

**PENGARUH SUDUT DIHEDRAL TERHADAP GAYA *LIFT***  
**EKOR PESAWAT TERBANG TIPE V**  
**PADA ANGKA *REYNOLDS* RENDAH**

Syamsul Hadi\*

E – mail : syamevi@mesin.uns.ac.id

**Abstract :** Ekor pesawat terbang tipe V adalah hasil penggabungan bagian horisontal dan vertikal ekor dengan membentuk sudut *dihedral*. Tipe ini mempunyai bentuk dan kontrol lebih sederhana, tapi menghasilkan gaya angkat rendah. Penelitian ini bertujuan untuk mengukur gaya lift aerofoil akrobat pengaruh sudut *dihedral*. Aerofoil NACA 0012 dengan variasi sudut *dihedral*  $45^{\circ}$ ,  $60^{\circ}$ , dan  $75^{\circ}$  diuji dalam terowongan angin pada berbagai sudut serang dan kecepatan aliran udara. Untuk mendapatkan unjuk gaya angkat dilakukan pengukuran dengan timbangan digital. Hasil penelitian menunjukkan, akrobat interferensi pada sudut *dihedral*  $45^{\circ}$  koefisien gaya angkat maksimal adalah 0,45. Penurunan gaya angkat terjadi pada sudut serang  $12^{\circ}$ - $16^{\circ}$

Keywords : sudut *dihedral*, aerofoil, *low speed wind-tunnel*

#### **LATAR BELAKANG**

Sayap merupakan bagian vital dari pesawat terbang. Tetapi sayap merupakan bagian yang tidak stabil karena tekanan sepanjang sayap tidak merata. Dan tekanan tersebut akan berubah seiring dengan perubahan sudut serangnya. Kondisi ini mengakibatkan sayap cenderung untuk berputar. Pada kondisi yang lain titik gaya berat pesawat dan titik gaya angkat dari sayap seiring tidak seimbang, seperti saat manuver, letak pembebanan, dan gangguan dari luar. Kondisi ini distabilkan dengan menggunakan ekor yang bentuknya juga aerofoil.

Umumnya ekor terletak di belakang dan terdiri dari dua bagian yaitu yang horizontal dan vertikal. Ekor *canard* merupakan modifikasi dengan meletakkan ekor horizontal di depan sayap. Ekor model T menempatkan bagian horisontal di ujung atas vertikal sehingga masih berfungsi seperti ekor biasa. Pada ekor bentuk V, bagian horizontal dan vertikal dijadikan satu bagian membentuk sudut tertentu, yang disebut sudut *dihedral*.

Penelitian tentang aerodinamika pada angka *Reynolds* rendah menyita perhatian lagi akhir-akhir ini karena adanya kebutuhan akan *Micro Air Vehicles*, yang berguna pada misi pengamatan, deteksi pencemaran secara kimiawi atau biologis, penempatan sensor akustik pada gedung dan lainnya. Jenis pesawat ini merupakan pesawat paling kecil yang mempunyai dimensi kurang kurang dari 25 cm, bekerja pada kecepatan 10 m/s, dan *aspect ratio* rendah (Sathayee, 2004).

Penelitian ini bermaksud untuk mengkaji tentang pengaruh sudut *dihedral* terhadap gaya angkat atau *lift* pada angka *Reynolds* rendah.

#### **TINJAUAN PUSTAKA**

Penelitian aerofoil pada angka *Reynolds* rendah banyak dilakukan. Burns (1981) seperti dikutip Mueller (1999) melakukan visualisasi profil aerofoil Eppler 61 dan Pfenninger 048 pada angka *Reynolds* antara 12.000 sampai 63.000. Hasilnya disajikan pada gambar yang menunjukkan adanya pertumbuhan gelembung. Dalam studi didapatkan juga grafik rasio gaya angkat dan gaya hambat maksimal kedua aerofoil tersebut.

Penelitian lain, dilakukan oleh Hsiao (1989), dengan menggunakan teknik visualisasi *smoke wire* pada aerofoil NACA 63<sub>3</sub>-018 dan angka *Reynolds* berkisar antara 30.000 – 774.000 didapatkan hasil yang memperlihatkan terjadinya gelembung separasi. Gelembung separasi terjadi pada sudut serang  $0^{\circ}$  mulai pada 50% panjang *chord*. Pada sudut serang yang lebih besar gelembung akan bergerak ke arah *leading edge* dan terlihat semakin mengecil,

---

\* Staf Pengajar Jurusan Teknik Mesin FT UNS

sedang pada sudut serang  $9^{\circ}$  gelembung tidak lagi terjadi. Dalam studi ini didapatkan juga grafik distribusi tekanan sepanjang *chord*.

Sathaye (2004) melakukan pengukuran distribusi tekanan sepanjang *chord* menggunakan aerofoil tipe NACA 0012 pada angka *Reynolds*  $2,5 \times 10^4$  sampai  $8,5 \times 10^4$ . Sayap dibagi menjadi 7 lajur titik pengamatan sepanjang bentang sayap dengan variasi sudut serang antara  $0^{\circ}$ - $18^{\circ}$ . Dari hasil grafik distribusi tekanan, didapatkan daerah tekanan rendah, yang berbentuk grafik harga  $C_p$  yang turun secara tiba-tiba. Bagian terseparasi terjadi pada semua variasi pada daerah  $0,15 - 0,2 \times c$ . Juga terlihat efek gelembung separasi laminar pada daerah luar aliran yang mengakibatkan kenaikan kecepatan aliran. Sathaye juga memperlihatkan pengaruh kecepatan udara pada distribusi tekanan  $C_p$ .

Fairbanks (1927) meneliti distribusi tekanan pada sayap *biplane* pesawat PW-9. menggunakan aerofoil Gottingen 436, sayap atas panjangnya  $20''$  dan bawah  $14,05''$ , sedang jarak antar *chord*  $5,36''$  diuji dalam terowongan angin dengan variasi sudut serang  $-6^{\circ}$  sampai  $24^{\circ}$ . Dengan membandingkan antara distribusi tekanan pada sayap tunggal dan *biplane* diperoleh hasil bahwa interferensi aliran pada sayap *biplane* terjadi pada permukaan bawah sayap atas dan permukaan atas sayap bawah. Efek tersebut digambarkan dalam grafik pada berbagai sudut serang. Didapatkan pula bahwa grafik nilai koefisien gaya normal sepanjang bentang sayap dengan dan tanpa interferensi serta grafik perubahan grafik gaya normal pada berbagai sudut serang.

Mason (2004) menerangkan pengaruh interferensi aliran udara karena pengaruh penggunaan *canard* pada sayap. Dengan menggunakan metode komputasi *LamDes* didapatkan hasil bahwa bila *canard* diletakkan pada posisi yang semakin tinggi dibandingkan sayap, maka *canard* akan menghasilkan gaya hambat yang lebih kecil. Hal ini disebabkan berkurangnya pengaruh aliran *downwash* dari *canard* ke sayap.

Dalam penelitian ini diteliti gaya lift pada ekor model V suatu pesawat dalam berbagai sudut *dihedral*. Adapun ekor akan diteliti secara khusus tanpa melibatkan pengaruh sayap dan badan pesawat. Dengan demikian diharapkan dapat diperoleh unjuk kerja yang sesungguhnya dari suatu konstruksi ekor pesawat.

## LANDASAN TEORI

Dalam penelitian ini karena kecepatan udara yang digunakan sangat rendah, yaitu maksimum  $18 \text{ m/det}$  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  $15^{\circ}$  dan  $6^{\circ}$ . 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 aerofoil NACA 0012 dari bahan acrylic di CNC berlapis stiker, panjang pangkal ekor  $c_r$  70 mm, ujung ekor  $c_t$  50 mm, sudut *swept*  $\phi$   $9^\circ$ , panjang bentang ekor 125 mm.

Dalam penelitian ini digunakan terowongan angin kecepatan rendah, timbangan digital, pembangkit asap, kamera digital, manometer, termometer dan hygrometer.

Gaya gaya angkat diukur pada sudut *dihedral*  $45^\circ$  dan sudut serang  $0^\circ$ , dengan variasi kecepatan alir udara 8, 10, 12, 14, dan 16 m/s. Percobaan tersebut diulang pada sudut serang  $4^\circ$ ,  $8^\circ$ ,  $12^\circ$ ,  $16^\circ$ , dan  $20^\circ$ . Pengujian di atas dilakukan lagi dengan memakai sudut *dihedral*  $60^\circ$  dan  $75^\circ$ .

### **HASIL PENELITIAN DAN PEMBAHASAN**

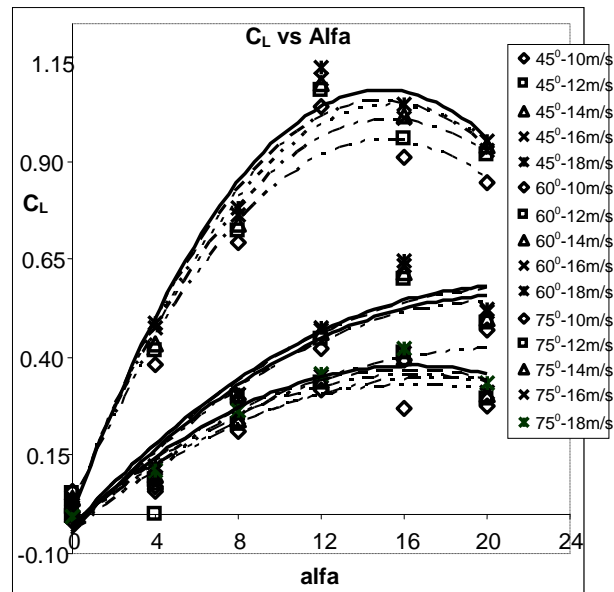
Jumlah sampel tiap titik pengukuran 3 buah. Hasil penelitian ditampilkan dalam bentuk gambar koefisien gaya angkat.

Grafik koefisien gaya angkat ditunjukkan pada gambar berikut. Dari grafik tersebut diperlihatkan bahwa koefisien gaya angkat mengalami sedikit perubahan akibat variasi kecepatan udara, 10 sampai 18 m/s, dan penurunan gaya angkat terjadi pada sudut serang  $12^\circ$ - $16^\circ$ . Koefisien gaya angkat maksimal pada sudut *dihedral*  $45^\circ$  terjadi pada sudut serang  $12^\circ$ , nilai tertinggi yaitu 1,1403 pada kecepatan alir udara 18 m/s, sedangkan terendah 1,0363 pada kecepatan 10 m/s. Hal ini sesuai dengan gambar distribusi tekanan sebelumnya, yang memperlihatkan terjadinya separasi pada sudut serang tersebut.

Hasil penelitian juga menunjukkan bahwa penambahan sudut *dihedral* mengakibatkan gaya angkat semakin kecil. Koefisien gaya angkat maksimal pada sudut *dihedral*  $60^\circ$  terjadi pada sudut serang  $16^\circ$ , nilai tertinggi yaitu 0,6461 pada kecepatan alir udara 18 m/s, sedangkan terendah 0,5984 pada kecepatan 10 m/s. Pada sudut *dihedral*  $75^\circ$ , koefisien gaya angkat maksimal terhitung lebih rendah lagi. Pada sudut serang  $16^\circ$ , nilai tertinggi yaitu 0,4210 pada kecepatan alir udara 18 m/s, sedangkan terendah 0,3926 pada kecepatan 10 m/s. Pernyataan ini sesuai dengan grafik distribusi tekanan sebelumnya, yang membuktikan bahwa interferensi akan memperkecil daerah luasan antara permukaan atas dan bawah aerofoil, dibandingkan dengan aerofoil tanpa interferensi.

Dari gambar tersebut juga menggambarkan adanya *zero lift*  $\alpha$ , yaitu suatu fenomena yang menyatakan pada sudut serang tertentu tidak terjadi gaya angkat. Pada kasus ini karena yang dipakai adalah aerofoil simetri maka *zero lift*  $\cdot \alpha$  terjadi pada sudut serang  $0^\circ$ . Sedang

fenomena *negatif lift* terjadi mungkin disebabkan karena pemasangan yang tidak tepat, sehingga pada sudut serang  $0^{\circ}$  gaya angkat yang dihasilkan negatif.



**Grafik koefisien gaya angkat pada berbagai sudut *dihedral*, kecepatan udara 10 – 18 m/s, dan sudut serang  $0^{\circ}$  –  $20^{\circ}$ .**

#### KESIMPULAN DAN SARAN

Dari hasil penelitian dapat diambil kesimpulan sebagai berikut:

1. Interferensi pada pangkal ekor menghasilkan gaya angkat yang rendah.
2. Semakin besar sudut *dihedral* semakin besar interferensi yang terjadi pada pangkal sayap sehingga gaya angkat yang dihasilkan semakin kecil.

#### DAFTAR SIMBOL

- $\alpha$  = sudut serang
- $\mu$  = viskositas
- $\rho$  = massa jenis
- $c$  = *chord*
- $g$  = percepatan gravitasi
- $p$  = tekanan
- $q$  = *head* dinamik
- $D$  = *drag* / gaya hambat
- $L$  = *lift* / gaya angkat
- $V$  = Kecepatan
- $S$  = Luas sayap
- $C_D$  = Koefisien gaya hambat
- $C_L$  = Koefisien gaya angkat
- $C_p$  = Koefisien tekanan
- $c_t$  = *tipchord* / panjang ujung ekor
- $c_r$  = *rootchord* / panjang pangkal ekor
- $\phi$  = sudut *swept* / miring ekor

#### DAFTAR PUSTAKA

Anderson, J.D., 1985, "*Fundamentals of Aerodynamics*", International Edition, McGraw-Hill, Inc.

- Cengel, Y.A. and Boles, M.A., 1994, "*Thermodynamics An Engineering Approach*", 2<sup>nd</sup> edition, McGraw-Hill, Inc.
- Chang, P.K., 1976, "*Control of Flow Separation*", McGraw-Hill, New York.
- Gerhart, P.M., and Gross, R.J., 1985, "*Fundamentals of Fluids Mechanics*", Addison-Wesley, Massachusetts.
- Hemke, Paul E., 1927, "*The Measurement of Pressure Through Tubes in Pressure Distribution Tests*", Langley Memorial Aeronautical Laboratory, National Advisory Committee for Aeronautics, Langley Field, VA.
- Jacobs, J.D., 1998, "*On the Fluid Dynamics of Adaptive Airfoils*", ASME Proceedings.
- Kandil, O.A., Wong, T.C., Adam, I., and Liu, C.H., 1995, "*Prediction of Near-and Far-Field Vorteks-Wake Turbulent Flows*", AIAA 95-3470-CP, Old Dominion University, Norfolk, VA 23529, USA
- Mason, W.H., 2004, "*Configuration Aerodynamics*", <http://www.aoe.vt.edu/~mason/> Mason\_f.
- Mukherjee, R., Gopalarathnam, A., and Kim, SW., 2003, "*An Iterative Decambering Approach for Post-Stall Prediction of Wing Characteristics Using Known Section Data*", AIAA Paper.
- Rae, W.H.Jr., and Pope, A., 1984, "*Low-Speed Wind Tunnel Testing*", John Wiley & Sons, New York.
- Raney, D.L., Montgomery, R.C., Gree, L.L., and Park, M.A., 2000, "*Flight Control using Distributed Shape Change Effector Arrays*", AIAA 2000-1560, NASA Langley Research Center Hampton, VA 23681-2199.
- Sathaye, S.S., 2004, "*Lift Distributions on Low Aspect Ratio Wings at Low Reynolds Numbers*", Worcester Polytechnic Intitute.
- Schlichting, H. and Kestin, J., 1979, "*Boundary-Layer Theory 7<sup>th</sup> edition*", McGraw-Hill, New York.
- Schlichting, H., Truckenbrodt, E., and Ramm, H.J., 1979, "*Aerodynamics of the Airplane*", McGraw-Hill, New York.
- Weber, J., and Joice, M.G., 1976, "*Interference Problems on Wing-Fuselage Combinations in Inviscid, Incompressible Flow*", McGraw-Hill, New York.