



FACULDADE DE  
CIÊNCIAS E TECNOLOGIA  
UNIVERSIDADE D  
COIMBRA



**Fundamentos de Inteligência Artificial**  
**2024/2025 - 2º Semestre**

**Trabalho Prático Nº1:**  
**Lunar Lander**

Alexandra Marques (2022217666)

Diogo Baptista Costa (2022213506)

João Pedro Mariano Cascais (2022212179)

# 1. Introdução

Este projeto visa desenvolver um sistema de controlo autónomo para aterragem de um módulo lunar no ambiente simulado *LunarLander-v3* do Gymnasium. O agente reativo implementado utiliza um sistema de produções baseado em regras para ajustar propulsores com base em percepções do ambiente, seguindo duas metas principais:

1. Correção horizontal e posicionamento sobre a zona de aterragem.
2. Estabilização vertical e descida controlada.

## 2. Configuração do Ambiente

Parâmetros de simulação:

```
GRAVITY = -10.0           # Aceleração gravítica
ENABLE_WIND = False       # Ativação de vento (testado com
                           True/False)
WIND_POWER = 15.0         # Intensidade do vento
EPISODES = 10000          # Número de simulações
```

O ambiente utiliza observações contínuas (posição (x, y), velocidade (x, y, angular), orientação (ângulo) e contacto das pernas com a superfície) e ações contínuas (força dos propulsores principal/laterais).

## 3. Primeira Abordagem

### 3.1 Percepções (Sensores)

O nosso código final não foi a primeira abordagem, embora nos tenha inspirado para o desenvolvimento do código mais elaborado e mais bem sucedido. Apresenta-se de seguida as percepções usadas neste código inicial ao lado da função equivalente em código.

```
def is_tilted_right(observation):          #  $\Theta_R$  - Orientação da nave para a direita
    return observation[4] < -np.deg2rad(5)

def is_tilted_left(observation):          #  $\Theta_L$  - Orientação da nave para a esquerda
    return observation[4] > np.deg2rad(5)

def is_moving_left(observation):          # MovL - Move-se para a esquerda
    return observation[2] < 0

def is_moving_right(observation):         # MovR - Move-se para a direita
    return observation[2] > 0

def is_above_landing_zone(observation):   # Z - Na landing zone
    return abs(observation[0]) < 0.2

def on_left_landing_zone(observation):    # L - À esquerda da landing zone
    return observation[0] < -0.2

def on_right_landing_zone(observation):   # R - À direita da landing zone
    return observation[0] > 0.2

def is_falling_fast(observation):         # FastY - A cair demasiado rápido
    return observation[3] < -0.2

def is_rotating_clockwise(observation):   #  $V\Theta_H$  - Roda no sentido horário
    return observation[5] < 0

def is_rotating_counterclockwise(observation): #  $V\Theta_{AH}$  - Roda no sentido anti-horário
    return observation[5] > 0

def legs_are_touching(observation):       # LT - As duas pernas tocam no chão
    return observation[6] == 1 and observation[7] == 1

def above_altitude_threshold(observation, threshold): # YA - Nave acima do threshold
    return observation[1] > threshold
```

### 3.2 Ações (Atuadores)

Conjunto de comandos disponíveis:

```
def thrust_main_engine(power=1.0):    # M - Ativar main engine
    return [power, 0]

def thrust_side_engines(power=0):    # S - Ativar side engines
    return [0, power]                # [-1 ; - 0.5] → Direita | [0.5 ; 1] → Esquerda

def no_thrust():                      # D - Desativa todos os engines
    return [0, 0]
```

### 3.3 Sistema de Produções

Inicialmente optou-se uma estratégia que tentava estabilizar a nave, ou seja, colocá-la numa orientação vertical ainda com um valor de Y grande.

Deste modo, se a nave estiver no meio basta descer até à zona de aterragem enquanto se garante a estabilidade da nave (controlo da inclinação).

```
L,  $\theta_R$  -> S(-0.51)
L,  $\sim\theta_R$  -> S(0.51)
R,  $\theta_L$  -> S(0.51)
R,  $\sim\theta_L$  -> S(-0.51)
Z,  $\theta_L$  -> S(0.51)
Z,  $\theta_R$  -> S(-0.51)
LT -> D
```

Com esta primeira versão conseguiu-se registar apenas uma taxa de sucesso de aterragem de 31.74% sem vento. Após a análise destes resultados percebeu-se que seria necessário fazer alterações significativas ao código para conseguir ter uma boa taxa de sucesso.

## 4. Processo Empírico

Na versão anterior obtivemos resultados baixos. Deve-se ao facto de termos usado poucas percepções para determinar as ações finais da nave. Deste modo, inspirados na ideia base desta versão - separação das zonas: esquerda, centro, direita - acrescentaram-se mais percepções para a tomada da decisão final.

A seguinte descrição do processo empírico, foi desenvolvida executando testes na presença de vento.

Ao longo deste capítulo vão ser apresentados parcialmente os Sistemas de Produções utilizados, apenas com as produções alteradas/adicionadas e, para evitar repetições desnecessárias, apresenta-se apenas a produção do lado esquerdo do mapa, já que a do lado direito é idêntica mas em simétrico ( $L, \dots \rightarrow \dots$ ). Na secção 5.1. é possível consultar o sistema de produções final.

Optou-se por implementar uma verificação constante do ângulo da nave, visando mantê-la o mais vertical possível durante todo o processo, a fim de evitar movimentos abruptos e ter a nave estável (Sistema de Produções parcial):

$$L, \theta_L, \text{FastY} \rightarrow M(0.51), S(0.6)$$
$$L, \theta_L \rightarrow S(0.6)$$
$$L, \theta_R, \text{FastY} \rightarrow M(0.51), S(-0.6)$$
$$L, \theta_R \rightarrow S(-0.6)$$

As produções anteriores geraram uma taxa de sucesso de 9%.

Para se obter um controlo mais preciso, modificou-se a função *is\_tilted()* de modo a incluir um parâmetro para a comparação dentro dela. Desta forma, tanto na inclinação para a esquerda como para a direita, comparou-se a inclinação atual com o valor passado por parâmetro para que a nave esteja com a inclinação entre os 2 valores desejados e se desloque na direção pretendida.

Desta forma experimentou-se a seguinte produção (Sistema de Produções parcial):

$$L, \theta_L(2), \text{FastY} \rightarrow M(0.51), S(0.6)$$
$$L, \theta_L(2) \rightarrow M(0.6)$$
$$L, \theta_R(5), \text{FastY} \rightarrow M(0.51), S(-0.51)$$
$$L, \theta_R(5) \rightarrow S(-0.51)$$
$$L \rightarrow M(0.51)$$

Seguindo esta lógica, tornou-se imperativo que, quando a nave atingisse a inclinação correta, o motor central fosse ativado para impedir a sua queda e manter o movimento desejado. Com o sistema de produções anterior, conseguiu-se alcançar uma taxa de 19% de aterragens bem-sucedidas.

No entanto, o nosso principal desafio persistia: a instabilidade resultante de um impulso demasiado forte para um dos lados. Para solucionar esta questão, implementou-se uma verificação adicional da velocidade horizontal (Sistema de Produções parcial):

L, Mov\_L,  $\theta_L(-5) \rightarrow M(0.51), S(0.51)$

L, Mov\_L,  $\theta_R(20) \rightarrow M(0.51), S(-0.51)$

As produções anteriores geraram uma taxa de sucesso de 24.5%.

O objetivo deste novo parâmetro (*is\_tilted()*) é este definir o limiar do ângulo para a esquerda e a direita. Para explicar vamos criar 2 exemplos. 1) Nave encontra-se do lado esquerdo a aproximar-se do centro. 2) Nave encontra-se do lado direito a afastar-se do centro.

No caso 1), a nave necessita de fazer menos esforço para alcançar o centro, sendo, assim, a gama de valores do ângulo menor e ligeiramente inclinada para a direita.

No caso 2), a nave necessita de um maior esforço e inclinação para a esquerda, logo a gama de valores do ângulo da nave é maior e o limiar do ângulo da esquerda é superior, para permitir que esta se desloque mais rapidamente nessa direção.

A Figura 1. procura exemplificar os dois casos e mostrar a gama de valores do ângulo da nave permitidos, de modo a que esta se desloque na direção pretendida e a uma velocidade adequada.

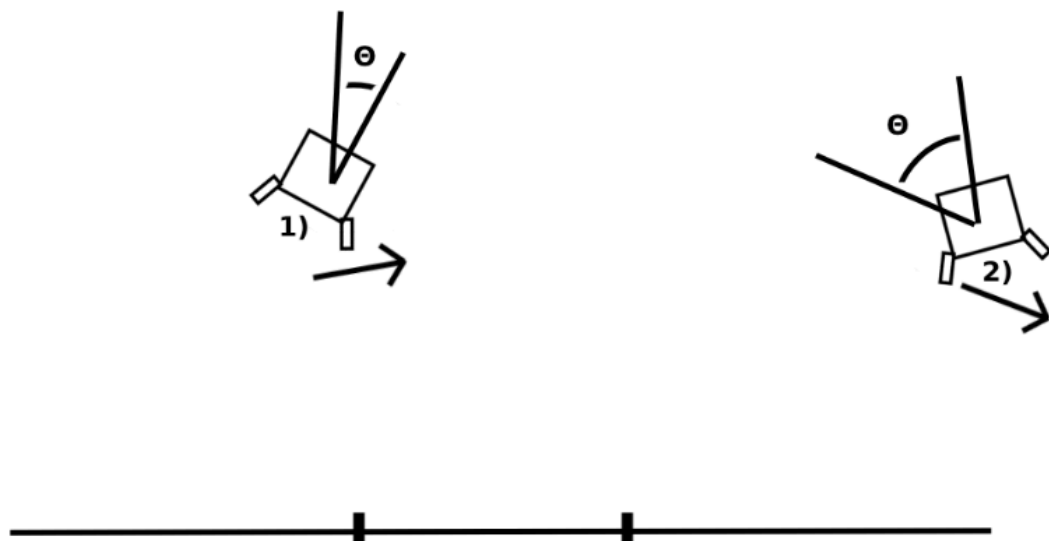


Figura 1.

Deste modo, à medida que a nave se aproxima do centro, procura-se que esta tenha cada vez menos inclinações angulares, com o propósito de a manter estável na aproximação ao centro.

Esta medida adicionada permitiu ajustar com maior precisão o ângulo necessário para direcionar a nave para o centro horizontal, baseando-nos na velocidade horizontal atual. Após ajustes dos valores colocados nos parâmetros das percepções (ângulos) e ações (motores), chegou-se à taxa de sucesso de 32%.

Por fim, constatou-se que a nave frequentemente perdia o controlo nas proximidades do solo, para tal, aumentou-se ligeiramente a potência fornecida ao motor principal. Esta última alteração resultou numa taxa de sucesso de 34% em condições de vento.

Tal como mencionado no início da capítulo 4, esta abordagem foi construída e melhorada executando testes na presença de vento, o que levou a que se encontrasse os valores ideais para a nave aterrar em condições de vento. Aquando da testagem na ausência do mesmo, a percentagem foi cerca de 70%. Procurou-se ajustar valores, assim como, adicionar as percepções das pernas a tocar no solo e a velocidade angular da nave, mas todas estas acabaram por ter um impacto negativo na taxa de sucesso, pelo que, concluímos que atingimos valores satisfatórios para o pedido neste projeto.

## 5. Abordagem Final

As percepções e ações usadas neste sistema foram as mesmas que as apresentadas em 3.1. e 3.2. tendo como única diferença a adição de um parâmetro nas funções *is\_tilted()* para a comparação dos valores (Explicado no capítulo 4).

### 5.1. Sistema de Produções

Z,  $\theta_{RW}(1)$ , FastY  $\rightarrow$  M(0.51), S(-0.51)

Z,  $\theta_{LW}(1)$ , FastY  $\rightarrow$  M(0.51), S(0.51)

Z, FastY  $\rightarrow$  M(0.51)

Z  $\rightarrow$  D

L, MovL,  $\theta_{LW}(-3)$ ,  $\sim Y_A$   $\rightarrow$  M(0.7), S(0.7)

L, MovL,  $\theta_{RW}(12)$ ,  $\sim Y_A$   $\rightarrow$  M(0.7), S(-0.6)

L, MovL,  $\theta_{LW}(-3)$   $\rightarrow$  M(0.51), S(0.7)

L, MovL,  $\theta_{RW}(12)$   $\rightarrow$  M(0.51), S(-0.6)

L,  $\theta_{LW}(-1)$ , FastY  $\rightarrow$  M(0.51), S(0.6)

L,  $\theta_{LW}(-1)$   $\rightarrow$  S(0.6)

L,  $\theta_{RW}(10)$ , FastY  $\rightarrow$  M(0.51), S(-0.6)

L,  $\theta_{RW}(10)$   $\rightarrow$  S(-0.6)

L  $\rightarrow$  M(0.65), S(0.51)

R, MovR,  $\theta_{RW}(-3)$ ,  $\sim Y_A$   $\rightarrow$  M(0.7), S(-0.7)

R, MovR,  $\theta_{LW}(12)$ ,  $\sim Y_A$   $\rightarrow$  M(0.7), S(0.6)

R, MovR,  $\theta_{RW}(-3)$   $\rightarrow$  M(0.51), S(-0.7)

$R, \text{MovR}, \theta_{\text{LW}}(12) \rightarrow M(0.51), S(0.6)$

$R, \theta_{\text{LW}}(10), \text{FastY} \rightarrow M(0.51), S(0.6)$

$R, \theta_{\text{LW}}(10) \rightarrow S(0.6)$

$R, \theta_{\text{RW}}(-1), \text{FastY} \rightarrow M(0.51), S(-0.6)$

$R, \theta_{\text{RW}}(-1) \rightarrow S(-0.6)$

$R \rightarrow M(0.65), S(-0.51)$

D

## 6. Experiências e Resultados

Condição	Modelo	Taxa de Sucesso	Média de Passos (Sucesso)
Sem vento	1ª Versão	31.85%	2113
Com vento	1ª Versão	32.32%	2165
Sem vento	Modelo Final	70.95%	14981
Com vento	Modelo Final	34.71%	9285

Análise:

- Eficácia em condições normais: Precisão no posicionamento e controlo vertical.
- Estabilidade: Quando ocorre um impulso grande inicial, a nave tem uma descida menos controlada e grandes variações de inclinação podendo, por vezes, comprometer a aterragem.
- Fragilidade ao vento: O sistema fixo não compensa forças externas, exigindo ajustes manuais.



## 7. Problemas e Soluções

Desafio	Solução Implementada
Fraco controlo no ângulo para correção da posição horizontal	Adição de um limiar (intervalo em que pode ser feita essa correção) para a nave ficar estável
Desvio horizontal	Combinação de posição (x) e velocidade (vx) na decisão do limiar do ângulo
Colisões violentas	Limite de velocidade vertical (-0.4 m/s)

## 8. Conclusões

O agente atinge alta confiabilidade em condições estáveis, conseguindo uma ótima estabilização e descida controlada, quando não existe impulso lateral. Na existência de impulso inicial, consegue controlar na maioria dos casos aterrando corretamente.

A presença de vento compromete a performance do agente, no entanto, foi possível encontrar valores favoráveis à aterragem nessas condições.

## 9. Perspetivas

Utilizador:

- Interface simples com taxas de sucesso aceitáveis.
- Dificuldade em ajustar manualmente parâmetros para novas condições.

*(Documentação completa do código disponível nos comentários inline.)*