

## 6 – OUTRA INSTRUMENTAÇÃO

### 6.1 Polarímetros

Todas as fontes de radiação do Universo emitem luz **polarizada**. De facto, é virtualmente impossível que uma fonte emita radiação totalmente despolarizada. A polarização da radiação surge por três razões:

- i) Por “scattering” (a mais comum);
- ii) Por absorpção (no ISM);
- iii) Pela própria emissão (ciclotrão/sincrotrão).

Como no caso da espectroscopia (embora não tão extremo), a informação sobre o estado e tipo de polarização da radiação de um objecto astronómico diz-nos muito mais sobre o mesmo do que apenas o contínuo. Aliás, ao tipo de observações mais completas que se podem fazer em Astronomia chama-se **espectro-foto-polarimetria**.

A polarização de radiação por reflexão foi descoberta em 1808 por Malus. Este começou por observar a reflexão do Sol em janelas e, depois, num cristal que, conforme se rodava, mostrava duas imagens do Sol, cada uma ficando mais forte/fraca (alternadamente) com a rotação.

O primeiro polarímetro (ou polariscópio...) foi construído por Biot (o da Lei Biot-Savart do Electromagnetismo) em 1850.

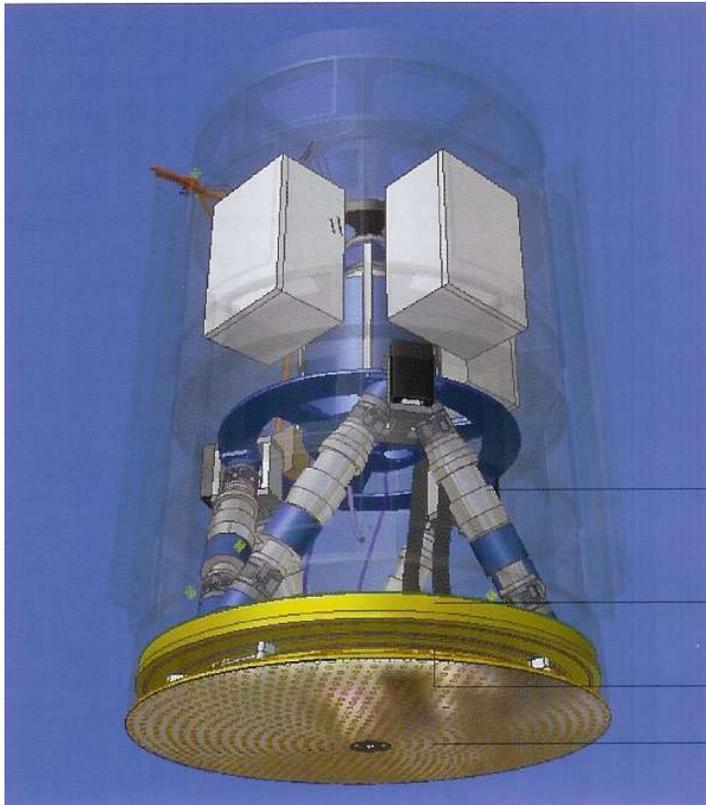


Ao contrário do que se poderia pensar, é muito mais fácil atingir **altas precisões** em polarimetria ( $\geq 0.001\%$ ) do que em fotometria. Isto para telescópios na Terra, uma vez que os efeitos da atmosfera são levados em conta: embora o “seeing” prejudique imagens, não afecta em nada o estado de polarização da radiação vinda do espaço.

É também mais fácil a **calibração** de polarímetros, pois estes medem quantidades **diferenciais** (relativas umas às outras) pelo que não é necessária nenhuma escala de calibração absoluta (como para a fotometria ou espectroscopia: é desnecessária a observação de calibradores).

Um polarímetro pode-se ligar a um espectrómetro ou a um detector: obtêm-se, respectivamente, observações de **espectro-polarimetria** ou de **foto-polarimetria**. Em casos mais completos, pode-se mesmo complementar um sistema espectro-fotométrico (espectrómetro + detector), obtendo-se observações **espectrofotopolarimétricas**.

Para evitar erros (chamados de **polarização instrumental**), um polarímetro deve estar instalado no foco Cassegrain de um telescópio. Assim, garante-se que não há reflexões na óptica que perturbem o estado original de polarização da radiação. Um exemplo “perturbador” é o da óptica activa clássica. A solução passa por utilizar actuadores apenas no espelho secundário.



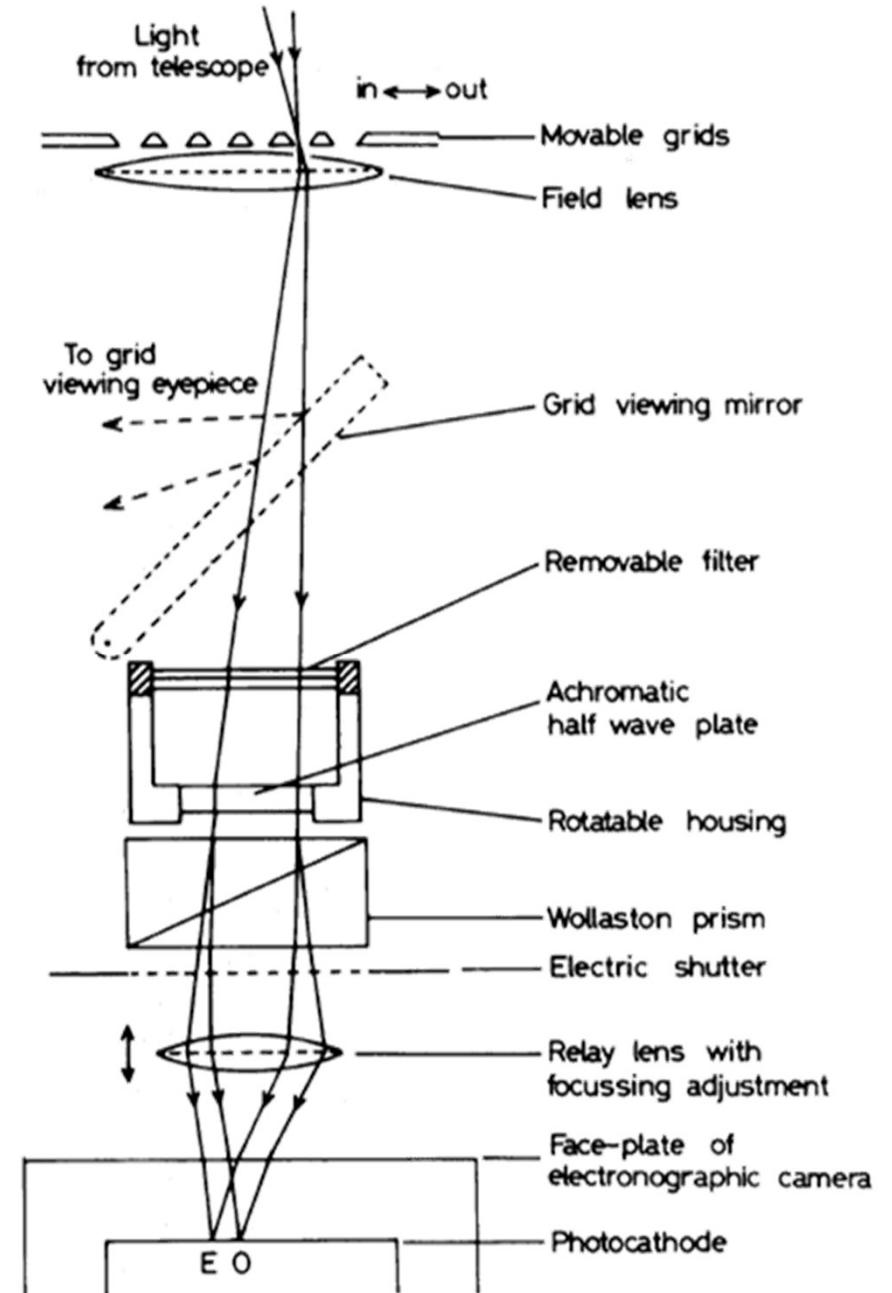
O projectado novo espelho secundário (M2) do VLT (UT4). Terá 1170 actuadores, 1.12m de diâmetro,  $\pm 14\mu\text{m}$  de variação física máxima e um sistema "hexapode" para centrar e focar.

## 6.1.1 Polarímetros lineares

Um **polarímetro linear** é constituído por duas partes principais:

- i) modulador;
- ii) analisador.

O polarímetro linear converte qualquer componente polarizada linearmente que entre no instrumento em **intensidade** medida no detector.



Na prática, o **modulador** tem **dois estados** pré-definidos de funcionamento. É a **diferença** entre a intensidade de radiação destes dois estados (U, Q) **a dividir** pela intensidade total (I) que dá a **percentagem de polarização**.

Por exemplo, no caso de radiação não polarizada a intensidade medida pelo modulador em cada um dos estados é exactamente **a mesma**, obtendo-se 0% de polarização.

Tipos principais de moduladores:

- i) fotoelásticos;
- ii) células de Pockels;
- iii) cristais líquidos (modulados por d.d.p.);
- iv) “placas de onda” de cristal (rotação mecânica).

O **analizador** é o **coração** do polarímetro. Existem de vários tipos, mas o mais popular é o prisma polarizado de duplo-feixe (e.g. **prisma de Wollaston** –  $MgF_2$ ). Este mede os dois estados ortogonais de polarização ao mesmo tempo (sendo, assim, **preciso e eficiente**). Para outros tipos de analisador é necessário fazer **duas** observações, uma para cada estado ortogonal de polarização.

## A) Polarímetro simples

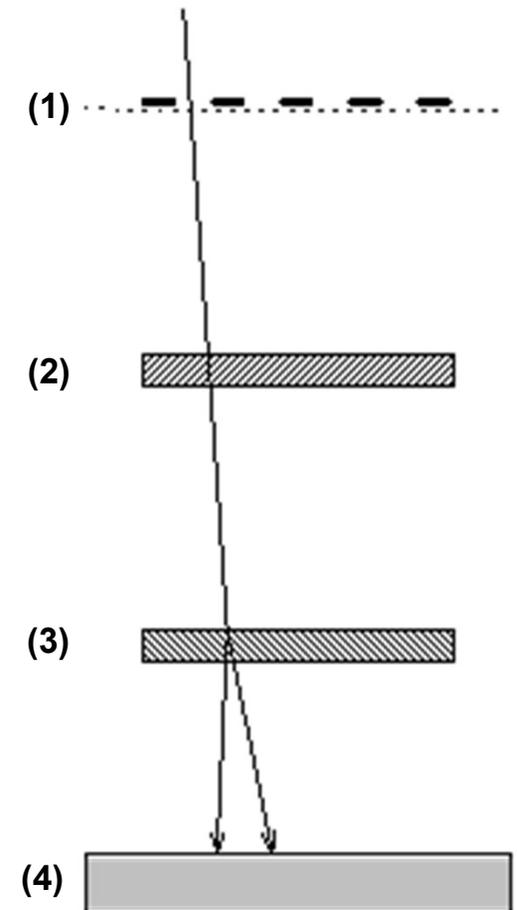
Um exemplo deste tipo é o POL no McDonald Observatory (telescópio de 2.1m) que usa um prisma “Glan-Air” (dois pedaços de calcite com ar no meio) como **analizador**. Apenas luz polarizada passa para o detector. A luz não-polarizada é desviada (mas captada e medida). Assim, é possível determinar a polarização fraccional (apenas – não o P.A.). Este polarímetro **não tem** modulador (por isso, não é completo).

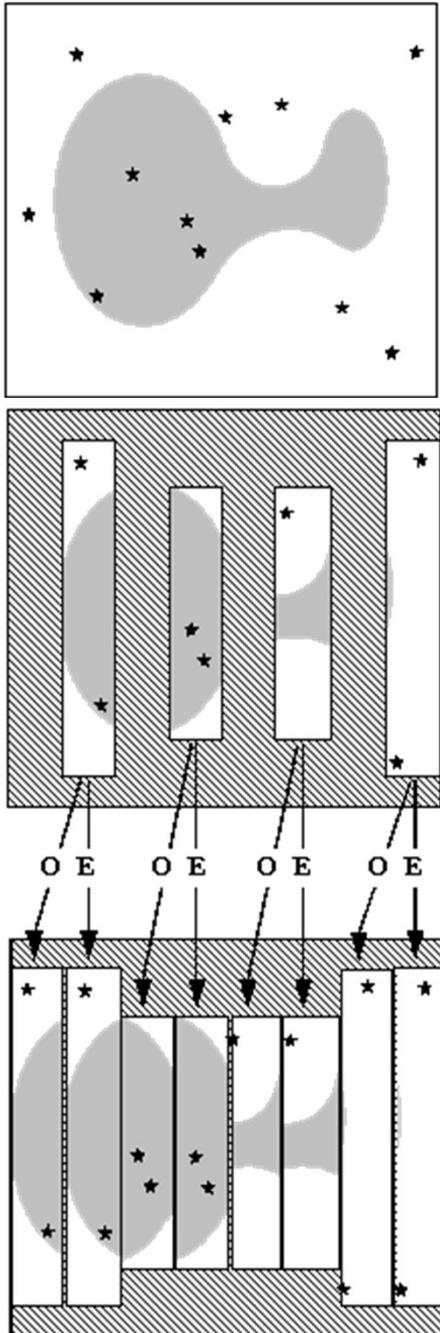
## B) Polarímetro de duplo-feixe

Utilizando para analisador um prisma polarizado de duplo-feixe, este tipo de polarímetro consegue, de uma só vez, registrar os **dois** estados ortogonais de polarização. Além disso, variações no “ruído” do céu cancelam-se, devido à observação simultânea. São os preferidos, sempre que a óptica do sistema o permita.

As componentes principais de um polarímetro de duplo-feixe são:

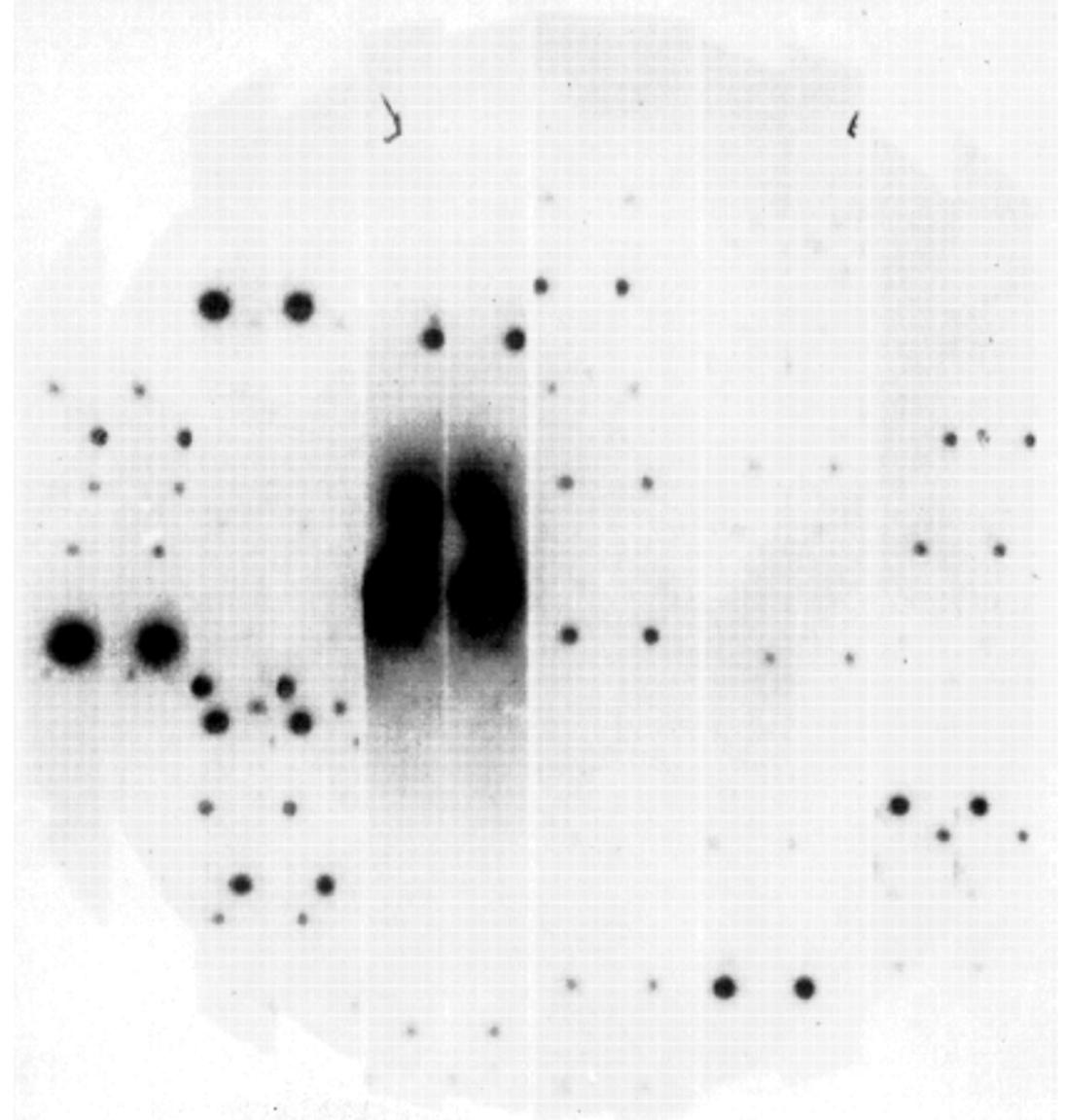
- (1) Uma **máscara** para seleccionar os objectos (como em multi-espectroscopia).
- (2) O **modulador** (placa de “meia-onda”), que roda o plano de polarização incidente.
- (3) O **analisador**, que divide a luz em dois feixes polarizados ortogonalmente (para um lado os raios O – **ordinários** – com polarização paralela ao eixo do analisador; para o outro lado os raios E – **extraordinários** – com polarização perpendicular ao mesmo eixo).
- (4) Um **detector** (e.g. CCD), que regista as duas imagens vindas dos dois feixes.





**Esquerda:** A máscara é construída de tal forma que as imagens dos raios O e E de cada sub-parte não se sobreponham no detector. Optimamente elas *justapõem-se*. A máscara é responsável pela selecção da parte do campo de visão que se estuda em polarização. Assim, antecipadamente, as observações têm de ser bem planeadas.

**Direita:** Um exemplo real de observações com um polarímetro (polarógrafo, neste caso...).



O “**position angle**” (P.A.) é medido a partir da referência “zero graus” no modulador, tipicamente alinhada com o eixo do analisador. O P.A. é o ângulo entre o plano “eixo-zero graus” e o plano de polarização da radiação incidente.

Para medir o P.A. temos de fazer **duas** exposições (mesmo com o polarímetro de duplo-feixe). Estas são separadas de  $45^\circ$  (teóricos) no alinhamento do eixo do analisador ou de  $22.5^\circ$  no modulador (placa de “meia-onda”), que é o que é “rodado” na prática de forma a manter o registo de imagens na CCD sem sobreposições. [e.g. 1ªexposição: raio O –  $0^\circ$ , raio E –  $90^\circ$ ; 2ªexposição: raio O –  $45^\circ$ , raio E –  $135^\circ$ ]



É importante trazer **redundância** às observações. Por isso, embora não estritamente necessário (isto é, se **tudo** correr bem, o que é raro), observam-se também as posições do modulador  $45^\circ$  e  $67.5^\circ$ .

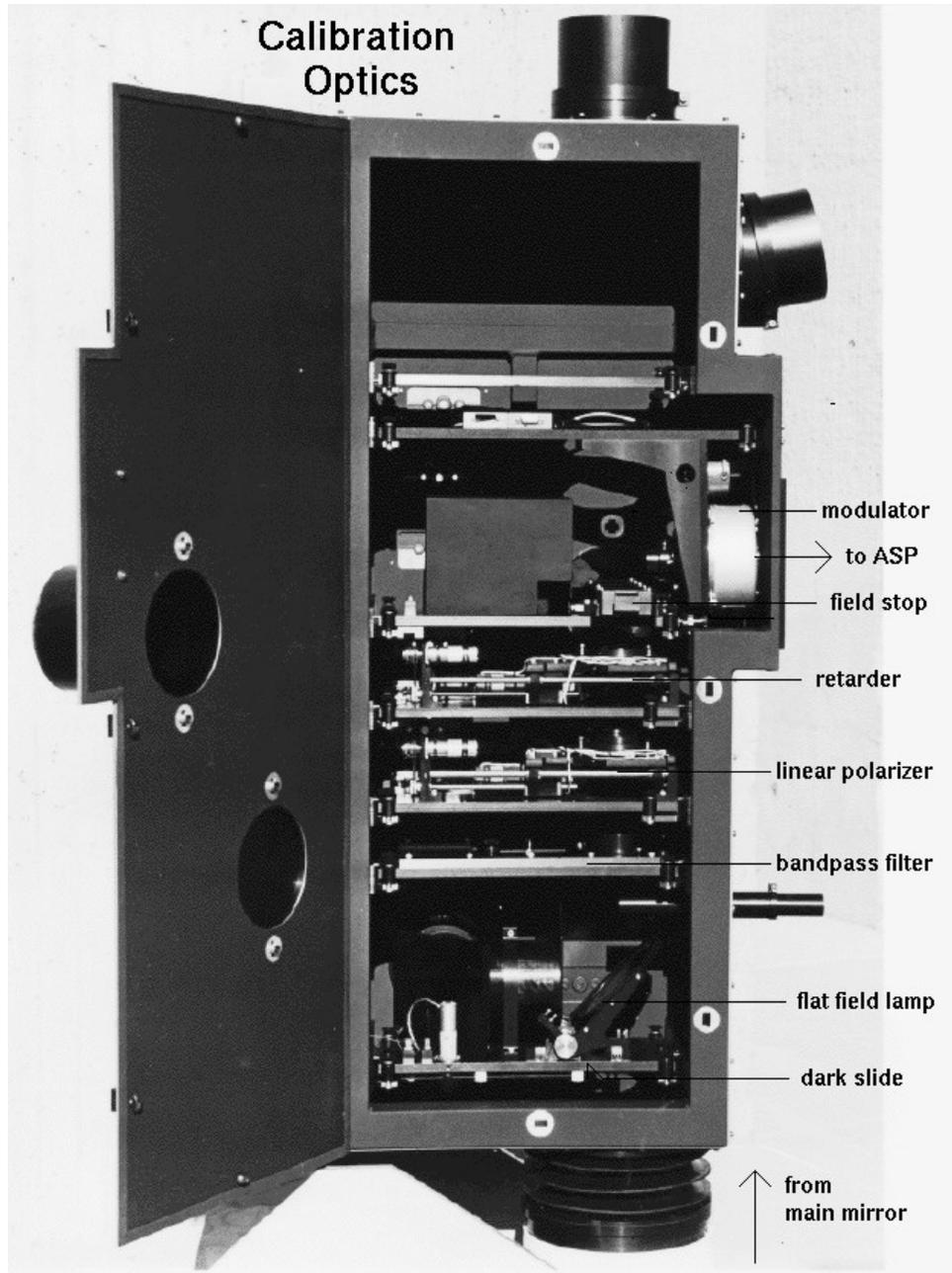
Um exemplo de um polarizador de duplo-feixe é o do McDonald Observatory (telescópio de 2.7m). Chama-se IGP (Imaging Grism Polarimeter) e inclui também um colimador.

Um outro exemplo é o polarímetro de duplo-feixe MuSiCoS (Multi-Site Continuous Spectroscopy), instalado no telescópio de 2m do Observatório do Pic-du-Midi. Utiliza como máscara uma abertura circular de 0.5mm de diâmetro (2" no céu) e o analisador é Zeeman (dois blocos de calcite). O “detector” é um espectrómetro (portanto, faz-se espectropolarimetria), sendo os dois feixes aí levados separadamente por fibras ópticas.

Na prática, as observações começam por retirar informação sobre o parâmetro de Stokes Q, colocando o modulador a  $45^\circ$  (uma exposição), depois a  $0^\circ$  (duas exposições) e concluindo com outra exposição a  $45^\circ$ . Depois retira-se informação sobre o parâmetro de Stokes U, fazendo o mesmo ciclo e número de exposições para  $22.5^\circ$ ,  $67.5^\circ$  e  $22.5^\circ$ .

O caso particular deste polarímetro também tipifica e **imensa perda** de fótons que acontece em polarimetria e em espectroscopia. Quando combinadas (espectropolarimetria) o resultado é que apenas uma **ínfima** percentagem da radiação (0.85%) chega à imagem no detector.

Finalmente, o ASP (Advanced Stokes Polarimeter), instalado num telescópio solar no Novo México (Richard B. Dunn Solar Telescope), usa para modulador um retardador rotacional, o que permite modular estados de polarização **linear e circular**. Está ligado a um espectrómetro de média-alta resolução (espectropolarimetria). O analisador está colocado **após** a fenda do espectrómetro.



## C) Polarimetria no sub-mm

O alinhamento, pelo campo magnético envolvente, da poeira interestelar (que é magnética) implica que a sua emissão térmica (10K: pico no sub-mm) é **linearmente polarizada**. Assim, efectuando medições de polarimetria no sub-mm, podemos fazer um mapa do campo magnético do ISM.

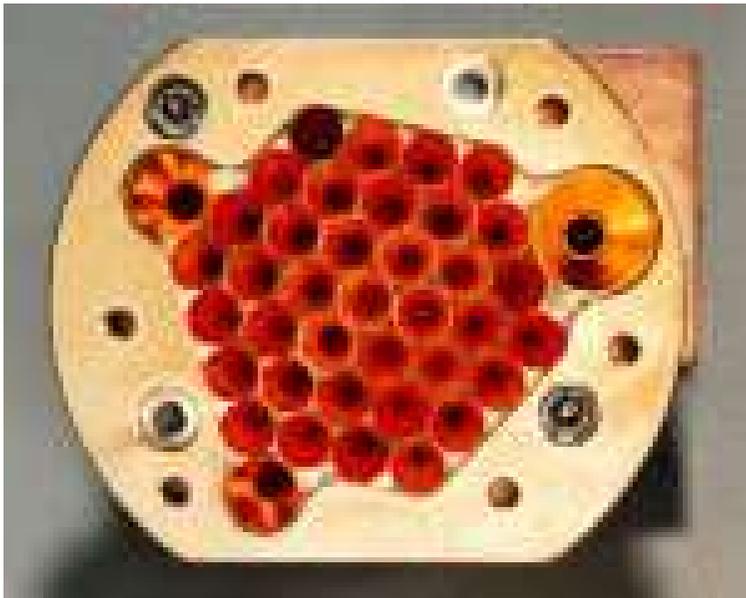
Só em altas montanhas (e.g. Hawaii, Chile) ou locais **excepcionais** na Terra (e.g. pólo sul no Inverno) é possível observar no sub-mm da sua superfície.

Um exemplo de polarímetro no sub-mm é o SPARO (Sub-mm Polarimeter for Antarctic Remote Observing). Este funciona arrefecido a  $\approx 1\text{K}$  por hélio líquido.



SPARO.

Para substituir a primeira versão, que foi um dos melhores detectores de sempre no sub-mm, está já pronto o detector SCUBA-2 (Sub-mm Common User Bolometer Array-2). Como o primeiro, irá para o James Clerk Maxwell Telescope – JCMT, de 15m, no Hawaii (em Março de 2008).



O polarímetro do SCUBA-2 remove os efeitos atmosféricos por modulação do sinal de polarização a  $>10$  Hz (o **modulador**, de “meia-onda”, está em rotação a 12.5Hz). O **analisador** é um polarizador de “grelha de arame”. Ainda, vai utilizar um **calibrador** de polarização à frente da entrada do detector (para super-precisão) e software para o cálculo dos parâmetros I, Q, U. Todo o sistema está imerso num meio **criogénico** a  $\sim 0.1$ K.

## 6.1.2 Polarímetros circulares

A polarização circular pode surgir em objectos astronómicos logo na **emissão** (ciclotrão/sincrotrão) ou, então, pela **perturbação** de radiação polarizada linearmente de duas formas:

- i) Por “**scattering**” múltiplo;
- ii) pela sua passagem por grãos do ISM alinhados de forma “**rotativa**” segundo a linha-de-visão (na prática, passa parte da intensidade da radiação do parâmetro de Stokes U para o V).

A maioria dos polarímetros lineares (que utilizem para modulador uma placa de “meia onda”) podem ser facilmente **transformados** em circulares pela substituição da placa de “meia onda” por uma de “**quarto de onda**”. Por ex., o MuSiCoS detecta Stokes V (*1/4 onda*) com um esquema observacional que coloca a nova placa a  $-45^\circ$  (uma exposição), depois a  $45^\circ$  (duas exposições) e, finalmente, a  $-45^\circ$  a exposição final.

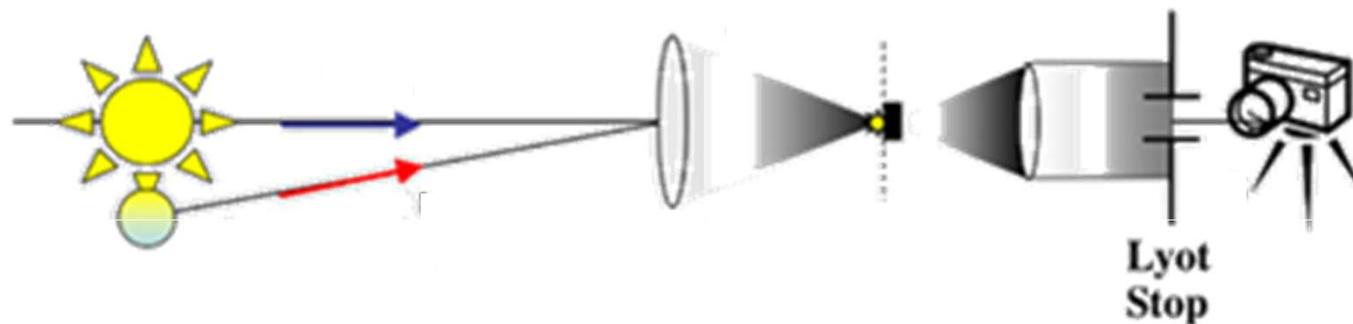
## 6.2 Coronógrafos

### 6.2.1 Definição e implementação

Um **coronógrafo** é um instrumento que contém, usualmente, como principal elemento uma **placa circular** que, colocada no foco do telescópio, bloqueia toda a luz da fotosfera (e cromosfera, normalmente) de uma estrela.

Historicamente, como o nome indica, começou por ser utilizado exclusivamente para observar a coroa solar sem necessidade de esperar por um eclipse “natural” (já que, na prática, se produz um artificial). A dificuldade de observação da coroa prende-se com o elevado contraste, já que é **um milhão** de vezes menos brilhante do que a fotosfera solar. Além disso, tem de ser observada em luz polarizada (para se destacar contra o brilho do céu diurno).

O primeiro coronógrafo foi construído por Lyot em 1930 (saindo a consequente primeira publicação em 1939 no MNRAS, vol.99, p.580).



Hoje em dia mantém-se o objectivo principal para os coronógrafos recentes (observar a coroa) mas houve evolução: por exemplo, no caso do Sol, também se conseguem descobrir imensos **cometas** “suicidas” – aqueles que passam tão próximo do Sol que a sua destruição no mesmo é (quase) inevitável. Ainda, já se usam coronógrafos para observar outras estrelas, menos para a coroa (que é muito fraca) e mais para procurar “**companheiros**” próximos das mesmas (outras estrelas ou planetas), tão **debéis** ( $10^6$ - $10^{10}$  vezes menos brilhantes que a estrela principal no IV-óptico) que seriam impossíveis de detectar sem recurso a um coronógrafo. Mesmo na Astronomia Extragaláctica já se encontram aplicações para o coronógrafo: por ex., para a detecção das galáxias hospedeiras ou toros de poeiras em **AGN**.

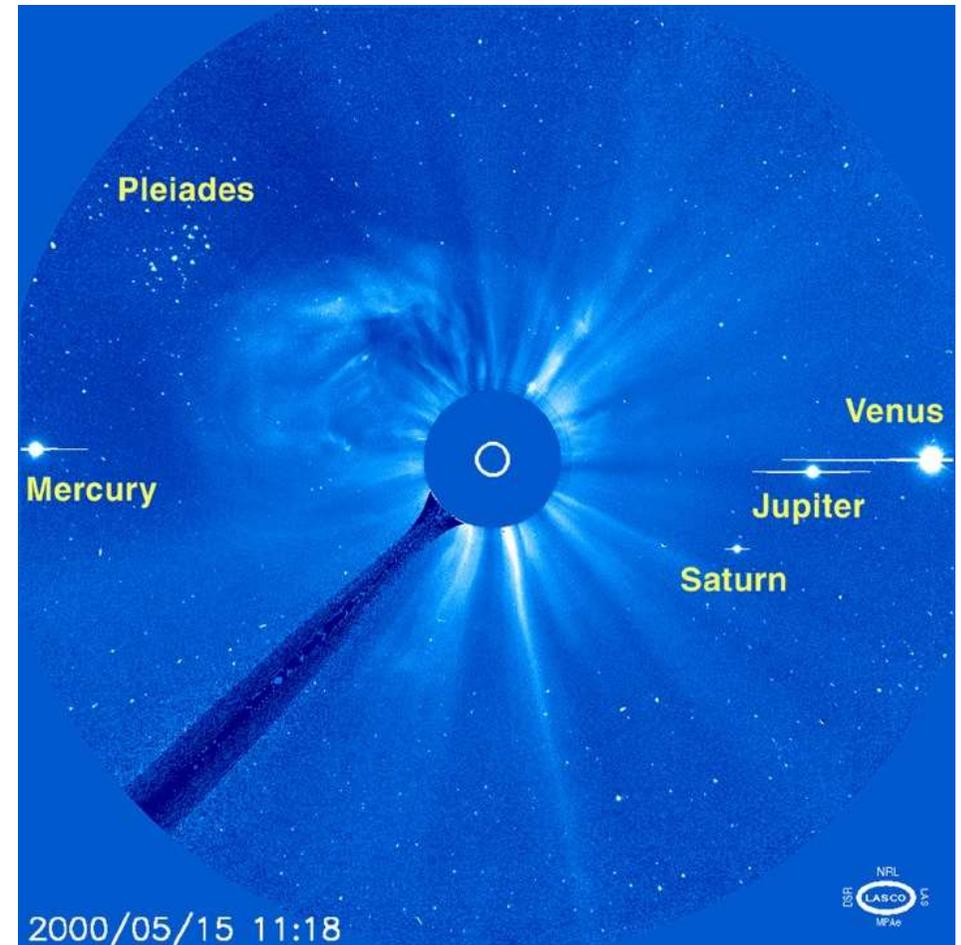
Além da utilização da placa circular, o coronógrafo tem de garantir que não chega ao foco do telescópio nenhuma **luz indirecta** (por reflexão) da fotosfera/cromosfera da estrela. Ironicamente, um dos geradores de tal luz é, precisamente, a placa circular por ser uma “fronteira” brusca para a luz (o que causa difracção). Para tal, “ofusca-se” a óptica para reduzir ao máximo esta luz, eventualmente recorrendo a medidas tecnologicamente complexas.

O coronógrafo mais **prolífico** de sempre é o do SOHO (SOlar and Heliospheric Observatory). Não só permite observações contínuas do Sol (orbita em torno do ponto  $L_1$ , entre a Terra e o Sol), estudando de forma precisa as coroa e vento solares, mas também já permitiu descobrir mais de 1000 cometas (a maioria dos quais “suicidas”).

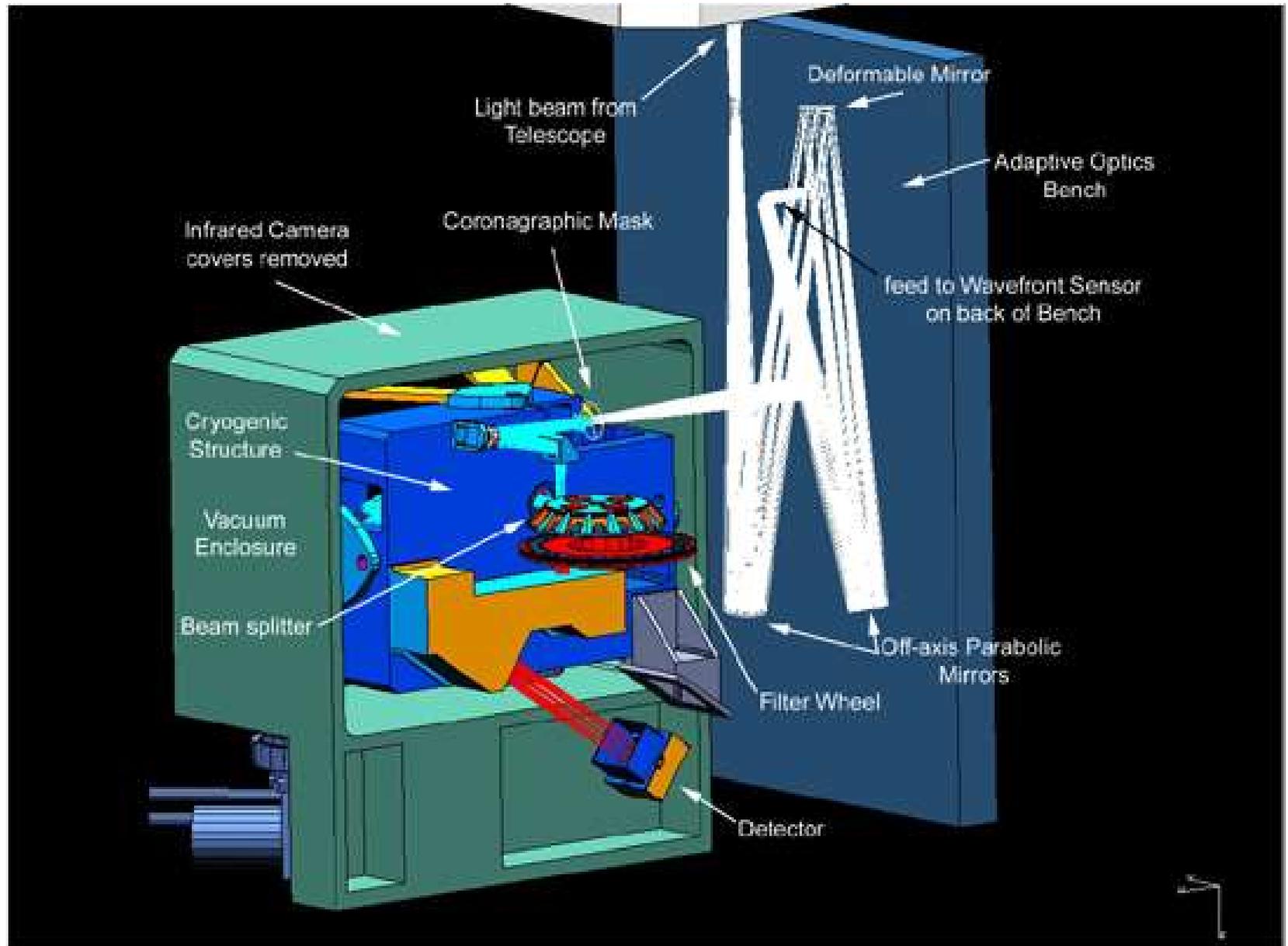
Seguem-se exemplos de coronógrafos “ground based”:

## A) NICI (Near-IR Coronagraphic Imager)

Instalado recentemente no Gemini-Sul (Chile) está optimizado para encontrar e estudar no IV (1-5 $\mu$ m) **companheiros de estrelas** distantes recorrendo à técnica de observação diferencial espectral simultânea. Esta técnica consiste em separar com um “beam splitter” a luz transmitida (vermelho) da luz reflectida (azul).



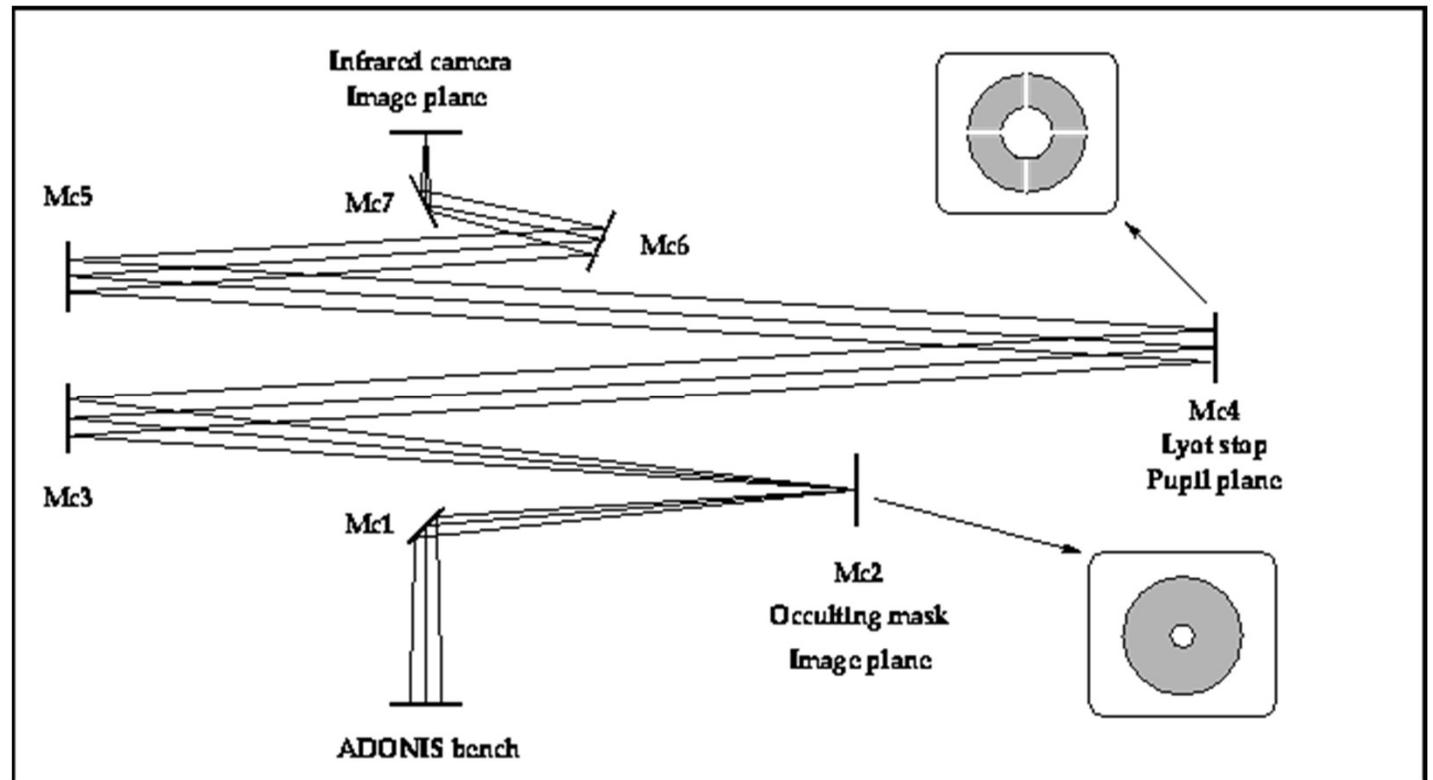
O percurso óptico no coronógrafo. Numa fase inicial (placa à direita) a luz é processada num sistema de óptica adaptativa. Só depois segue para o coronógrafo em si, em sistema criogénico e no vácuo. O único elemento verdadeiramente “coronográfico” é a máscara logo à entrada: bloqueia a luz da estrela principal (raios 0.22”, 0.32”, 0.46”, 0.65”, 0.90”). Existe uma segunda máscara (não ilustrada), dita “de pupila” que evita a luz reflectida pelas extremidades dos elementos ópticos.



## B) ADONIS

Este sistema de **óptica adaptativa** do ESO3.6m tem um modo coronográfico que recorre a uma máscara de aço inox (espelho prateado) com um **buraco central** (0.24-1.6mm ou 0.3-2" no céu). A imagem da brilhante estrela central passa por este enquanto o “resto” (o que interessa) é reflectido para um detector.

*O elemento principal é Mc2 que deixa passar a luz da estrela brilhante central por um buraco, a mesma “desaparecendo”. O elemento Mc4 (Lyot stop) permite cortar (quase) toda a luz que viria reflectida dos limites dos elementos ópticos (e.g. espelho principal, espelhos secundários e respectivos suportes).*



Existem versões mais recentes e menos convencionais de coronógrafos que se apresentam nas Secções seguintes.

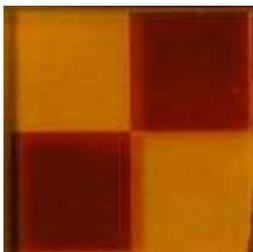
## 6.2.2 Coronógrafo de nulos

Este tipo de coronógrafo usa uma máscara que modifica a **fase** da luz. Os casos apresentados na Secção anterior trabalham na redução da **amplitude** de onda da radiação da estrela principal.

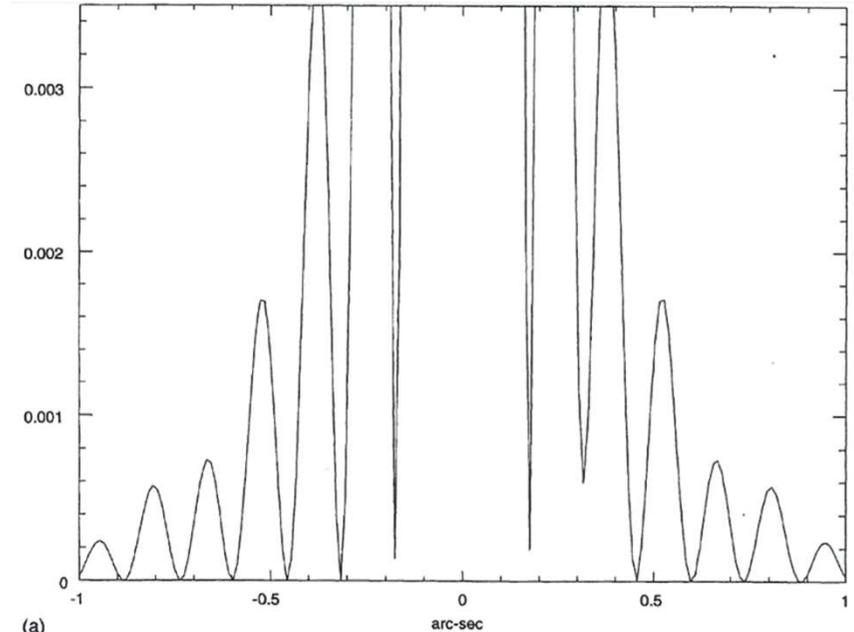
Um exemplo é o FQPM (Four Quadrant Phase Mask). É um coronógrafo no VLT (UT4-NAOS/CONICA) que tem por objectivo principal a detecção de **exoplanetas**. A técnica que utiliza consiste na divisão do Disco de Airy da estrela brilhante central em **quatro quadrantes** aplicando depois uma diferença de fase de  $180^\circ$  a dois quadrantes alternados. Como resultado anula-se, por **interferência destrutiva**, virtualmente toda a luz da estrela principal.

*A resposta (perfil) num coronógrafo de máscara de fase quando se observam duas fontes pontuais a  $0.3''$  ( $\Delta m=8$ ) e  $\lambda=1.65\mu m$ .*

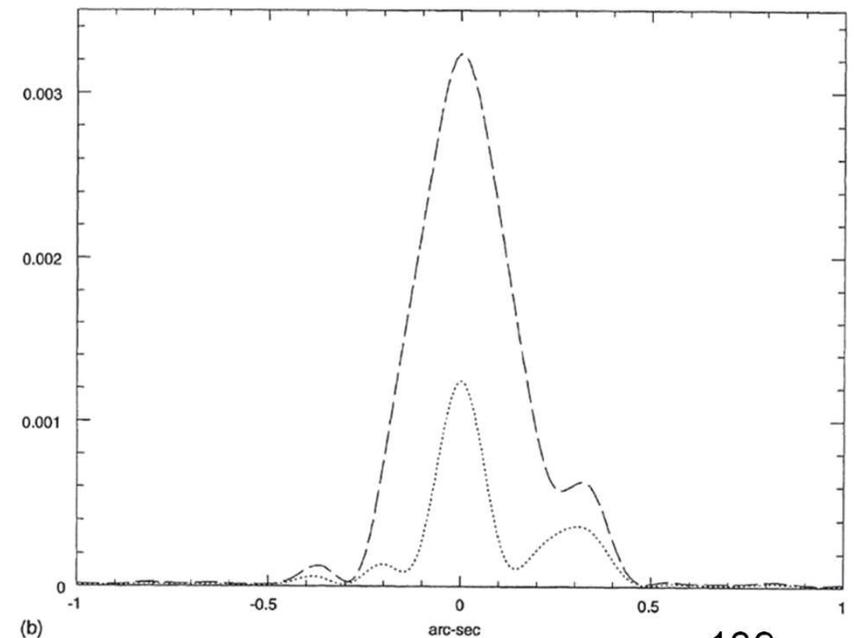
***a)** Sem coronógrafo; **b)** com máscara de fase (tracejado) ou híbrida (fase + amplitude) – ponteados.*



FQPM no IV.



(a)



(b)

A técnica da diferença de  $180^\circ$  foi iniciada em 1997 (quando saiu publicada por Roddier & Roddier nas PASP, vol.109, p.815); recorre-se à passagem da radiação em material transparente (não opaco), por ex.,  $\text{SiO}_2$  em vidro com espessura  $<1-2\mu\text{m}$  e diâmetro  $30-80\mu\text{m}$ . Assim, foge-se ao problema da fronteira do “disco” que era somente corrigido por um “Lyot stop”. A estrutura física do bloqueio deve cobrir metade da área do Disco de Airy.

### 6.2.3 Coronógrafo de vórtice óptico

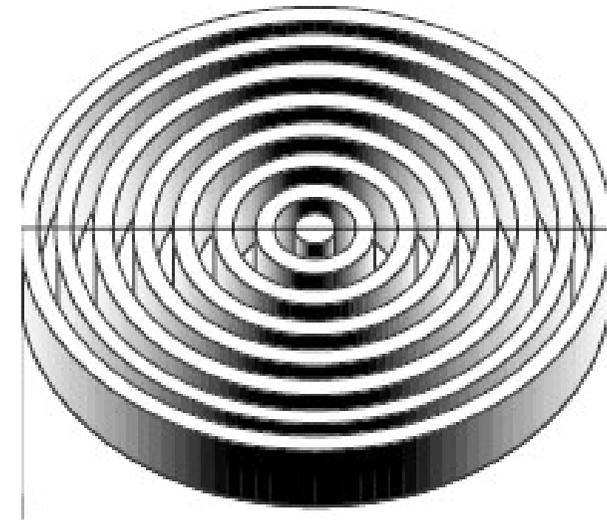
Este é um tipo especial de coronógrafo de **fase** (assim, os princípios são os mesmos do coronógrafo de nulos). Falaremos de dois subtipos importantes.

#### A) AGPM (Annular Groove Phase Mask)

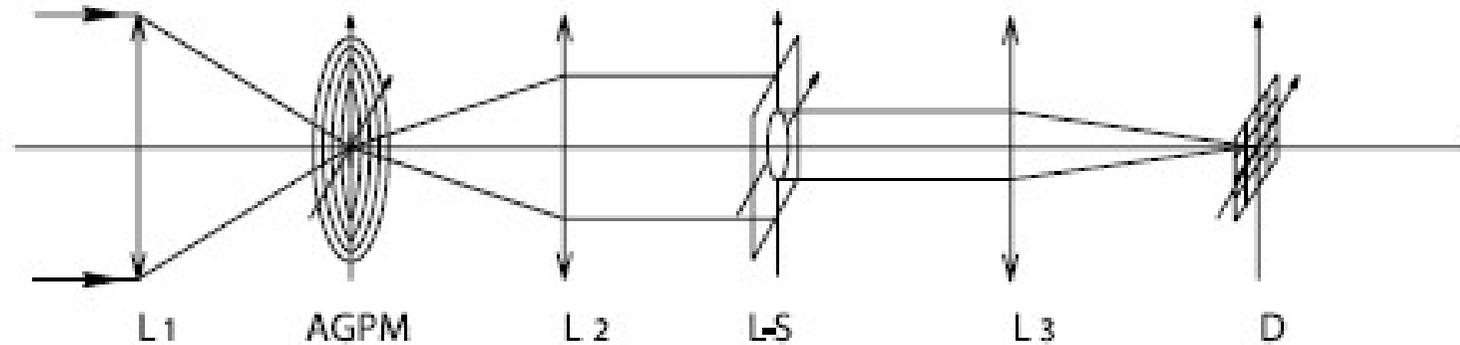
O problema do coronógrafo de nulos é ser difícil garantir uma diferença de  $180^\circ$  na fase entre quadrantes mantendo uma (quase total) acromaticidade.

O AGPM resolve o problema recorrendo a uma rede de difracção “de Ordem Zero” concêntrica (circular) com malha inferior ao comprimento de onda da luz observada (assim, só existe a ordem 0 – não há difracção). Produz, deste modo, um “vórtice óptico” **acromático**.

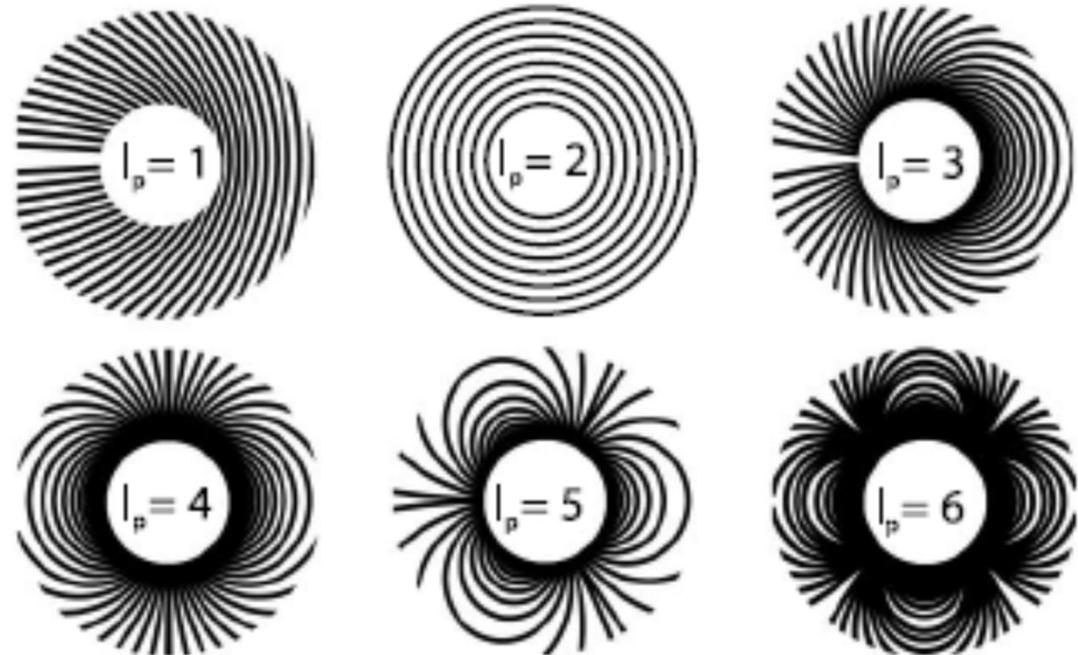
O contraste teórico potencialmente atingido com este coronógrafo é da ordem dos  $10^{-7}$ . Tem aplicação principal potencial nos IV e sub-mm.



O esquema óptico do coronógrafo com o AGPM como máscara. L1, L2 e L3 são lentes. L-S é a “Lyot stop” e D o detector.



O “vórtice óptico” resulta da interpretação topológica da matemática por trás do AGPM. Apenas como ilustração, mostra-se aqui a família topológica de tais “vórtices” ópticos. Apenas  $l_p=2$  garante acromaticidade.

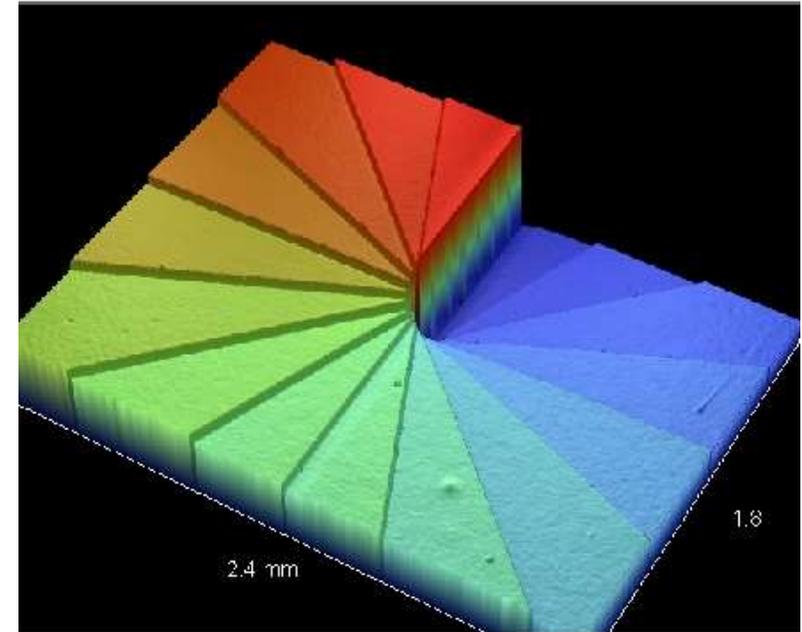


Uma das grandes vantagens do AGPM é que pode ser aplicado tanto a telescópios isolados como a interferómetros.

## B) (outro) Coronógrafo de vórtice óptico

Pode-se também produzir um vórtice óptico de forma diferente, recorrendo a uma máscara de fase **helicoidal** que anula a luz que chega no eixo óptico principal (ou seja, anula a luz da estrela principal, se o telescópio estiver bem centrado na mesma).

Desta vez o “ataque” é feito na pupila do telescópio e não no foco, como era o caso do AGPM. A vantagem é que o *Lyot Stop* não precisa de cortar luz (pode deixar passar toda a radiação incidente). Este tipo de coronógrafo é especialmente destinado ao **visível**.



*A base da máscara helicoidal tem dimensões  $2.4 \times 1.8 \text{ mm}^2$ .*

## 6.3 Sondas espaciais

### 6.3.1 Design (exemplo)

Apenas como exemplo dos considerandos no que respeita ao **design** completo de uma sonda espacial, consideramos o caso específico do Solar Orbiter Mission (SOM), a ser lançada em Janeiro de 2009. Esta sonda aproximar-se-á do Sol até 0.2 UA (45  $R_{\odot}$ ), explorando o Sol bem mais localmente que até agora.

#### A) Instrumentação

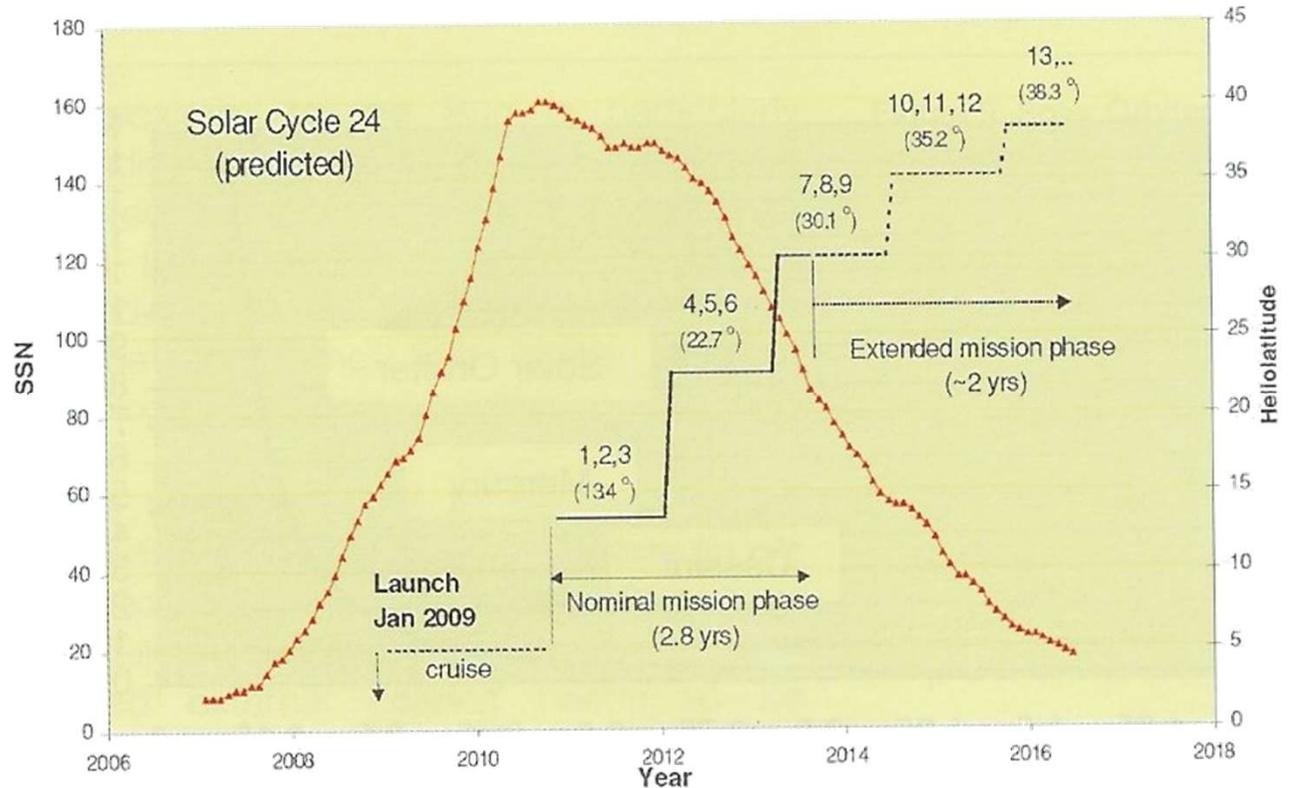
Em primeiro lugar, baseado no que se quer fazer, escolhe-se/desenha-se a instrumentação. Para já, o facto da SOM estar mais perto do Sol que qualquer outra missão até hoje realizada, permite que os instrumentos sejam mais pequenos (para as mesmas funções). Temos, então:

- In-situ:*
- analisadores de: vento solar; ondas rádio; plasma
  - magnetómetro
  - detectores de: partículas energéticas; poeira interestelar; partículas neutras; neutrões solares
- Remotos:*
- detector, espectrómetro e coronógrafo de UV extremo (alta resolução)
  - telescópio de alta resolução (visível)
  - coronógrafo (visível)
  - magnetógrafo
  - radiómetro

## B) Órbita

Baseado no que se quer fazer (aproveitar o ciclo solar 24) traça-se a órbita detalhada.

*A actividade solar prevista do ciclo 24. Indicam-se as várias fases da missão SOM, incluindo as órbitas em cada fase (número 1,2,3,...). Note-se que está prevista a “subida” da sonda em latitude solar, só atingindo os valores mais elevados quando a actividade solar estiver mais reduzida.*

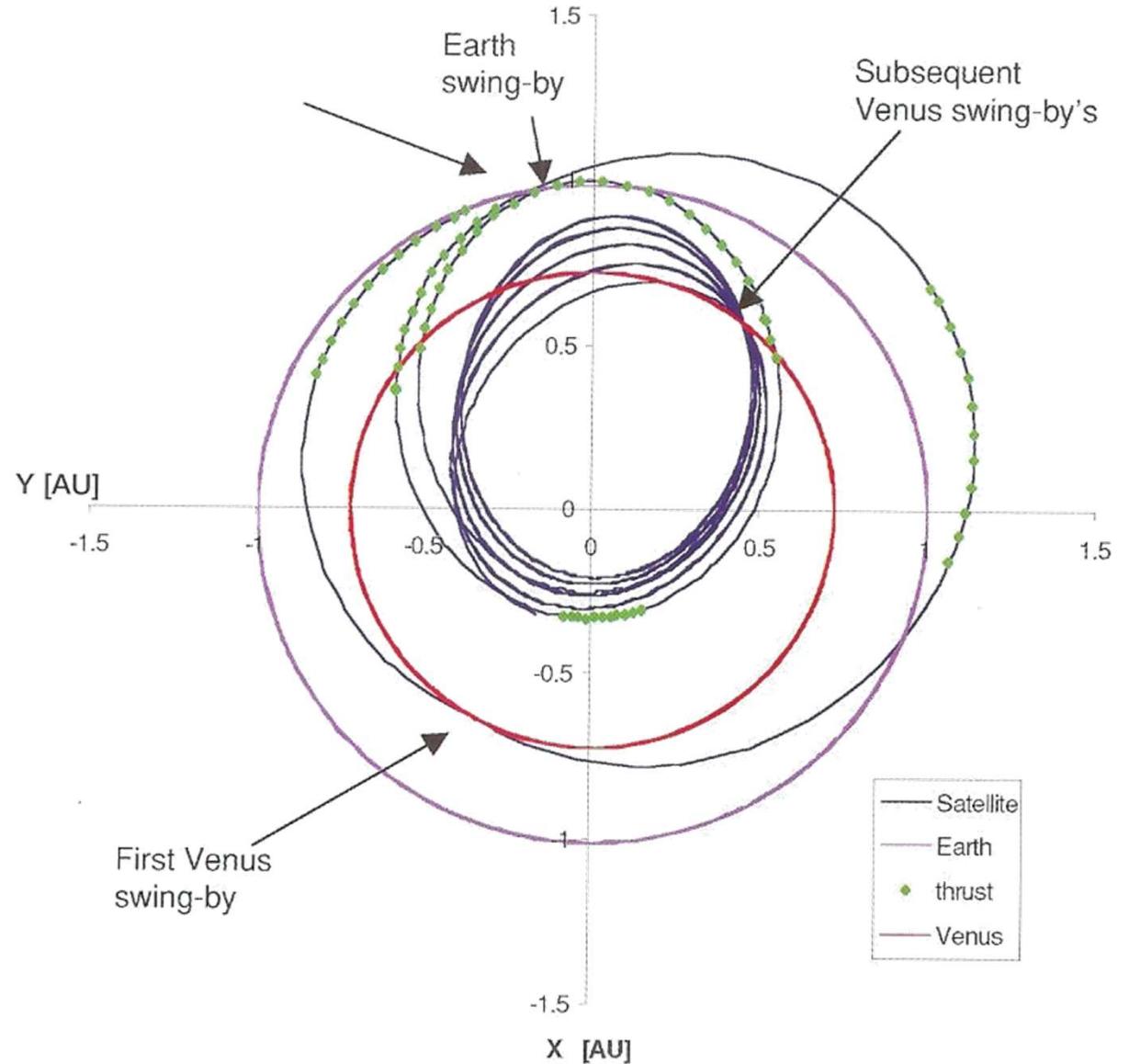


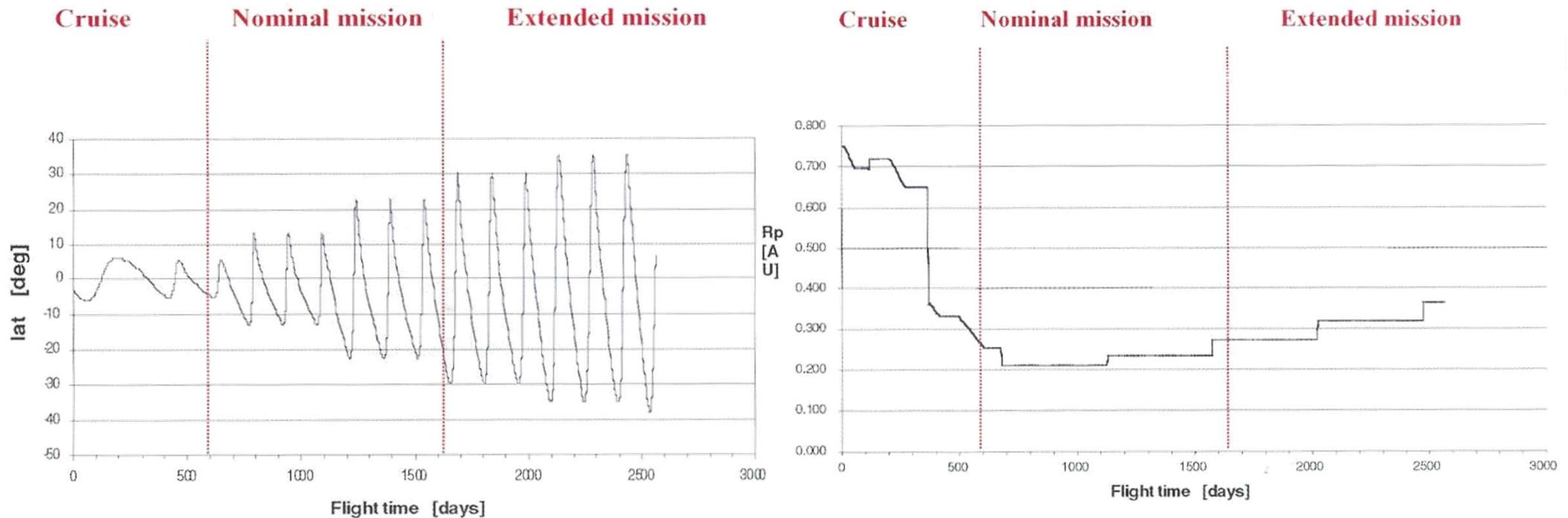
O lançamento será efectuado por um foguetão Soyuz-Fregat de Baikonur (Casaquistão). As **janelas** para o fazer são de três semanas todos os 19 meses (relacionadas com a “dança” Terra-Vénus).

A missão divide-se depois em três fases principais: **cruzeiro**, **nominal** e **estendida**.

O grosso do controle da sonda será feito pela estação da ESA em Perth, Austrália (antena de 35m).

*O percurso total da órbita da sonda SOM, com sete assistências gravíticas em Vénus, uma na Terra e vários disparos do sistema de propulsão eléctrica solar.*





*A evolução da posição da sonda em relação ao Sol nas diferentes fases da missão (latitude e distância). Notem-se os sete ciclos de assistência gravítica em Vénus (fase nominal) e depois outros tantos na fase estendida. São as assistências em Vénus que permitem elevar a pouco e pouco a órbita da sonda em relação à eclíptica.*

## C) Design do sistema

Baseado num [orçamento](#) e no que se pretende (descrito em [A](#) e [B](#)), pode-se fazer a projectação da sonda. O aspecto mais importante a ter em conta é a elevada incidência da radiação solar: embora valha  $1367 \text{ W/m}^2$  nas proximidades da Terra (1 UA), aumenta rapidamente com (o quadrado de) a distância e a 0.2 UA temos  $\approx 34 \text{ kW/m}^2$ . Isto é óptimo para a energia eléctrica da sonda, que será fornecida por painéis solares. No entanto, ter-se-ão de elaborar escudos para proteger a instrumentação.

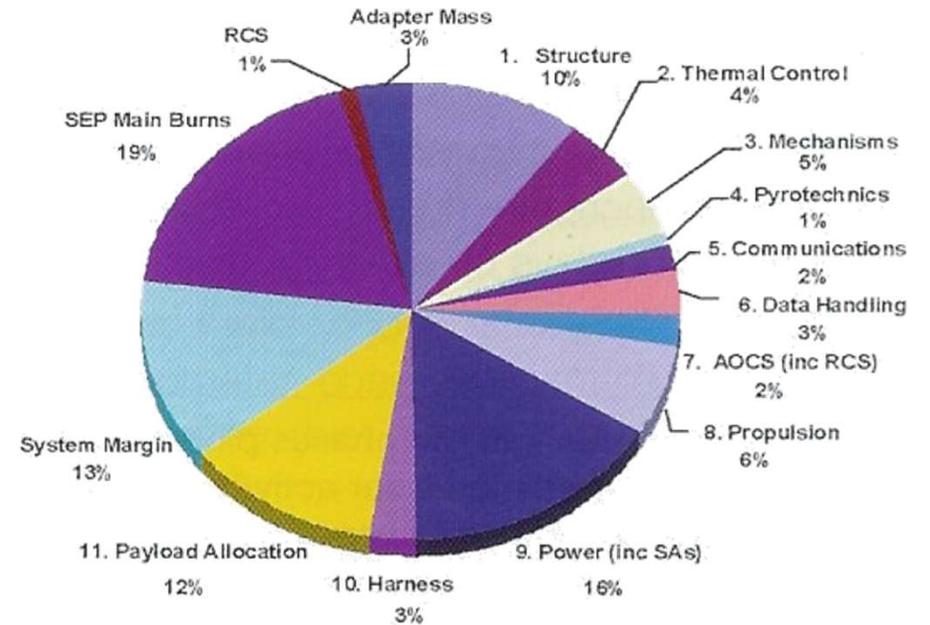
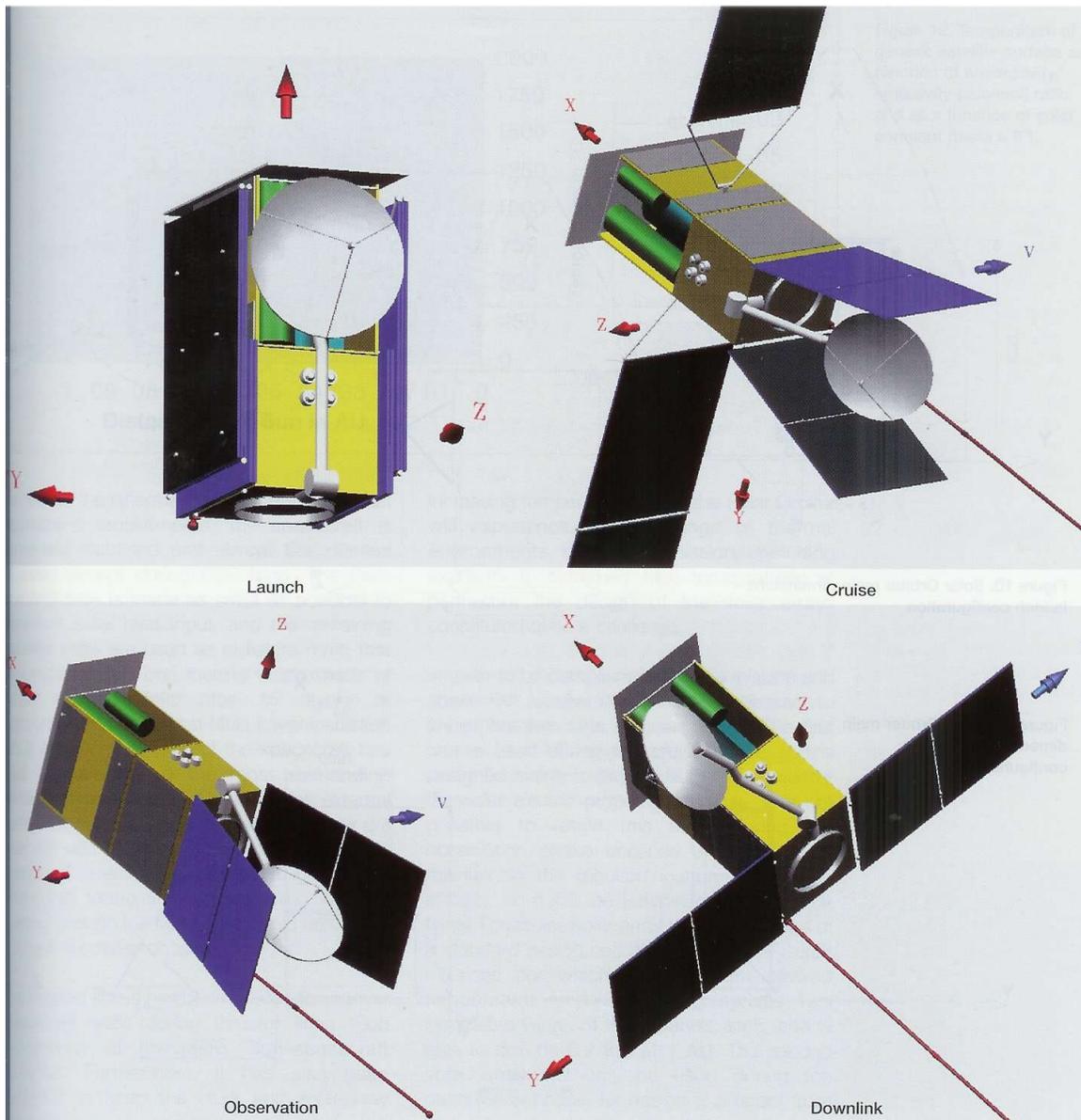
A sonda vai apontar sempre para o Sol. Leva, assim, um **revestimento** que aguarde os extremos térmicos a que vai estar sujeita (0-600°C entre as partes na “sombra” e as iluminadas). O mesmo revestimento vai, ainda, fazer descargas electrostáticas. A sua composição é de três folhas de titânio e quinze camadas de rede Kapton/Myler/Dracon.

O tamanho da nave reflecte o alojamento da instrumentação no interior excepto os painéis solares que, para evitar problemas térmicos de maior, são recolhidos sempre que não são necessários (os painéis apenas abrem e fecham; não rodam – consistem em dois pares, mas um deles vai ser ejectado depois da última ignição do sistema propulsor, pois só se destina a alimentar este).

Para a projectação final da sonda ainda se tiveram em consideração os seguintes dados: um bom campo de visão para os instrumentos; uma boa estabilidade (apontar); uma antena apoiada em dois eixos para conversações com a Terra quando a  $>0.5$  UA do Sol; minimização de riscos e custos.

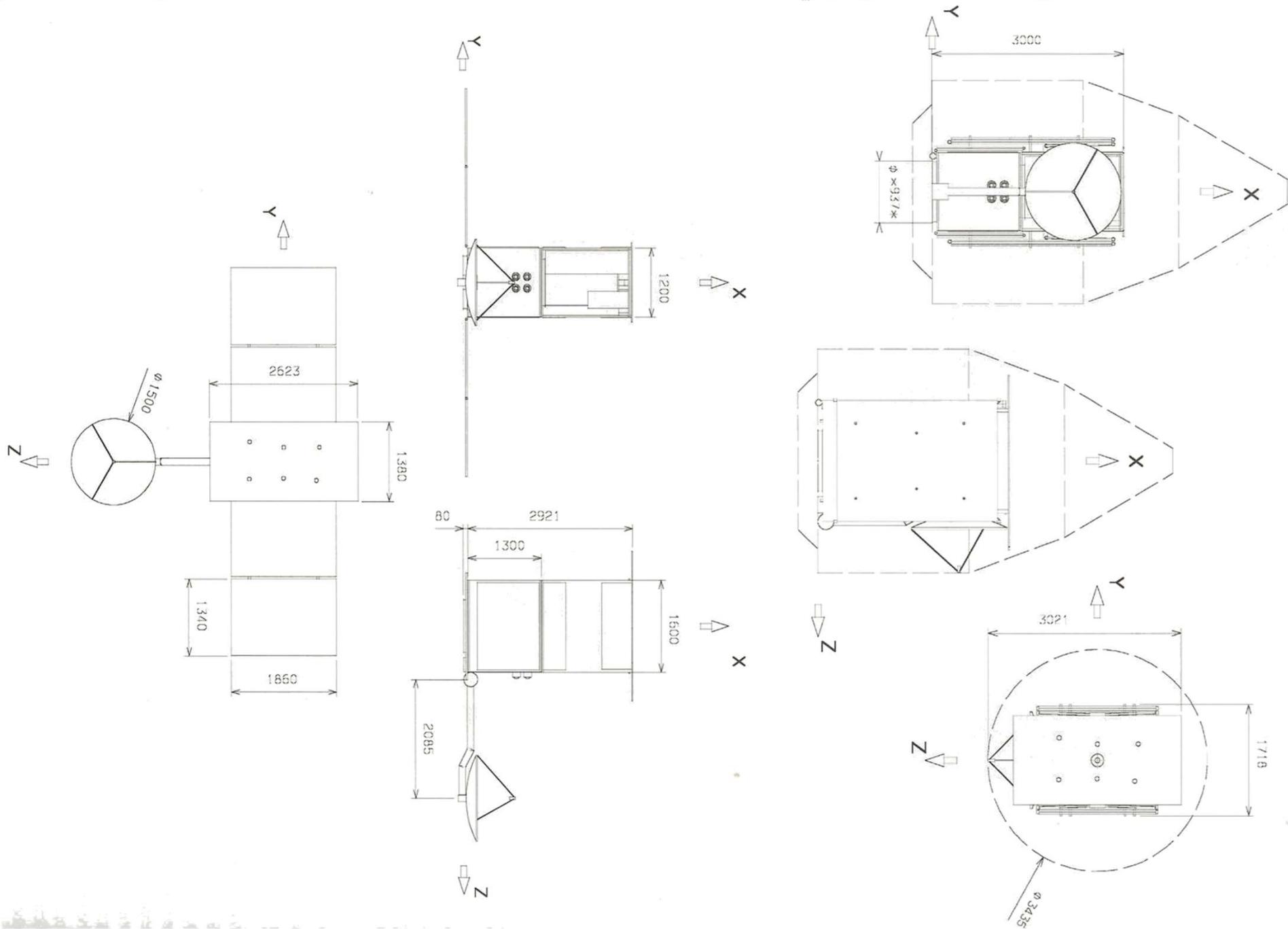
A massa final da sonda ficou-se pelas 1.308 toneladas e as suas dimensões em  $2.0 \times 1.6 \times 1.2$  m<sup>3</sup>.

A estrutura da sonda em si é plástico reforçado a fibra de carbono. Este material dá-lhe uma grande estabilidade termo-elástica para a sonda aguentar as difíceis condições em que se vai encontrar.



A percentagem de massa em cada componente da sonda. Payload = Instrumentação. O “adapter” é para a ligação ao foguetão de lançamento. SAs = Solar Arrays. SEP = Solar Electric Propulsion (combustível). AOCS/RCS: sistemas de controlo.

As quatro configurações da SOM (pelos ponteiros do relógio): formato compacto (lançamento), em cruzeiro, em comunicação (antena otimiza a sua posição) e em observação (antena e painéis solares fora do campo de visão dos instrumentos). Os quatro propulsores da SEP estão dispostos em quadrado sobre a placa amarela (que é onde está o combustível).



O design: à direita, configuração de lançamento; à esquerda, configuração em órbita.

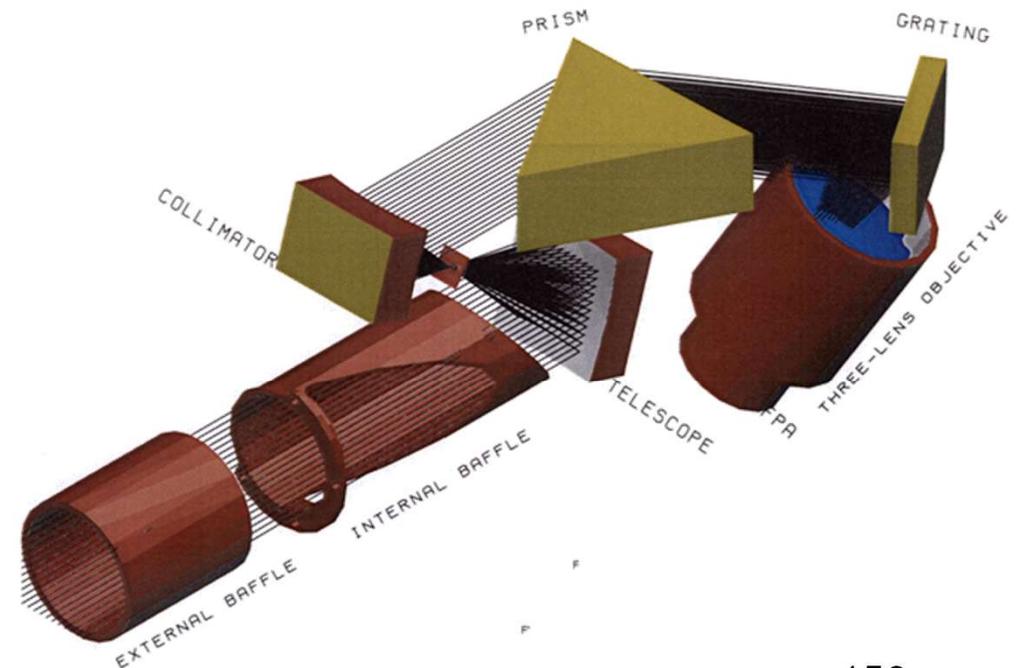
## 6.3.2 Espectrómetros térmicos

Por exemplo, o **VIRTIS** (Visible/IR Thermal Imaging Spectrometer) na sonda **Rosetta** (lançada em Março de 2004). Esta sonda vai ao encontro do Cometa 67/P Churyumov- Gerasimenko (encontrando-o em 2014) e do asteróide Steins (Set 2008). De tipo remoto, a sonda VIRTIS tirará espectros do UV ao IV com:

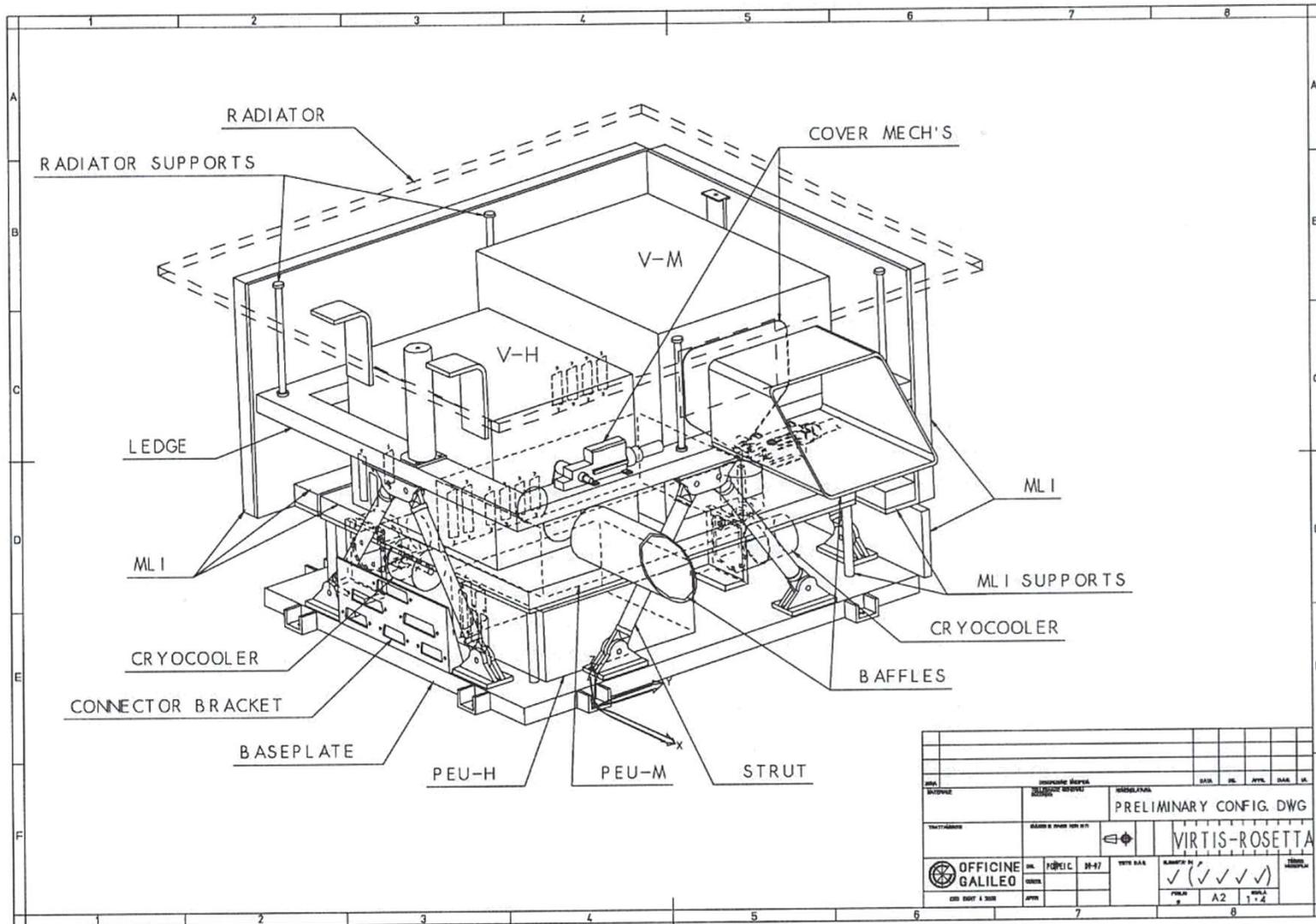
- VIRTIS-M, um espectrómetro de banda larga com rede de difracção ( $0.2-5\mu\text{m}$ ,  $R=40-500$ , fenda  $40\times 10\mu\text{m}$ );
- VIRTIS-H, espectroscopia “de abertura” com um grisma echelle ( $2-5\mu\text{m}$ ,  $R=1000-3000$ , fenda  $28\times 142\mu\text{m}$ ).

Ambos operam a 135K e permitirão, entre outras coisas, fazer um mapa de temperatura do núcleo do cometa.

Como é tão comum em Astronomia Instrumental, o VIRTIS não é exclusivo da Rosetta. Tem um irmão gémeo na sonda Venus Express.

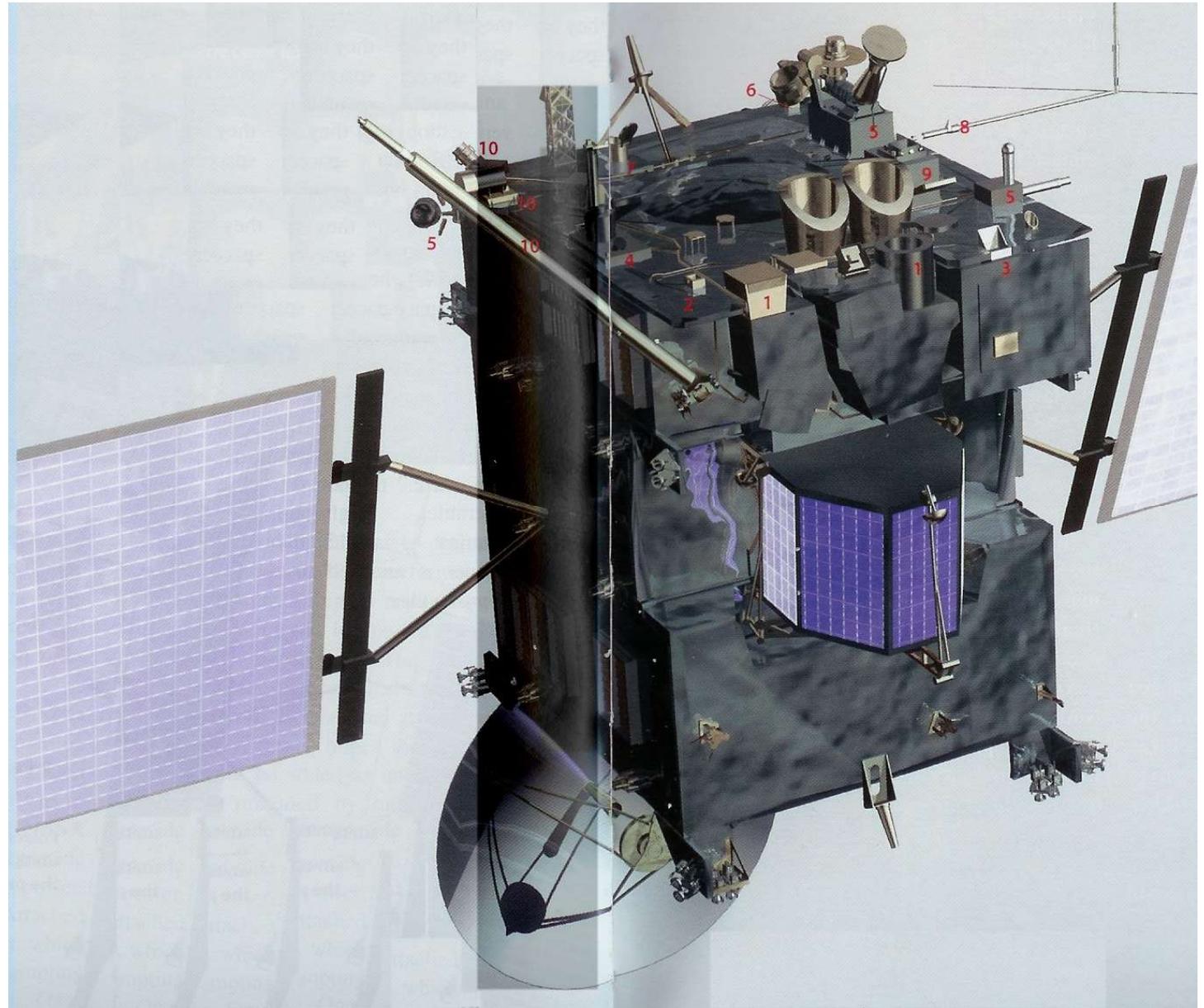


VIRTIS-H FM OPTICAL LAYOUT



Os dois espectrómetros dentro da caixa da VIRTIS.

*A sonda Rosetta.  
Em pormenor, apenas vamos estudar os instrumentos VIRTIS (nº3), ROSINA (nº5), com seus três sensores COPS – direita, DFMS – centro e RTOF – esquerda e GIADA (nº9).*



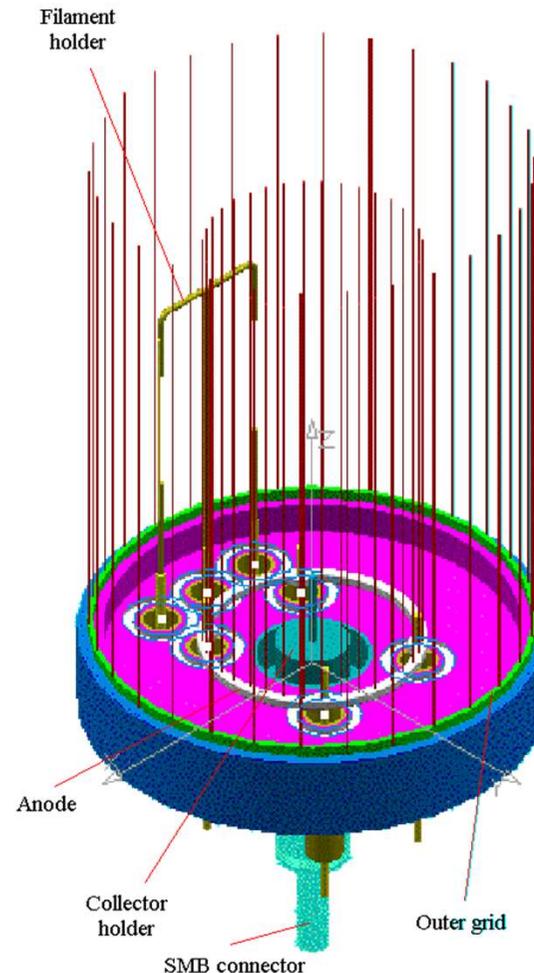
## 6.3.3 Sensores de pressão

Por exemplo, o **COPS** (COmet Pressure Sensor), no **ROSINA** (Rosetta Orbiter Spectrometer for Ion and Neutral Analysis) da sonda **Rosetta**.

O COPS mede parâmetros do gás neutro que rodeia o cometa, em particular a densidade (número) total e a velocidade radial. É constituído por dois sensores: um **sensor de pressão** e uma **câmara de equilíbrio**.

O **sensor de pressão** é standard e dá a pressão/densidade do gás em torno do cometa.

*O sensor de pressão no COPS. O ânodo está a +150V enquanto o filamento está a +30V. Os electrões deslocam-se, assim, do filamento ao ânodo, ionizando átomos/moléculas neutros/as do gás. Estes geram uma corrente eléctrica no colector central que é proporcional à densidade do gás.*

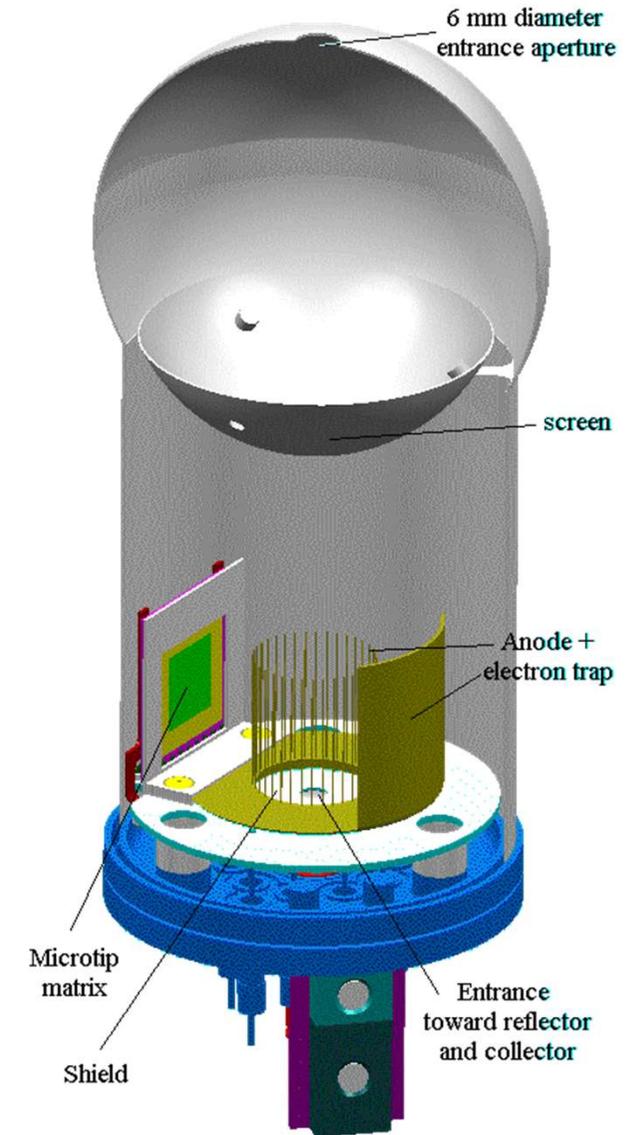


*Os três sensores do ROSINA. De cima para baixo, o RTOF, o COPS (câmara de equilíbrio à esquerda; sensor de pressão à direita) e o DFMS.*

A **câmara de equilíbrio** (esférica) tem também um sensor de pressão virado para o cometa: mede o fluxo de moléculas que vêm do mesmo.

*A câmara de equilíbrio no COPS. A esfera, de 60mm de diâmetro, tem a pequena abertura virada para o cometa. Existe um sensor de pressão em baixo (que, desta vez, consegue medir um **fluxo**, pelo que segue).*

*O gás entra na câmara e é reflectido pelo ecrã, pelo menos uma vez, contra as paredes interiores. Isto permite termalizá-lo ( $T_{\text{gás}} \approx T_{\text{câmara}}$ ). Os electrões emitidos pela matriz seguem depois para o colector (ânodo), colidindo com as partículas de gás: gerando iões. É possível estimar o percurso destes, pelo percurso dos electrões (que é bem modelado) e, assim, mede-se um **fluxo**.*



## 6.3.4 Espectrómetros de massa

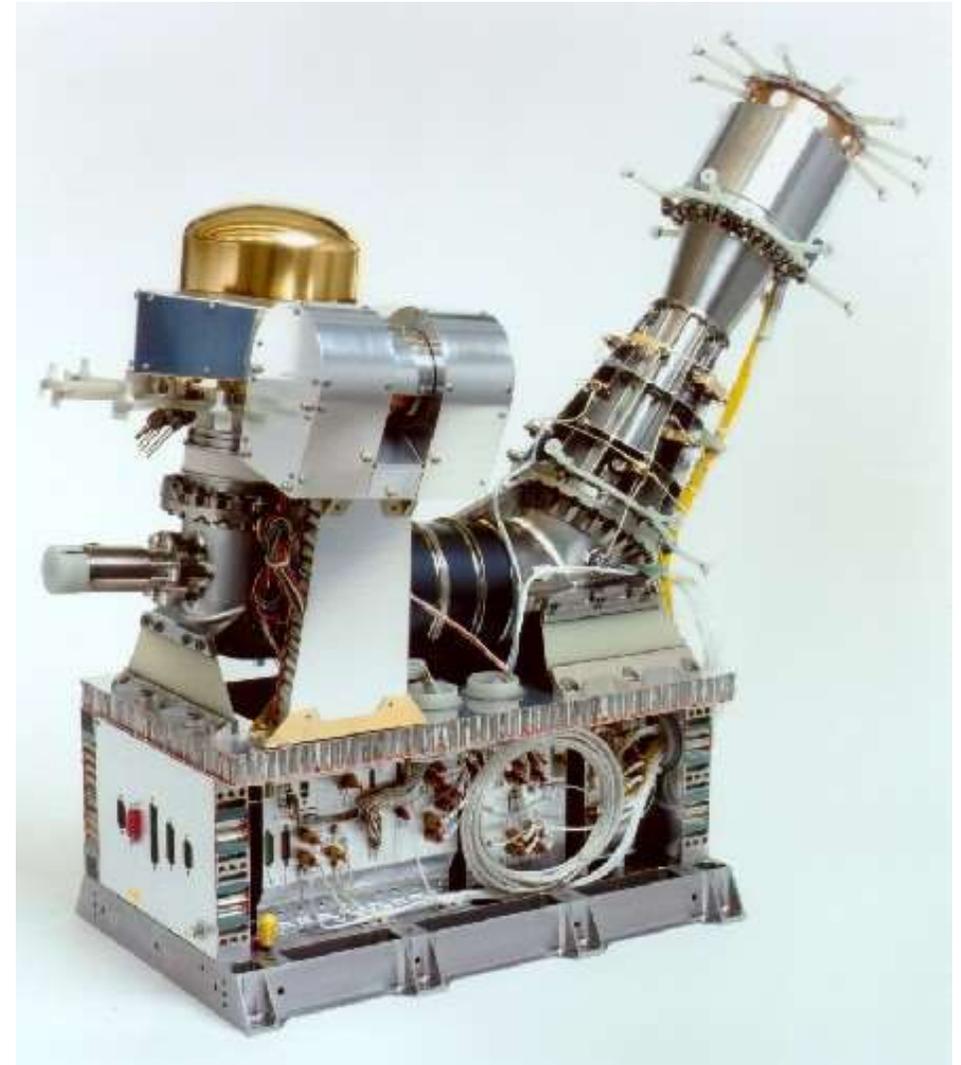
Claro que este é um tipo bem diferente de espectrómetro. É muito usado em laboratórios químicos.

### A) DFMS

Como exemplo de aplicações destes à Astronomia, cita-se o caso do **DFMS** (Double Focusing Mass Spectrometer) no instrumento **ROSINA** da sonda **Rosetta**. O DFMS é um espectrómetro de massa de alta resolução ( $m/\Delta m \approx 3000$ ) com dois modos de operação de princípios muito semelhantes:

- **modo gás**: analisa os gases do cometa;
- **modo ião**: analisa os iões do cometa.

*O DFMS tem três componentes principais: a fonte de iões (tampa à esquerda, que se remove para recolher iões directamente do cometa, para onde aponta), o analisador (tubo à direita) e o detector (estrutura mais próxima).*

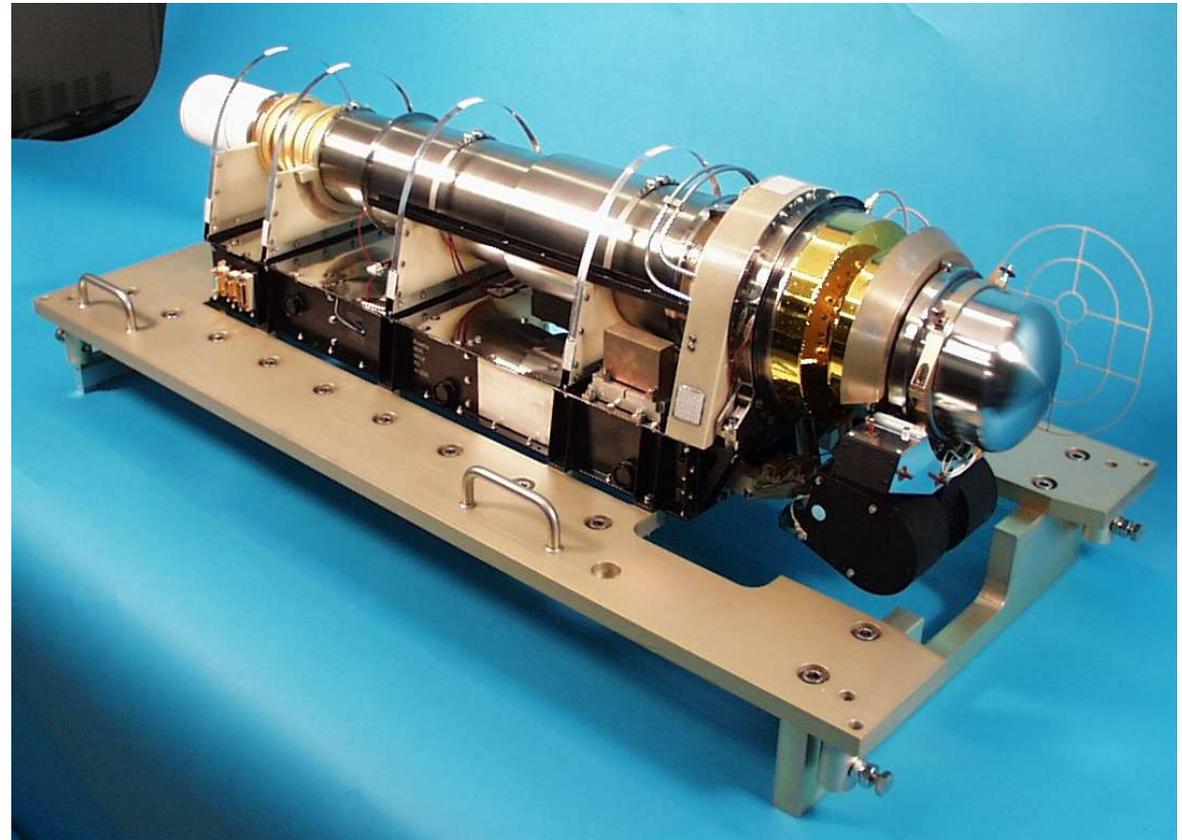


## B) RTOF

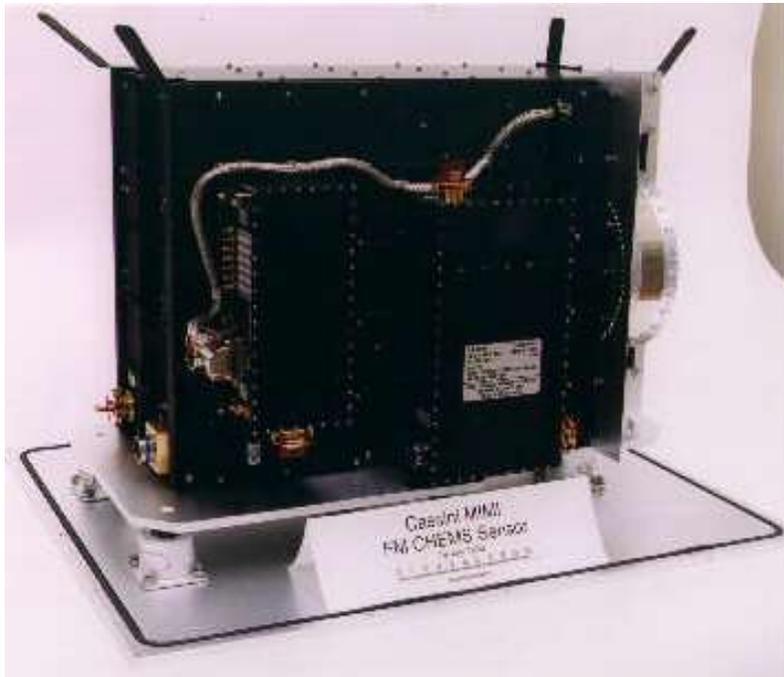
Um outro exemplo é o **RTOF** (Reflectron Time Of Flight) que é um complemento do DFMS, também se encontrando no ROSINA. Complementa o DFMS na medida em que tem melhor resolução ( $m/\Delta m \approx 4600$ ) e estende a gama de massa coberta pelo DFMS (sendo agora apenas limitado pela electrónica). Constrói o espectro de massa de uma só vez sem necessidade de encontrar as massas em cada uma das várias fendas do instrumento.

## C) CHEMS

Ainda de técnica semelhante ao RTOF, o **CHEMS** (CHarge Energy Mass Spectrometer), segue dentro do **MIMI** (Magnetospheric IMaging Instrument) na sonda **Cassini**. Mede o estado de carga, composição e energia de iões com 10-220 keV. Consegue separar os eventos pelas suas características.

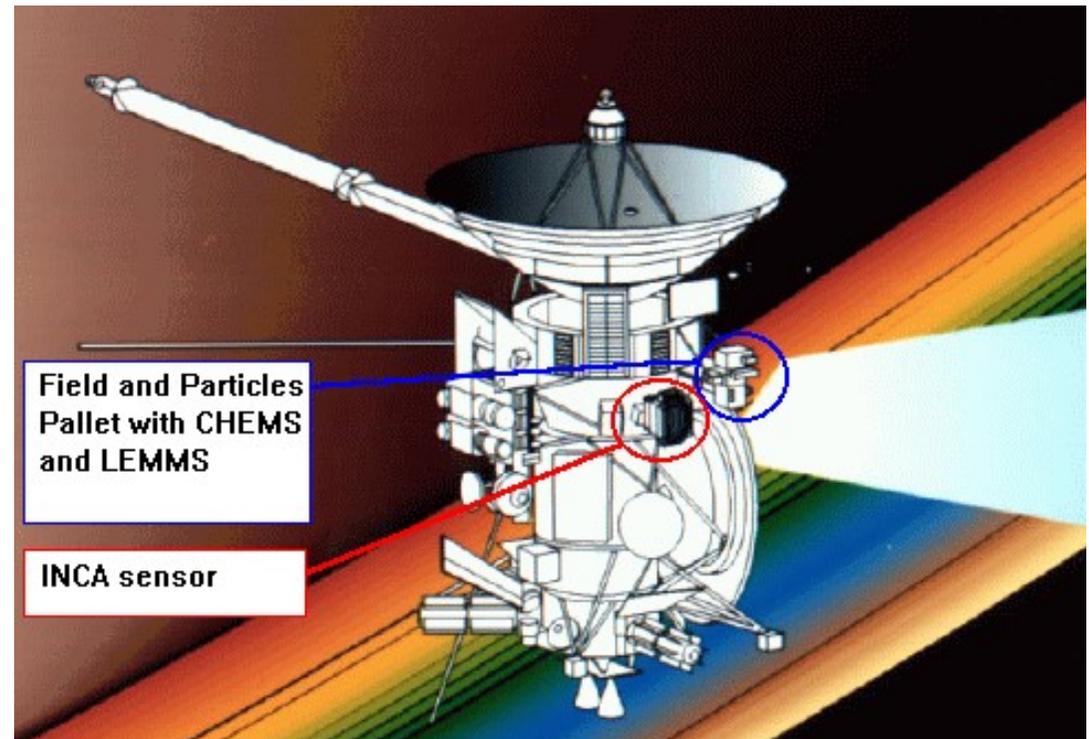


*O RTOF, à semelhança do DFMS, tem dois detectores (logo, dois “modos”), um para iões e o outro para partículas neutras. É composto por quatro componentes: fontes iónicas, óptica iónica, reflector e detectores.*



O CHEMS tem um campo de visão de  $80^\circ \times 8^\circ$ . Tem uma massa de 6.66 kg e consome 3.5W.

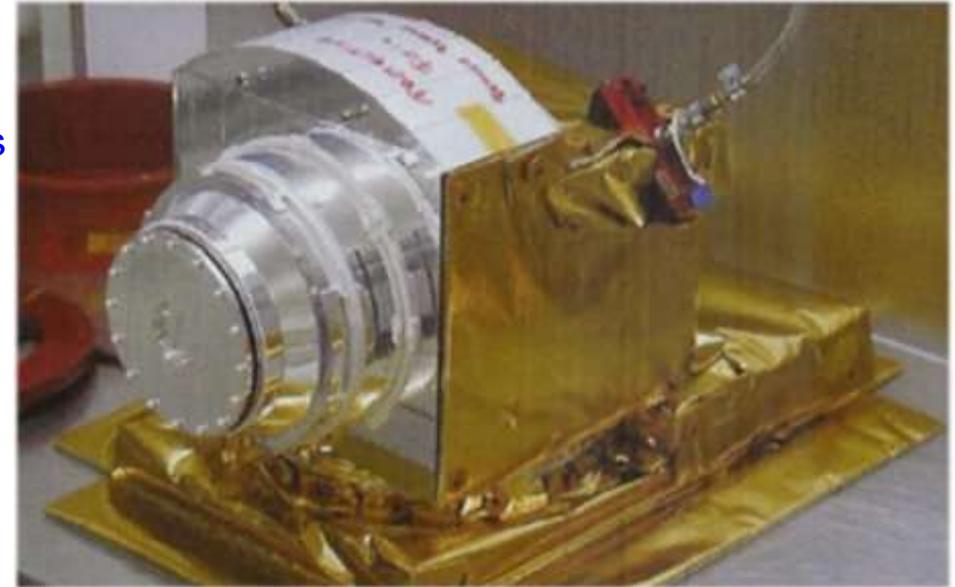
A sonda Cassini (5.35 toneladas+300kg – Huygens) com alguma da sua instrumentação em destaque.



## D) ASPERA-4

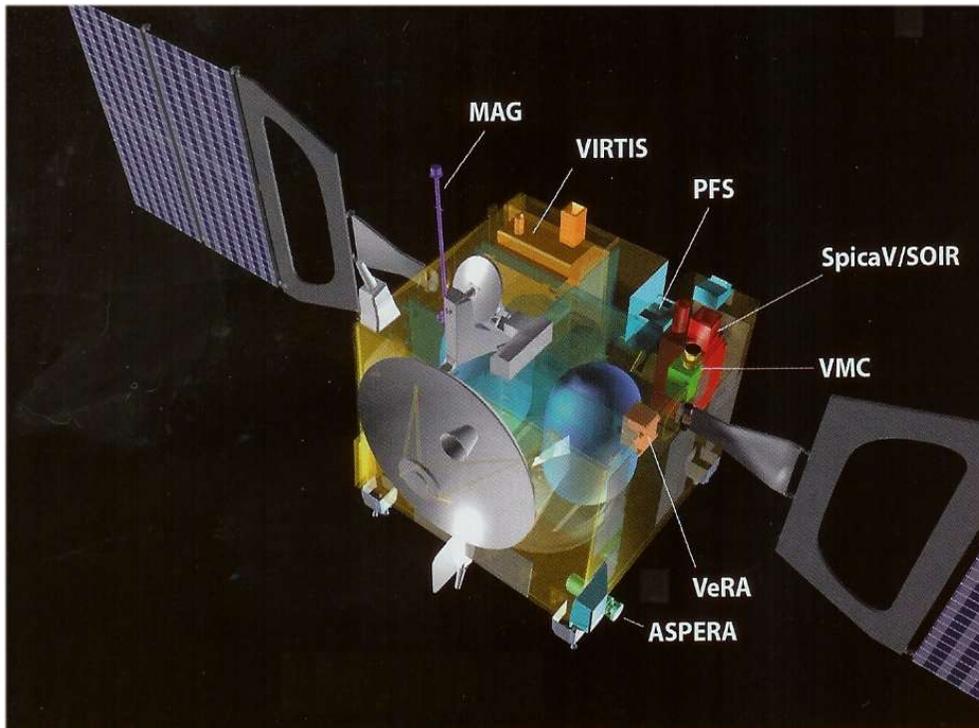
Finalmente, um tipo diferente de sensor é exemplificado no ASPERA-4 na sonda *Venus Express* (lançada em Novembro de 2005). É um analisador de iões e electrões e faz imagens da distribuição de átomos neutros energéticos (ENA).

O objectivo deste sensor é estudar a interacção entre o vento solar e a atmosfera de Vénus. Ainda, caracterizar o plasma e o ambiente de gás neutro próximo de Vénus.



O sensor ASPERA-4.

A sonda *Venus Express*, com várias instrumentações.



O ASPERA-4 tem quatro elementos: dois sensores de ENAs (**NPI** – Neutral Particle Imager; **NPD** – Neutral Particle Detector), um espectrómetro electrónico e um espectrómetro iónico. No que segue descreve-se cada um em mais detalhe:

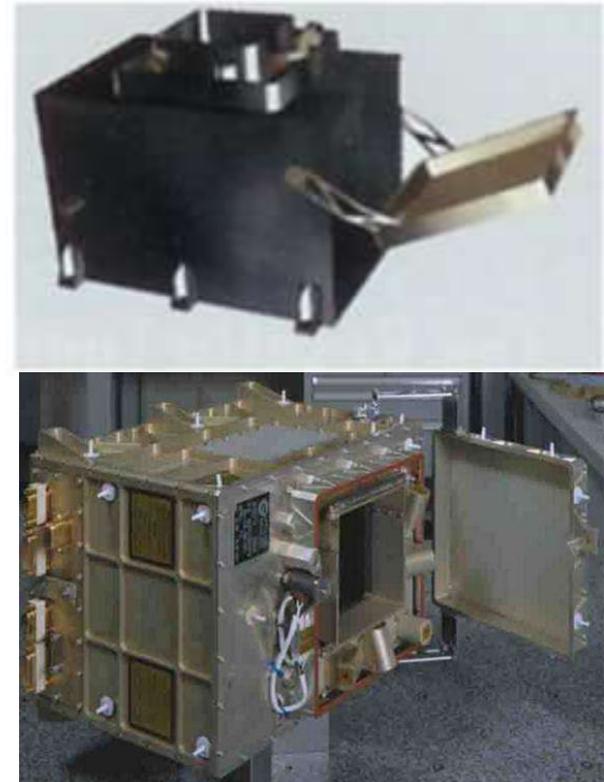
- **Sensor NPI**: permite fazer mapas de partículas neutras (mede o seu fluxo) em 0.1-60 keV; a resolução é  $4^\circ \times 11^\circ$ .
- **Sensor NPD**: além do fluxo, mede também a velocidade e massa das partículas neutras em 0.1-10 keV; a resolução é  $4.5^\circ \times 30^\circ$ .
- **Espectrómetro electrónico (baixa resolução)**: este instrumento é um analisador electrostático que opera em 1eV – 20 keV com resolução  $E/\Delta E \approx 12.5$ .
- **Espectrómetro iónico**: detecta HII,  $H_2^+$ , HeII, OII,  $O_2^+$ ,  $CO_2^+$ , etc. (0.01-36keV/carga).

## 6.3.5 Sensores de poeiras

O sensor que usaremos como exemplo é o **GIADA** (Grain Impact Analyser and Dust Accumulator) na sonda Rosetta.

O GIADA medirá o número, massa, momento (logo, fluxo) e distribuição de velocidades de grãos de poeira no ambiente próximo ao Cometa 67/P Churyumov-Gerasimenko. Conseguirá detectar quer os grãos que chegam directamente do cometa quer os que chegam desviados pela pressão de radiação solar (vindos do início da cauda de poeiras), distinguindo as origens: uma análise estatística das abundâncias será possível.

*O sensor de poeiras GIADA. Em cima apresenta-se um desenho conceptual enquanto em baixo é o sensor real.*



O GIADA divide-se em três módulos:

- **GIADA1**: mede o momento, a velocidade escalar e a massa dos grãos individuais após passagem destes, sucessivamente, pelo GDS (Grain Detection System) e pelo sensor de impacto.
- **GIADA2**: Tem a electrónica, o sistema de aquisição de dados, a alimentação do GIADA, etc.
- **GIADA3**: Mede o fluxo de poeiras (cumulativo) e identifica a direcção da origem das mesmas graças a cinco micro-detectores: um aponta para o núcleo do cometa e os restantes cobrem o que sobra dos  $4\pi$  sr da esfera celeste.

Em mais pormenor o funcionamento e composição do GIADA1:

- **GDS**: consiste em quatro díodos laser que formam uma cortina fina ( $100\text{cm}^2 \times 3\text{mm}$ ). Por cada grão que passa, quatro fotodíodos detectam a luz laser reflectida pelo mesmo.
- **sensor de impacto**: é um diafragma quadrado de alumínio ( $100\text{cm}^2 \times 0.5\text{mm}$ ) com cinco sensores piezoeléctricos (um ao centro e os outros nos quatro cantos). O impacto de cada grão gera movimentos nos sensores que estimam o seu momento (que é proporcional à corrente eléctrica gerada).

Como entre o GDS e o sensor de impacto se mede o tempo de viagem de cada grão, podemos determinar a sua velocidade directamente (em módulo apenas).

## 6.3.6 Magnetómetros

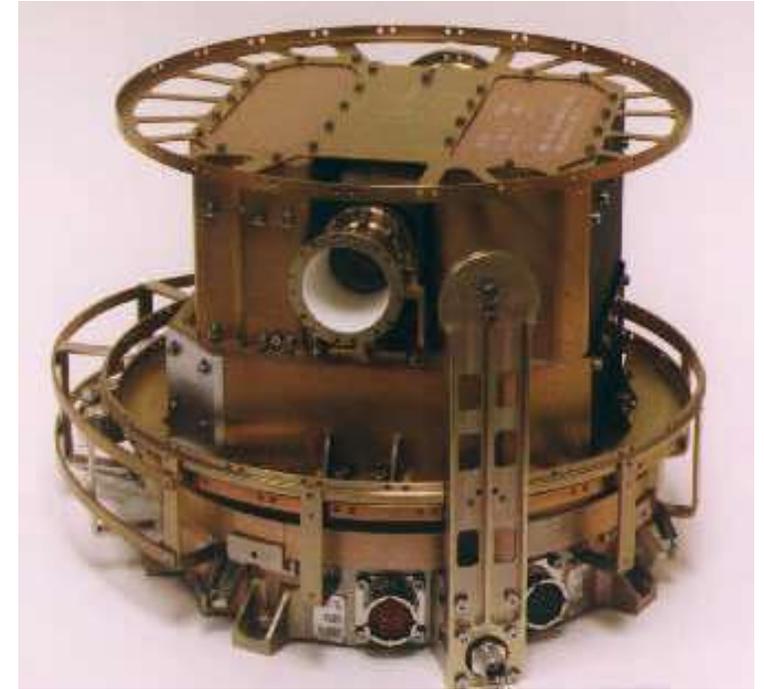
### A) LEMMS

O **LEMMS** (Low Energy Magnetospheric Measurement System) é outro componente do MIMI na Cassini. Recorre a detectores de Estado Sólido para medir a energia de iões e electrões (em 0.02 – 130 MeV) bem como a sua distribuição angular. Consegue discriminar os eventos iónicos por energia e, mesmo, nos casos mais energéticos, por massa ( $\Rightarrow$  espécie). Os electrões são desviados por campos magnéticos para os detectores respectivos.

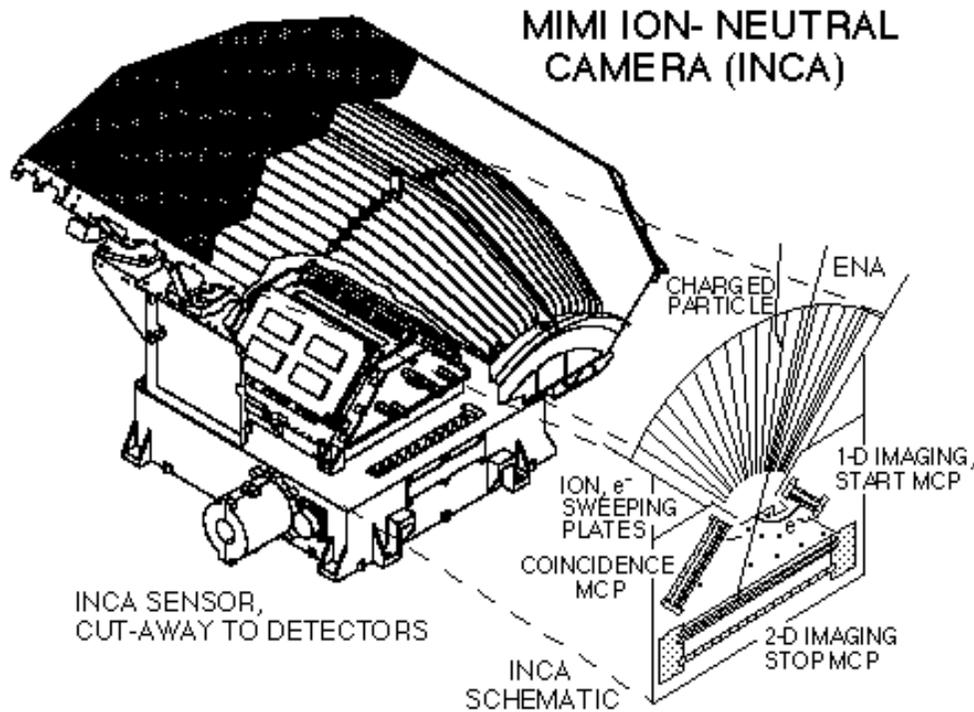
### B) INCA



O **INCA** (Ion and Neutral Camera) também está no MIMI na Cassini. Consegue medir a direcção, energia e massa de ENAs o que permite determinar a distribuição global de iões na gama 7 keV – 8 MeV por nucleão, separando-os por espécie de energia e massa.



O sensor **LEMMS** (massa 6.72 kg; potência 5.2W). Em frente o cone com campo de visão de 15° (para entrada de partículas pouco energéticas). Directamente oposto está o de 30° de campo (partículas muito energéticas). Como o sensor pode rodar de 360°, todo o céu é coberto.



O sensor INCA (massa 6.92 kg; potência 3 W) tem um campo de visão  $120^\circ \times 90^\circ$ . Funciona ao seleccionar ENAs logo à entrada (graças a lâminas carregadas electricamente). Assim que estas atingem a placa 2D do detector consegue determinar-se a sua posição e velocidade (esta última graças à medição do tempo desde a entrada da partícula no sensor até à sua chegada ao detector).

## C) MAG

O **MAG** é o magnetómetro da sonda Venus Express. O seu objectivo científico é encontrar a fronteira do plasma no exterior da atmosfera de Vénus. Consiste num magnetómetro digital de “porta de fluxo” capaz de medir a direcção e a intensidade do campo magnético. Uma parte do sensor está no extremo de uma vara de 1m, enquanto a outra parte está na carcaça da sonda. Esta configuração permite uma sensibilidade  $\sim 10$  pT e garante que o campo magnético medido é, de facto, exterior e não relacionado com “ruído” da própria sonda.



## 6.4 Criogenia

Hoje em dia quase todos os tipos de detectores e sensores devem estar em **ambiente criogénico** para máxima sensibilidade. No que segue, faz-se um sumário dos sistemas criogénicos utilizados, principalmente para apoio da instrumentação em sondas espaciais. O funcionamento que se descreve, no entanto, aplica-se a todo o tipo de sistema criogénico de **apoio a instrumentação astronómica**.

Embora a **liquefacção do hélio** (a 4K) tenha sido conseguida em laboratório pela primeira vez em 1908, o desenvolvimento de sistemas criogénicos levou décadas. Ainda hoje, dependendo do tipo de exigência astronómica, o ponto de liquefacção do azoto (77 K) é uma referência: muitos sistemas usam azoto líquido para arrefecimento.

Há dois métodos para a implementação de sistemas criogénicos:

- Via um **criogénio** (substância a baixa temperatura): Xe, H<sub>2</sub>, O<sub>2</sub>, Ne, <sup>4</sup>He, <sup>3</sup>He, etc.;
- criogenia de ciclo aberto.**
- Via um **sistema mecânico** (refrigerador e/ou radiador) com compartimento para a instrumentação: o **crióstato**; **criogenia de ciclo fechado.**

### 6.4.1 O sistema típico

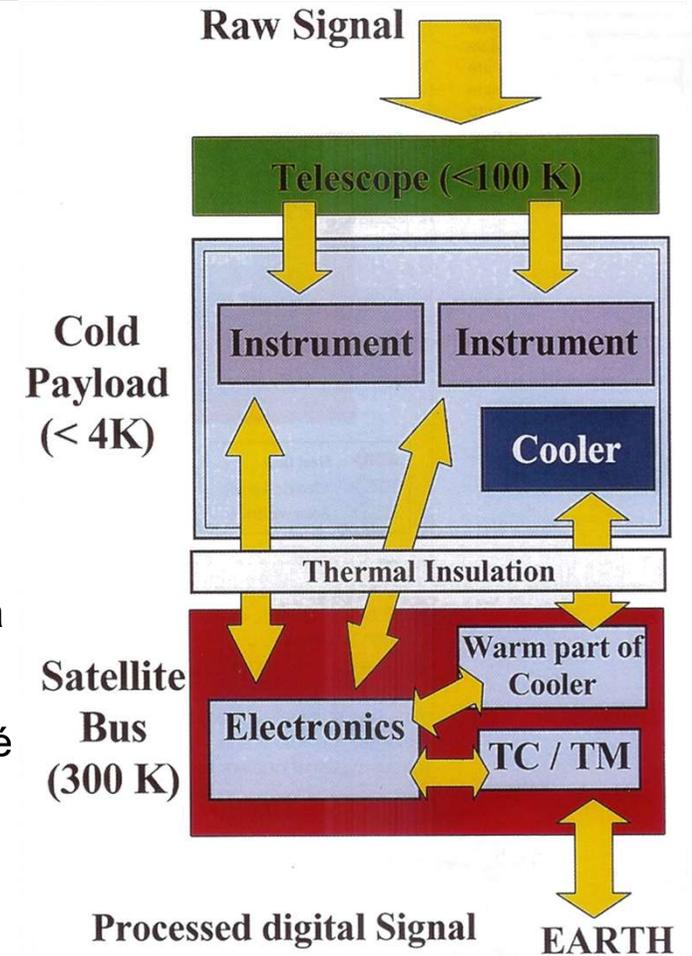
Um **satélite criogénico** tem três componentes principais: o **telescópio** (<100 K), a **instrumentação** (<4 K) e o **módulo de serviço** (electrónica, comunicações; à temperatura “ambiente”). Devido às diferentes temperaturas de operação, o isolamento térmico deve ser muito bom entre as três partes.

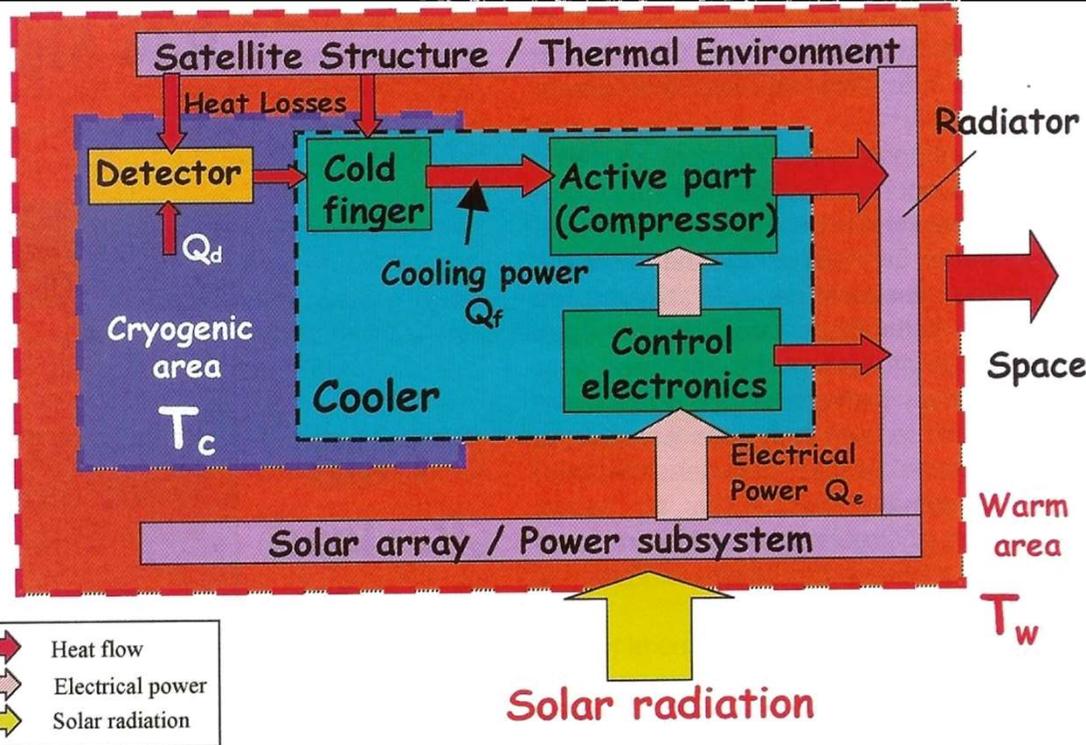
No mínimo, um sistema criogénico contém:

- Um **frigorífico**, incluindo criogénio (e.g. Hélio Líquido), que deve durar vários anos a gravidade zero, e **radiadores**, de forma a que o calor seja extraído; é importante para onde vai este calor e o design do satélite tem isto em conta.
- **Equipamento auxiliar criogénico** (e.g. ligações de calor, interruptores de calor, termometria).

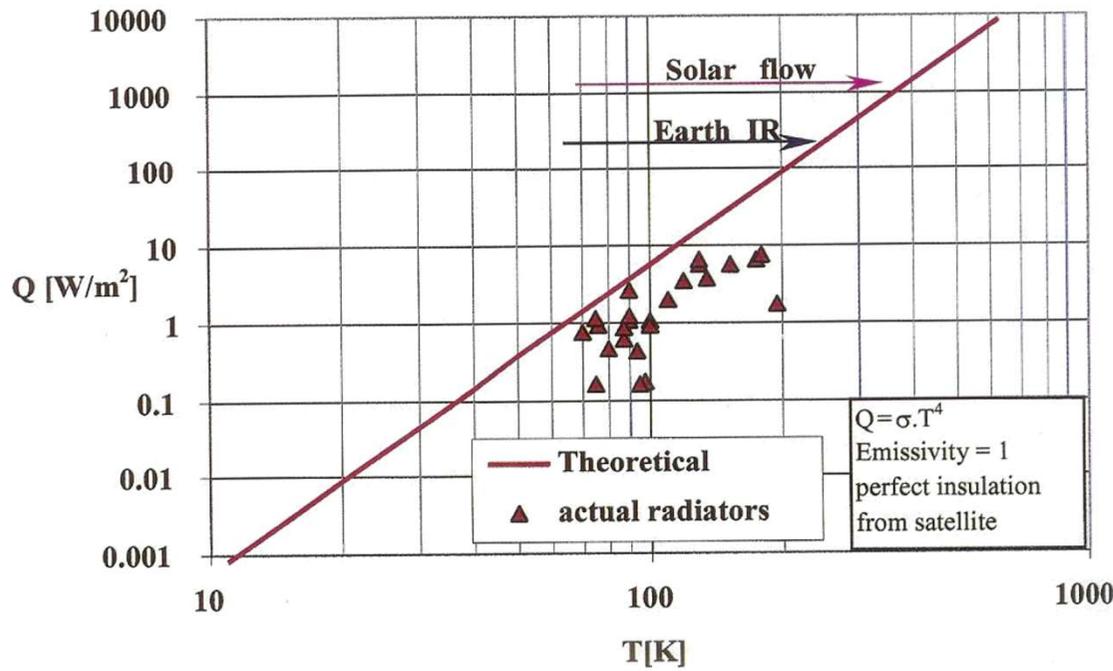
Uma das formas de garantir a criogenia (dita de “**ciclo aberto**”) é a utilização de combustível (criogénio) – idealmente sólido, para evitar a utilização de separadores de fase – que vai evaporando ao longo do tempo. Assim, há um limite temporal para a missão. O criogénio usual é hélio superfluido/supercrítico; também se usam H<sub>2</sub> ou Ne sólidos. A massa máxima de qualquer um destes criogénios é ~150 kg. Em sistemas de baixa temperatura usam-se combinações de compostos como criogénios: N<sub>2</sub>+He, H<sub>2</sub>+He, <sup>3</sup>He+<sup>4</sup>He (chega a 0.1 K), etc.

No caso de criogenia de “**ciclo fechado**” o sistema funciona como num frigorífico. É comum encontrar dois “frigoríficos” em sequência: um primeiro, o “pré-frigorífico” coloca a temperatura <10 K enquanto o frigorífico propriamente dito a coloca em <1 K. Este esquema pode generalizar-se para uma “cadeia” de frigoríficos.





Um sistema frigorífico para arrefecimento de instrumentação num satélite.

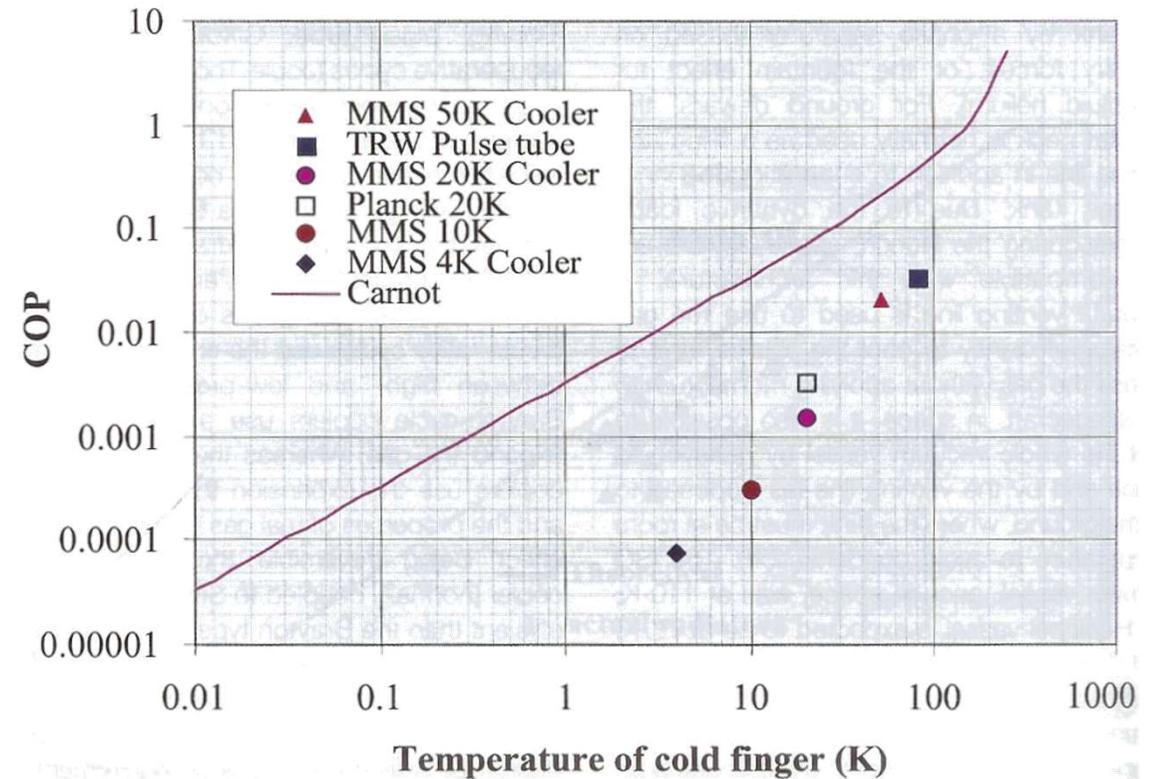


O sistema de arrefecimento mais eficiente e mais utilizado para  $T > 60$  K é o **radiador**.

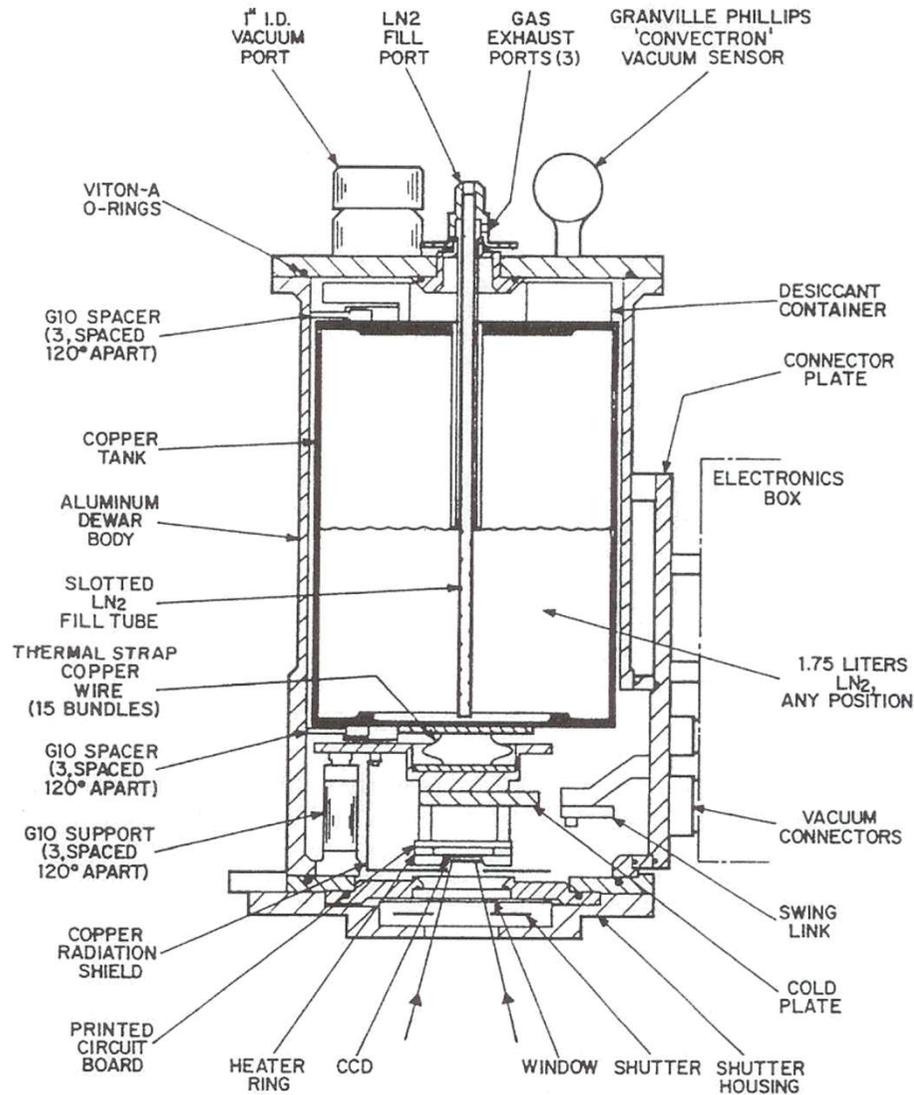
O limite teórico da máxima eficiência de arrefecimento comparado com o que conseguem vários radiadores.

Para  $T < 60$  K só um sistema mecânico com compressor (refrigerativo) funciona de forma eficiente

*Comparação da eficiência de vários sistemas refrigerativos com o Ciclo de Carnot ideal. O parâmetro COP (Coefficient Of Performance) é a razão entre a potência de arrefecimento e a potência eléctrica necessária para operar o refrigerativo. Quanto maior COP, melhor o sistema.*



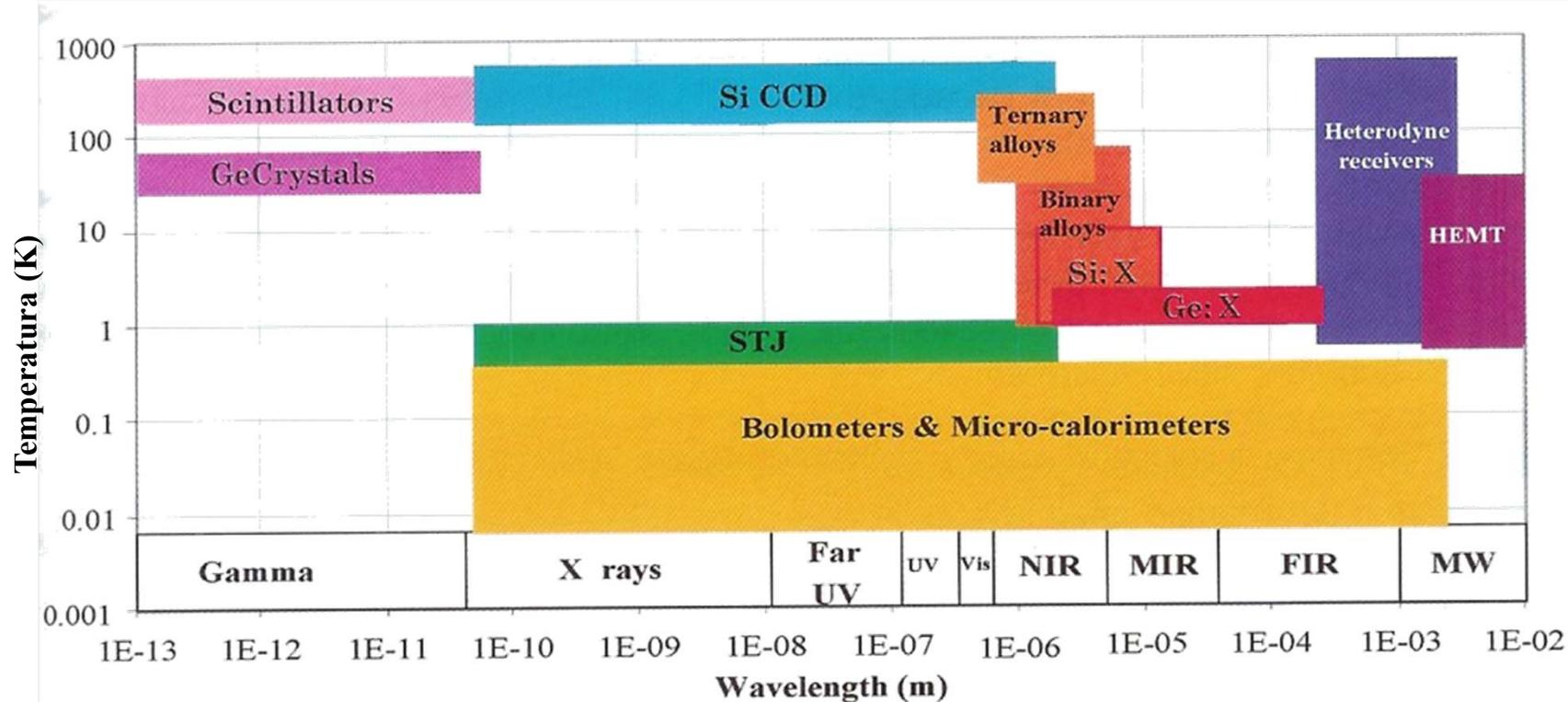
Embora já tenha tido alguma evolução, o “dewar” (garrafa termos criogénica) típico de uma CCD está esquematizado na página seguinte.



O "dewar" típico de uma CCD. Pode funcionar em qualquer orientação (até numa posição invertida). Note-se em baixo a janela para a entrada de radiação que incide no chip da CCD. LN<sub>2</sub>: azoto líquido.

## 6.4.2 Aplicações espaciais

Na Tabela seguinte sumarizam-se as **temperaturas de operação** em função do comprimento de onda para vários tipos de detectores. Note-se que os que operam a temperaturas mais baixas (bolómetros e micro-calorímetros a  $T < 1$  K) são também os que cobrem maiores gamas do espectro electromagnético.

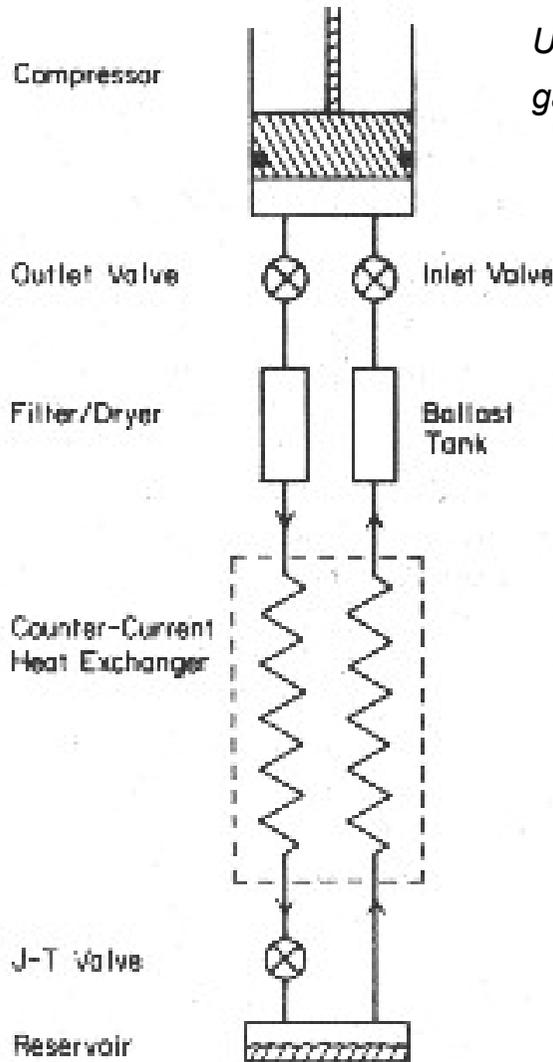


**STJ:** Superconducting Tunnel Junction  
**HEMT:** High Electron Mobility Transistor

Antes do que se lhes vai seguir, são dadas algumas noções necessárias.

Em 1816 Stirling inventou um princípio (Ciclo) de arrefecimento baseado na compressão e expansão de um gás a diferentes temperaturas. Em 1834, Hershel (não o astrónomo) adaptou o Ciclo de Stirling para fazer gelo e, desde então, o [frigorífico de Stirling](#) tem vários usos, também no apoio à Astronomia.

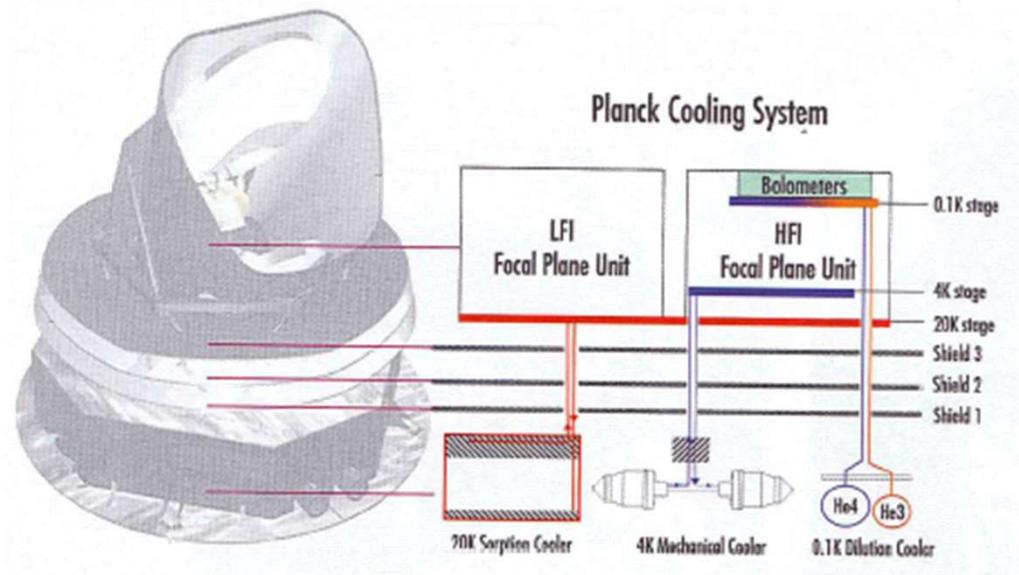
Por outro lado, o arrefecimento [Joule-Thompson](#) recorre à expansão de um gás não-ideal, a entalpia constante ( $H=U+PV$ ), de alta para baixa pressão. A ideia do [frigorífico Joule-Thompson](#) é criar uma amplificação do efeito ao utilizar gás já arrefecido para iniciar um novo ciclo de arrefecimento (e assim sucessivamente). Efectivamente, a temperatura diminui, pouco a pouco.



Um frigorífico Joule-Thompson. A expansão do gás dá-se na válvula J-T.

Como exemplo da complexidade de alguns sistemas, o caso do Planck. Para atingir o objectivo de 0.1K em operação são necessárias **quatro fases**:

- i) Radiadores (pré-arrefecimento até 60K);
- ii) frigorífico Joule-Thompson de hidrogénio (60K → 20K);
- iii) frigorífico Joule-Thompson de hélio (20K → 4K);
- iv) frigorífico de diluição de ciclo aberto (4K → 0.1K);



Uma relação entre o tipo de sistema criogénico utilizado, a temperatura-objectivo e o tempo de vida estimado para várias missões espaciais astronómicas apresenta-se na Tabela seguinte.

| Missão      | Aplicação              | Tipo/Classe      | Ano de lançamento | Sistema criogénico                    | Temperatura "a bordo" (K) | Vida       | Órbita           | Status      |
|-------------|------------------------|------------------|-------------------|---------------------------------------|---------------------------|------------|------------------|-------------|
| IRAS        | Ciência/IV             | satélite/survey  | 1983              | crióstato $^4\text{He}$               | 3                         | 290 dias   | polar            | terminada   |
| COBE        | Ciência/sub-mm         | satélite/survey  | 1989              | crióstato <sup>a</sup> $^4\text{He}$  | 1.5                       | 305 dias   | próxima          | terminada   |
| ISO         | Ciência/IV             | satélite/observ. | 1995              | crióstato <sup>b</sup> $^4\text{He}$  | 1.8-10                    | 840 dias   | elíptica         | terminada   |
| NICMOS -HST | Ciência/Vis+IV         | instrumento      | 1997              | crióstato $\text{N}_2$                | 60                        | 700 dias   | elíptica         | terminada   |
| Astro-E     | Ciência/raios X        | satélite/observ. | 2000              | crióstato $\text{Ne}+^4\text{He}$     | 0.065                     | 730 dias   | elíptica         | perdeu-se   |
| INTEGRAL    | Ciência/raios $\gamma$ | satélite/observ. | 2002              | frigorífico Stirling                  | 85                        | 2 - 5 anos | elíptica         | em operação |
| Spitzer     | Ciência/IV             | satélite/observ. | 2004              | crióstato <sup>c</sup> $^4\text{He}$  | 1.4                       | 2.5 anos   | segue-Terra      | em operação |
| XEUS        | Ciência/raios X        | satélite/observ. | >2007             | frigorífico Stirling                  | 0.05-0.3                  | > 10 anos  | elíptica         | em estudo   |
| Herschel    | Ciência/IV             | satélite/observ. | 2008              | frigorífico $^4\text{He}+^3\text{He}$ | 0.3; 1.74                 | 5 anos     | L2 (Sol-Terra)   | em estudo   |
| Planck      | Ciência/IV             | satélite/survey  | 2008              | crióstato $\text{H}_2+^4\text{He}$    | 0.1; 20 <sup>d</sup>      | 460 dias   | L2 (Sol-Terra)   | em estudo   |
| JWST        | Ciência/IV             | satélite/observ. | >2010             | frigorífico + radiador                | 4-40                      | 5-10 anos  | L2 (Sol-Terra)   | em estudo   |
| ARISE       | Ciência/rádio          | satélite/interf. | 2008              | frigorífico $\text{H}_2$              | 20                        | ?          | elíptica         | em estudo   |
| DARWIN      | Ciência/IV             | satélite/interf. | >2009             | frigorífico $\text{H}_2$              | 4-30                      | ?          | L2 (segue-Terra) | em estudo   |
| Rosetta     | Ciência/cometa         | sonda            | 2004              | frigorífico Stirling                  | 80                        | 10 anos    | heliocêntrica    | em operação |

<sup>a</sup>hélio superfluido (650 litros)

<sup>b</sup>hélio superfluido (2200 litros)

<sup>c</sup>hélio superfluido (360 litros)

<sup>d</sup>Esta temperatura corresponde a um HEMT