

PENGARUH *TWISTED MULTIPLE WINGLET* TERHADAP GAYA *LIFT* AEROFOIL NACA 0012 PADA ANGKA *REYNOLDS* RENDAH

Syamsul Hadi ¹

Abstrak: *This effort examined the potential of twisted multiple winglets without increasing the span of aircraft wing. Wind tunnel models were constructed using NACA 0012 airfoil section and flat plates for winglets. Testing of configurations occurred over range of air velocities from 5 m/s to 15 m/s. Wind tunnel balances provided lift and drag measurements. Twelve configurations of twisted multiple winglets examined the best configuration at angle of attack variation. Twisted multiple winglet dihedral configuration $20^\circ, 10^\circ, 0^\circ, -10^\circ, -20^\circ$ improved maximum coefficient of lift (up to 38,42%) compared with the baseline 0012 wing. The best coefficient of lift at 15 m/s air velocities and the angle of attack is ten degrees.*

Kata Kunci: *span of aircraft wings, air, twisted multiple winglets, lift-to-drag ratio*

PENDAHULUAN

Pada tahun 1970-an para ahli biologi mulai mengamati karakteristik burung yang terbang melayang seperti elang, hawks, condor, osprey. Masing-masing burung tersebut mempunyai sayap dengan gaya *lift* yang besar dikarenakan model sayap dengan bulu-bulu panjang yang mencuat keluar pada ujungnya membentuk sebuah formasi celah paralel pada jarak tertentu (*multiple winglets*). Para ahli biologi menemukan bahwa bagian sayap tersebut berfungsi untuk mengurangi *drag* pada saat terbang melayang.

Sayap pesawat terbang dengan penambahan *winglet* sudah diteliti sejak 25 tahun yang lalu. Richard Whitcomb dari pusat penelitian NASA Langley telah mematenkan pertama kali penggunaan *winglet* pada pesawat komersil pada tahun 1970-an. Dia menggunakan bilah yang dipasang secara vertikal pada ujung sayap pesawat kc-135A dan tes terbang pada tahun 1979 dan 1980. Dari penelitian tersebut memperlihatkan bahwa penambahan *winglet* dapat menaikkan *lift* kurang lebih 7% pada saat terbang melayang. Kontrak NASA pada tahun 1980 meneliti tentang *winglet* dan cara lain untuk mengurangi *drag* (*winglet, feather, sails, dll*). Dari penelitian tersebut ditemukan bahwa penambahan pada ujung sayap tersebut dapat meningkatkan efisiensi *lift-drag* dari 10-15 %.

Industri pertama kali menerapkan konsep penambahan *wingtip* pada pesawat terbang layang. Colling (1995) memberikan tinjauan sempurna dari penggunaan *winglet* untuk pesawat terbang layang yang dilakukan di Universitas A & M Texas pada *low-speed windtunnel* dengan menggunakan model skala penuh yang berjarak 5,6 kaki dari dinding *windtunnel* dengan panjang sayap

¹ Staff Pengajar Jurusan Teknik Mesin FT-Universitas Sebelas Maret Surakarta

keseluruhan 15 meter. Marchman, Manor dan Faery (1978) menemukan bahwa penambahan *winglet* simetris pada sayap adalah cara terbaik yang dapat digunakan pada pesawat umumnya, tetapi kurang efektif pada sayap *tapered*. Pada tes juga menunjukkan bahwa penambahan *winglet* menyebabkan pengurangan turbulensi ulakan sayap.

Di Eropa, penambahan pada ujung *airfoil* telah dikembangkan yang disebut sebagai *winggrid*. *Winggrid* adalah sebuah kesatuan dari penambahan sayap kecil lebih dari satu yang di tambahkan pada ujung sayap. Sayap kecil ini dipasang pada bermacam-macam sudut sehingga vortek pada ujung tidak menyatu sehingga tidak menyebabkan vortek yang kuat. Vortek yang lebih kecil menghilangkan energi vortek, jadi distribusi *lift* telah berubah dan *induced drag* dari sayap berkurang. Konsep ini diterapkan pada pesawat *glider* dengan hasil yang menggembirakan. Konsep ini berhenti karena tidak dapat mengubah karakteristik pada saat terbang untuk menyakinkan terjadi pengurangan *drag*. Pada akhirnya penelitian berhenti sehingga belum ditemukan bentuk dan performa yang optimum.

Penelitian ini dilakukan dengan konsep dasar *multiple winglets*, bentuk *twisted multiple winglets* diteliti untuk menunjukkan kemajuan performa sayap dari sayap tanpa *multiple winglet*. Prinsip dasar penelitian ini adalah dengan memberikan aliran udara pada kecepatan tertentu disekitar *twisted multiple winglets* pada sebuah terowongan angin kecepatan rendah dan sayap dibuat dengan model untuk mencari panduan seleksi dari bentuk *twisted multiple winglets*.

TINJAUAN PUSTAKA

Smith, M. J. dan Komerath, 2001, melakukan analisis kinerja sayap dengan penambahan *multiple winglets* untuk mengurangi *induced drag* tanpa menambah panjang *span* pesawat. Model dipasang pada NACA 0012, *semi-span wing* dengan *chord* 0.3 meter dan *span* 1,219 meter. Pengujian dilakukan di Institut Teknologi Georgia, pada terowongan angin yang mempunyai seksi uji 2,13 meter x 2,74 meter. Pengujian dilakukan pada *chord reynold number* dari 161.000 sampai 300.000. *Wind tunnel* telah dilengkapi dengan alat pengukur *lift* dan *drag*, dan visualisasi aliran dengan menggunakan laser untuk memberikan informasi aliran *wingtip* vortek.

Lima bilah *winglet* dibuat dari plat aluminium dimana pada bagian *leading edge* dibuat membulat. Masing-masing bilah mempunyai *span* 12 inci, dan *chord* 1,5 inci (Gambar 2.1.). Lima bilah *winglet* dipasang secara *dihedral* pada sudut kemiringan tertentu diukur nol relatif dengan sayap, adapun variasi *multiple winglets* yang diteliti sesuai dengan tabel 2.1.

Winglet dihedral menunjukkan hasil terbaik ketika *winglet* dipasang dengan jarak antar bilah 10 derajat, menurun dari 20° *dihedral* untuk *leading edge* sampai 20° *anhedral* untuk *trailing edge winglet*. Gambar 2.2. memperlihatkan visualisasi aliran *multiple winglets* yang dipasang +20,+10,0,-10,-20 derajat. Konfigurasi ini menghasilkan peningkatan kemiringan kurva *lift*, antara 15% sampai 22% bila dibandingkan dengan sayap asli, pada *chord reynold number* 161.000 dan sudut serang 6 derajat.

Pada saat sayap diteliti pada *chord Reynold Number* 290.000, efek *winglet* pada *lift* dan *drag* dapat dilihat pada gambar 2.2. Tes dilakukan pada tiga variasi: tanpa *winglet* (variasi 0), *winglet* dipasang pada sudut nol derajat (variasi 1), *winglet* susunan 20°, 10°, 0°, -10°, -20° (variasi 3). Ketika kurva *lift* meningkat dengan penambahan *winglet* (gambar 2.2a), *drag* juga meningkat (gambar

2.2b), sehingga L/D efektif karena penambahan *winglet* lebih rendah bila dibandingkan dengan L/D untuk sayap asli. Pada konfigurasi 20° , 10° , 0° , -10° , -20° lima vortek dapat dilihat dengan jelas pada seluruh bidang *downstream*.

Vortek sepanjang *span* dari *winglet* hilang dan bergabung menjadi menjadi vortek yang lebih dari satu. Kekuatan vortek-vortek ini jauh lebih kecil bila dibandingkan dengan *wingtip* vortek sayap asli. *Multiple* vortek memperkenalkan bahwa penurunan dari keseluruhan *downwash* pada sayap ketika vortek berada lebih jauh dari permukaan sayap utama, dan kekuatan tiap-tiap vortek berkurang. Kabar baik dari *multiple winglets* adalah *multiple* vortek kelihatan tetap berdiri sendiri dan tidak terlihat bergabung menjadi satu vortek yang besar, tidak seperti yang terlihat pada sayap asli.

La Roche, 1996 melakukan pengembangan bentuk *wingtip* baru untuk mengurangi *induced drag*. Bentuk ini merupakan pengembangan dari sayap dengan penambahan *multiple winglets*. Percobaan dilakukan pada *low speed wind tunnel* pada seksi uji 0,8 meter x 0,5 meter pada *chord reynold number* (Re_c) < 200.000 dengan *vortex-generators* berada di depan *leading edge* (gambar 2). Sayap dengan penambahan *winggrid* dibandingkan dengan sayap *elliptical* dengan panjang *span* yang sama. Sayap yang digunakan adalah *semi span wing* panjang 425 mm, dengan panjang bilah *winggrid* 125 mm, dan rasio $L2/L = 0,29$.

Pengembangan bentuk *wingtip* untuk mengurangi *induced drag* berdasar pada teori Spreiter dan Sacks berdasar dua parameter yaitu: *vortex spacing* (b') dan *vortex core radius* (r_k) dari gulungan vortek sebagai fungsi dari *induced drag*. Pengurangan *induced drag* selalu mengembangkan 2 parameter penting yaitu:

1. Memperbesar *spacing* b' dari vortek yang meninggalkan sayap.
2. Memperbesar *core radius* r_k dari vortek.

Persaman Spreiter dan Sacks digunakan sebagai jalan penunjuk dua parameter untuk mendefinisikan relatif *induced drag*. Berdasar kontribusi *wingtip* untuk meningkatkan *vortex spacing* (b') dan atau *vortex core radius* (r_k), La Roche membagi klasifikasi baru *wingtip* menjadi empat kelas: *contour*, *endplate*, *open fanlike*, dan *closed multiple*

Hasil dari pengukuran menunjukkan penurunan *induced drag* (X_{ei}) berkisar sampai 50% bila dibandingkan dengan sayap *elliptic* dengan panjang *span* yang sama.

LANDASAN TEORI

Dalam penelitian ini karena kecepatan udara yang digunakan sangat rendah, yaitu maksimum 18 m/det atau bilangan Mach $\ll 1$, maka aliran udara dianggap tak mampu mampat, atau rapat massa $\rho = \text{konstan}$.

Distribusi Lift Sepanjang Span

Integrasi kurva koefisien tekanan C_p menghasilkan besaran koefisien gaya angkat lokal. Hasil penelitian memperlihatkan distribusi koefisien gaya angkat lokal pada angka *Reynolds* $3 \times 10^4 < Re < 8,5 \times 10^4$ pada sudut serang 15° dan 6° . Perubahan koefisien distribusi tekanan akan mempengaruhi koefisien gaya angkat. (Sathaye, 2004)

Mueller (1999), mengutip Peake dan Tobak (1982), juga menerangkan pentingnya bagian pangkal sayap dengan memakai bentang sayap terbatas, secara tiga dimensi.

Airfoil Dua Dimensional

Saat arus udara mengalir melewati suatu aerofoil, perubahan-perubahan lokal pada kecepatan terjadi di sekeliling aerofoil, berarti terjadi perubahan pada tekanan statik sesuai dengan teorema Bernoulli. Distribusi tekanan, dinyatakan dalam angka tanpa dimensi C_p , menentukan gaya angkat, momen *pitching*, hambatan akibat bentuk aerofoil, dan posisi pusat tekanan.

Pada titik stagnasi, C_p mempunyai nilai maksimum = 1, dan tidak ada batas minimum. Koefisien tekanan positif menyatakan tekanan lebih besar dibanding tekanan aliran bebas, sedangkan koefisien negatif menunjukkan tekanan lebih kecil.

Gaya

Gaya dan momen yang terjadi pada aerofoil disebabkan oleh dua hal yaitu distribusi tekanan dan distribusi gaya geser pada seluruh permukaan aerofoil. Gaya akibat tekanan bekerja tegak lurus permukaan aerofoil sedangkan gaya geser bekerja ke arah tangensial permukaan aerofoil. Integrasi kedua distribusi tersebut di atas akan menghasilkan resultan gaya dan momen. Resultan gaya ini dapat terbagi dalam dua komponen gaya yaitu gaya normal yang merupakan gaya tegak lurus dengan garis *chord* (N) dan gaya aksial yang bekerja searah garis *chord*.

Perumusan gaya angkat berlaku bila $c_a \ll c_n$, seperti pada gaya geser *viscous* diabaikan. Harga c_a rata-rata berdasarkan asumsi aliran laminar hanya 1-2% terhadap c_n pada angka *Reynolds* yang rendah. Sehingga dengan mengabaikan harga gaya geser tidak memberikan efek yang berarti terhadap harga koefisien gaya angkat. Dan persamaan ini menunjukkan bahwa distribusi tekanan pada permukaan aerofoil dapat untuk menentukan besar koefisien gaya angkat. Asumsi inilah yang dipakai pada penelitian ini.

Efek Tiga Dimensi Sayap

Gaya angkat sayap dihasilkan oleh perbedaan tekanan yang dihasilkan oleh efek bentuk permukaan aerofoil bagian atas dan bawah. Tekanan yang lebih tinggi pada bagian bawah sayap menyebabkan gaya angkat terjadi. Perbedaan tekanan ini terjadi sepanjang sayap, dan pada ujung sayap perbedaan ini menyebabkan terjadinya aliran udara dari bagian bawah sayap ke atas sayap, dan selanjutnya mengakibatkan timbulnya perputaran aliran yang biasa disebut *vortex*, diterangkan dengan visualisasi oleh Kandil (1995). Akibat selanjutnya pada bagian atas sayap terjadi perubahan arah aliran yang cenderung berbelok ke arah pangkal sayap, sedangkan bagian bawah sebaliknya cenderung berbelok ke arah ujung sayap, inilah sebab mengapa pada sayap panjang tertentu aliran yang terjadi dianggap tiga dimensi bukan dua dimensi lagi, seperti diterangkan oleh Holm (1999) dan Mueller (1999)

CARA PENELITIAN

Spesimen yang digunakan untuk pengambilan data adalah sebagai berikut:

1. *Airfoil* NACA 0012
Dimensi dari *airfoil* NACA 0012 sebagai berikut:
 - Panjang total = 26,3 cm.
 - Lebar total = 8,3 cm.
2. Lima bilah *winglet* berbentuk persegi panjang terbuat dari *acrylic* dengan panjang = 6,8 cm dan Lebar = 1,7 cm, dipasang secara *dihedral* dari *leading edge* sampai *trailing edge* (*twisted multiple winglets*).



Gambar 1. *Twisted multiple winglets dan Airfoil NACA 0012 dengan penambahan twisted multiple winglets*

Pengujian

1. Lima bilah yang dibuat dari akrilik dipasang secara *dihedral* dari *leading edge* sampai *trailing edge* pada sebuah plat akrilik yang mempunyai penampang seperti *airfoil*, plat akrilik tersebut dipasangkan pada ujung *airfoil* NACA 0012 dengan dua buah baut 2 mm sebagai penguat.
2. Kalibrasi pengukuran kecepatan udara menggunakan Anemometer dengan mengambil rata-rata kecepatan yang diukur dari tiga titik/garis pada seksi uji dimana aliran di dalam seksi uji diasumsikan seragam.
3. Pemasangan mekanisme timbangan (*balancer*) dan sayap untuk pengukuran gaya angkat dan gaya hambat menggunakan timbangan digital.
4. Pengukuran temperatur ruangan, tekanan udara, kelembaban udara dilakukan pada saat awal dan akhir percobaan.
5. Pengukuran gaya angkat dan gaya hambat dengan berbagai variasi penambahan bilah yang disusun secara *dihedral*.
6. Pengambilan data dilakukan untuk mengetahui gaya *lift* dan gaya hambat yang bisa dilihat di timbangan digital dengan variasi sudut serang sayap 0° , 2° , 4° , 6° , 8° , 10° , 12° , 14° , 16° , 18° , 20° , serta variasi kecepatan udara 5 m/s, 10 m/s, 15 m/s, untuk setiap variasi *twisted multiple winglets*.
7. Data diambil sebanyak tiga kali untuk setiap pengambilan data (langkah 6) untuk diambil sebagai rata-rata, dimana setiap kali pengambilan data (langkah 7), diambil 2 data pada timbangan digital kemudian dirata-rata.
8. Pengambilan data pertama untuk sayap model NACA 0012 asli sesuai dengan langkah 6 dan langkah 7.
9. Selanjutnya *twisted multiple winglets* di pasang pada ujung sayap model NACA 0012 sesuai dengan langkah 6 dan langkah 7.

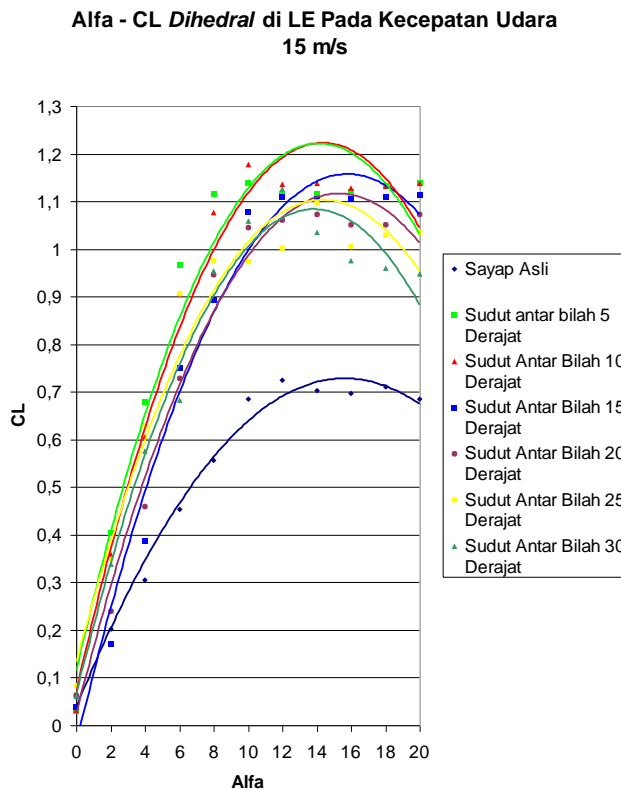
Pengambilan data sayap model NACA 0012 dengan penambahan bilah *dihedral* dilakukan untuk setiap variasi *twisted multiple winglets* sebagai berikut :

- | | |
|------------------------------------|-------------------------------------|
| 1) $10^0, 5^0, 0^0, -5^0, -10^0$ | 7) $-10^0, -5^0, 0^0, 5^0, 10^0$ |
| 2) $20^0, 10^0, 0^0, -10^0, -20^0$ | 8) $-20^0, -10^0, 0^0, 10^0, 20^0$ |
| 3) $30^0, 15^0, 0^0, -15^0, -30^0$ | 9) $-30^0, -15^0, 0^0, 15^0, 30^0$ |
| 4) $40^0, 20^0, 0^0, -20^0, -40^0$ | 10) $-40^0, -20^0, 0^0, 20^0, 40^0$ |
| 5) $50^0, 25^0, 0^0, -25^0, -50^0$ | 11) $-50^0, -25^0, 0^0, 25^0, 50^0$ |
| 6) $60^0, 30^0, 0^0, -30^0, -60^0$ | 12) $-60^0, -30^0, 0^0, 30^0, 60^0$ |

HASIL PENELITIAN DAN PEMBAHASAN

Dihedral di leading edge - Anhedral di trailing edge

Gambar 2 merupakan grafik hasil perhitungan C_L dari enam variasi *twisted multiple winglets* dengan posisi bilah *dihedral* di *leading edge*, dibandingkan dengan C_L sayap tanpa *multiple winglets* pada kecepatan udara yang sama yaitu 15 m/s.



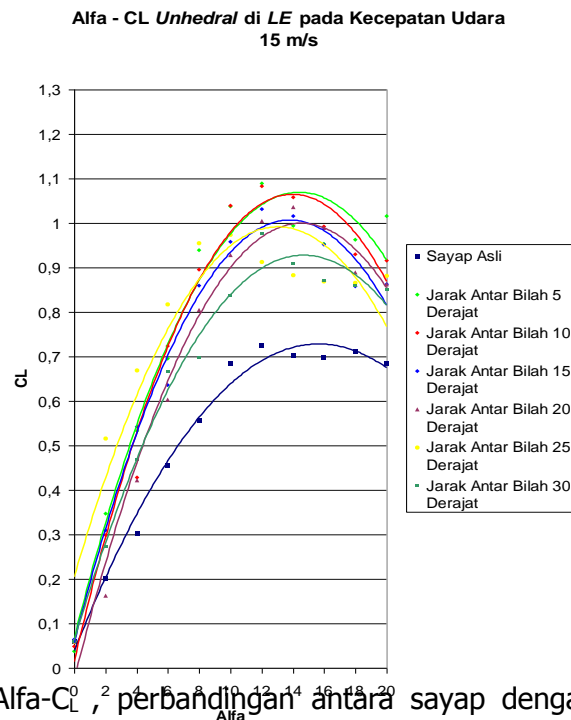
Gambar 2. Grafik Alfa- C_L , perbandingan antara sayap dengan penambahan *twisted multiple winglets* dengan posisi bilah *dihedral* di *leading edge*, dengan sayap tanpa *multiple winglets*.

Dari grafik diatas dapat dilihat bahwa terjadi kenaikan koefisien *lift* yang signifikan bila dibandingkan dengan sayap tanpa *multiple winglets*. Kenaikan koefisien *lift* meningkat dari 34,72% sampai 38,42%. Koefisien *lift* maksimum terjadi pada saat *twisted multiple winglets* dipasang dengan jarak antar bilah 10 derajat, menurun dari 20^0 *dihedral* untuk *leading edge* sampai 20^0 *anhedral* untuk *trailing edge*. *Twisted multiple winglets* $20^0, 10^0, 0^0, -10^0, -20^0$ menunjukkan kenaikan koefisien *lift* maksimum sebesar 1,176354 pada kecepatan udara 15

m/s dan sudut serang 10^0 . Kurva *lift* tidak berawal dari titik nol dikarenakan sulitnya pengesetan sayap pada sudut serang nol, sehingga pada sudut serang sayap nol derajat sudah terjadi gaya angkat.

Anhedral di leading edge–Dihedral di trailing edge

Gambar 3 merupakan grafik hasil perhitungan C_L dari enam variasi *twisted multiple winglets* dengan posisi bilah *anhedral* di *leading edge*, dibandingkan dengan C_L sayap tanpa *multiple winglets* pada kecepatan udara yang sama yaitu 15 m/s.



Gambar 3. Grafik Alfa- C_L ,² perbandingan antara sayap dengan penambahan *twisted multiple winglets* dengan posisi bilah *anhedral* di *leading edge*, dengan sayap tanpa *multiple winglets*.

Dari grafik diatas dapat dilihat bahwa koefisien *lift* meningkat dari 22,85% sampai 33,48% bila dibandingkan dengan sayap tanpa *multiple winglets*. Susunan *twisted multiple winglets* terbaik terjadi ketika *winglet* dipasang 5^0 antar bilah, naik dari *anhedral* 10^0 di *leading edge* sampai *dihedral* 10^0 di *trailing edge*. Penambahan *winglet* $-10^0, -5^0, 0^0, 5^0, 10^0$ derajat menunjukkan kenaikan koefisien *lift* maksimum sebesar 1,089127 pada sudut serang 12^0 . Dari grafik diatas terjadi kenaikan koefisien *lift* yang sangat signifikan bila dibandingkan dengan sayap tanpa *multiple winglets* sebesar 33,48 %.

KESIMPULAN DAN SARAN

Dari hasil penelitian dapat diambil kesimpulan sebagai berikut:

1. Penambahan *twisted multiple winglets* $20^0, 10^0, 0^0, -10^0, -20^0$ menunjukkan kenaikan koefien *lift* maksimum sebesar 1,176354 pada saat diuji pada kecepatan udara 15 m/s dan sudut serang 10^0 terhadap vektor kecepatan aliran *stream*, kenaikan koefisien *lift* yang sangat signifikan bila dibandingkan dengan sayap asli sebesar 38,42 %.
2. Penambahan *twisted multiple winglets* memajukan sudut stall ± 2 derajat lebih awal dibanding sayap tanpa *multiple winglets*.

DAFTAR PUSTAKA

- Anderson, J.D., 1985, *Fundamentals of Aerodynamics*, International Edition, McGraw-Hill Inc, USA.
- Bennett David, 2001, *The Winggrid: A new Approach to Reducing Induced Drag*, Massachusetts Institute of Technology Cambridge, Massachusetts.
- Clancy, L.J., 1975, *Aerodynamics*, Pitman Publishing Limited, London.
- Cengel, Y.A. and Boles, M.A., 1994, *Thermodynamics An Engineering Approach*, 2nd edition, McGraw-Hill Inc, Singapore.
- La Roche, U. and Palffy, S., 1996, "*Wing-Grid, a Novel Device for Reduction of Induced Drag on Wings*"; Fluid Mechanics Laboratory HTL Brugg-Windisch Ch-5200 Switzerland.
- Rice William, *An Investigation into How the Lift and Drag of an Aerofoil Are Affected by Angle Of Attack and Aerofoil Camber*, Hill Road Cambridge, Massachusetts.
- Smith M.J., Komerath N., Ames R., Wong O., 2001, "*Performance Analysis of a Wing with Multiple Winglets*", AIAA-2001-2407.