

전산유체역학기법을 활용한 Winggrid 성능해석연구

Winggrid Performance Analysis Using Computational Fluid Dynamics Method

김현정*, 김동현 (국립경상대학교 기계항공공학부)

1. 서론

항공기에서 발생하는 항력 중 하나인 유도항력은 전체 항력의 1/3 또는 1/2까지도 차지하고 있어 이에 대한 감소연구가 활발히 이루어지고 있다. 유도항력(induced drag)이란 양력에 의한 항력(drag due to lift)이라고도 하며 날개 끝에서 발생하는 와류(vortices)에 의해 생성되는 항력으로 날개끝 와류를 적절히 제어하면 어느 정도 감소시킬 수 있다. 유도항력을 감소시키면 비행 시 필요한 추력을 줄일 수 있으므로 연료를 적게 소모하여 항공기 운용에서 경제적인 효과를 얻을 수 있다. 또한 같은 성능을 가지면서 날개의 길이를 줄일 수 있으므로 항공기의 중량을 저감시킬 수 있다.

유도항력을 저감시키기 위하여 날개 끝에 생기는 와류를 익단취출방식으로 제어하는 방법, 주날개의 형상을 변형시켜 종횡비를 크게하는 방법, 날개 끝에 winglet, wing endplate, wing tip sail, winggrid와 같은 비평면 날개를 부착하는 방법 등이 연구되어 왔다. 그러나 익단취출방법은 압축공기를 얻기 위한 별도의 에너지원이 필요하므로 실용화가 어렵고, 종횡비를 크게 하는 방법은 유도항력의 감소를 가져오나 날개의 굽힘모멘트를 크게 하므로 항공기 구조물을 강화시켜야 하는 문제점이 있다. 반면, 비평면 날개를 설치하는 방법은 날개의 굽힘모멘트를 크게 증가시키지 않고 익단와류를 완화시킬 수 있을 뿐 아니라 와류의 총 에너지를 줄여 유도항력을 감소시키므로 타 방법에 비해 여러 측면에서 유리하다고 볼 수 있다.

본 연구에서는 유도항력을 저감시키기 위한 비평면 날개 중 최근에 개발되어 연구가 진행되고 있는 Winggrid의 특성 및 성능을 고찰하고자 한다. Winggrid란 새의 생태학적 특성을 모방하여 설계한 장치로 Fig.1과 같이 계단형태의 작은 날개(Winglets)를 주날개에 대해 특정 각도를 가지도록 하여 주날개의 끝부분에 부착

한 것이다. Winggrid는 1996년 ICAS Conference에 처음으로 관련연구[1]가 발표되었으며, 이후에 winggrid를 적용한 실제 항공기의 성능연구[2], LINAIR PRO를 이용한 다른 비평면형 날개와의 효과 비교 연구[3], 풍동실험을 통한 winggrid의 효과 연구[4] 등이 발표되었다. 현재 winggrid에 관한 연구는 La Roche Consulting[5]에서 활발히 진행되고 있으며 winggrid의 설계 및 성능에 관한 연구를 비롯하여 다양한 관련 연구[6-8]와 실기제작 등을 진행하고 있다. 그러나 국내에서는 winggrid에 관한 연구 및 발표사례가 없는 것으로 조사되었다.

본 연구에서는 전산유체역학기법을 활용하여 winggrid의 성능을 해석하고, 실제 RC 항공기의 제작 및 비행시험을 통해 winggrid의 성능을 검증해 보고자 한다.

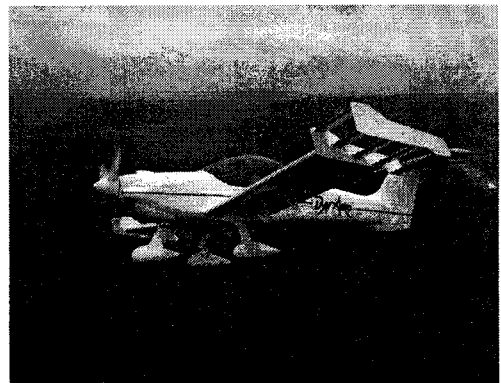


Fig. 1 Winggrid configuration.

2. 이론적 배경

2.1 Winggrid 이론

유도항력은 유한한 길이의 3차원 날개인 경우 날개 아랫면의 압력이 날개 윗면의 압력보다 크기 때문에 발생한다. 날개 끝에서는 압력

이 높은 아랫면의 공기가 압력이 낮은 윗면으로 유입되면서 와류를 생성하게 되고, 이로 인해 양력과 반대방향의 속도성분이 생성되는데 이것을 내리흐름(downwash) 이라고 한다. 내리흐름이 생성되면 날개가 진행방향에 대하여 약간 뒤로 기울기 때문에 양력에 진행방향과 반대성분이 생기게 되는데 이것이 유도항력이다.

Winggrid는 날개뒷전의 내리흐름 속도를 감소시켜 와류의 형상을 바꿈으로써 와류의 에너지를 감소시키고, 와류간의 간격을 늘리는 역할을 하여 유도항력을 감소시킨다. 날개위의 임의의 점에서 내리흐름의 속도는 와류의 에너지에 비례하고, 그 점과 와류의 스펠방향으로의 거리에 반비례한다.

$$X_{ell} = \frac{D_i}{D_{i,elliptical}} = \left(\frac{b}{b'}\right)^2 \left[\frac{1}{16} + \frac{1}{4} \ln \left(\frac{b' - r_k}{r_k} \right) \right] \quad (1)$$

여기서 X_{ell} 은 같은 길이를 가지는 타원형 날개와 임의의 날개의 유도항력의 비이고, b 은 뒷전 와류의 스펠방향으로의 간격, r_k 는 Rankine vortex core의 반경, b' 는 날개의 길이이다. 식(1)은 선형 Spreiter & Sacks 방정식으로 와류 에너지에 반비례하는 와류의 스펠방향으로의 간격과 Rankine vortex core 반경이 증가하면, 유도항력은 감소되는 것을 나타낸다[9].

Winggrid는 여러 개의 작은 날개에서의 양력 분포에 의해 Rankine vortex 반경을 증가시키고, Fig 2와 같이 주날개에서 날개끝으로 순환을 쉽게 하여 와류의 스펠방향으로의 간격을 증가시킨다. 주의해야 할 점은 이러한 효과를 얻기 위해서는 winggrid의 날개에서 순환이 생겨야 하므로 winggrid는 반드시 양력을 생성해야 한다는 것이다. 충분한 양력이 생성되면 winggrid에 의해 사각형에 가까운 양력분포가 생성되고 유도항력이 감소한다.

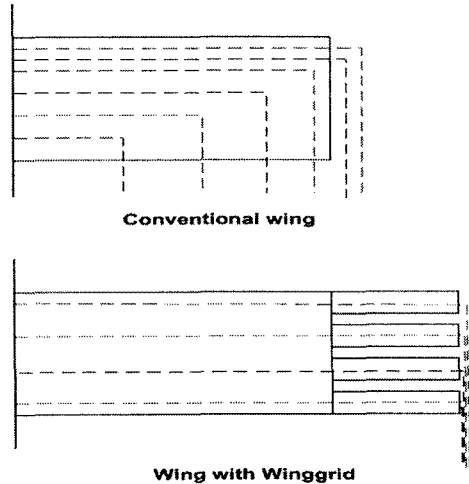


Fig. 2 Vortex-Shedding of wings.

2차원날개에서는 와류의 반경과 스펠방향으로의 간격을 독립적으로 조절할 수 없다. 와류 반경을 바꾸거나 와류간격을 늘리더라도 유도항력은 거의 일정한 값을 유지한다. 그래서 2차원날개의 최대 스펠효율계수는 1을 넘을 수 없으며, 양력선 이론에 의하면 최대 스펠효율계수를 가질 때 양력분포는 타원형이 된다. 그러나 winggrid와 같은 비평면 날개의 경우는 b' 과 r_k 를 동시에 증가시킬 수 있으므로 1보다 큰 스펠효율계수를 갖는 것이 가능하다. Winggrid의 스펠효율계수는 식(2)와 같이 주날개의 길이 L_m 과 winggrid의 길이 L_w 의 비와 winggrid를 구성하는 작은 날개의 개수 n 에 관한 식으로 나타낼 수 있다[2].

$$e = \left(1 + \frac{L_m}{L_w} (N-1) \right) \frac{\pi}{4} \quad (2)$$

Winggrid를 구성하는 날개의 개수가 많아질수록 스펠효율계수는 커지지만 5개를 넘어가게 되면 형상이 복잡해질 뿐 아니라 추가적으로 발생하는 항력으로 인해 winggrid의 효과보다 손실이 커지게 된다.

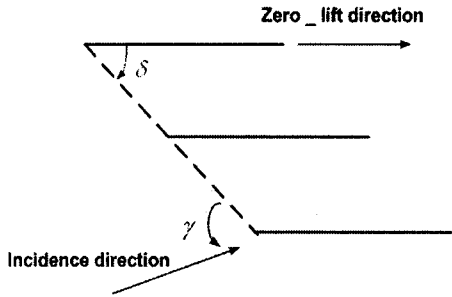


Fig. 3 Winggrid Geometry.

Fig.3에서 stagger angle δ 는 주날개의 zero lift 방향과 winggrid의 작은 날개들의 앞전을 연결한 선 사이의 각도이고, γ 는 winggrid의 불임각(incidence angle)이다. winggrid의 받음각은 δ 와 γ 에 의해 결정된다.

2.2 CFD 해석기법

전산유체역학해석을 위하여 유한체적 기반의 상용프로그램인 Fluent(Ver.6.2)의 3차원 압축성 Euler 코드를 사용하였다. 압축성 Euler 방정식을 3차원 직교 좌표계에서 미분 형태로 표현하면 다음과 같다.

$$\frac{\partial q}{\partial t} + \frac{\partial f}{\partial x} + \frac{\partial g}{\partial y} + \frac{\partial h}{\partial z} = 0 \quad (1)$$

$$q = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho E \end{pmatrix}, \quad f = \begin{pmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho uH \end{pmatrix} \quad (2)$$

$$g = \begin{pmatrix} \rho u \\ \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ \rho vH \end{pmatrix}, \quad h = \begin{pmatrix} \rho w \\ \rho uw \\ \rho vw \\ \rho w^2 + p \\ \rho wH \end{pmatrix}$$

여기서 ρ 는 밀도, u, v, w 는 x, y, z , 축방향의 속도성분, p 는 압력, E 는 총에너지, H 는 총엔탈피를 나타낸다.

시간 전진법은 계산시간(computing time)을 줄이기 위하여 내재적 시간적분(implicit time integration)을 사용하였으며, 속도가 크지 않으므로 1차 풍상차분법(frist order upwind)을 사용하였다. 안정적인 수렴을 위해 CFL수는 5를

사용하였다.

3차원 전산유체역학해석의 경우 다른 해석모들의 전산해석에 비해 많은 시간이 소요되므로 계산시간을 줄이기 위하여 병렬처리기법을 사용한다. 본 연구에서는 연구실에서 보유하고 있는 고속 네트워크(1Gbps)의 병렬컴퓨터를 활용하여 Fluent 병렬분산처리기법을 이용해 해석을 수행하였다.

3. 해석결과 및 검토

Winggrid의 성능을 검증하기 위해 일반날개와 winggrid를 부착한 날개를 동일한 조건에서 해석하여 날개의 양력분포와 양력, 양력계수를 비교하였다. 본 연구에서 사용한 일반날개는 스펀이 0.8 m 이고 시위가 0.4 m인 테이퍼가 없는 직사각형날개이며, winggrid를 부착한 날개는 fig.4와 같다. 주날개의 에어포일(airfoil)은 SD7037이고 길이는 0.8 m, 시위는 0.4 m이다. Winggrid의 길이는 0.4 m, 폭은 주날개 시위의 1.16배인 0.47 m이고, 작은 날개간의 간격은 0.13 m이다. 작은 날개의 길이는 0.4 m, 시위는 0.08 m이고 에어포일은 참고문헌[4]에 있는 에어포일을 사용하였다. 각도는 주날개에 대해 20°로 동일하다.

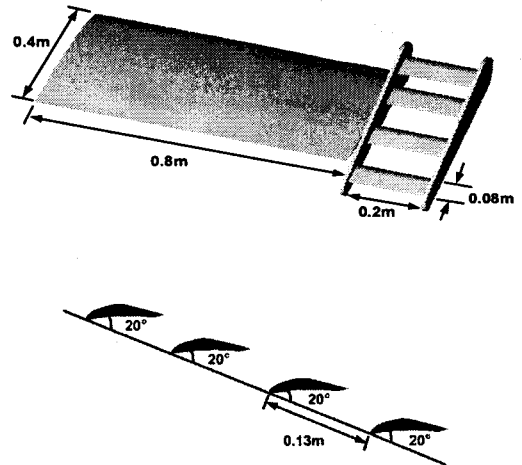
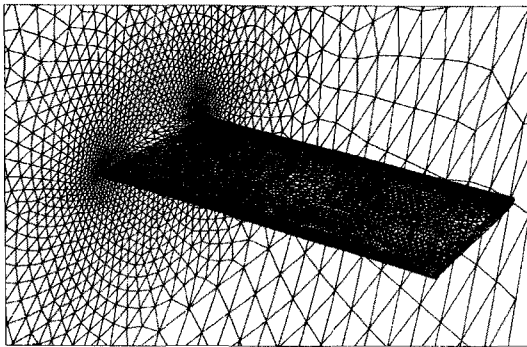
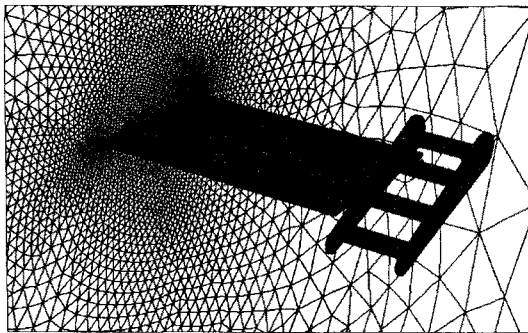


Fig. 4 Geometric configuration of the wing with winggrid.

CFD 해석을 위해 fig.5와 같이 일반날개와 winggrid를 부착한 날개를 모델링하고, 비정렬 격자를 생성하였다. 생성된 격자수는 winggrid를 부착한 날개의 경우 약 140만개, 일반날개의 경우 약 30만개이다.



(a) Conventional wing



(b) Wing with winggrid

Fig. 5 Unstructured grid for CFD analysis.

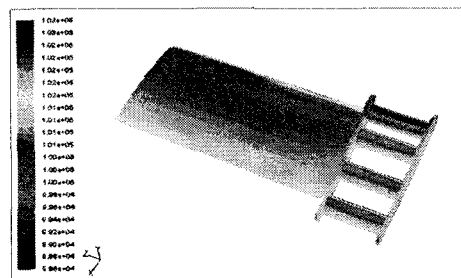
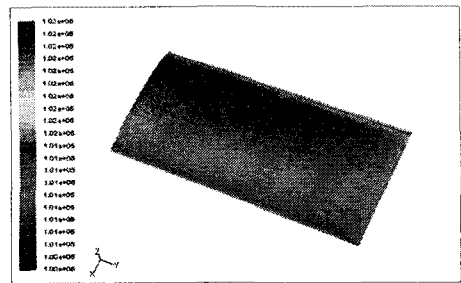
경계조건은 날개와 날개가 부착된 벽면을 Wall로, 나머지 면들을 Far-field로 설정하였다. 각 날개는 50 m/s와 70 m/s에서 받음각을 0°, 2°, 4°, 8°로 변화시켜가며 해석을 수행하였고, 각 경우마다 1000번씩 반복 계산하여 충분히 수렴된 해를 구하였다. Winggrid를 부착한 날개 해석의 경우 2.8GHz, 500MB 메모리 사양의 컴퓨터 7대를 활용하였을 때 약 4시간의 계산시간이 소요되었다.

Table.1은 일반날개에 대해 VLM(Vortices lattice method)코드와 CFD로 해석한 양력계수를 비교한 것이다. 사용한 VLM코드는 본 연구실에서 보유하고 있는 검증된 코드이다. 비교결과 속도 50 m/s, 70 m/s에서 받음각 0°, 2°, 4°, 8°일 때의 양력계수는 거의 같음을 알 수 있다.

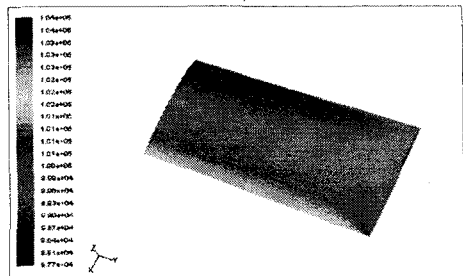
Table.1 Comparison of aerodynamic lift coefficient for conventional wing

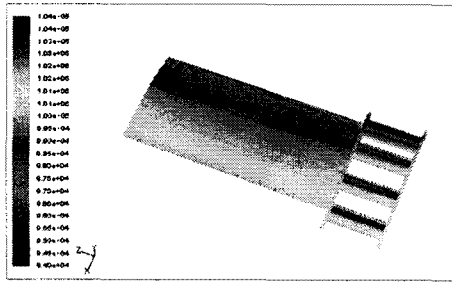
속도(m/s)	받음각(°)	C_L (VLM)	C_L (CFD)
50	0	0.207	0.206
	2	0.335	0.335
	4	0.462	0.464
	8	0.710	0.710
70	0	0.207	0.207
	2	0.335	0.337
	4	0.462	0.466
	8	0.710	0.714

Fig. 6은 CFD해석결과 일반날개와 winggrid를 부착한 날개표면의 정상 압력분포를 보여주고 있다. 본 연구에서 해석한 8가지 경우 모두 비슷한 경향성을 보이므로 속도 50 m/s에서 받음각 2°인 경우와 속도 70 m/s에서 받음각 8°인 경우만 나타내었다.



(a) 50 m/s, $\alpha=2^\circ$



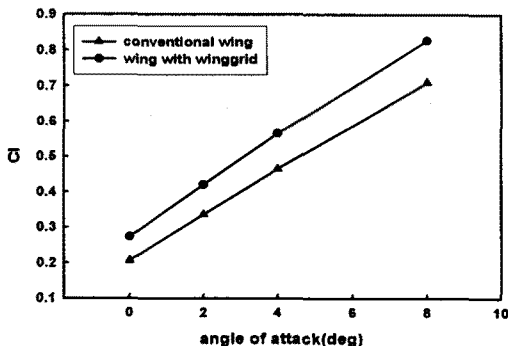


(a) 70 m/s, $\alpha=8^\circ$

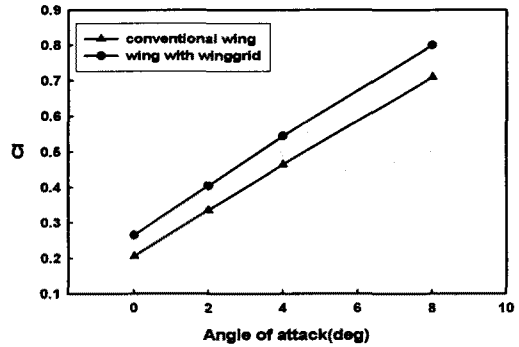
Fig. 6 Comparison of steady pressure contours between conventional wing and wing with winggrid.

Fig.6을 보면 일반날개는 날개루트에서 날개끝으로 갈수록 압력이 감소하는 분포를 보이나, winggrid를 부착한 날개는 날개루트에서 날개끝까지 일정한 압력분포를 보인다. 즉, 일반날개에서의 양력분포는 날개루트에서 날개끝으로 갈수록 감소하는 타원형분포인 반면 winggrid를 부착한 날개에서의 양력분포는 날개전체에서 거의 일정한 사각형분포임을 알 수 있다. 이는 winggrid가 날개끝에서 생성되는 와류의 에너지를 감소시켜 양력의 손실을 줄이는 효과를 가진다는 것을 간접적 나타내는 것이다.

CFD기법을 활용한 일반날개와 Winggrid를 부착한 날개의 해석 결과 각 경우의 양력계수는 Fig. 7과 같다. Winggrid를 부착한 경우 같은 조건에서 일반날개에 비해 양력이 60~250 N 증가하였으며, 양력계수는 16%~32%까지 증가하였다. 본 연구에서는 비점성 Euler방정식을 사용하여 해석을 수행하였으나 향후에는 점성 효과를 고려할 수 있는 Navier - Stokes방정식을 이용한 해석을 수행할 예정이다. 또한, 실제 항공기의 운항성능에 어떠한 영향을 미치는가에 대한 연구도 수행할 예정이다.



(a) 50 m/s



(b) 70 m/s

Fig. 7 Comparison of lift coefficient due to the variation of angle of attack between conventional wing and wing with winggrid.

CFD해석 결과를 바탕으로 소형 RC 항공기를 제작하여 비행시험을 수행하였다. 비행시험을 위하여 일반날개와 winggrid를 부착한 날개를 각각 제작하였다. 정확한 비행시험을 위해 날개에 피토투브를 장착하고 Fig.8과 같이 동체 내부에 FDR(Flight Data Recorder)를 탑재하였다. FDR을 이용하면 비행시험 중 항공기에 걸리는 하중, 속도, 고도 등을 실시간으로 확인하고 녹화할 수 있다. 본 연구에서는 비행시험시 실시간으로 비행상태를 모니터링하여 비행시험 조건을 동일하게 유지하는데 활용하였다.

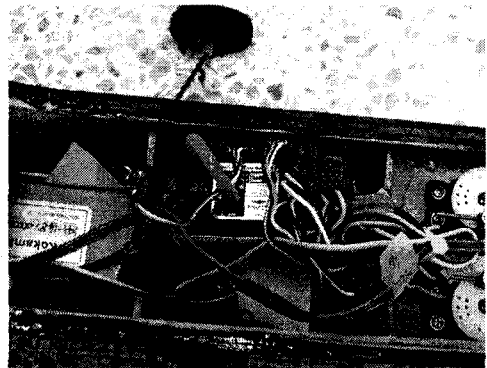


Fig. 8 Installed Flight Data Recorder.

비행시험은 하나의 동체에 날개만 바꾸어 이착륙성능, 선회성능 등을 시험하였다. 비행시험 결과 동일한 조건에서 winggrid를 부착한 날개를 단 항공기가 일반 날개를 단 항공기에 비해 이륙거리가 짧으며, 선회성능에서도 더 뛰어난 모습을 보였다. 또한 급격한 기동 및 전반적인 비행에서 winggrid를 부착한 날개를 단 항공기

가 보다 안정적인 모습을 보였다.



Fig. 9 Flight test of RC airplane.

4. 결론

본 연구에서는 winggrid의 성능을 전산유체 해석기법을 활용하여 해석하였다. 해석결과 날개표면의 정상 압력분포를 통해 winggrid를 부착한 날개의 양력분포가 날개루트에서 날개끝까지 일정한 사각형분포임을 알 수 있었다. 양력과 양력계수를 비교해 보았을 때, winggrid를 부착한 날개의 경우 일반날개에 비해 양력이 최대 250 N까지 증가하였으며, 양력계수도 16%~32% 증가하였다.

전산유체해석을 바탕으로 하여 제작한 RC 항공기의 비행시험에서도 일반날개를 달았을 때보다 Winggrid를 부착한 날개를 달았을 때의 이착륙성능, 선회성능 등이 향상되었으며 급격한 기동과 전반적인 비행에서 매우 안정적인 모습을 보임을 확인하였다.

Winggrid의 공력성능 및 실험에 대한 연구는 국내에서 아직까지 발표된 사례가 없는 것으로 조사되었으며, 세계적으로도 소수의 연구결과만 발표되어 있는 실정이다. 따라서 본 논문은 향후 관련 연구에 유용하게 활용될 수 있을 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 여성공학기술인협회 지원으로 수행하는 여성기술인력양성사업(WATCH21)의 일환으로 수행되었습니다.

참고문헌

- [1] La Roche U., S.Palfy, WING-GRID, a Novel Device for Reduction of Induced Drag on Wings, Proceeding ICAS 96 Srrento, 1996.
- [2] La Roche U. LaRoche Consulting, Development, Qualification and Flight Testing of a WINGGRID on a jetpowered testbed, Proceeding ICAS 98 melbourne, september 13-18, AIAA, 1998.
- [3] U. La Roche and H.L. La Roche, Induced Drag Reduction using Multiple Winglets, looking beyond the Prandtl-Munk Linear Model, AIAA, 2004.
- [4] Dave Bennett and Todd Oliver, The Wing Grid: A New Approach to Reducing Induced Drag, AIAA, 2002.
- [5] <http://www.winggrid.ch>
- [6] U. La Roche and H.L. La Roche, A Fanned Winglet Wingtip with parallel vlades, Fluid Dynamics and Design, working paper, 2003.
- [7] U. La Roche and H.L. La Roche., Induced Drag Reduction with the WINGGRID, Proceedings CEAS Potsdam 00, European dragNet, NNFm 76, Springer, ISBN 3-540-41911-0.
- [8] La Roche consulting, Performance Potential of a 728JET type aircraft with WINGGRIDS, 2000
- [9] J. R. Spreiter and A. H. Sacks, The Rolling Up of the Trailing Vortex Sheet and Its Effect on the Downwash Behind Wings, Journal of the Aeronautical Sciences, Jan.51, pp21 uff.