

<論文>

스마트 무인기의 천이 스케줄러 설계개선

강영신, 유창선, 김유신*, 안성준†

Design Update of Transition Scheduler for Smart UAV

Y.S.Kang, C.S.Yoo, Y.S.Kim and S.J.An

Abstract

A tilt-rotor aircraft has various flight modes : helicopter, airplane, and conversion. Each of flight mode has unique and nonlinear flight characteristics. Therefore the gain schedules for whole flight envelope are required for effective flight performance.

This paper proposes collective, flap, and nacelle angle scheduler for whole flight envelope of the Smart UAV(Unmanned Air Vehicle) based on CAMRAD(Comprehensive Analytical Model of Rotorcraft Aerodynamics and Dynamics) II analysis results. The scheduler designs are improved so that the pitch attitude angle of helicopter mode was minimized. The range of scheduler are reduced inside of engine performance limits. The conversion corridor and rotor governor are suggested also.

Keywords: Tilt-Rotor(틸트로터), UAV(무인항공기), Conversion Corridor(천이경로선), Scheduler(스케줄러), Flap Schedule(플랩스케줄), Rotor Governor(로터가버너)

I. 서론

스마트 무인기 기술개발사업은 산업자원부의 '21세기 프론티어 연구개발 사업'의 일환으로서 수직 이착륙과 고속비행을 수행할 수 있도록 <그림 1>과 같이 틸트로터 형상으로 개발되고 있다.



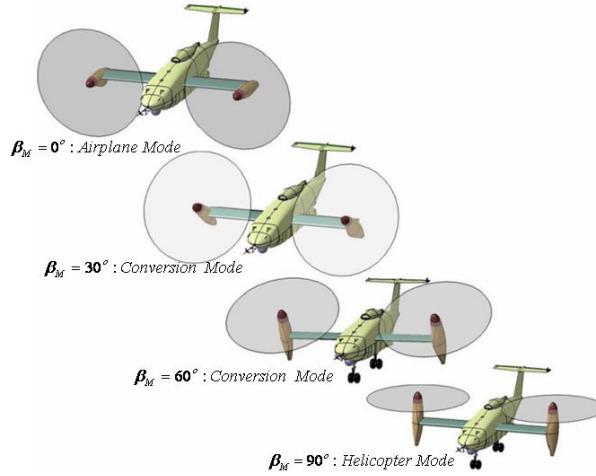
<그림 1> SUAV TR-S4 (Airplane Mode)

* 한국항공우주연구원

† 충남대학교

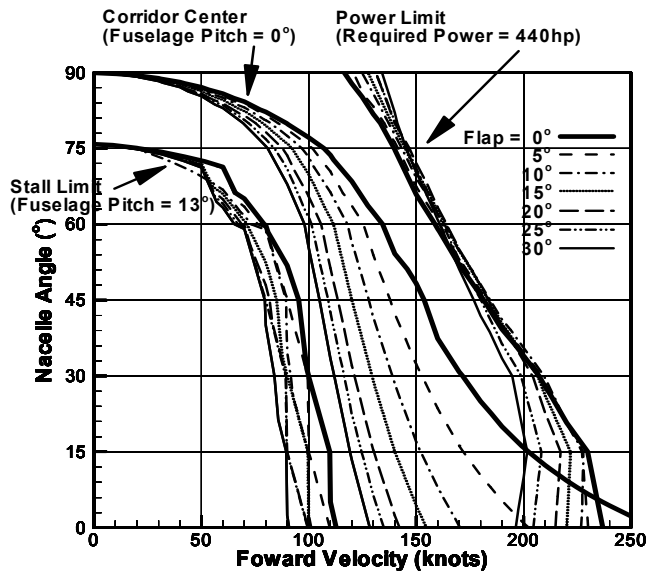
연락처 E-mail: kangys@kari.re.kr

스마트무인기는 회전익모드로 수직이륙해서 전진하며 가속한 후, 천이진입속도에 도달하면 나셀을 회전시켜 고정익모드로 천이한다. 나셀천이가 종료($\beta_M = 0^\circ$)되면, 6초동안 RPM을 80%감속후 고정익모드로 비행하게 되며, 그 천이과정을 <그림 2>에 도시하였다. 나셀각(β_M)은 고정익모드를 0° , 회전익모드를 90° 로 각각 정의한다.



<그림 2> SUAV TR-S4 천이 과정

틸트로터 항공기는 회전익모드, 천이모드, 고정익모드로 구분되며, 세 가지 모드에 대한 비행특성을 모두 포함하는 복잡한 비선형성을 가진 비행체이다. 천이모드는 나셀천이모드와 로터 RPM 천이모드로 각각 구분된다. 이러한 다중 비행형상은 각각의 모드에 대해 제어기의 최적화 설계를 요구하며, 1 단계 사업종료시 초기 설계안이 도출되었다[1].



<그림 3> CAMRAD II 의 천이경로선 해석

초기설계시 CAMRAD(Comprehensive Analytical Model of Rotorcraft Aerodynamics and Dynamics) II 의 해석결과[2]로부터 <그림 3>과 같은 천이 경로선이 계산되었다. <그림 3>은 각 플랩 변위각에 대해 총 3개의 그룹으로 구성되었으며, 맨 왼쪽의 그룹은 실속한계인 자세각 13도를 기준으로 해석한 선도로서 해당 나셀각도에서의 최저 속도제한을 나타낸다. 맨 오른쪽 그룹은 가용 최대마력(440HP)을 기준으로 해석한 선도이며, 해당 나셀각도에서의 최대 속도제한을 나타낸다.

중간 그룹은 각 플랩각도를 유지했을 경우 천이비행시 자세각 0°를 유지할 수 있도록 하는 천이경로를 나타낸다. 고정익 모드(나셀각도=0°)의 경우 250 km/h (=135kts) 에서 10°의 플랩각도, 5° 자세각 상태로 로이터링 임무를 수행해야 하기 때문에 천이비행은 이 보다 작은 속도에서 종료되어야 한다. 따라서 <그림 3>의 천이경로선에서 고정익모드(나셀각도 0°)인 경우 135kts보다 작은 속도를 만족하는 플랩각도는 25°와 30°이다. 여기서 천이속도가 작을수록 작은 엔진마력이 요구되므로 큰 플랩각도를 사용하는 것이 항공기의 비행효율을 높일 수 있으나, 고정익모드에서 플랩각도를 10°이하로 유지하기 위해서는 천이중로시에 작은 플랩각을 가지는 것이 바람직하므로 최종적으로 플랩각도를 25°로 선정하였다. 즉, 나셀 천이모드동안 플랩은 25°를 고정시킨다. 따라서 회전익모드에서 나셀천이모드로의 진입속도는 <그림 3>에서와 같이 72kts(=133km/h)로 정의하였다.

초기스케줄러 설계안에 대해 각 설계그룹으로부터 피드백을 받아서 새로운 기준으로 스케줄러를 재설계하였다. 본 논문은 <그림 3>에 도시된 CAMRAD II의 해석결과[2]를 바탕으로 스마트무인기 TR-S4에 적용된 나셀, 플랩 및 콜렉티브 피치각에 대한 각 모드별 스케줄러의 개선사항을 반영하여 새로운 데이터와 제어를 설계하였다[3].

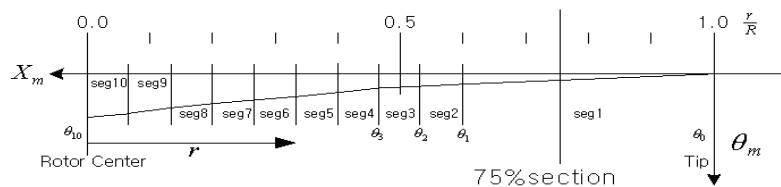
II. 각 모드별 스케줄러의 개선

주요개선사항은 회전익모드에서 피치자세각의 변화를 최소화한 것이며, 엔진최대마력이내로 전체 비행영역을 제한한 것이다. 나셀천이 및 RPM 천이모드에서는 스마트무인기의 형상개선에 따른 해석 결과의 수정사항을 도시하였다.

각 모드별 스케줄러는 나셀천이모드를 기준으로 각 모드의 가장자리 조건을 연결하는 것으로 설정하였으며, 다음과 같은 제어기의 설계가 요구된다.

- 1) 나셀 틸트 스케줄러 및 천이경로선 제어기
- 2) 콜렉티브 스케줄러 및 로터 가버너
- 3) 양력제어를 위한 플랩 스케줄러

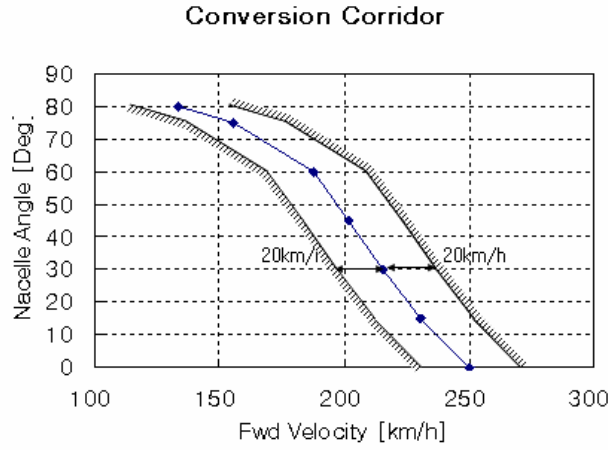
스마트 무인기의 동역학 모델을 위해 한국항공우주연구원에서 개발한 TR-S4 시뮬레이션 프로그램 (TRSIM)에서 콜렉티브 피치는 Root에서의 비틀림각이며[4], CAMRAD II의 콜렉티브 입력 값은 로터 블레이드 75%반경 위치에서의 비틀림각이다[2]. CAMRAD II의 결과를 이용하기 위해서 콜렉티브 피치의 기준을 <그림 4>와 같이 75% 위치에서의 비틀림각을 사용하였다. 로터 중심에서의 콜렉티브 각과의 차이는 -38.3°로서 제어법칙에서는 75%반경 위치에서의 변위로 제어명령을 생성하고, 공력 데이터베이스 내에서 오차값 38.3°를 더해주는 방식으로 시뮬레이션을 수행하였다[5].



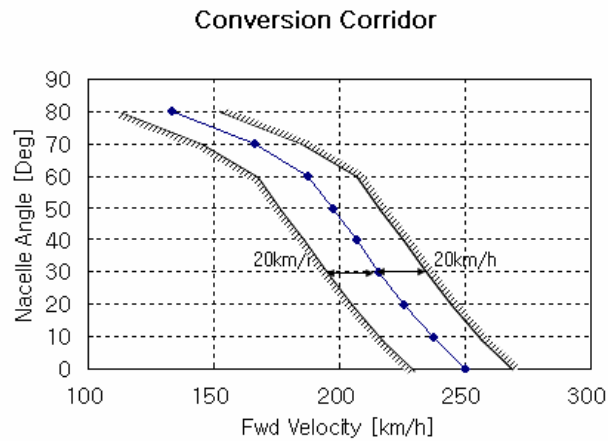
<그림 4> 로터 블레이드의 트위스트 모델

1. 천이모드 (나셀 천이모드)

나셀 천이모드는 기존의 설계안과 내용적으로 거의 동일하며 CAMRAD II의 해석포인터가 15°간격이었던 것을 10°간격으로 재조정하여 개선하였다. <그림 5>와 <그림 6>에 설계개선 전후의 천이 경로선을 도시하였다.



<그림 5> 천이 경로선의 속도여유(기준)



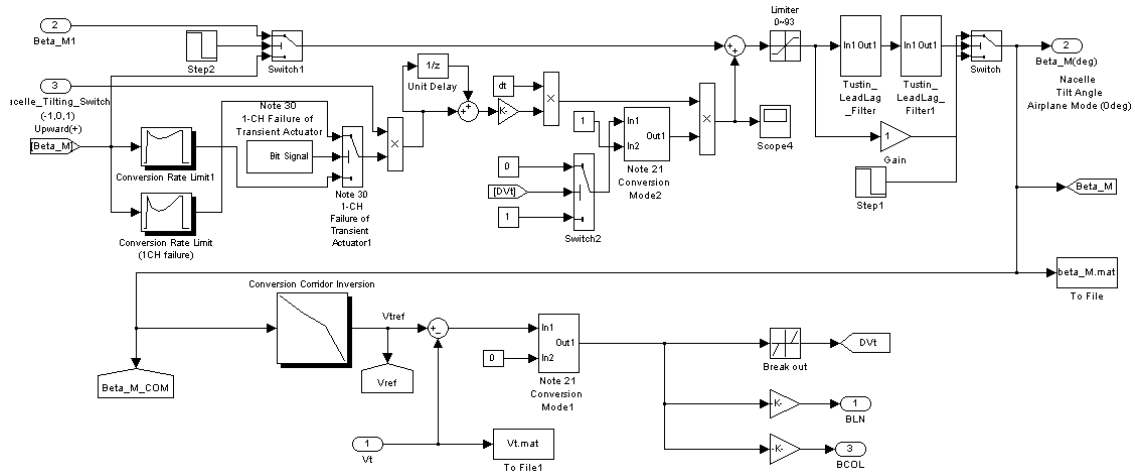
<그림 6> 천이 경로선의 속도여유(개선)

나셀 천이모드의 시작은 회전익모드가 종료되는 72kts(=133km/h)에서 시작하며, 나셀의 천이동안 플랩각은 25°를 유지하여 250km/h까지 증속한다. 개선된 나셀 천이모드의 스케줄러는 <표 1>에 나타내었다.

<표 1> 나셀천이모드의 스케줄러(개선)

fwd Velocity (km/h)	Nacelle Angle (deg)	Flap Angle (deg)	Collective Angle (deg)
133	80	25	6.21
166	70	25	7.52
188	60	25	9.38
197	50	25	11.54
207	40	25	13.66
216	30	25	15.74
226	20	25	17.51
237	10	25	19.10
250	0	25	20.50

나셀 천이모드에서의 실속 또는 과도한 추력을 요구하지 않는 범위내에서 안전한 비행을 위해 <그림 6>에서 제시된 것과 같이 20km/h의 속도여유를 두고 나셀천이모드를 설계하였다. 초기설계에서는 회전익에서의 자동나셀 천이가 포함되지 않았으며, 형상설계그룹과의 검토를 거쳐 자동 및 수동 나셀 천이가 모두 가능하도록 천이 경로선 제어를 <그림 7>과 같이 설계하였다.



<그림 7> 천이 경로선 제어기(개선)

2. 천이모드 (로터 RPM 천이모드)

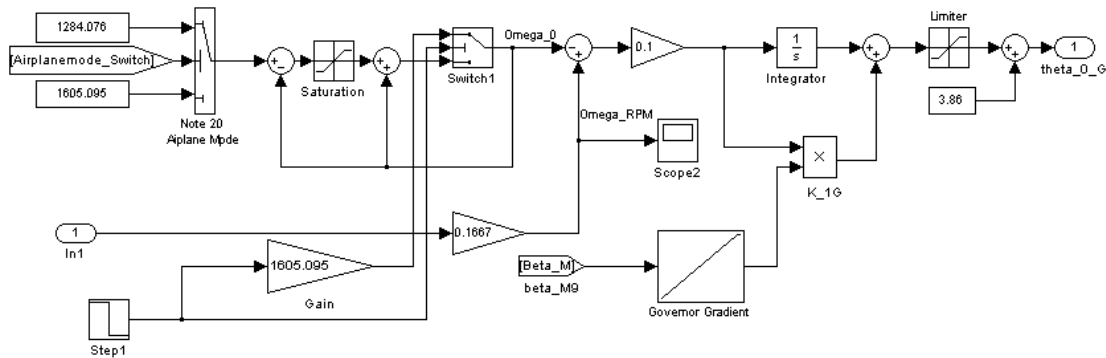
로터RPM 천이모드는 나셀각이 0°에 도달 후 천이종료속도인 250km/h의 속도를 계속 유지하면서, 6초동안 엔진과 로터의 RPM이 80%로 감소하는 구간이다. 고정익모드에서의 CAMRAD II 재해석결과를 반영하여 콜렉티브 피치각을 <표 2>와 같이 개선하였다.

나셀 천이모드가 종료되면 250km/h 속도에서 6초동안 플랩각은 25°에서 로이터링을 위한 플랩각 10°로 감소하고, 자세각은 0°에서 5°로 증가한다. 또한 RPM 감소에 따라 추력이 감소하므로 동일 속도를 유지하기위해서 콜렉티브 피치각이 4.5° 증가한다.

<표 2> 로터 RPM 천이모드(6초)의 스케줄러 비교

	Rotor/Engine RPM	fwd Velocity (km/h)	Collective Angle (Deg)	Flap Angle (Deg)
나셀 천이모드	1605 / 6000	250	20.52(기존)	25
			20.50(개선)	
고정익 모드	1284 / 4800	250	26.94(기존)	10
			24.96(개선)	

회전익과 나셀천이모드시 100% RPM을 유지하고, 고정익모드시에 80% RPM을 유지하도록 로터피치 가버너를 <그림 8>과 같이 설계하였다[6].

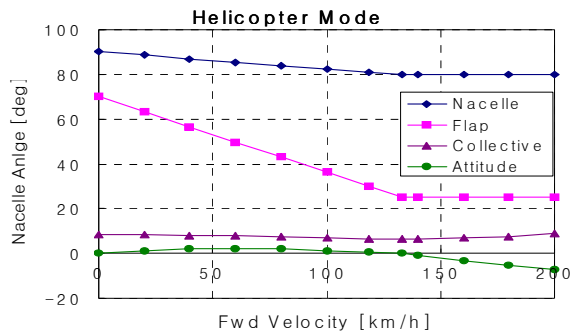


<그림 8> 로터 피치 가버너 제어기

3. 회전익 모드

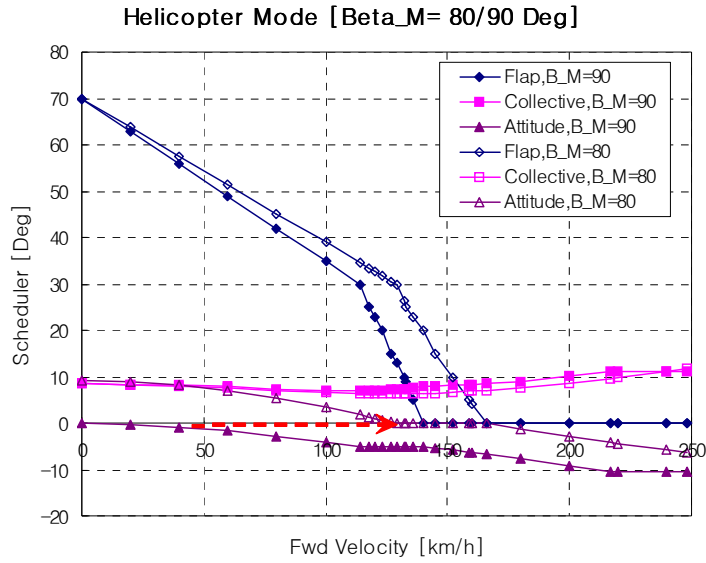
본 논문의 개선사항이 가장 많은 모드로서 초기의 회전익모드 설계안을 <그림 9>에 도시하였다. <그림 9>에 도시된 초기 설계안은 다음과 같은 개선이 요구되었다.

- 1) 로터하중감소를 위한 회전익 최대속도제한
- 2) 회전익모드의 피치자세각 변화 최소화
- 3) 저속 회전익모드에서 나셀각 90° 유지



<그림 9> 회전익모드의 스케줄러(기준)

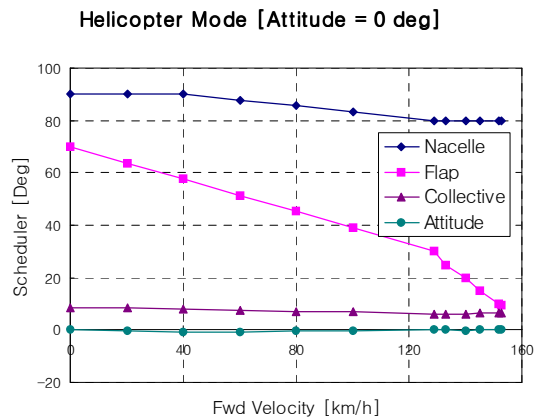
이러한 요구조건을 만족시키기 위해 <그림 10>과 같이 나셀각 80°와 90°에서 각각 해석결과를 비교하여 피치자세각을 최소화하기 위한 스케줄러를 설계하였다.



<그림 10> 나셀각 80°와 90°에서의 스케줄비교

피치자세각의 최소화를 위해서 <그림 10>의 점선 화살표와 같이 피치자세각이 $\pm 1^\circ$ 미만에서 유지되는 40km/h까지는 나셀각 90°를 사용하고 나셀각 80°에서 피치자세각이 0°가 되는 129km/h까지 속도에 따라 나셀각을 감소시키는 나셀스케줄러를 설계할 수 있다.

또한 나셀천이모드 진입시 속도인 133km/h에서 <그림 6>의 천이경로선의 속도여유 20km/h를 더한 153km/h를 회전익모드 최대속도로 제한하였다. 이와 같은 회전익모드의 개선된 스케줄러를 <그림 11>에 도시하였으며, <표 3>에 데이터를 수록하였다.



<그림 11> 회전익모드의 스케줄러(개선)

<표 3>에서 플랩각 30°이상의 데이터는 CAMRAD II의 해석범위를 벗어나므로 129 km/h(플랩각 30°)와 0Km/h(플랩각 70°)를 플랩각에 대한 선형보간시 기준값(Break Point)으로 사용하였다.

<표 3> 회전익 모드의 스케줄러(개선)

fwd Velocity (km/h)	Nacelle Angle (deg)	Flap Angle (deg)	Collective Angle (deg)	Pitch Attitude (deg)
0	90	70	8.49	-0.03
20	90	63.8	8.38	-0.30
40	90	57.6	8.12	-0.87
60	87.8	51.4	7.69	-0.69
80	85.5	45.2	7.26	-0.51
100	83.3	39.0	6.84	-0.32
129	80	30	6.22	-0.06
133	80	25	6.24	0.05
140	80	20	6.29	-0.09
145	80	15	6.39	0.02
152	80	10	6.55	0.01
153	80	9.3	6.59	0.07

4. 고정익모드

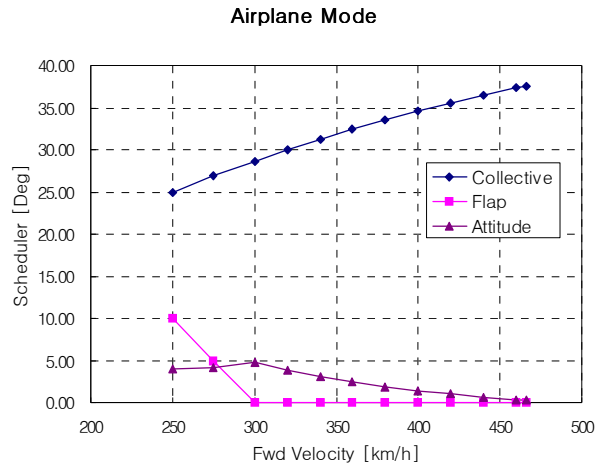
고정익모드는 나셀각이 0°상태에서 엔진 및 로터 RPM이 80%로 유지되는 모드이다. 로이터링 속도는 최대 체공시간 즉, 프로펠러 항공기의 경우 $max(C_L^{3/2}/C_D)$ 조건을 기준으로 플랩각 10°에서 250 km/h가 선정되었으며, 틸트로터 항공기의 고속성능을 적극적으로 활용하기위해 순항속도는 400Km/h로 선정하였다. 수평 최대속도는 엔진최대마력인 440HP를 넘지않도록 466 km/h로 제한하였다.

<표 4> 고정익모드의 스케줄러(개선)

fwd Velocity (km/h)	Collective Angle (deg)	Flap Angle (deg)	Pitch Att. (deg)
250	24.96	10	4.01
275	26.85	5	4.19
300	28.58	0	4.82
320	29.95	0	3.90
340	31.24	0	3.12
360	32.43	0	2.47
380	33.55	0	1.91
400	34.60	0	1.44
420	35.57	0	1.03
440	36.47	0	0.67
460	37.31	0	0.36
466	37.55	0	0.28

플랩변위는 고정익모드의 최저속도인 로이터링 속도에서만 필요하며 300 km/h 이상의 속도에서는 동압의 증가로 인해 플랩이 필요없게 된다. 고정익모드에서의 CAMRAD II 해석결과를 개선하여 <표

4>와 같이 스케줄하였으며 <그림 12>에 도시하였다.

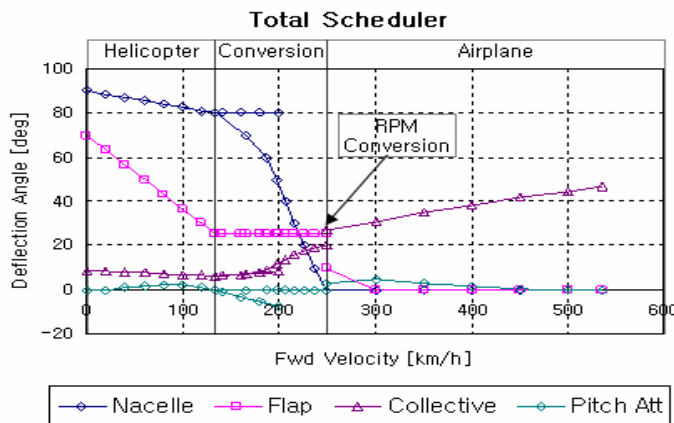


<그림 12> 고정익모드의 스케줄러(개선)

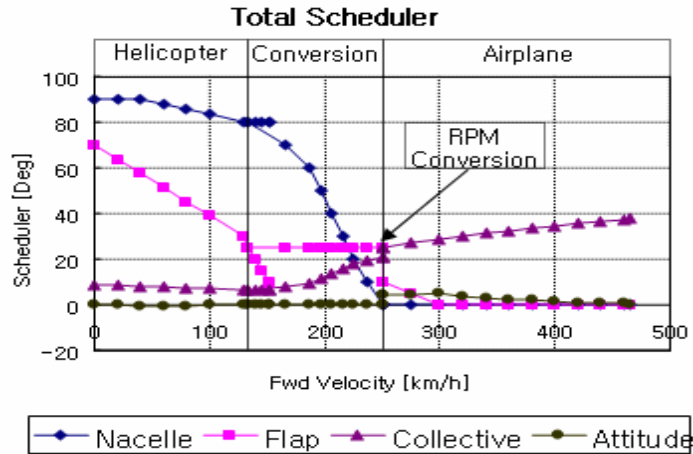
고정익모드에서의 최대 피치자세각은 플랩각이 0°가 되는 300Km/h인 경우 약 4.8도로 가장 크게 나타나며 속도가 증가할수록 콜렉티브 각은 증가하고 피치자세각은 감소하게 된다. <표 4>로부터 순항속도(400km/h)에서는 약 1.4° 이며, 최대속도(466km/h)인 경우 약 0.3°의 피치자세각으로 비행하게 됨을 알 수 있다.

III. 설계 종합

전체 비행영역에 대한 나셀, 플랩, 콜렉티브의 스케줄을 종합하여 기존 설계와 설계 개선안을 각각 <그림 13>과 <그림 14>에 도시하였다. 기존 설계에서는 회전익모드의 피치자세각이 크게 변화하였으나, 개선안에서는 변화가 거의 나타나지 않는다.



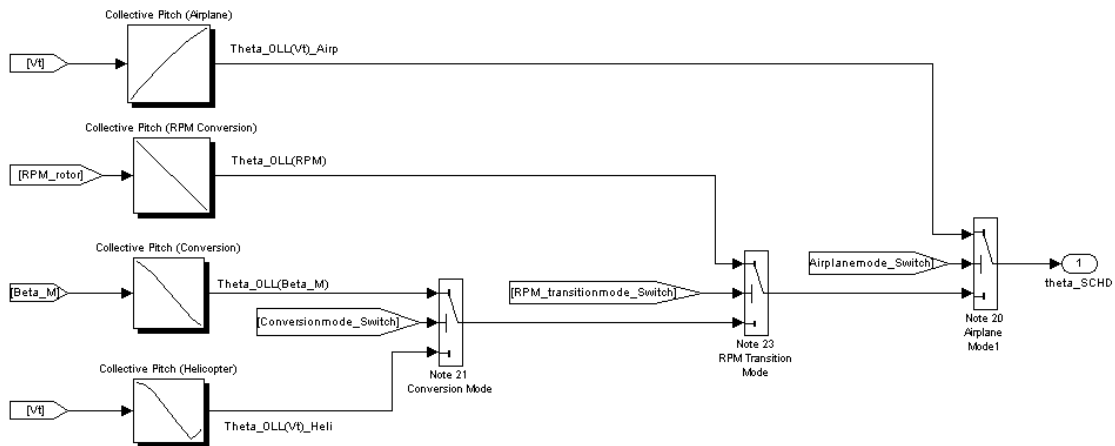
<그림 13> 스케줄러 설계종합 (기존)



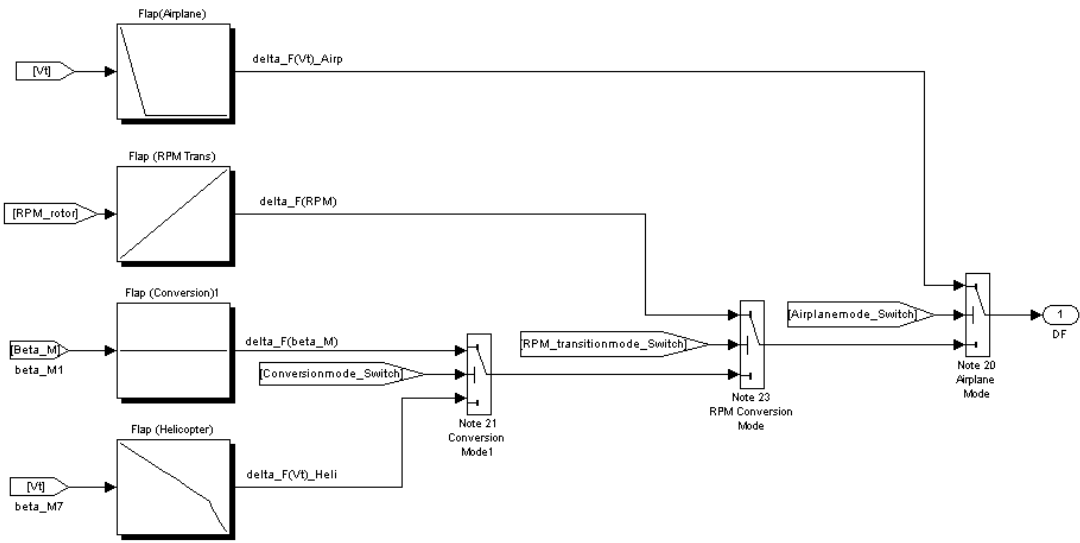
<그림 14> 스케줄러 설계종합(개선)

<그림 14>에서 개선된 스케줄러의 최대속도는 466km/h로 제한되었으며, 회전익모드에서의 최대속도도 153 km/h로 제한되었음을 알 수 있다. 이러한 설계개선 사항으로 부터 콜렉티브 스케줄러와 플랩스케줄러를 <그림 15>, <그림 16>과 같이 각각 설계하였다. 각각의 스케줄러는 틸트로터 항공기의 형상변경에 따라 자동적으로 변화하게된다. 회전익모드와 고정익모드에서는 속도에 의한 스케줄을 사용하고, 나셀천이모드에서는 나셀각에 따른 스케줄을 사용한다. 로터 RPM 천이모드에서는 로터 RPM을 따른다.

한편 사전프로그램모드 또는 점항법모드에서 주어진 고도와 속도를 유지하기위해서 고도와 속도 피드백명령에 의해 피치자세와 엔진 쓰로틀 값을 변경하는 제어로직을 추가할 예정이다.

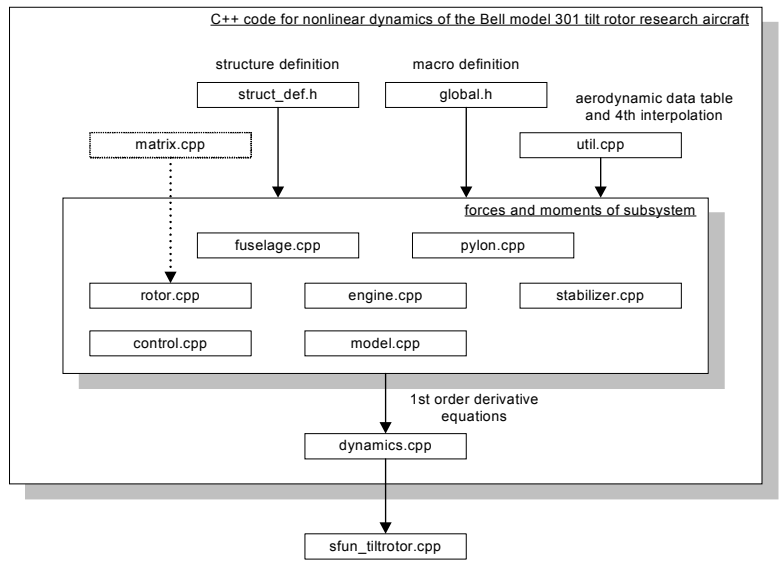


<그림 15> 콜렉티브 스케줄러 제어기 (개선)

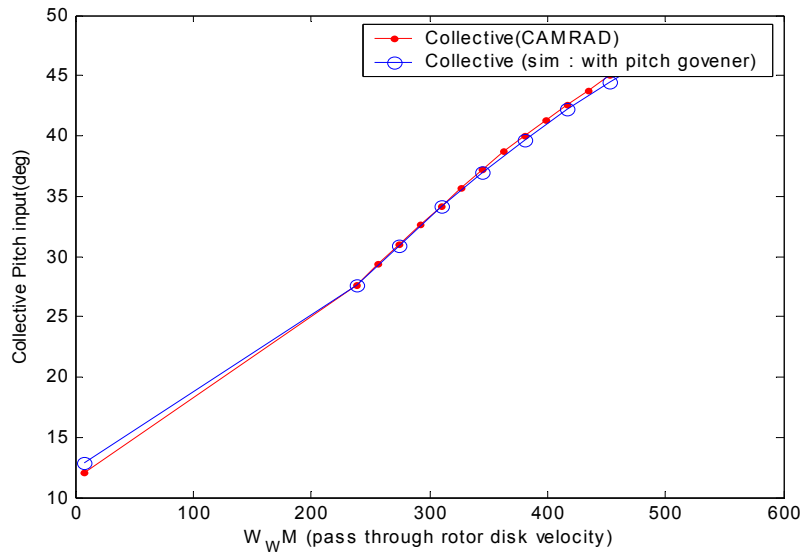


<그림 16> 플랩스케줄러 제어기 (개선)

틸트로터의 비행특성분석을 위해 항공우주연구원에서 개발중인 TRSIM(Tilt Rotor Sulation)[6] 비선형 시뮬레이션 프로그램을 <그림 17>에 도시하였다. 본 논문에서 사용된 CAMRAD II의 로터해석 결과를 TRSIM과 비교하면 <그림 18>과 같이 거의 동일하게 나타났다.



<그림 17> 비선형 시뮬레이션(TRSIM) 프로그램 구조



<그림 18> 필요마력에 대한 콜렉티브 명령 비교 (-1.6° 편차고려)

향후 본 논문에서 설계된 스케줄러를 TRSIM 비선형 시뮬레이션 프로그램에 반영하여 스케줄러 제어기의 이득튜닝을 수행할 예정이다.

IV. 결 론

본 논문은 스마트 무인항공기의 CAMRAD II 해석결과를 바탕으로 틸트로터 항공기의 전체 비행 영역에 대해 개선된 천이스케줄러를 제시하였다. 주요개선사항은 회전익모드의 피치 자세각 변화가 최소화되었으며, 호버링 및 저속비행 영역에서 틸팅각도를 변화시키지 않도록 하였다. 스케줄러의 운용 범위가 엔진성능 한계 내에서만 작동하도록 제한하였다.

스마트무인기가 회전익모드에서 고정익모드로 천이할 때 자세각 변화를 최소화 하기위한 천이경로선을 제시하고, 이를 추종할 수 있도록 설계된 천이경로선 제어기와 로터 가버너 제어기를 제안하였다.

본 논문에서 개선된 스케줄러는 스마트무인기의 비선형 비행시뮬레이션 프로그램(TRSIM)에 삽입하여 자동비행이 가능하도록 시뮬레이션을 수행할 예정이다.

후 기

본 연구는 산업자원부 지원으로 수행하는 21세기 프론티어 기술개발사업(스마트무인기기술개발사업)의 일환으로 수행되었습니다.

참고문헌

- [1] 강영신, 김유신, 유창선, “스마트무인기의 천이스케줄러 설계”, 2005 항공우주공학회 춘계학술발표회 논문집, pp.198 ~ 201.
- [2] 김유신, 최성욱, 김재무, “CAMRAD II를 이용한 스마트무인기 전기체 트림해석”, 2004 항공우주공학회 추계학술발표회 논문집, pp.1010 ~ 1014.
- [3] 강영신, 유창선, 안성준, “스마트무인기의 천이스케줄러 개선설계”, 2005 항공운항학회 춘계학술발표회 논문집, pp.124 ~ 127.
- [4] P. B Harendra, M. J. Joglekar, T. M. Gaffey, R. M. Marr, "A Mathematical Model for Real Time Flight Simulation of The Bell 301 Tilt Rotor Research Aircraft," NASA CR 114614, 1973.
- [5] 최형식, 이장호, 김유신, 유창선, 박범진, “틸트로터 항공기 로터모듈 시뮬레이션”, 2004 항공우주공학회 추계학술발표회 논문집, pp.382 ~ 385.
- [6] 유창선, 최형식, 박범진, 안성준, 강영신, “틸트로터 항공기 비선형 시뮬레이션 프로그램 개발”, Journal of Control, Automation and System Engineering Vol. 11, No.3, March, 2005, pp.193 ~ 199.