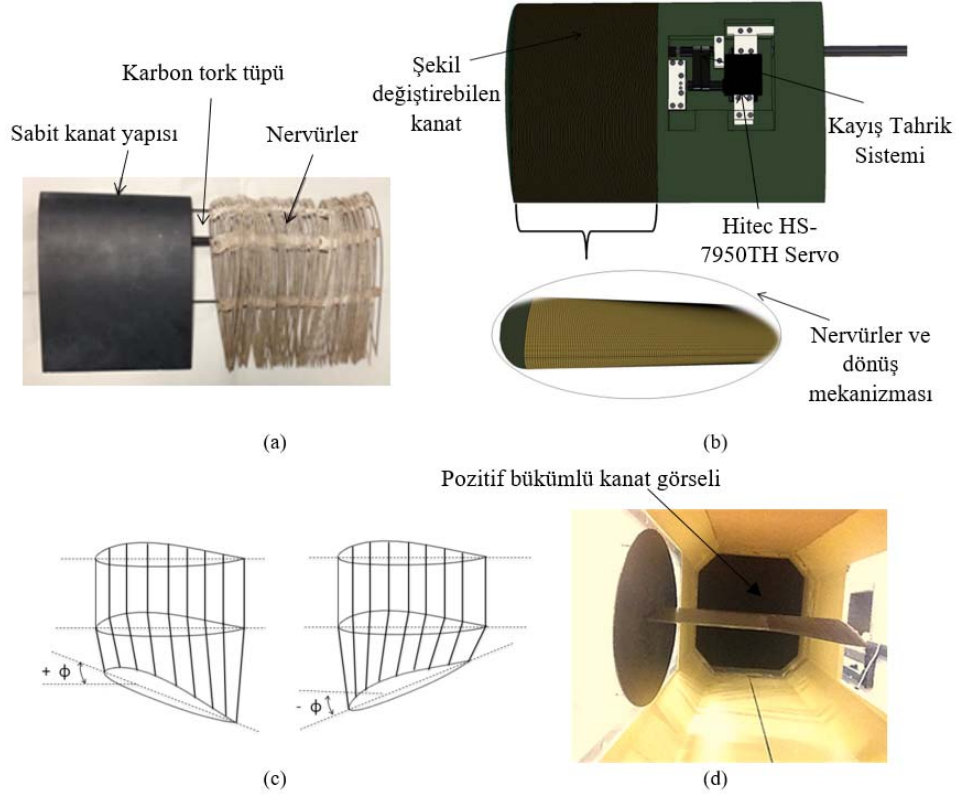
Bu çalışmanın amacı, uçak kontrolü ve performansını artırmak için uyarlanabilir kanat ve/veya kanatçık kavramlarına ilişkin yeni kavramları keşfetmektir. Genel olarak günümüze kadar birçok farklı mekanizmalar üretilmiş ve hiçbir zaman tam olarak yapısal ve aerodinamik yüzey sorunları nedeniyle gerekli verim alınamamıştır. Bu makalede deneysel olarak daha önce yapılan araştırmalar sonrasında literatürde yer alan farklı şekil değiştirebilen uçak yapılarındaki sorunları azaltabilecek yenilikçi bir mekanizma kullanılmıştır. Araştırmanın hedefi bu mekanizmanın işleyişini ve uçak performansı üzerindeki etkisini rüzgar tüneli ortamında değerlendirmek ve göstermektir. Bu araştırma aynı zamanda değişen bir yüzey kaplama için alternatif bir yaklaşım geliştirmeyi de amaçlamıştır.

2. Deneysel Yöntem (Experimental Methodology)

2.1. Şekil Değiştirebilen Kanat Tasarımı (Morphing Wing Design)

Morphing kanat konseptin temel dayanağı, birbirine göre serbestçe dönebilen ve kayabilen çok sayıda küçük kalınlıktaki nervür(rib) bölümleri kullanılarak bir kanat inşa etmektir. Bu göreceli hareket, sert bir kanat yüzeyi oluşturan birleşik çok sayıdaki nervür kenarları ile kanat açıklığı boyunca büküm dağılımında değişikliklere izin vermektedir (Şekil 1a). Karşılık gelen her bir nervür arasındaki göreceli hareket sınırlarını ayarlamak için, iç yapı, nervür profiline çevresinin hem içine hem de çevresine yerleştirilen çok sayıda, aralıklı takviye elemanları (karbon çubuklar) içerecek şekilde tasarlanmıştır. Bu elemanlar yapıya bir miktar sertlik kazandırmanın yanı sıra her bir elemanın kenar yüzeyi sürekliliğini ve hizalamasını sağlamaktadır. Konseptin mevcut uygulaması için, büküm harekete geçirme işlemi, aynı zamanda nervür elemanları için dönme eksenini olarak da kullanılan çeyrek kiriş noktasına yerleştirilmiş servo tahrikli bir tork tüpü aracılığıyla gerçekleştirilmiştir. Son olarak doğrudan tork tüpüne bağlanan kanat ucu uç bölümü, çalıştırma torkunu açıklıklı takviye elemanları aracılığıyla doğrudan nervür elemanlarına aktarmaktadır.

Tüm rüzgar tüneli modelleri için seçilen genel kanat konfigürasyonu %12 kalınlığında Zagi kanat profiline sahip dikdörtgen bir kanat planformu kullanılmıştır. Bu konfigürasyonun yarı açıklık, akor ve en boy oranı sırasıyla 0,33 m, 0,2 m ve 1,65'tir. Toplamda üç farklı konfigürasyon kullanılmıştır; tam sabit ve sağlam bir taban hattı



Şekil 1. Kanat dönüşüm mekanizması ve elemanları: (a) Nervürlerin dizilimi ve yerleştirilmesi, (b) kanat büküm mekanizması, (c) pozitif($+\phi$) ve negatif($-\phi$) büküm açıları ve (d) tünel içerisindeki pozitif büküm açılı kanat görseli
(Twist wing mechanism and equipments): (a) airfoil placements (b) twist wing mechanism (c) positive and negative twist angles (d) image of a wing with positive twist angle inside the tunnel)

kanadı, entegre büküm konseptine sahip bir kanat(morphing) ve ± 30 derece sapma arasında kanatçık(flap-aileron) hareketini simüle eden bir kanat. Dönüşüm kavramını entegre eden model için, geçiş büküm elemanları kanadın toplam 0,15 m'lik bir açıklığa sahip dış kısmına entegre edilmiştir.

Kanat içerisine gömülü büküm çalıştırma mekanizması, konseptin yeterince ve etkili çalışması açısından kritik öneme sahiptir. Ayrıca sürüklenmeyi en aza indirmek için bu ögenin sorunsuz bir şekilde kanat içerisine gömülmesi gerekmektedir. Kullanılan nihai sistemin temel bir temsili Şekil 1b'de gösterilmektedir. Döndürme mekanizmasını yerleştirmek için, mekanizma kanat içerisine takılmadan önce kanadın sabit kısmının alt bölümünün bir kısmı çıkarıldı. Bükülmeyi gerçekleştirmek için bir Hitec HS-7950TH yüksek gerilim tork servosu, kanadın çeyrek kirişine konumlandırılan bir tork çubuğuna bir kayış tahrik sistemiyle (1:1 dişli oranında) bağlandı. Bu çubuğa servo tork uygulandığında, bu çubuğa sabitlenen uç desteği, burulma yüklerini nervürlere iletecektir. Kayış gerginliğinin ayarlanmasına olanak sağlamak için kanat profilinin içine kayış gerdirmesi de ayrıca kuruldu. Rüzgar tüneli geçiş konsepti için 239 nervür ve her biri 0,6 mm kalınlığında lazer kontrplak levhadan yapıldı. Bu modelin son tasarımında iki takviye çubuğu ve bir karbon tüp kullanılarak çeşitli nervür tasarımları ve konfigürasyonları test edildi. Bu elemanlar ana kanat elemanının sabit kısmına sabitleştirilmiştir. Mekanizma monte edildiğinde, aerodinamik olarak pürüzsüz bir yüzey kaplaması oluşturmak amacıyla mekanizmayı kaplamak için yüzeydeki tüm sürtünmeler kaldırılarak zımparalanmış bir alüminyum plaka kullanıldı. Şekil 1c'de pozitif($+\phi$) ve negatif($-\phi$) kanat dönüşüm açıları gösterilmektedir.

Şekilde de görüldüğü üzere pozitif büküm açısı kanadın yukarıya doğru hücum yaptığı ve negatif büküm açısı ise kanadın aşağıya doğru hücum yaptığı açı olarak kullanılmaktadır.

Geçiş konseptinin performansını geleneksel yuvarlanma kontrol sistemiyle(roll-kontrol) değerlendirmek ve karşılaştırmak için altı farklı aileron ayarına sahip özdeş bir kanat geliştirildi (Şekil 2a). Her kanatçık konfigürasyonu 50 mm kiriş uzunluğuna (%25 kanat kirişi) ve 145 mm açıklığa sahipti. Bu boyutlandırma kararları, geleneksel kanatçık tasarım metodolojisinin [29-30] yanı sıra gerekli kanat dönüş hızına dayalı olarak alındı. Her bir kanatçık, kanat yapısına sabitlemek için kullanılan iki yerleştirme vidası ile doğrusal bir dizi halinde birleştirilen 6 mm kalınlığındaki elemanların birleşiminden yapılmıştır. Her test için, aerodinamik olarak pürüzsüz bir yüzeyin muhafaza edilmesi amacıyla her iki vida deliği daha sonra doldurulup zımparalanmıştır. Toplamda -30, -20, -10, 10, 20 ve 30 derece olmak üzere altı farklı kanatçık açısı üretildi.

2.2. Rüzgar Tüneli Kurulumu Ve Aparatları (Wind Tunnel Setup And Apparatus)

Tüm rüzgar tüneli testleri, 0,46 m x 0,46 m çalışma bölümü ölçülerine ve 30 m/s maksimum serbest akış hızına sahip, kapalı bir test bölümü, açık devre düşük hızlı rüzgar tüneli kullanılarak gerçekleştirildi. Tüm rüzgar tüneli modelleri, sınır tabakası duvar etkilerini azaltmak için bir sınır tabakası plakası (0,37 m x 0,25 m) monte edilerek orta test bölümü yüksekliğine yerleştirildi [31]. Sınır katmanı plakası, ayarlanabilir dişli çubuklar kullanılarak tünel duvarından 0,025 m uzağa yerleştirildi. Engelsiz yük ve moment verilerini elde etmek için

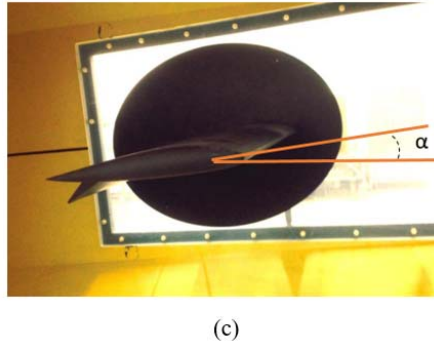
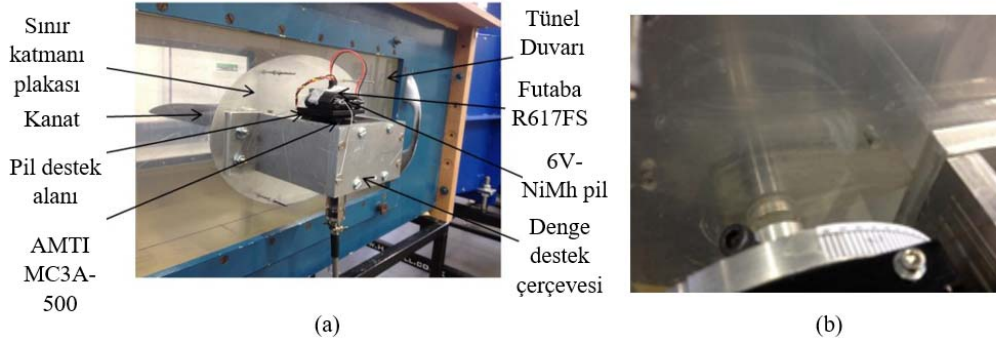
her kanat modeli, literatüre uygun olarak serbest harekete izin verecek şekilde sınır tabakasının yüz kısmından 0,001 m uzağa yerleştirildi [32]. Sınır katmanı plakası ile rüzgar tüneli yan duvarı arasına monte edilen (ancak kanat montaj çubuğuna bağlanmayan) aerodinamik şekilli bir parça da kanat montaj çubuğunu hava akışından korumak için kullanıldı. Şekil 2a-b’de rüzgar tüneli modellerinin yerleşimi gösterilmektedir.

Kanat bölümlerinin her birindeki kuvvetleri ve momentleri ölçmek için AMTI MC3A-500 sensörü kullanıldı. Rüzgar tüneline yük hücrelerini desteklemek için alüminyum denge destek çerçevesi üretilip tünel duvarının dışına sabitlendi (Şekil 3a). Kanat modellerinin her birini AMTI MC3A-500’ün aktif denge plakasına desteklemek için özel olarak tasarlanmış bir montaj braketü üretildi. Yük hücresinin kalibrasyonu, rüzgar tüneli testinden önce, eksenlerin herhangi birinde tam ölçekli çıktının $\pm 5\%$ ’inden daha az sapmalarla

gerçekleştirildi. Ham veriler analiz edilirken bu sapmaları düzeltmek için her testten önce ve sonra kuvvet ve momentlerin sıfır okuması da yapıldı. Herhangi bir rüzgar tüneli tıkanma düzeltmesi veya yapay geçiş sabitleme sistemi kullanılmadı. Dönüşen kanat modelini harekete geçirmek için, kanat içine monte edilen servomekanizmasını kontrol etmek amacıyla Futaba R617FS 2.4GHz FASST 7 kanallı alıcı ve Futaba T10CG 2.4GHz 10 kanallı T-FHSS radyo sistemi (verici) kullanıldı. Bu servomekanizma, $\pm 6^\circ$ dereceye kadar bükülme açılarına izin veren 6V-NiMh pil ile aktive edilmekteydi (Şekil 3a). Kanadın hücum açısını ayarlamak için manuel bir dönüş kademesi mekanizması tasarlandı ve kanat destek çubuğuna takıldı (Şekil 3b). Bu manuel dönüş aşaması aynı zamanda doğrudan aktif denge plakasına monte edildi. Testler için hücum açısı taraması -20° ile $+20^\circ$ derece arasında yapıldı ($\pm 0,5$ derece dahilinde). Bu çalışma için seçilen nominal akış hızı, model konumunda $0,35\%$ ’te ölçülen serbest akış türbülans yoğunluğuyla 30 m/s idi.



Şekil 2. (a) Rüzgar tüneline geleneksel kanatçık yapısının yerleşimi (b) Rüzgar tüneline değişken kanat yapısının yerleşimi
 ((a) Placement of the traditional wing-aileron structure in the wind tunnel (b) Placement of morphing wing structure in the wind tunnel)



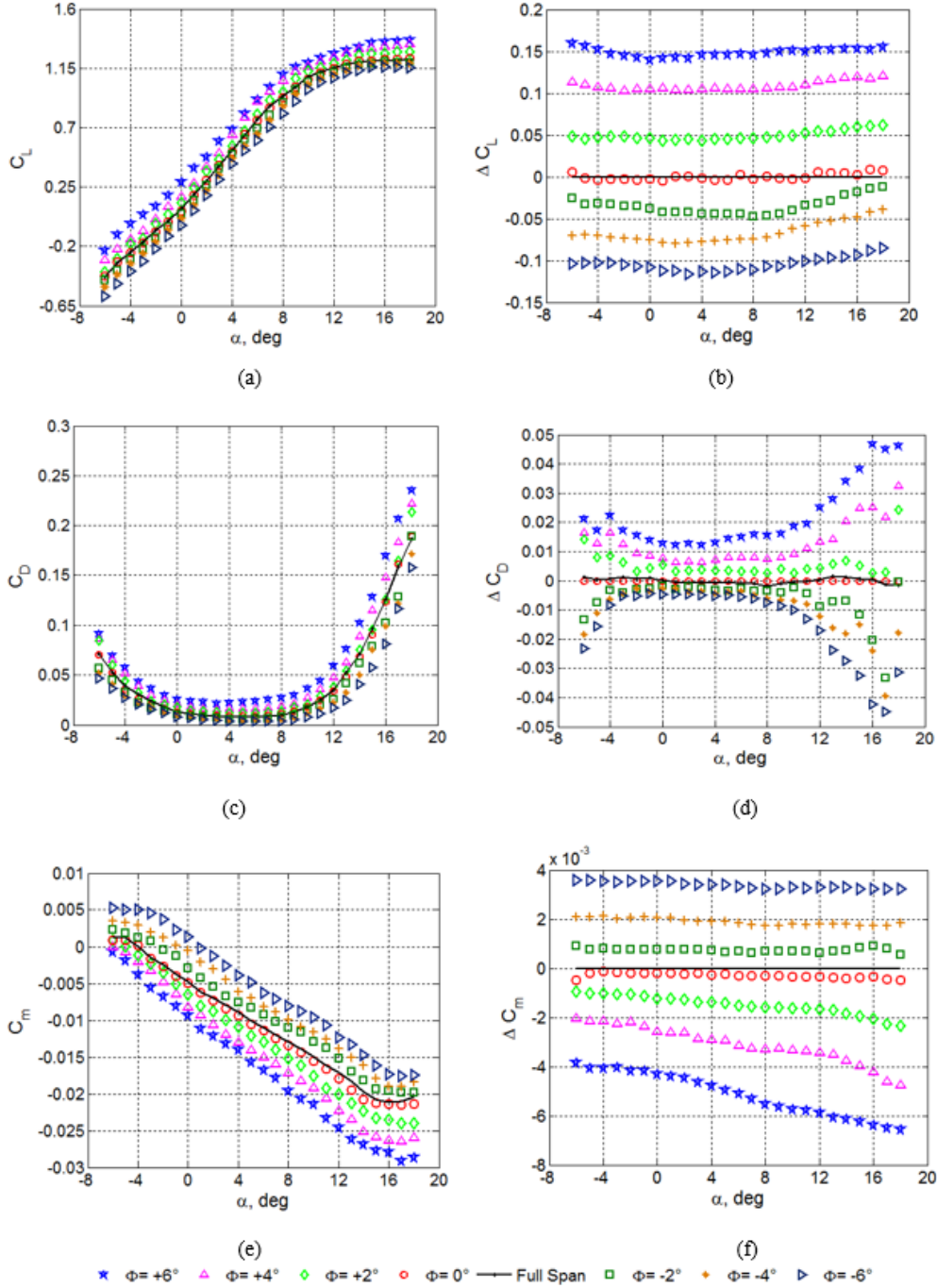
Şekil 3. (a)Tünel yük hücrelerini desteklemek için üretilen alüminyum çerçeve ve üzerine yerleştirilen aparatlar, (b) Hücum açısı değiştirme mekanizması (c) Hücum açısının(α) kanat üzerinde gösterimi
 ((a) Aluminum frame produced to support the tunnel load cell and the apparatus placed on it (b) Angle of attack changing mechanism (c) Indication of angle of attack(α) on wing)

3. Sonuçlar ve Tartışmalar (Results and Discussions)

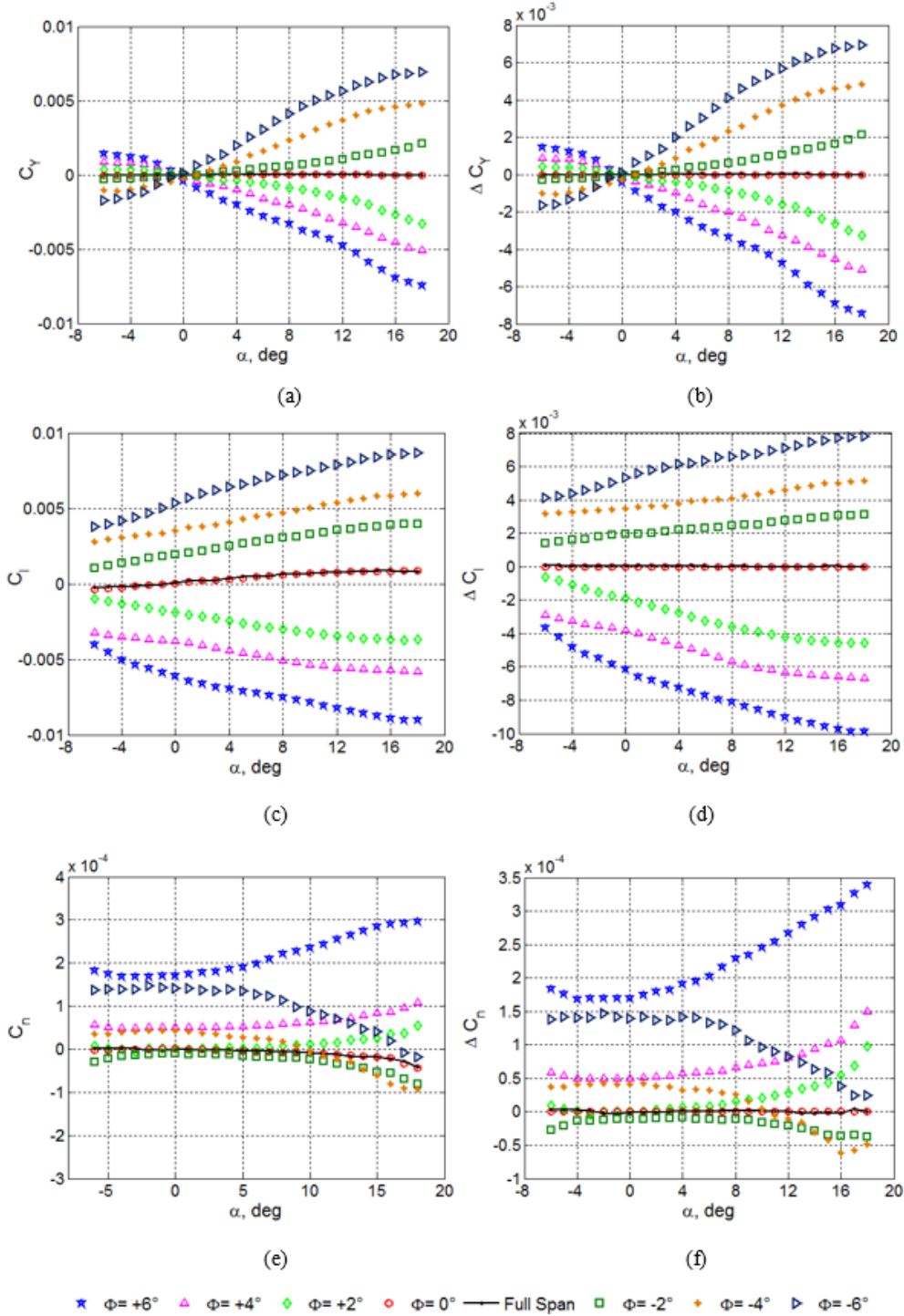
3.1. Statik Kuvvet ve Moment Sonuçları (Static Force and Moment Results)

Rüzgar tüneline yapılan deneyler sonrasında, -6 ile 6 derece arasındaki bükülme açılarında üretilen kanat yapısının statik kuvvet ve moment sonuçları Şekil 4 ve Şekil 5'te gösterilmektedir. Her bir katsayı için ölçülen farklar, tam açıklıklı kanada (sabit kanat) göre de gösterilmiştir. Şekil 4a-b'de kaldırma katsayısına (C_L) ilişkin sonuçlar gösterilmekte olup morphing kanadın artan veya azalan bükülme

açısıyla kaldırma katsayısına karşılık gelen bir artış ve azalışa neden olmaktadır. Doğrusal bölge içinde neredeyse sabit bir kaldırma eğrisi eğimi ile birlikte, kanat büküm değişimi artışıyla birlikte tüm hücum açıları boyunca kaldırma katsayısında neredeyse sabit bir değişiklik vardır. Pozitif bükülme açısı genel olarak uçak üzerinde kaldırma kuvvetinde artış sağlarken negatif açılı yapıda daha az bir kaldırma kuvvetine sahip olduğu gözlenmiştir. Bunun nedeni artan bükülme açısı kanat sonu üzerindeki hücum açısındaki artışı sağlamakta ve bu da kaldırma kuvvetindeki artışı tetiklemektedir. Literatüre bakıldığı zaman da benzer davranışlar gözlemlenmektedir; pozitif büküm açısı kaldırma kuvvetini artırıcı etkisi bulunmaktadır [33].



Şekil 4. Değişen bükülme açısının statik kuvvetler ve momentler üzerindeki etkileri, $Re_n = 3.85 \times 10^5$
(Effects of changing twist angle on the static forces and moments, $Re_n = 3.85 \times 10^5$)

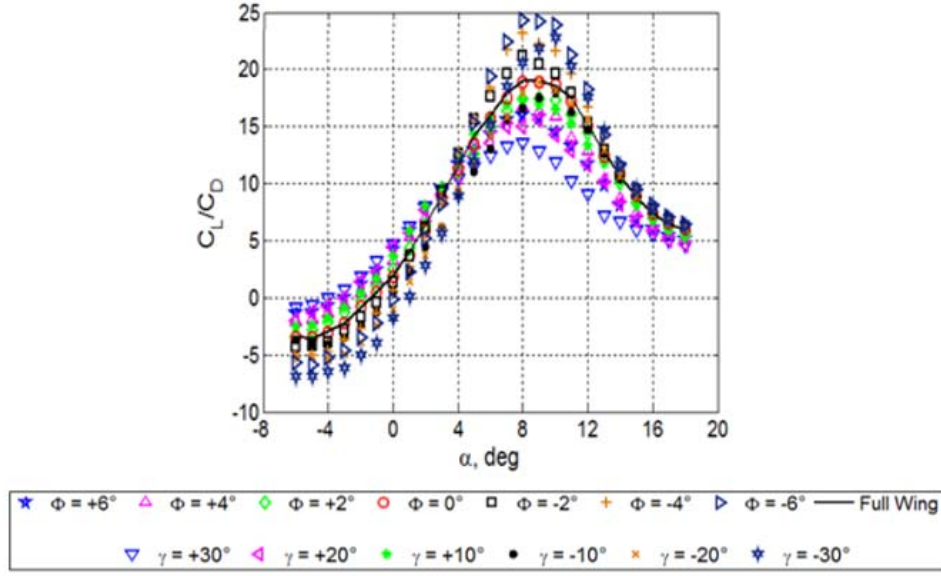


Şekil 5. Değişen bükülme açısının statik kuvvetler ve momentler üzerindeki etkileri, $Re_n = 3.85 \times 10^5$
 (Effects of changing twist angle on the static forces and moments, $Re_n = 3.85 \times 10^5$)

Sürtünme katsayısı (C_D) uçak performansı için negatif bir etki yapmakta ve uçağın fazla yakıt kullanmasına sebep olmaktadır. Sürüklemeye katsayısına ilişkin sonuçlar da Şekil 4c'de gösterilmektedir. Sonuçlara bakıldığında zaman kanat büküm açısı değişimiyle birlikte sürüklemeye katsayısı önemli değişiklikler göstermektedir. Büküm aktivasyonu ile, beklendiği gibi, toplam sürüklemenin pozitif bükümle arttığı ve negatif bükümle azaldığı bulunmuştur, ancak bu ilişki üniform değildir. Bu durum en açık

şekilde sürüklemeye taban çizgisine göre farklılıkların sonuçlarında görülmektedir (Şekil 4d). Bu sonuçlar, kanat ucu aerodinamik olarak daha fazla yüklendikçe test edilen büküm açılarının ve hücum açılarının uç noktalarında belirgin artışlar göstermiştir.

Beklendiği üzere, Şekil 4e-f'de belirtilen yunuslama momenti katsayısı (C_m), yan kuvvet katsayısı (C_Y) (Şekil 5a-b) ve yuvarlanma momenti katsayısı (C_l) (Şekil 5c-d) sonuçları da uygulanan kanat



Şekil 6. Değişken kanat ve kanatçık rüzgar tüneli konfigürasyonları için kaldırma/sürtükleme oranı. Farklı kanat büküm(twist) açısı ' ϕ ' ve kanatçık açısı ' γ ' ile uçağın hücum açısına (α) göre kıyaslamaları
(C_L/C_D ratio for variable wing and aileron wind tunnel configurations. Comparison of different wing twist angle ' ϕ ' and aileron angle ' γ ' with respect to the aircraft's angle of attack (α))

bükümü ve/veya hücum açısı ile ağırlıklı olarak doğrusal ilişkiler göstermektedir. Bu sonuçlar uçağın kontrol momenti için önemli rol oynamaktadır. Negatif yuvarlama katsayısı uçağın sola yatışını belirtirken pozitif katsayılar ise uçağın sağa doğru yuvarlama hareketi yaptığını belirtmektedir. Yunuslama momenti için ise pozitif değerler uçağın yukarıya doğru burun kaldırma hareketini ve negatif yunuslama momenti ise uçağın burun aşağıya hareketini belirtmektedir. Yunuslama momenti katsayısına ilişkin sonuçlar, kanat modeli için seçilen kanat profilinin (refleksli firar kenarı), C_m vs α eğimi açıkça negatif olan doğal olarak stabil bir kanat konfigürasyonu üretmede etkili olduğunu göstermektedir. Ek olarak ve kaldırma katsayısı sonuçlarına benzer şekilde, kanat bükümünün (pozitif veya negatif) art arda eklenmesi, yunuslama momenti katsayılarında (her hücum açısında) ölçülen değişiklikte neredeyse tutarlı ofsetler üretmektedir. Bu değişikliğin etkisi, yunuslama stabilitesinin derecesini korumak ancak konfigürasyon için hücum açısı trim konumunu değiştirmek (büküm ne kadar negatif olursa kanat trim hücum açısı o kadar yüksek olur) gibi görünmektedir. Şekil 5c-d'de gösterilen yuvarlanma (ve yuvarlanmadaki değişim) momenti katsayısı (C_l) için sunulan sonuçlar için, konsept, büküm derecesine ve kanat hücum açısına bağlı olarak çeşitli seviyelerde yuvarlanmada kontrol momentleri üretme kabiliyetini göstermektedir. Artan hücum açısı (α) doğrudan kaldırma kuvvetine pozitif yönde etki etmesi nedeniyle yuvarlanma katsayısına da doğrudan etki etmiştir. Bununla birlikte değişen büküm açıları (ϕ) ile kanat yapısının hücum açısında da etki yaratacağıdır. Böylece pozitif büküm açısı ($+\phi$) gösteren kanat konfigürasyonlarda uçak sola yatış ve negatif büküm açısı ($-\phi$) gösteren kanat konfigürasyonlarda uçak sağa yatış göstermektedir ve maksimum yuvarlanma kontrol moment katsayısı maksimum açılarda ortaya çıkmıştır ($\phi=+6^\circ$ ve $\phi=-6^\circ$).

Ağırlıklı olarak, geliştirilen yalpa momentinin hücum açısıyla doğrusal olarak arttığı ve uygulanan kanat bükülme açısının artması veya azalmasıyla belirgin bir şekilde arttığı veya azaldığı bulunmuştur. Yan kuvvet katsayısı sonuçları için (Şekil 5a-b), ölçülen yan kuvvet derecesinin daha yüksek hücum açılarında önemli ölçüde artmıştır. Buna karşılık, yalpalama momenti katsayısı (C_n) sonuçları (Şekil 5e-f) çok az tanımlanabilir eğilim göstermekte olup, sonuçlar

ağırlıklı olarak farklı uygulanan büküm büyüklükleriyle doğrusal değildir. Bu davranışın olası bir nedeni, belirtilen test koşulları altında bu serbestlik derecesinde ölçülen büyüklüklerin çok düşük olması olabilir.

3.2. Aerodinamik Performans Analizi (Aerodynamic Performance Analysis)

Geleneksel kanatçık tabanlı sisteme göre geliştirilen morphing kanat kavramının performansını değerlendirmek için, kaldırma kuvveti ile sürüklenme katsayılarının hücum açısına göre doğrudan karşılaştırması Şekil 6'da sunulmuştur. Şekildeki grafik incelendiğinde, 4 ile 12 derecelik hücum açısı aralığındaki sonuçlar, geleneksel kanatçık tabanlı sisteme kıyasla değişken kanat konseptinin gelişmiş bir verimliliğini göstermektedir. Bu verimlilik uçağın kaldırma kuvveti katsayısının sürüklenme kuvveti katsayısına bölünmesiyle elde edilmektedir (C_L/C_D). Verimliliği yüksek uçaklar daha uzun süre havada kalabilmekte ve C_L/C_D oranı küçük uçaklara göre yakıt tasarrufu daha yüksek olmaktadır. Bu bilgiler ışığında C_L/C_D oranı grafikte en yüksek ve en verimli noktada olan konfigürasyon, uçak kanadının -6 derecelik bir büküm(twist) açısına ulaştığı zaman görülmektedir. Normal düz kanat profili ile yapılan karşılaştırmada bu oran yaklaşık %22 artmış olarak göze çarpmaktadır. Pozitif bükülme açılarında yapılan karşılaştırmalar, 6 derecelik bükülmenin, 30 derecelik saptırılmış kanatçık konfigürasyonundan önemli ölçüde daha verimli olduğunu göstermektedir ve aynı 6 derecelik pozitif bükülme açısına sahip kanat konfigürasyonu, 20 derecelik kanatçık durumuna benzer sonuçlar göstermektedir. Buradan yeni geliştirilmiş değişken kanatların geleneksel kanat profillerine göre daha efektif ve daha faydalı sonuçlar verdiğini göstermektedir.

4. Simgeler (Symbols)

- α : Hücum Açısı
- C_L : Kaldırma kuvveti katsayısı
- C_L/C_D : Kaldırma kuvveti katsayısının sürünme kuvveti katsayısına oranı
- C_D : Sürünme kuvveti katsayısı

C_Y :	Yanal kuvveti katsayısı
C_l :	Yuvarlanma momenti katsayısı
C_m :	Yunuslama momenti katsayısı
C_n :	Sapma momenti katsayısı
Re_n :	Reynolds sayısı
Φ :	Kanak büküm açısı
γ :	Kanatçık açısı(aileron)

5. Sonuçlar (Conclusions)

Bu çalışmada, hem yeterliliği hem de yüzey sürekliliğini koruyan değişken kanat büküm mekanizması kavramı araştırıldı. Rüzgar tüneline yapılan deneysel çalışmalar sonrasında; değişken kanat konseptinin kanatçık temel konfigürasyonlarına kıyasla yeterli kontrol momentleri sağladığı gözlemlendi. Ayrıca sunulan bazı büküm açılarında değişkenli kanat konseptinin aerodinamik verimliliği kanatçık konfigürasyonlarına göre daha yüksek olduğu saptandı. Bunun neticesinde geliştirilen yenilikçi değişken kanat yapısının geleneksel kanat tasarımlarına oranla daha iyi çalıştığı kanıtlanmıştır.

Kaynaklar (References)

- McRuer D., Graham D., Flight Control Century: Triumphs of the Systems Approach, J. Guid. Control. Dyn., 27 (2), 161–173, 2004.
- Culick, F. E. C., The Wright Brothers : First Aeronautical Engineers, 41 (6), 8–11, 2003.
- Jha, A. K., Kudva, J. N., Morphing Aircraft Concepts, Classifications, and Challenges, 5388, 213–224, Jul. 2004.
- Thill, C., Etches, J., Bond, I., Potter, K., Weaver, P., Morphing skins, 3216, 1–23, 2008.
- Murray, G., Gandhi, F., Bakis, C., Flexible Matrix Composite Skins for One-dimensional Wing Morphing, J. Intell. Mater. Syst. Struct., 21 (17), 1771–1781, 2010.
- Olympio, K. R., Gandhi, F., Asheghian, L., Kudva, J., Design of a Flexible Skin for a Shear Morphing Wing, J. Intell. Mater. Syst. Struct., 21 (17), 1755–1770, 2010.
- Bubert, E.A., Woods, B.K.S., Lee, K., Kothera, C.S., Wereley, N.M., Design and Fabrication of a Passive 1D Morphing Aircraft Skin, J. Intell. Mater. Syst. Struct., 21 (17), 1699–1717, 2010.
- Dayyani, S. Ziaei-Rad, and M. I. Friswell, The mechanical behavior of composite corrugated core coated with elastomer for morphing skins, J. Compos. Mater., 48 (13), 1623–1636, 2013.
- Shaw, D., Dayyani, I., Friswell, M. I., Optimisation of composite corrugated skins for buckling in morphing aircraft, Compos. Struct., 119, 227–237, Jan. 2015.
- Fasel, U., Keidel, D., Baumann, L., Cavolina, G., Eichenhofer, M., Ermanni, P., Composite additive manufacturing of morphing aerospace structures, Manuf. Lett., 23, 85–88, 2020.
- Bil, C., Massey, K., Abdullah, E.J., Wing morphing control with shape memory alloy actuators, J. Intell. Mater. Syst. Struct., 24, 879–898, 2013.
- Majid, T., Jo, B.W., Comparative Aerodynamic Performance Analysis of Camber Morphing and Conventional Airfoils, Appl. Sci., 11, 10663, 2021.
- Joo, J.J., Marks, C.R., Zientarski, L., Culler, A.J., Variable camber compliant wing-design, In Proceedings of the 23rd AIAA/AHS Adaptive Structures Conference, Kissimmee, FL, USA, 5–9 January, p. 1050, 2015.
- Bishay, P.L., Finden, R., Recinos, S., Alas, C., Lopez, E., Aslanpour, D., Flores, D., Gonzalez, E., Development of an SMA-based camber morphing UAV tail core design, Smart Mater. Struct., 28, 075024, 2019.
- Fincham, J.H.S., Friswell, M.I., Aerodynamic optimisation of a camber morphing aerofoil, Aerosp. Sci. Technol., 43, 245–255, 2015.
- Yokozeki, T., Sugiura, A., Hirano, Y., Development and Wind Tunnel Test of Variable Camber Morphing Wing, In Proceedings of the 22nd AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference, National Harbor, MD, USA, 13–17 January, 2014.
- Woods, B.K.S., Friswell, M.I., Preliminary Investigation of a Fishbone Active Camber Concept, In Proceedings of the ASME 2012 Conference on Smart Materials, Adaptive Structures and Intelligent Systems, Stone Mountain, GA, USA, 555–563, 19–21 September, 2012.
- Jo, B.W., Majid, T., Aerodynamic Analysis of Camber Morphing Airfoils in Transition via Computational Fluid Dynamics, Biomimetics, 7, 52, 2022.
- Aly, R., Kaygan, E., Esat, V., Investigation of a Variable Camber Morphing Airfoil via SMA Wire and Corrugated Structures, Int. J. Aeronaut. Space Sci., 2024.
- Jo, B.W., Majid, T., Enhanced Range and Endurance Evaluation of a Camber Morphing Wing Aircraft, Biomimetics, 8, 34, 2023.
- Woods, B. K., Bilgen, O., and Friswell, M. I., Wind tunnel testing of the fish bone active camber morphing concept, J. Intell. Mater. Syst. Struct., 25 (7), 772–785, Feb., 2014.
- Dharmdas, A., Patil, A.Y., Baig, A., Hosmani, O.Z., Mathad, S.N., Patil, M.B., Kumar, R., Kotturshettar, B.B., Fattah, I. M. R., An Experimental and Simulation Study of the Active Camber Morphing Concept on Airfoils Using Bio-Inspired Structures, Biomimetics, 8, 251, 2023.
- Dai, P., Yan, B., Huang, W., Zhen, Y., Wang, M., Liu, S., Design and aerodynamic performance analysis of a variable-sweep-wing morphing waverider, Aerosp. Sci. Technol., 98, 105703, 2020.
- Eguea, J.P., Silva, P.G., Catalano, M. F., Fuel efficiency improvement on a business jet using a camber morphing winglet concept. Aerosp. Sci. Technol., 96, 105542, 2020.
- Albuquerque, P.F., Gamboa, P.V., Silvestre, M.A., Mission-Based Multidisciplinary Aircraft Design Optimization Methodology Tailored for Adaptive Technologies, J. Aircr., 55, 755–770, 2017.
- Parancheerivilakkathil, M.S., Ajaj, R.M., Khan, K.A., A compliant polymorphing wing for small UAVs. Chin. J. Aeronaut., 33, 2575–2588, 2020.
- Kaygan, E., Aerodynamic Analysis of Morphing Winglets for Improved Commercial Aircraft Performance, J. Aviat., 4, 31–44, 2020.
- Kaygan, E., Numerical Analysis of Variable Morphing Wing for Improved Aerodynamic Performance of a Predator MQ-1B, International Journal of Aviation Science and Technology, 03(02), 70–80, 2022.
- Sadraey M., Aircraft Design: A Systems Engineering Approach, Chapter 12 Design of Control Surfaces, Wiley, 2012.
- ESDU, Rolling moment derivative, L ξ for plain ailerons at subsonic speeds, 1988.
- Barlow, J. B., Rae, W. H., Pope, A., Low Speed Wind Tunnel Testing, 3rd Ed., Wiley, New York, 1999.
- Mueller, T., Burns, T., Experimental Studies of the Eppler 61 Airfoil at Low Reynolds Numbers, AIAA, Paper 82-0345, 1982.
- Smith, D., Lowenberg, M., Jones, D., Friswell, M., Computational and Experimental Validation of the Active Morphing Concept, J. Aircr., 51 (3), 925–937, 2014.

