

위성본체 기술

인공위성 본체는 구조계, 열제어계, 자세제어계, 전력계, 추진계, 원격측정명령계, 탑재소프트웨어계 등 7개의 부분체로 구성되며, 이 글에서는 부분체 별 기술에 대해 기술한다.

김진희 / 한국항공우주연구원 위성본체그룹, 선임연구원

e-mail : kimjh@kari.re.kr

인공위성은 일반적으로 탑재체(payload)와 탑재체 운용에 필요한 제반사항을 지원하는 위성본체(spacecraft bus)로 구성된다. 인공위성 본체는 구조계(structures and mechanisms subsystem), 열제어계(thermal control subsystem), 자세제어계(attitude and orbit control subsystem), 전력계(electrical power subsystem), 추진계(propulsion subsystem), 원격측정명령계(telemetry, command & ranging subsystem), 탑재소프트웨어계(flight software) 등 7개의 부분체로 구성되며, 각각 고유의 기능을 수행한다. 이 글에서는 인공위성 본체기술을 각각의 부분체별로 간략히 다루어보고자 한다.

구조계

구조계는 지상, 운송, 발사 및 우주환경 하에서 탑재체 및 부분체부품 등의 장비를 지지하고 보호하는 역할을 수행한다. 이러한 역할을 수행하기 위하여 구조체는 위성의 제작부터 임무 완수까지 모든 주위 환경을 견딜 수 있어야 한다.

일반적으로 인공위성 구조체의 단면형상은 원형, 사각형, 육각형, 팔각형 등 매우 다양하다. 초기 위성의 경우, 원형단면의 실린더형상이 많이 채택되었으나, 최근에는 위성 자체의 크기 증가 등과 더불어 사각형 혹은 육각형 단면의 형상이 광범위하게 사용된다.

인공위성의 주구조 형태로서 실린더구조, 격자구조, 외곽뼈대-플랫폼 구조 등을 들 수 있다. 또한 재

료선정시, 인공위성의 경량화 추구 특징상 무게 대 강도/강성비가 우수한 재질을 사용하는 것이 일반적이다. 전통적으로 알루미늄 및 타이타늄 합금이 폭넓게 사용되어 왔으며, 경량화 구조형태로는 하니컴 샌드위치 패널 형태의 사용이 보편화되었다. 최근 이런 금속재료의 단점을 극복한 복합재료의 사용은 눈부신 바 있으며, 그 적용범위는 본체 주구조물, 태양전지판구조물로부터 초정밀 광학 탑재체 구조에 이르기까지 점차 그 활용예가 증가하고 있다.

구조체의 안정성 여부는 발사체의 고유진동수 요구조건, 준정적 하중(quasi-static load)에 대한 안전여유(margin of safety), 그리고 발사체의 환경을 고려한 연성하중해석(CLA : Coupled Loads Analysis) 등으로 점검된 후 설계 및 제작이 수행되며, 위성체 조립 후 시스템 레벨의 환경시험으로 검증이 마무리된다.

다목적실용위성 2호기의 경우, 6각형상의 모듈화 구조를 채택하고 있으며 각각의 전자장비는 플랫폼 혹은 옆면 전단패널에서 지지하는 구조를 취하고 있다. 한 쌍의 태양전지판은 각각 3장의 패널 구조물로 구성되며, 비폭발성 분리너트 어셈블리(non-explosive nut assembly)로 고정하고 테이프를 이용한 스트레인 에너지형 힌지를 사용하여 전개가 이루어진다. 위성체 어댑터는 위성체를 발사체와 접속하기 위하여 사용되며, 6개의 종통재(longeron)를 통하여 전달되는 수직하중을 견딜 수 있도록 설계된다. 다목적실용위성 2호 구조계의 경우 100% 국내개발이 수행되었으며 검증시험을 통해 그 안정성을 확인 바 있다. 본체구조물은 (주)대

최근 위성구조재료로서 복합재료의 사용은 눈부신 바 있으며, 그 적용범위는 본체 주구조물, 태양전지판구조물로부터 초정밀 광학 탑재체 구조에 이르기까지 점차 그 활용도가 증가하고 있다.

한항공 그리고 태양전지판은 한국항공우주산업(주)이 제작을 담당하였다.

열제어계

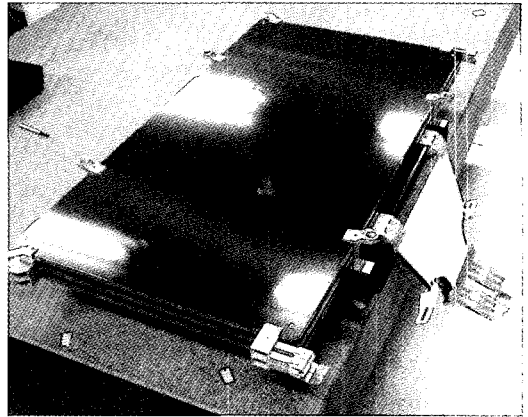
위성이 노출되는 우주는 절대진공과 절대온도 OK(-273°C)에 가깝다. 여기에 태양은 단위 평방미터 당 1,350W의 열로 위성을 가열하는 극한조건이다. 열제어계의 임무는 이러한 극한환경으로부터 위성을 보호하여 위성부품들이 허용된 온도범위에서 작동할 수 있도록 하는 것이다.

열제어 방식은 수동형과 능동형으로 나뉠 수 있으며, 열제어계 설계개념에 따라 각각의 조합으로 위성의 온도제어를 수행하게 된다. 수동형장비로는 다층박막단열재(multi-layer insulation), 이차면경(second surface mirror) 등이 대표적이며, 능동형장비로는 히터, 자동온도조절기(thermostat), 히트파이프(heat pipe) 등을 들 수 있다.

다목적실용위성 2호의 열제어계는 아래와 같은 몇 가지 특징을 가지고 있다.

첫째, 탑재체, 본체 전자부품부 그리고 추진부가 열적으로 독립되도록 설계되어 있다. 이러한 설계는 각 모듈간의 온도조절을 용이하게 하고, 모듈라 형태라는 기본설계 개념에도 부합된다.

둘째, 전용 방열판과 히트파이프 그리고 컴퓨터로 조절되는 히터에 의하여 배터리의 온도가 조절된다. 이들은 하나의 모듈을 형성하여 본체와는 열적으로 단열되어 독립적으로 온도가 조절된다. 히트파이프는 일반 금속보다 수백 배의 열전달 능력을 갖고 온도를 균일하게 분포시키는 능력을 바탕으로 배터리 접촉면에서의 과도한 열 집중을 막아주는 역할을 한다. 다목적실용위성 2호의 경우 국내압출로 제작된 히트파이프를 사용하였으며, 시험을 통해 그 우수성



태양전지판(Solar array)

이 검증된 바 있다.

셋째, 아리랑위성의 주요 부품들은 컴퓨터 제어방식의 히터에 의하여 온도가 조절되며 나머지 부품과 예비 히터는 자동온도조절기에 의하여 온도가 조절된다.

넷째, 방열판은 시간에 따른 성능 저하가 적은 이차면경(SSM : Second Surface Mirror)을 사용하여 태양열을 반사시키는 데 사용되었다.

다섯째, 다목적실용위성 1호기와는 달리 메시(mesh)가 있는 단열용 다층박막단열재(meshed MLI)를 사용하여 각각의 마일라 필름 사이의 열전달을 최소화하여 단열성을 높였다.

위성온도해석은 먼저 수치모델을 통한 해석이 선행되며, 이 모델은 열진공시험 결과에 따라 교정된다. 최종적으로 교정된 수치모델을 이용하여 전체 열제어계를 재설계하게 된다. 히트파이프, 배터리 방열판 모듈 등은 (주)두원중공업에 의해 국산화개발이 이루어졌다.

자세제어계

인공위성이 궤도상에서 임무를 수행하기 위해서는, 인공위성을 원하는 방향으로 지향하는 것이 필요하다. 그러나 궤도상의 인공위성은 지구중력장 및 자기장, 태양풍 및 공기저항 등의 외란하중에 의해 지향하고자 하는 자세(attitude)에 오차가 생길 수 있다. 자세제어계는 이러한 궤도환경에서 위성운용에 따른 위성임무 요구조건을 만족시키기 위해 위성

의 자세결정, 자세제어, 모멘텀 덤핑, 태양전지판 지향제어 및 궤도조정 등을 수행한다.

자세제어계의 구성은 크게 자세제어 컴퓨터, 감지기(sensor), 작동기(actuator)로 구성된다. 감지기는 위성의 자세결정을 위한 위치정보를 공급하며, 지구센서, 별센서, 태양센서, 자장센서 등이 대표적이다. 작동기는 위성의 자세제어를 위한 구동장비이며 반작용 휠, 추력기, 자기토크 등이 대표적이다. 자세제어 컴퓨터는 센서의 입력 신호의 처리 및 작동기 구동을 위한 입력을 제공하는 역할을 한다.

다목적실용위성 2호의 자세제어계는 다음과 같은 주요 특성들을 갖는다.

- 4개의 반작용 휠을 동시에 구동하는 제로 모멘텀 방식의 3축 제어방식의 자세제어계
- 추력기를 사용한 궤도유지 및 보정과 자세고정(attitude hold) 등의 제 기동기능 보유
- 안정유지(safe hold)기능과 예비(redundant) 설계에 의한 이상상태관리 기능보유
- 자세제어계 독립 프로세서(80386)의 보유 및 1553B 데이터 버스를 이용한 타 부분체와의 모듈식 접속 구성

다목적실용위성 2호에 사용된 자세제어계 전장품으로는 자세결정과 제어논리가 탑재 소프트웨어형태로 내장된 두뇌부인 원격구동장치(remote drive unit), 원격구동장치로부터 제어신호를 받아 이중 추력기 모듈(dual thruster module)에 장착된 추력기 밸브와 Isolation 밸브를 작동시키는 밸브 구동장치(valve drive electronics) 등으로 구성되어 있다. 또한 인공위성의 자세 정보를 제공하는 저정밀/고정밀 태양센서와 지구센서, 2축 각속도 정보를 제공하는 3개의 자이로 조합, 그리고 지구자기장에 대한 정보를 제공하는 3축 자장센서 등이 센서로 사용되며, 위성의 자세제어를 위해 사용되는 구동장치로 반작용 휠과 자기토크 및 추진 서브시스템에 장착된 이중 추력기 모듈 등이 있다. 이 중 자세제어

계의 두뇌부에 해당하는 탑재컴퓨터인 원격구동장치와, 추력기 제어를 위한 전장품인 밸브구동장치, 그리고 센서류 중 저정밀/고정밀 태양센서가 대우종합기계(주)에 의하여 국산화 개발되었다.

전력계

전력계는 위성의 임무수행을 위해 필요한 전력을 생성하고 저장하며, 위성체와 탑재체에 적절한 전력을 공급하기 위하여 전력장치를 제어하고 전력을 분배하는 역할을 수행한다. 즉 전력계의 구성은 전력발생장치, 전력저장장치, 전력분배장치, 전력조절장치로 크게 네 부분으로 나눌 수 있다.

위성은 태양전지로부터 전력을 공급받으며, 태양전지는 크게 실리콘계열과 갈륨 아세나이드 계열로 나눌 수 있다. 실리콘 전지는 위성개발초기부터 근래까지 폭 넓게 사용되고 있으며, 갈륨 아세나이드 전지는 그 전력효율의 우수

성으로 인해 최근 그 사용예가 점차 증가되고 있다. 배터리의 경우 니켈-카드늄(NiCd)을 필두로 한 2차전지가 주류를 이루고 있다. 최근에는 전력용량의 증대 및 무게감소 등의 이유로 전력용량 대 무게비가 우수한 니켈-수소전지(Ni-H₂) 혹은 휴대폰, 디지털 카메라에 많이 사용되는 리튬-이온(Li-Ion) 전지가 각광을 받으며 그 사용 예를 늘리고 있다.

다목적실용위성 2호 전력계 구성은 다음과 같다. 먼저 낮 기간 동안 전력을 생성하는 태양전지판(solar array), 식(eclipse) 기간 동안 요구전력을 공급하는 니켈-카드늄 배터리, 태양전지판에서 생성된 전력을 적절한 전력으로 변환시켜 위성의 일차측 전원과 배터리로 전달하는 태양전력조절기(solar array regulator), 각 위성체 부하와 탑재체에 필요한 전력을 분배하고 조절하기 위한 전력제어기(power control unit)를 들 수 있다. 또한 위성궤도 진입 후 태양전지판을 전개하기 위한 전개장치제어기(deployment device controller), 위성본체와 탑재체 그리고 지상지원장비(ground

최근 전력용량의 증대 및 무게 감소 등의 이유로 전력용량 대 무게비가 우수한 니켈-수소전지(Ni-H₂) 혹은 휴대폰, 디지털 카메라에 많이 사용되는 리튬-이온(Li-Ion) 전지가 각광을 받으며 그 사용 예를 늘리고 있다.



support equipment)의 전기적 접속, 발사 및 비행운용 동안 발사체와의 신호 및 전력을 공급하는 기능을 갖는 하니스(harness) 및 지상국에서 전력계의 상태를 모니터하고 제어할 수 있도록 원격 측정 및 명령을 수행하는 전력계컴퓨터인 전력계 제어장치(EPS control unit)가 있다. 그리고 태양전지판이 항상 태양을 바라보도록 하는 태양전지판 구동장치(solar array drive assembly)와 태양전지판 구동 전자유닛(solar array drive electronics) 등 다양한 전장품으로 구성되어 있다. 이중, 전력계 제어장치, 태양전력조절기, 전개장치제어기, 전력제어기, 태양전지판, 하니스류 등이 한국항공우주산업(주)에서 국산화 개발되었다.

추진계

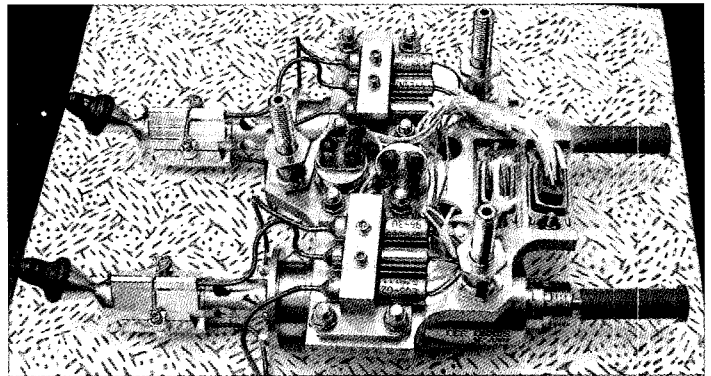
추진계는 위성이 발사체에서 분리된 후 위성의 최종임무궤도에 진입하는 데 필요한 추력과 궤도상에서 항력보상에 필요한 추력 및 위성의 3축 자세제어를 위한 제어모멘트를 제공한다. 위성추진계의 종류로는 냉가스 시스템, 단일추진 하이드라진 시스템, 이원추진시스템, 이중모드 추진시스템, 전기추진시스템으로 나누어진다. 이중 단일 추진 하이드라진 시스템은 저궤도 경량위성에 많이 사용된다. 이 시스템은 신뢰성이 높은 단일 액체추진제 하이드라진(hydrazine, N_2H_4) 추력시스템을 사용하고, 추진제 공급은 위험성이 낮은 압력공급방식으로써 격막이 있는 추진제 탱크를 사용하여 밀어내기(blow-down) 방식으로 추력기까지 추진제를 공급한다.

다목적실용위성 2호기 추진계는 추진제 탱크, 이중추력기 모듈, 래칭 분리밸브, 연료충전/배출 밸브, 압력변환기, 필터 등의 주요 부품으로 구성되고 이들을 연결하여 추진제의 유로를 제공하는 배관 및 접속 부품, 구조물을 지지하는 탭재 브라켓, 그리고 히터, 자동온도조절기, 온도센서와 같은 열제어 부품을 포함하고 있다. 추진제 탱크는 능동배출형 격막을 갖는

직경 56cm의 구형 티타늄 탱크이다.

추력기의 추력수준은 궤도전이와 자세제어의 추진계 임무를 수행하는 데 적합한 수준으로 결정되는데, NASA의 표준 부품으로서 4.45N급의 추력을 갖는 MRE-1 추력기를 국산화하여 사용하였다. 추력기는 주/예비 추력기 각 1개씩을 한 모듈에 조립한 이중 추력기 모듈의 형태로 위성에 탑재된다.

추진제 내에 포함될 수 있는 불순물에 의하여 밸브나 기타 부품이 오염되는 것을 방지하기 위하여 시스템에 10마이크론의 여과율을 갖는 필터를 장착한다. 래칭 분리밸브는 추진제의 누출을 방지하고 추진제 공급을 주추력기 측이나 예비추력기 측으로 변환



이중추력기 모듈(DTM: Dual Thruster Module)

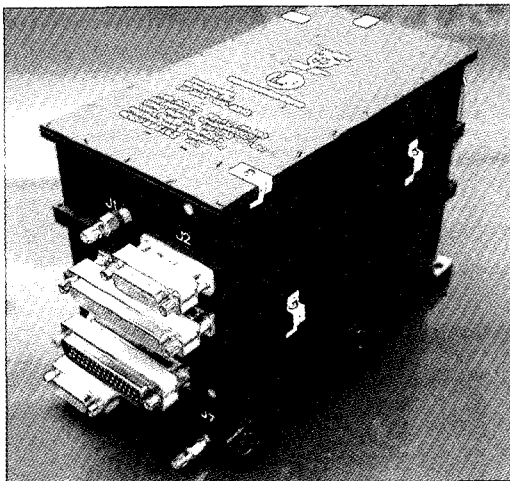
하는 역할을 한다. 연료충전/배출 밸브는 추진계의 지상시험이나 발사를 위한 추진제 및 가압제의 적재에 있어서 접속부의 역할을 한다. 이 밸브는 수동으로 작동되며, 추진제의 적재 및 배출 시에 추진제가 흘러 넘지는 것을 방지하도록 설계되어 있다. 압력변환기는 측정된 압력에 비례하는 직류전압을 출력하는 장치로서 추진제의 공급압력을 측정하기 위하여 사용된다. (주)한화에서 이중추력기 개발, 추진계배관 및 서브시스템 조립을 수행하였다.

원격측정명령계

원격측정명령계는 지상과 위성 간의 통신 기능을 담당하며, 지상의 명령에 따라 위성 전체의 동작을 제어하고 감시하여, 위성의 정상적인 임무수행을 보

장하는 기능을 수행한다. 이를 위해 지상과의 RF 통신 경로 유지, 지상 명령의 수신, 검증 및 위성 내부의 타 서브시스템으로의 명령 전달 기능을 수행하며, 주기적으로 위성 상태 데이터의 수집, 저장 및 지상으로의 전송 기능을 갖는다. 또한 위성 전체의 유지 및 보수를 위한 시간 동기 기능과 위성체 내의 데이터 전송 제어 기능 등을 수행한다.

다목적실용위성 2호 원격측정명령계의 구성품은 탑재 소프트웨어 구동을 위한 탑재컴퓨터(on-board computer), 지상과의 통신을 위한 S-대역 트랜스폰더(S-band transponder), S-대역 안테나 및 RF 어셈블리로 구성된다.



S-대역 트랜스폰더(S-Band Transponder)

탑재컴퓨터는 위성전체의 동작제어를 수행하며, 1Gbits의 대용량 메모리를 보유, 위성의 상태 및 데이터를 저장하며 시간 정보 및 궤도 정보 제공을 위한 GPS 수신기로 구성된다.

위성의 동작제어는 분산처리 및 모듈화 개념을 사용, 탑재 컴퓨터, 자세제어계의 원격 구동장치 및 전력계의 전력계 제어 장치의 3-중양처리장치의 구조를 갖는다. 각 중양처리장치는 80386CPU, 512Kbytes의 메모리를 갖는다. 1553B 데이터 통신을 위한 시간동기, 탑재체 및 지상과의 시간동기를 위해 GPS 수신기에서 제공하는 1초 시간 정보가

사용되며, DPLL(Digital Phase Lock Loop) 회로를 이용하여 시간동기를 수행한다. 위성체 내부의 다른 서브시스템과의 데이터 교환 및 광학 탑재체 수집 정보 수신을 위해 1Mbps의 전송 속도를 갖는 MIL-STD-1553B 데이터 버스를 사용한다.

S-대역 트랜스폰더는 STDN 규격을 만족하는 S-대역 RF 통신기능을 갖도록 하며, 위성추적을 위해 STDN/ESA규격을 만족하도록 하는 추적기능을 제공한다. 지상과의 명령 및 원격측정 데이터 전송을 위해 CCSDS(Consultative Committee for Space & Data System) 권고 안인 201.0-B-1, 202.0-B-2, 203.0-B-1 및 701.0-B-2 호환의 표준화된 패킷 데이터 형식을 사용한다.

원격측정명령계의 각 구성품은 임무 수행기간 동안 높은 신뢰성을 갖고 동작하고, 우주 환경에서 견딜 수 있으며 오류가 발생한 경우 자동 복구가 가능하도록 설계되었다. 이를 위해 각 구성품은 잉여성(redundancy)을 가지며, 중앙처리장치 및 소프트웨어 오류에 대한 고장 복구를 위해 Watch-dog Timer가 사용된다. 원격측정명령계 여러 전장품 중 탑재컴퓨터, S-대역 트랜스폰더는 한국항공우주산업(주)에서 국산화개발하였다.

탑재소프트웨어계

인공위성 탑재소프트웨어는 사람의 두뇌에 해당하는 부분으로 인공위성에 요구되는 모든 임무를 성공적으로 수행할 수 있도록 인공위성을 전체적으로 제어하는 기능을 수행한다. 위성의 임무수행을 위해 지상과의 통신, 위성체 및 탑재체의 제어를 담당하며, 지상으로부터의 원격 명령에 따라 처리하고 원격측정 데이터를 지상으로 송신하는 기능과 자세 결정 및 제어, 전력 제어, 열제어, 탑재체 관리, 이상상태 감지 및 처리 등의 기능을 수행한다.

탑재소프트웨어는 크게 시스템 소프트웨어, 위성 제어 소프트웨어, 데이터 처리 소프트웨어로 구분할 수 있다. 시스템 관리 소프트웨어는 소프트웨어가 탑재되는 탑재컴퓨터 환경에서 동작할 수 있도록 시스템을 초기화하고, 타이머, 인터럽트, 하드웨어 인터페이스를 위한 각종 드라이버를 제공하고 실시간 운영체제와 연동하여 실시간 스케줄링을 수행하고, 위

성의 각종 이상상태를 탐지하고 처리하는 기능 등을 수행한다. 위성 제어 소프트웨어는 위성의 자세를 제어하는 자세제어, 전력을 제어하는 전력제어, 우주 환경에서의 열을 제어하는 열제어 등의 위성의 각 서브시스템을 제어하는 기술과 탑재체에 요구되는 제어를 수행한다. 데이터 처리 소프트웨어는 지상으로부터의 명령을 처리하고, 위성에서 생성되는 각종 위성 상태 데이터와 임무 데이터를 실시간으로 저장하고 전송하는 기능을 수행한다.

다목적실용위성 2호는 지상과의 통신 및 탑재체 관리를 수행하는 중앙탑재컴퓨터와 위성의 자세를 제어하는 원격구동장치, 위성 전력 및 열 제어를 담당하는 전력계 제어장치에 소프트웨어가 탑재된다. 세 개의 탑재 컴퓨터는 MIL-STD-1553B 데이터 버스로 연결되며 탑재컴퓨터는 버스 제어기(bus controller)가 되고, 원격구동장치 및 전력계제어 장치는 원격 터미널(remote terminal)로 동작한다.

세 개의 컴퓨터에 분산되어 탑재되는 비행 소프트웨어는 세 개의 CSCI(Computer Software Configuration Item)로 구성되고, 각 CSCI에는 VRTX 운영체제가 설치되어 실시간 다중처리 환경을 제공하며 각 프로세서별로 고유의 기능을 분산하여 위성 전체의 기능을 수행하게 된다. 탑재컴퓨터 CSCI는 지상과의 통신 및 탑재체 관리, 원격측정 데이터의 저장 등을 담당하고, 원격구동장치 CSCI는 위성의 자세제어 기능을 주로 담당하며, 전력계 제어장치 CSCI는 전력계 및 열 제어 기능을 담당한다. MIL-STD-1553B 통신을 지원하며 지상과의 통신에 CCSDS(Consultative Committee for Space Data Systems) 포맷을 사용하였다.

탑재소프트웨어는 수정된 DOD-STD-2167A 규정에 따라 개발되었으며, 위성 발사 후 궤도상에서 수정 가능하도록 설계되고, C-프로그래밍 언어 및 어셈블리어를 사용하여 구현되었다.

기계용어해설

누설유동(Leakage Flow)

누설유동이란 펌프 입구로 유입된 유체가 임펠러에 의하여 운동량 교환이 이루어지지 못하고 출구로 빠져 나가는 유동이다. 재생펌프 케이싱 내부에 임펠러를 놓고 모터로 임펠러를 구동시키는데, 임펠러가 케이싱에 닿지 않고 회전하기 위한 최소한의 공차가 필요로 한다. 실제 자동차 연료펌프로 사용되는 재생펌프는 조립이 되었을 때의 임펠러와 케이싱의 간극이 15 μ m라고 한다. 이 간극은 제작 단가를 고려(허용 오차)하고, 성능을 고려한 최소한의 수치이지만 실제 이 간극을 통하여 유체가 임펠러와 운동량 교환을 이루지 못하고 누설이 되어 출구로 빠져나가 재생펌프가 보다 높은 압력을 발생시키지 못하는 원인이 된다.

재생펌프에는 이러한 누설유동이 발생할 수 있는 영역은 크게 세 가지로 구분할 수 있다. 첫째는 임펠러와 케이싱의 중앙부(회전 축 부분-hub 부분)이다. 이 중앙부의 틈을 통하여 유체가 운동량 교환이 이루어지는 케이싱의 사이드 채널 영역을 벗어나 중심부로 빠져들어 출구로 나간다. 둘째는 임펠러 팁 부분(shroud 부분)이다. 임펠러의 shroud 부분에서도 간극이 발생하는데 원심력을 받은 유체가 이 틈을 통하여 출구로 빠지게 된다. 세 번째는 스트리퍼 영역이다. 이 영역은 입구와 출구를 분리시키는 곳인데 이곳에서의 간극으로 인하여 유체가 누설하게 된다. 이러한 누설유동을 줄이고자 본 실험에서는 sheet을 이용하여 공간을 줄여가면서 성능의 변화를 보았다.