



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA E TECNOLOGIA
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

INPE-7681-NTC/342

**MAPEAMENTO DE TRAJETÓRIAS ESPACIAIS EM TRÊS
DIMENSÕES COM A DINÂMICA DO PROBLEMA RESTRITO DE
TRÊS CORPOS**

Gislaine de Felipe

INPE
São José dos Campos
2000

MINISTÉRIO DA CIÊNCIA E TECNOLOGIA
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

INPE-7681-NTC/342

**MAPEAMENTO DE TRAJETÓRIAS ESPACIAIS EM TRÊS
DIMENSÕES COM A DINÂMICA DO PROBLEMA RESTRITO DE
TRÊS CORPOS**

Gislaine de Felipe

INPE
São José dos Campos
2000

SUMÁRIO

	<u>Pág.</u>
1 INTRODUÇÃO.....	1
2 OBJETIVOS.....	1
3 A MANOBRA GRAVITACIONALMENTE ASSISTIDA EM TRÊS DIMENSÕES.....	1
4 ALGORITMO PARA RESOLVER O PROBLEMA TRIDIMENSIONAL.....	1
5 RESULTADOS PARA O SISTEMA SOL-TERRA.....	6
6 RESULTADOS PARA O SISTEMA SOL – MARTE.....	15
7 RESULTADOS PARA O SISTEMA SOL – VÊNUS.....	25
8 RESULTADOS PARA O SISTEMA SOL – MERCÚRIO.....	34
9 RESULTADOS PARA O SISTEMA SOL – JÚPITER.....	43
10 RESULTADOS PARA O SISTEMA SOL – SATURNO.....	50
11 RESULTADOS PARA O SISTEMA SOL – URANO.....	56
12 RESULTADOS PARA O SISTEMA TERRA – LUA.....	62
13 CONCLUSÕES.....	67

1 INTRODUÇÃO

No presente trabalho as manobras *Swing-by* são descritas, estudadas e classificadas utilizando-se o modelo dado pelo Problema Restrito Circular de Três-Corpos em três dimensões. Assume-se que o sistema é formado por dois corpos principais que estão em órbitas circulares em torno do seu centro de massa e um terceiro corpo de massa desprezível que está se movendo sob a atração gravitacional dos dois primários.

2 OBJETIVOS

O objetivo do presente estudo é simular uma grande variedade de condições iniciais para essas órbitas e classificá-las de acordo com os efeitos causados por essa aproximação na órbita do veículo espacial. Assume-se que este *Swing-by* é executado ao redor do corpo secundário do sistema.

3 A MANOBRA GRAVITACIONALMENTE ASSISTIDA EM TRÊS DIMENSÕES

A manobra *Swing-by* é uma técnica muito utilizada para diminuir o consumo de combustível em missões espaciais. O modelo mais habitual de se estudar esta manobra é dividir o problema em três fases dominadas pela Mecânica Celeste de dois-corpos. Outros modelos utilizados para estudar esta manobra são o Problema Restrito Circular de Três-Corpos e o Problema Restrito Elíptico de Três-Corpos.

A manobra gravitacionalmente assistida tri-dimensional consiste em utilizar um encontro com um corpo celeste para mudar a velocidade, energia, e momento angular de um corpo menor (um cometa ou um veículo espacial) utilizando o espaço tri-dimensional. Nesta versão a manobra pode ser identificada através de quatro parâmetros independentes:

- a) V_p , a magnitude da velocidade do veículo espacial no perigeu. Para o caso mais geral, seria necessário dar uma informação sobre a direção da velocidade. Como modelo inicial somente são consideradas velocidades paralelas ao plano x-y. Utiliza-se esta limitação porque a situação mais habitual é a pesquisa interplanetária e os planetas têm órbitas que são quase coplanares. Considerando esta aproximação, e levando em conta que a velocidade do perigeu é perpendicular ao vetor do perigeu, a informação sobre a magnitude da velocidade é suficiente para especificar completamente o vetor velocidade;
- b) R_p , a distância entre o veículo espacial e o corpo celeste durante a máxima aproximação;
- c) α , o ângulo entre a linha de projeção do perigeu no plano x-y e a linha que conecta o dois primários;
- d) β , o ângulo entre a linha de perigeu e o plano x-y.

A Figura A mostra esta manobra e algumas variáveis importantes.

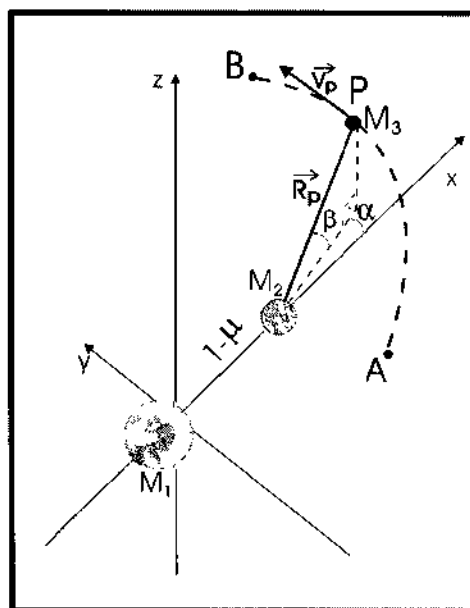


Fig. A – Geometria da manobra Swing-by em três dimensões

Assume-se que o sistema tem três corpos: um primário (M_1) e um secundário (M_2) com massas finitas que estão em órbitas circulares ao redor do seu centro de massa comum e um terceiro corpo com massa desprezível (o veículo espacial) o qual tem seu movimento governado pelos dois outros corpos. O veículo espacial deixa o ponto A, passa pelo ponto P (o perigeu da trajetória do veículo espacial em sua órbita ao redor M_2) e vai para o ponto B. Os pontos A e B são escolhidos de tal modo que a influência de M_2 nesses dois pontos pode ser negligenciada e, conseqüentemente, assume-se que a energia pode permanecer constante depois de B e antes de A (neste sistema aplica-se Mecânica Celeste de dois-corpos).

As condições iniciais são identificadas claramente na Figura A: a distância do perigeu R_p (distância medida entre o ponto P e o centro de M_2); os ângulos α e β ; a velocidade V_p . A distância R_p não está em escala para facilitar o entendimento da figura. O resultado desta manobra é uma mudança na velocidade, energia e momento angular na órbita kepleriana do veículo espacial ao redor do corpo central.

4 ALGORITMO PARA RESOLVER O PROBLEMA TRIDIMENSIONAL

O problema principal é simular e classificar trajetórias passando próximo a um corpo celeste, medindo sua energia e momento angular antes e depois do encontro, determinando o seu tipo de órbita.

Um algoritmo numérico para resolver o problema tem as seguintes etapas:

- 1) Escolhem-se valores arbitrários para os quatro parâmetros R_p , V_p , α e β ;
- 2) Com estes valores são computadas as condições iniciais no sistema rotacional. A posição inicial é o ponto (X_i, Y_i, Z_i) e a velocidade inicial é $(V_{X_i}, V_{Y_i}, V_{Z_i})$, onde:

$$X_i = 1 - \mu + R_p \cos(\beta)\cos(\alpha) \quad (I)$$

$$Y_i = R_p \cos(\beta) \sin(\alpha) \quad (2)$$

$$Z_i = R_p \sin(\beta) \quad (3)$$

$$V_{xi} = -V_p \sin(\alpha) + R_p \cos(\beta) \sin(\alpha) \quad (4)$$

$$V_{yi} = V_p \cos(\alpha) - R_p \cos(\beta) \cos(\alpha) \quad (5)$$

$$V_{zi} = 0 \quad (6)$$

A última equação vem da decisão de estudar as manobras com V_p paralelo ao plano orbital dos primários;

- 3) Com estas condições iniciais, as equações de movimento são integradas para frente no tempo até que a distância entre M_2 e o veículo espacial seja maior que um limite especificado d . Neste momento a integração numérica é parada e a energia ($E+$) e o momento angular ($C+$) depois do encontro são calculados pela Mecânica Celeste de Dois Corpos;
- 4) A partícula retorna para suas condições iniciais no ponto P e as equações de movimento são integradas para trás no tempo, até que a distância d seja alcançada novamente. Então a energia ($E-$) e o momento angular ($C-$) antes do encontro são calculados pela Mecânica Celeste de Dois Corpos.

Para todas as simulações mostradas nesse capítulo, foram utilizados como integrador numérico um método de Runge-Kutta de quarta ordem com controle do tamanho do passo e um Runge-Kutta de oitava ordem. Os resultados dessa comparação mostram que não há nenhuma distinção entre os gráficos obtidos. O critério para parar a integração numérica é a distância entre o veículo espacial e M_2 . Quando esta distância alcança o valor $d = 0,5$ (a metade do semi-eixo maior dos dois primários), a integração numérica é interrompida. O valor $0,5$ é muito maior que a esfera de influência de M_2 para todos os sistemas utilizados nesse trabalho o que evita quaisquer efeitos de M_2 a estes pontos. Como exemplo, o sistema Terra-Lua possui $d = 0,00077$, em unidades canônicas. Efetuou-se simulações usando-se valores maiores para esta distância e também aumentando-se o tempo de integração, sem que tenha ocorrido alteração significativa nos resultados.

Com este algoritmo disponível, as condições iniciais dadas (valores de R_p , V_p , α , β) são variadas em qualquer intervalo desejado e são estudados os efeitos da aproximação próxima sobre a órbita do veículo espacial.

Dessa forma, os resultados consistem em gráficos que mostram a mudança da órbita do veículo espacial devida ao encontro com M_2 para uma grande variedade de condições iniciais. Primeiramente, é feita a classificação de todos os encontros entre M_2 e o veículo espacial, de acordo com a alteração obtida na órbita do veículo espacial.

São usadas as letras A, B, C, D, E, F, G, H, I, J, K, L, M, N, O e P para esta classificação. Elas estão relacionadas com as órbitas de acordo com as regras mostradas na tabela abaixo.

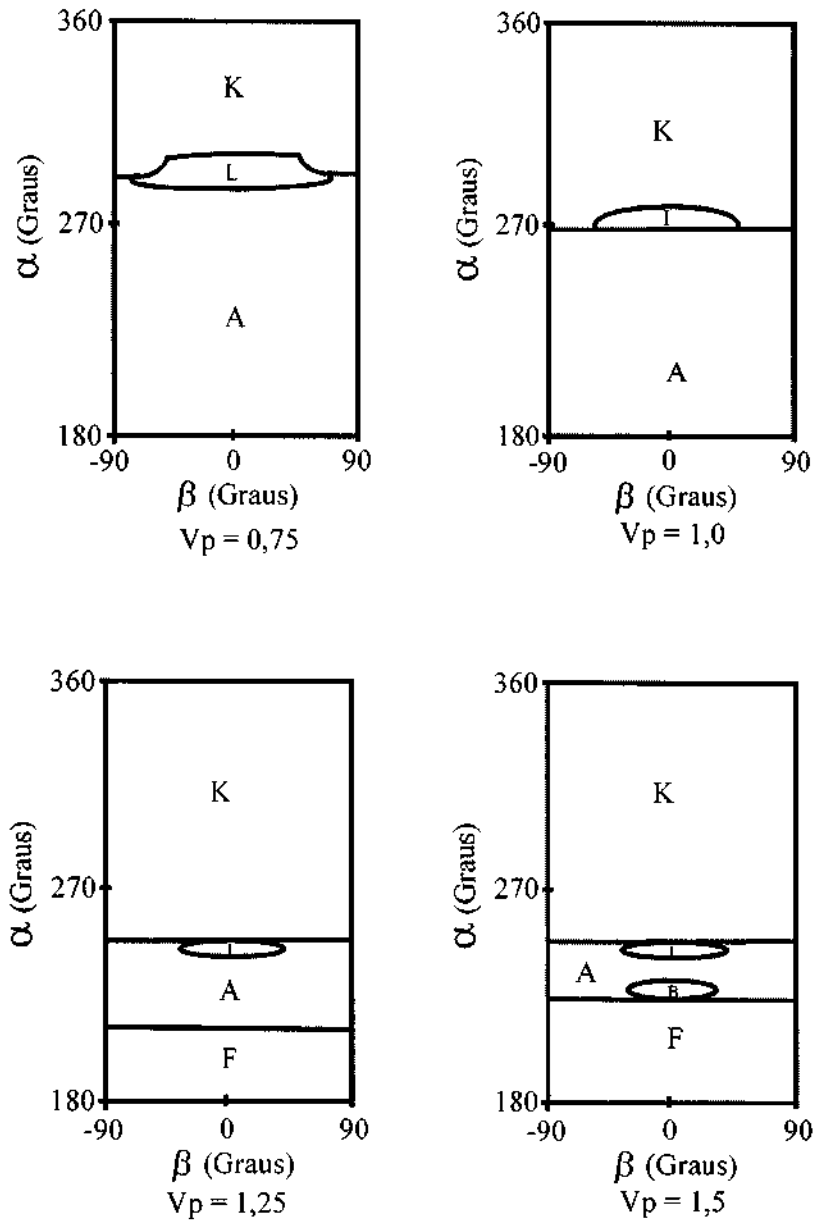
TABELA 1 - REGRAS PARA O ESTABELECIMENTO DE LETRAS PARA AS ÓRBITAS

Antes:	Depois:	Elíptica Direta	Elíptica Retrógrada	Hiperbólica Direta	Hiperbólica Retrógrada
Elíptica Direta		A	E	I	M
Elíptica Retrógrada		B	F	J	N
Hiperbólica Direta		C	G	K	O
Hiperbólica Retrógrada		D	H	L	P

Dessa forma são simuladas algumas combinações de R_p e V_p para sistemas diferentes que são mostradas nas Figuras 1 a 43. Para os gráficos, os parâmetros utilizados são descritos em cada figura com uma distância $d = 0,5$ unidades canônicas. Para cada gráfico foi gerado um total de 961 trajetórias que dividem cada eixo em 31 segmentos. O intervalo estudado para α é $180^\circ < \alpha < 360^\circ$, pois existe uma simetria com respeito à linha vertical $\alpha = 180^\circ$. O gráfico para o intervalo $0^\circ < \alpha < 180^\circ$ é uma imagem de espelho da região $180^\circ < \alpha < 360^\circ$ com as substituições de letras seguintes: L se torna O, N se torna H, I se torna C, B se torna E, M se torna D e J se torna G. As letras K, P, F e A permanecem inalteradas

5 RESULTADOS PARA O SISTEMA SOL-TERRA

Nesta seção, são mostrados gráficos de letras para o sistema Sol-Terra. Os parâmetros utilizados são $\mu = 0,000003$, raio da Terra = $R_t = 4,26 \times 10^5$ e variam-se os valores de R_p e V_p conforme mostrados nas Figura 1 a 6.



(continua)

Fig. 1 - Resultados para o sistema Sol - Terra com $R_p = 1,1 \times R_t$

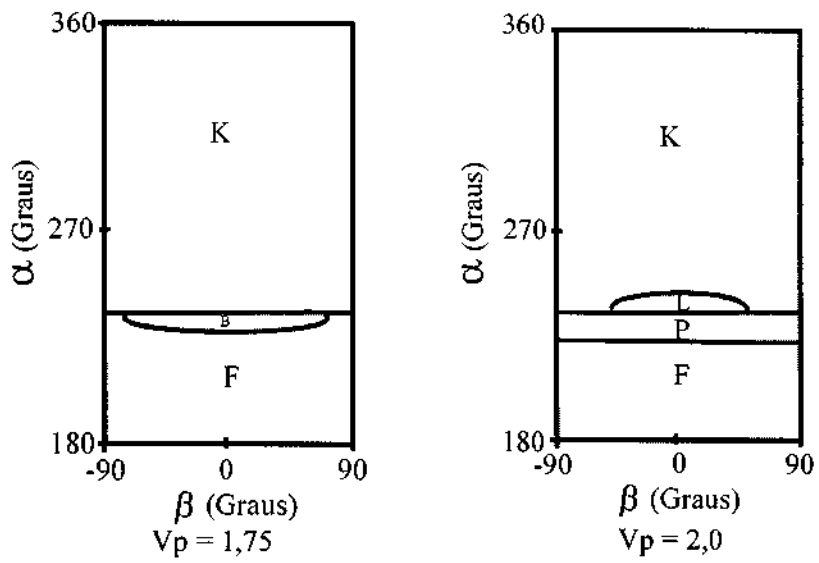
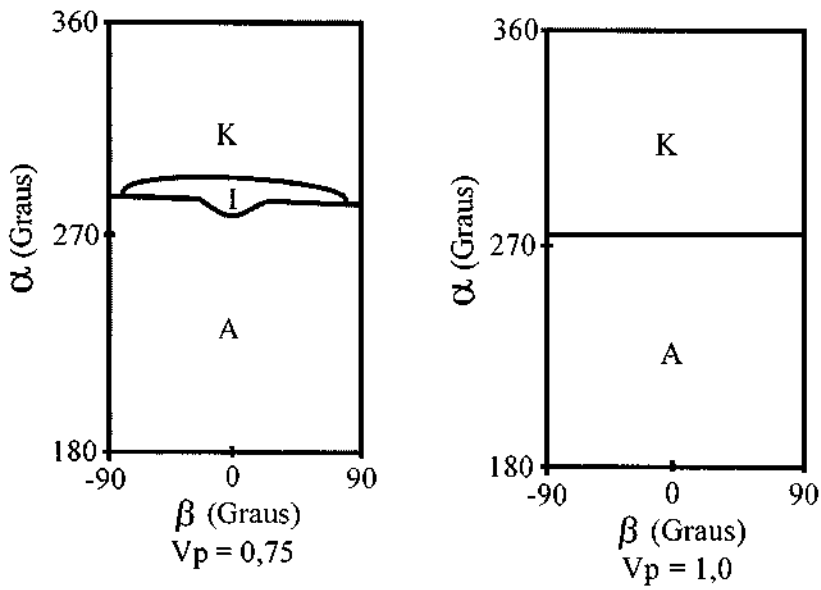


Fig. 1 (Conclusão) - Resultados para o sistema Sol - Terra com $R_p = 1,1 \times R_t$



(continua)

Fig. 2 - Resultados para o sistema Sol - Terra com $R_p = 1,5 \times R_t$

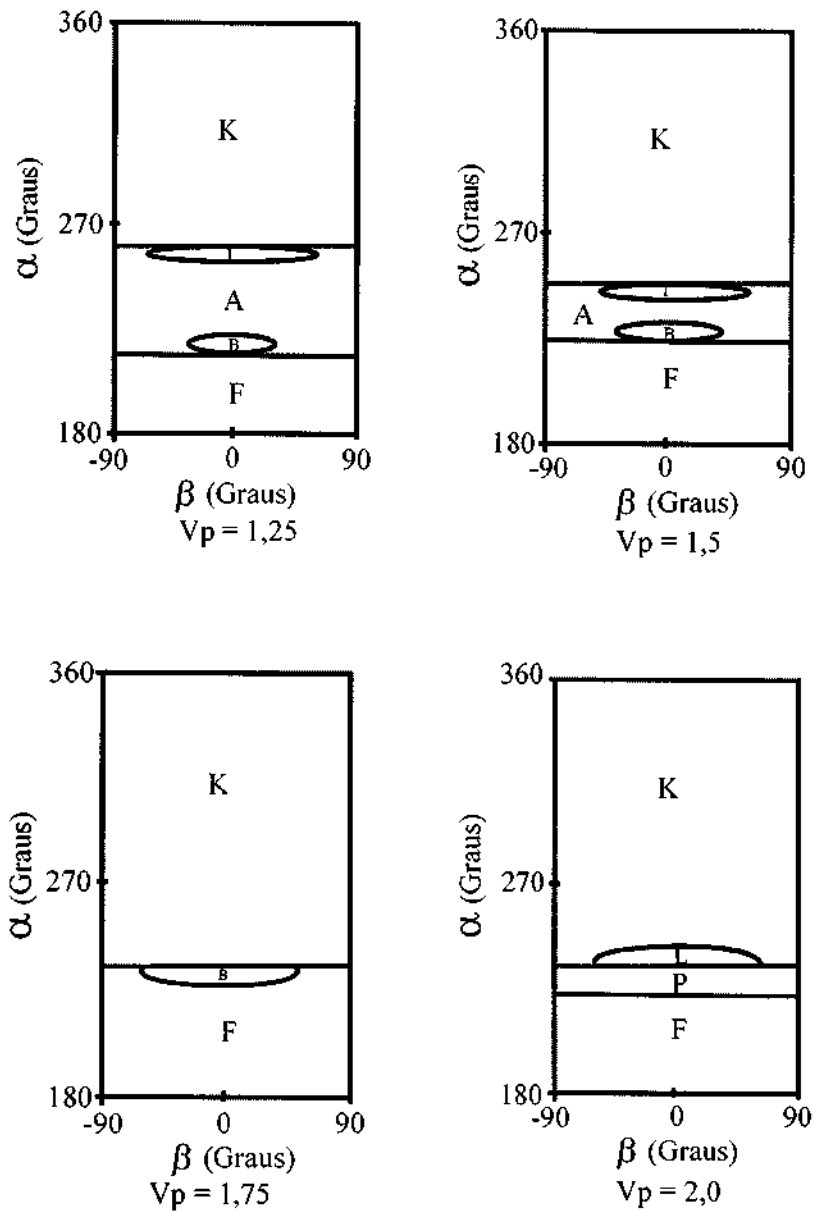
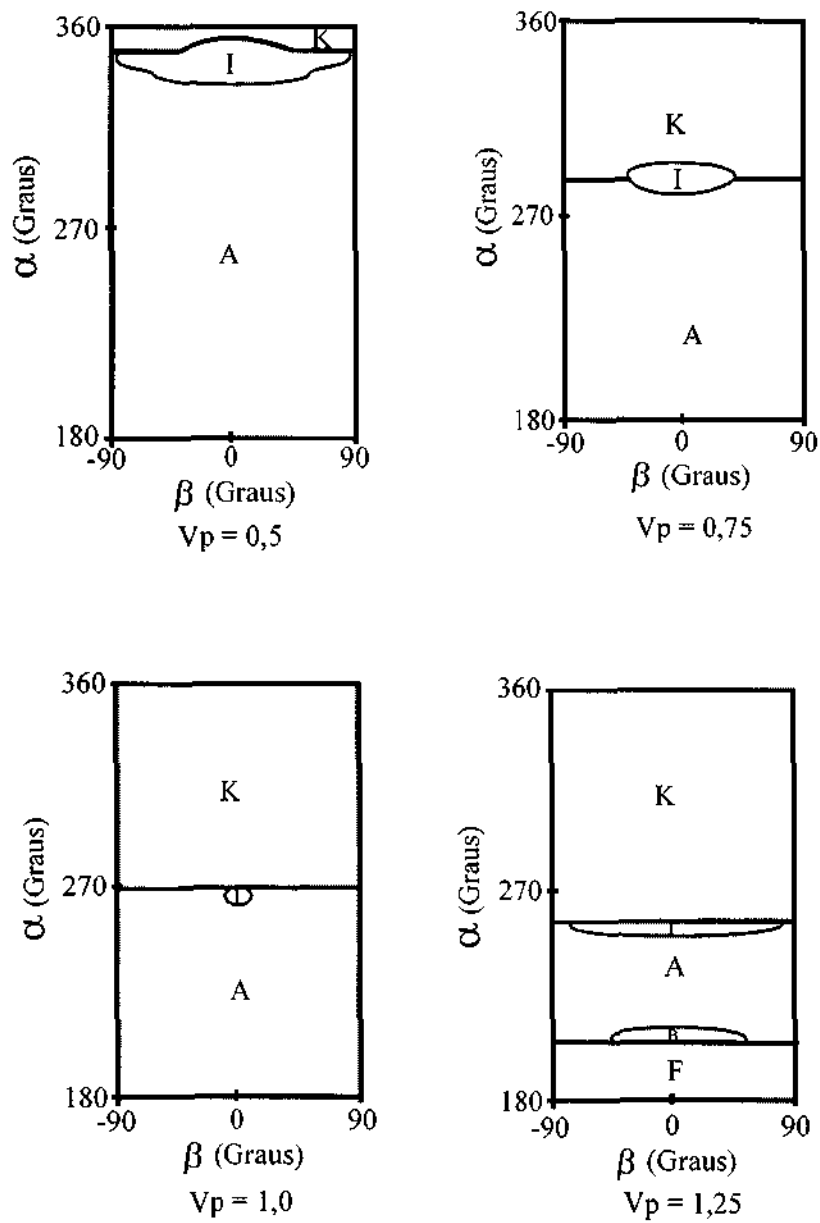


Fig. 2 (Conclusão) - Resultados para o sistema Sol – Terra com $R_p = 1,5 \times R_t$



(Continua)

Fig. 3 - Resultados para o sistema Sol - Terra com $R_p = 2,0 \times R_t$

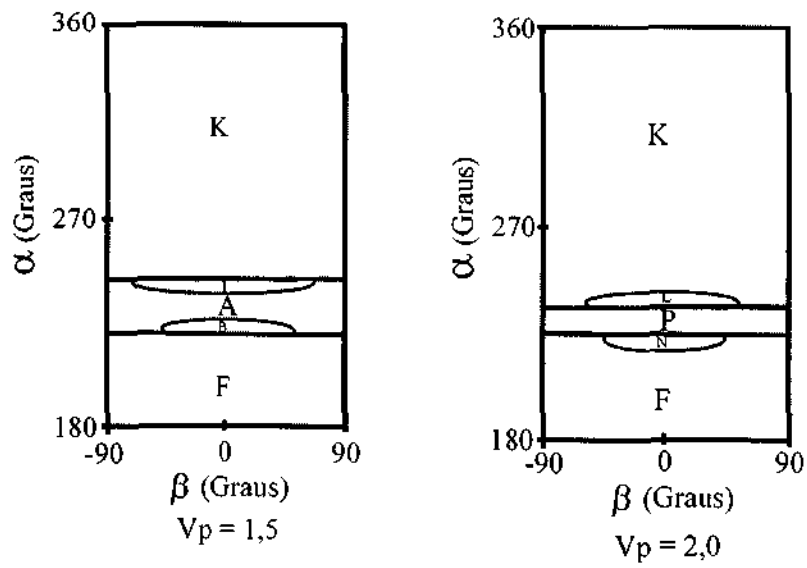
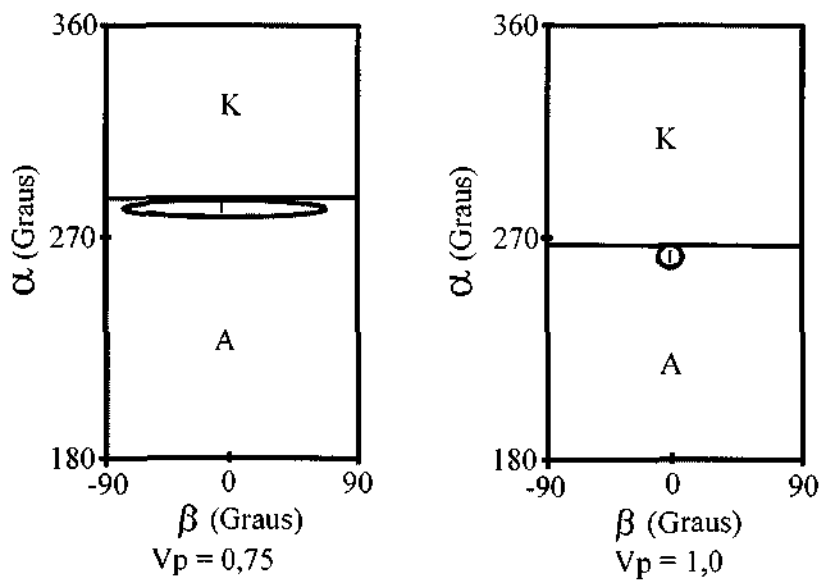


Fig. 3 (Conclusão) - Resultados para o sistema Sol – Terra com $R_p = 2,0 \times R_t$



(Continua)

Fig. 4 - Resultados para o sistema Sol – Terra com $R_p = 5,0 \times R_t$

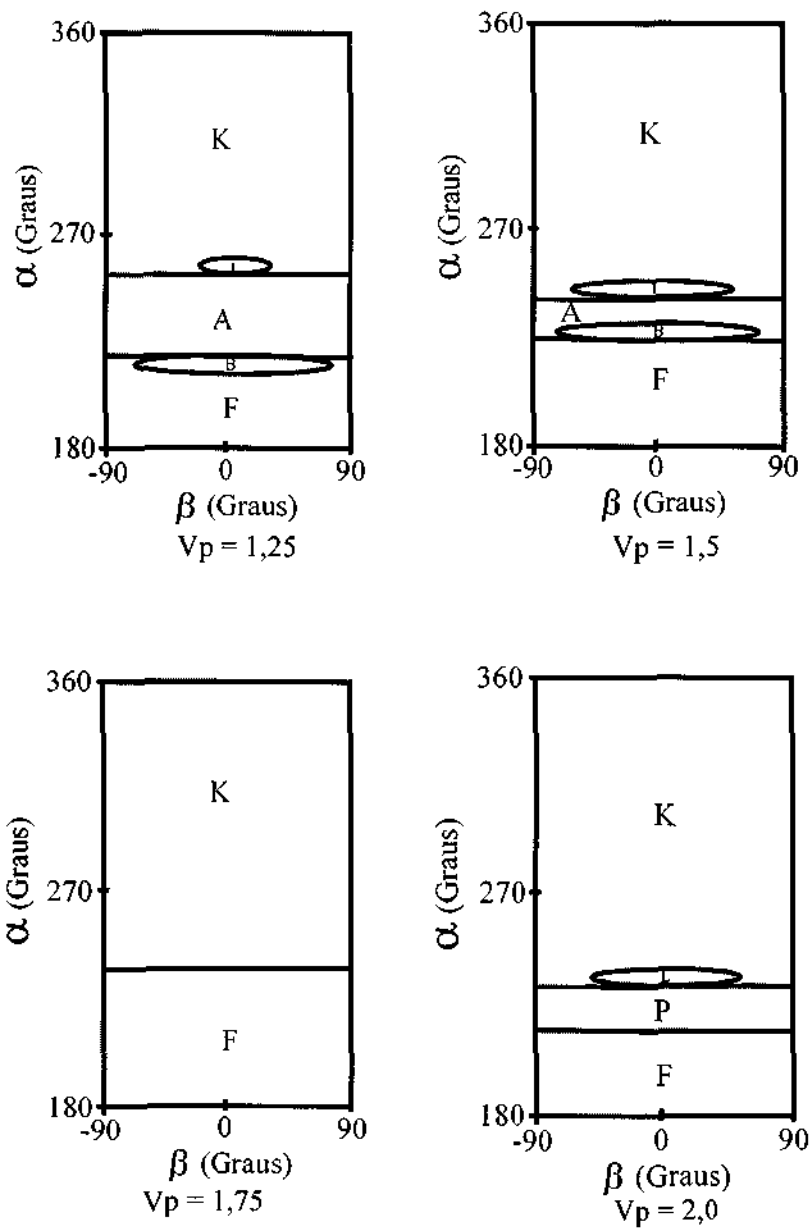
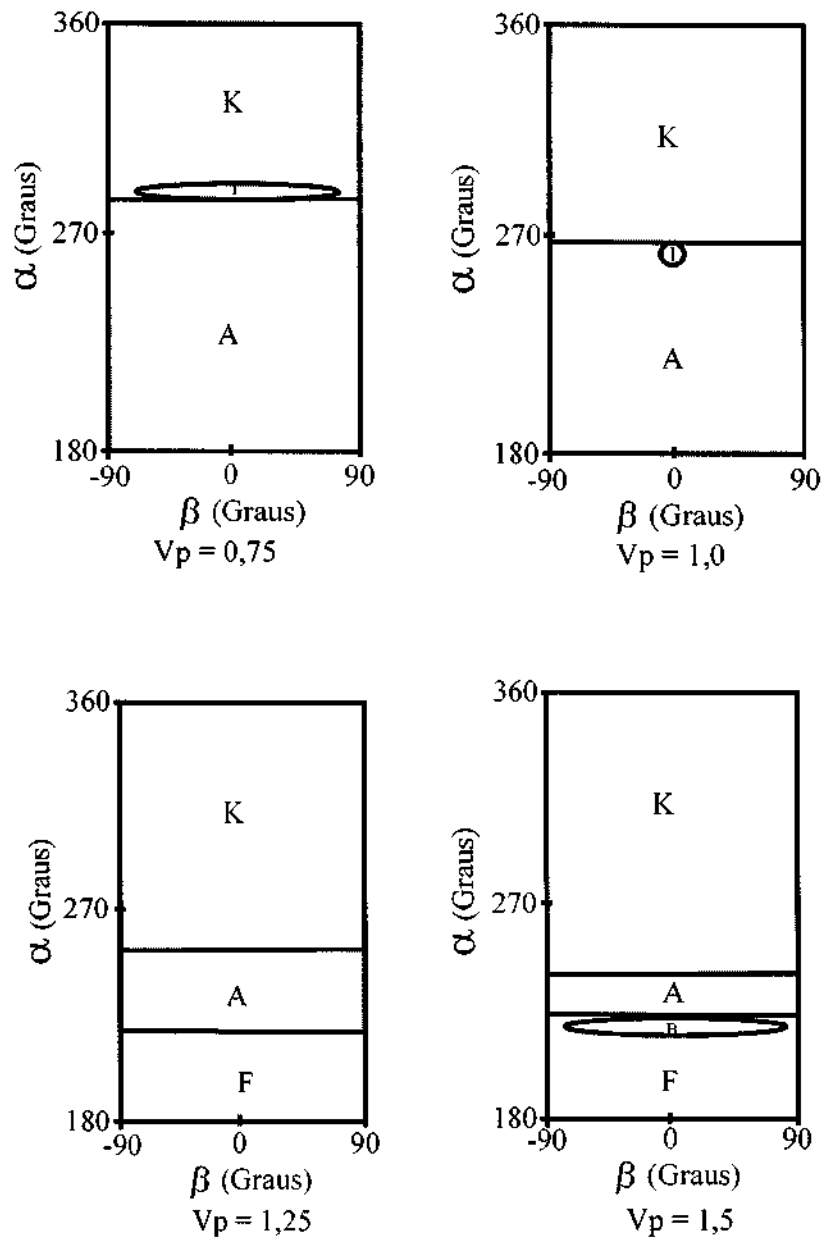


Fig. 4 (Conclusão) - Resultados para o sistema Sol – Terra com $R_p = 5,0 \times R_t$



(Continua)

Fig. 5 - Resultados para o sistema Sol – Terra com $R_p = 10,0 \times R_t$

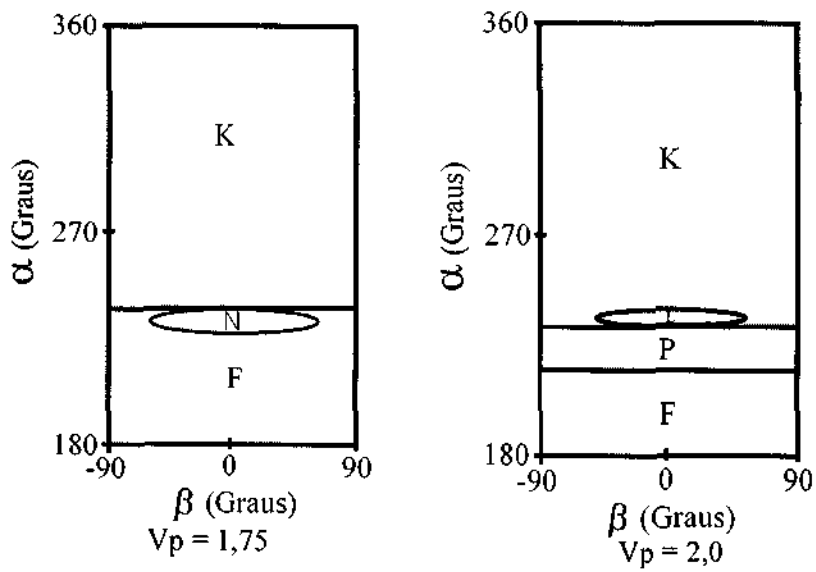
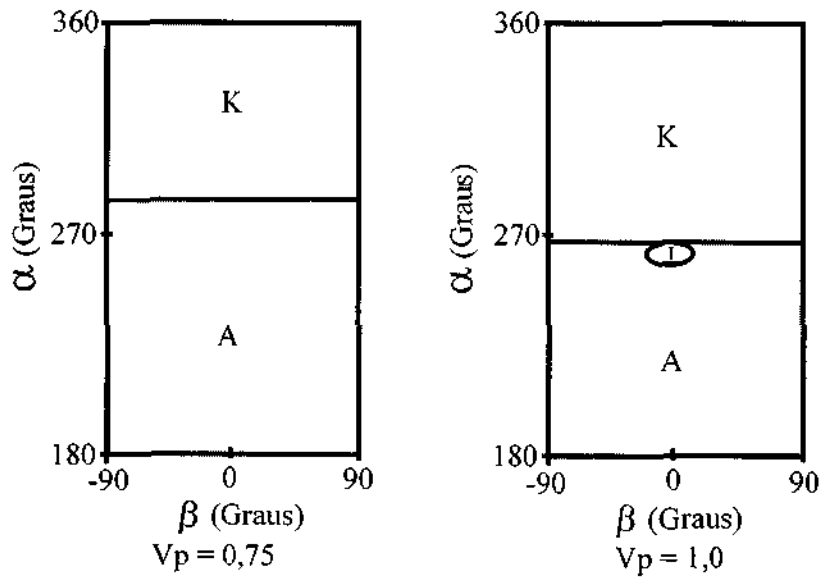


Fig. 5 (Conclusão) - Resultados para o sistema Sol – Terra com $R_p = 10,0 \times R_t$



(Continua)

Fig. 6 - Resultados para o sistema Sol – Terra com $R_p = 50,0 \times R_t$

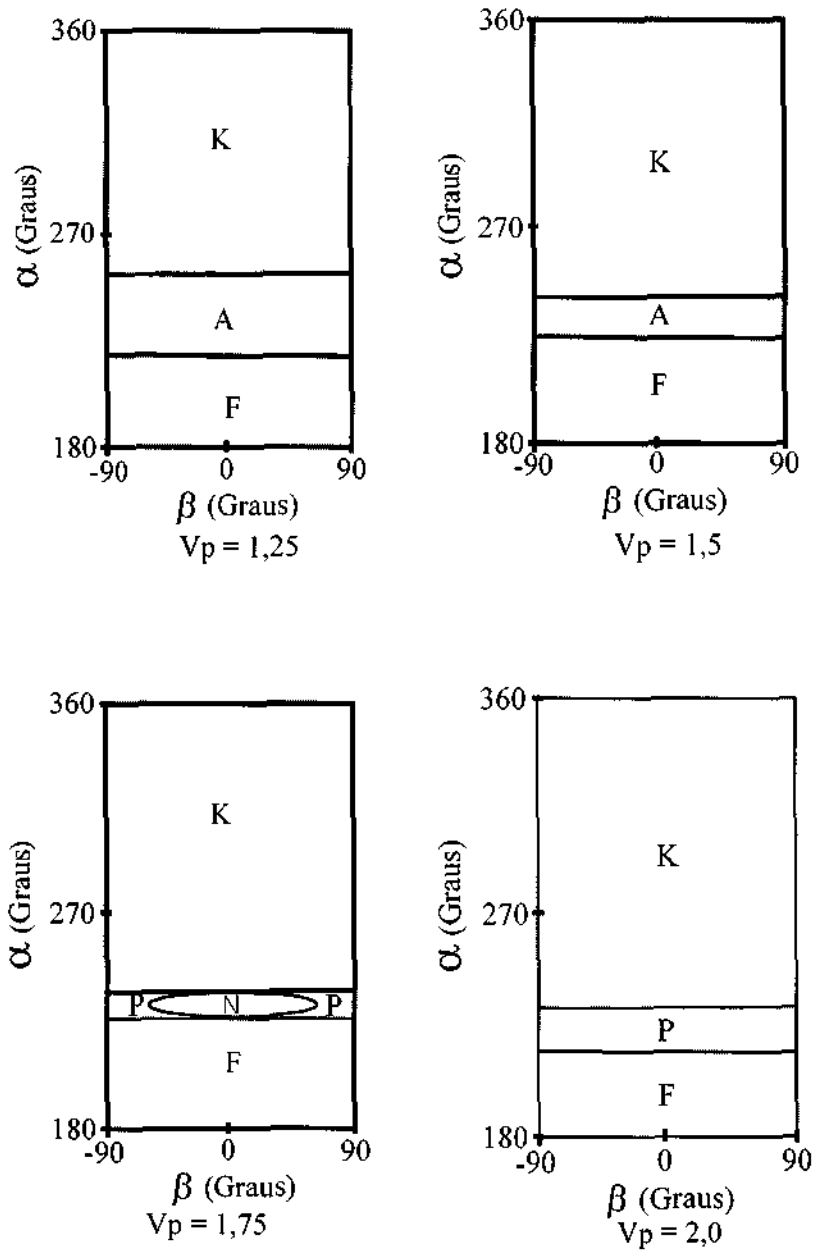
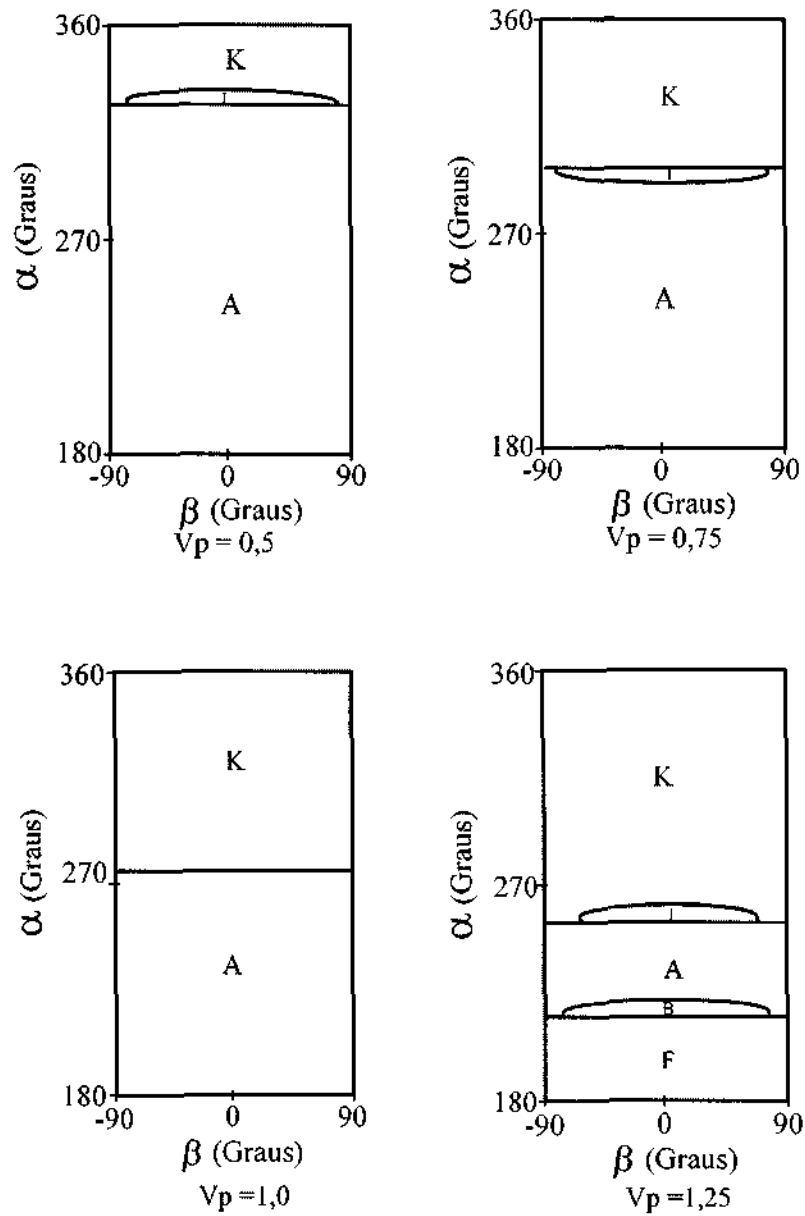


Fig. 6 (Conclusão) - Resultados para o sistema Sol – Terra com $R_p = 50,0 \times R_t$

6 RESULTADOS PARA O SISTEMA SOL – MARTE

Nesta seção, são mostrados gráficos de letras para o sistema Sol-Marte. Os parâmetros utilizados são $\mu = 0,3245 \times 10^{-6}$, raio de Marte = $R_m = 1,49 \times 10^{-5}$ e variam-se os valores de R_p e V_p conforme mostrados nas Figuras 7 a 12.



(Continua)

Fig. 7 - Resultados para o sistema Sol – Marte com $R_p = 1,1 \times R_m$

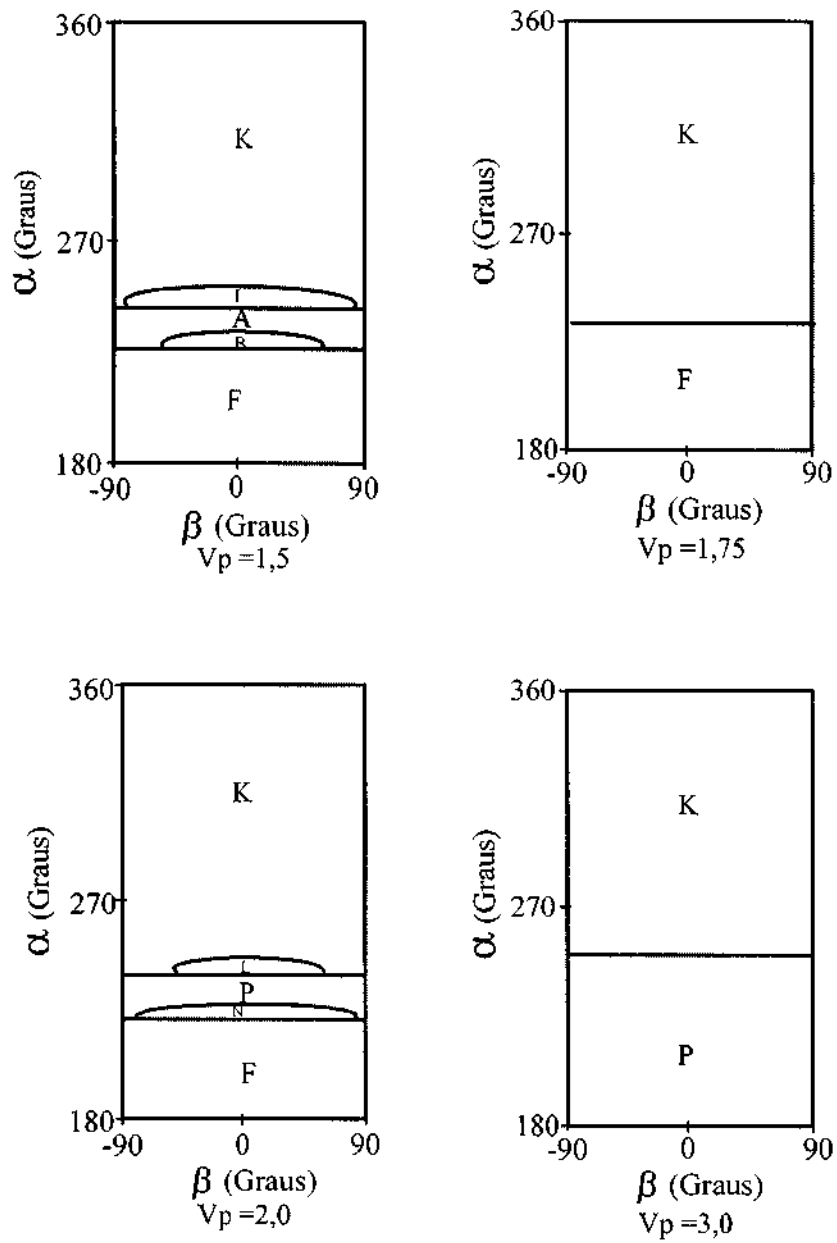
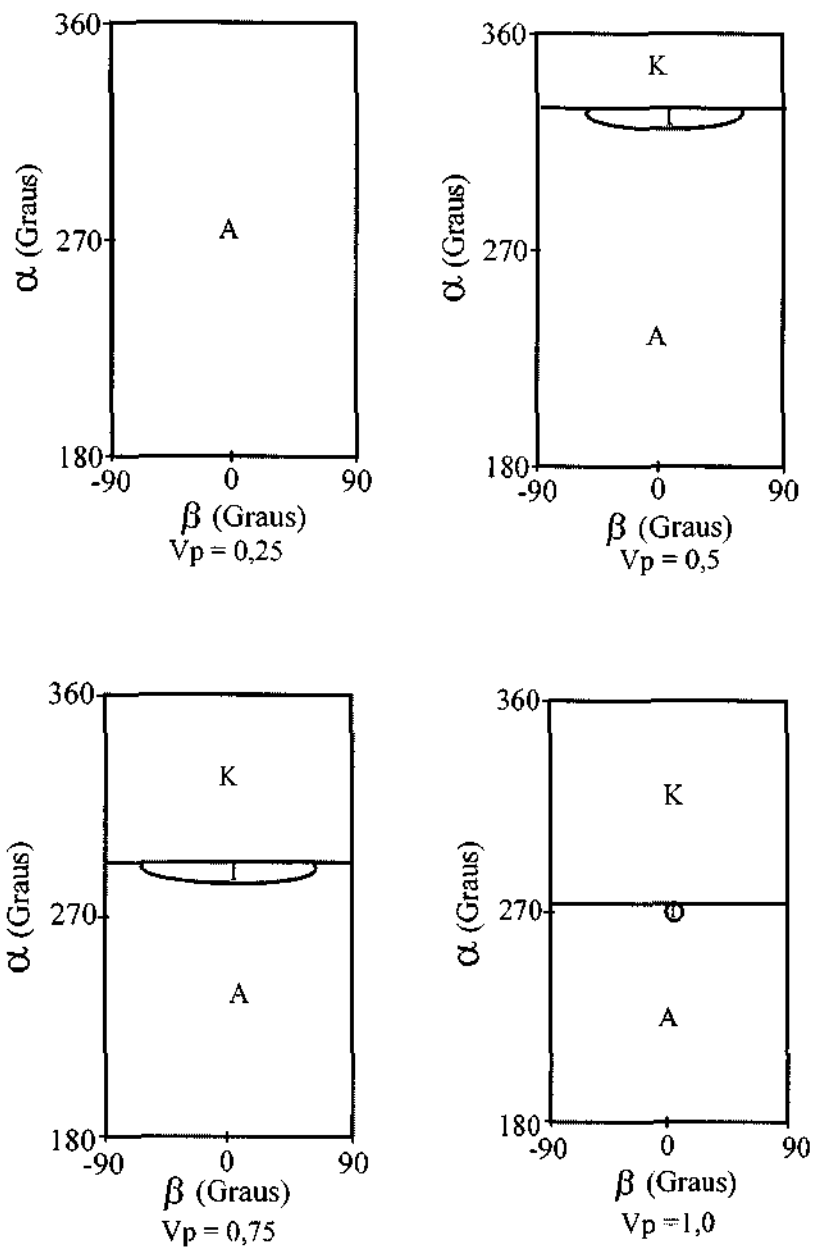


Fig. 7 (Conclusão) - Resultados para o sistema Sol – Marte com $R_p = 1,1 \times R_m$



(Continua)

Fig. 8 - Resultados para o sistema Sol – Marte com $R_p = 1,5 \times R_m$

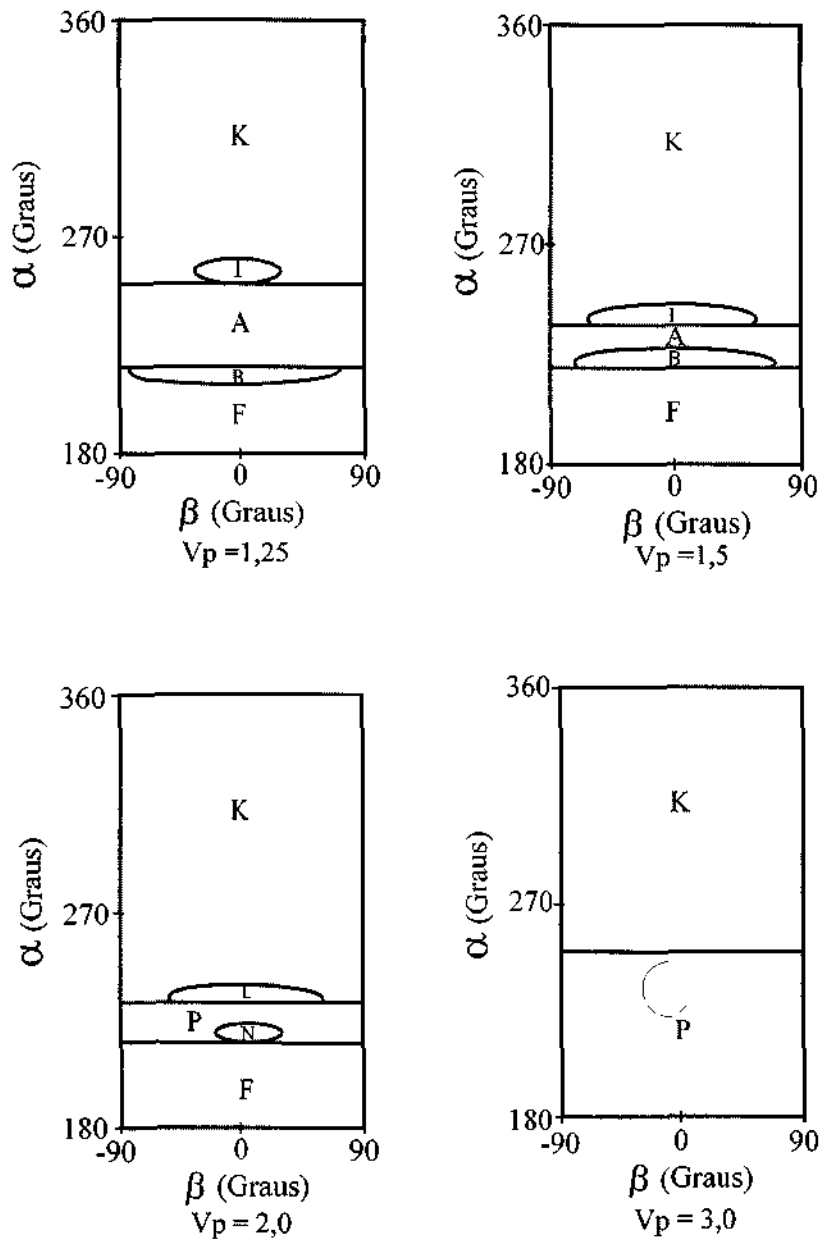
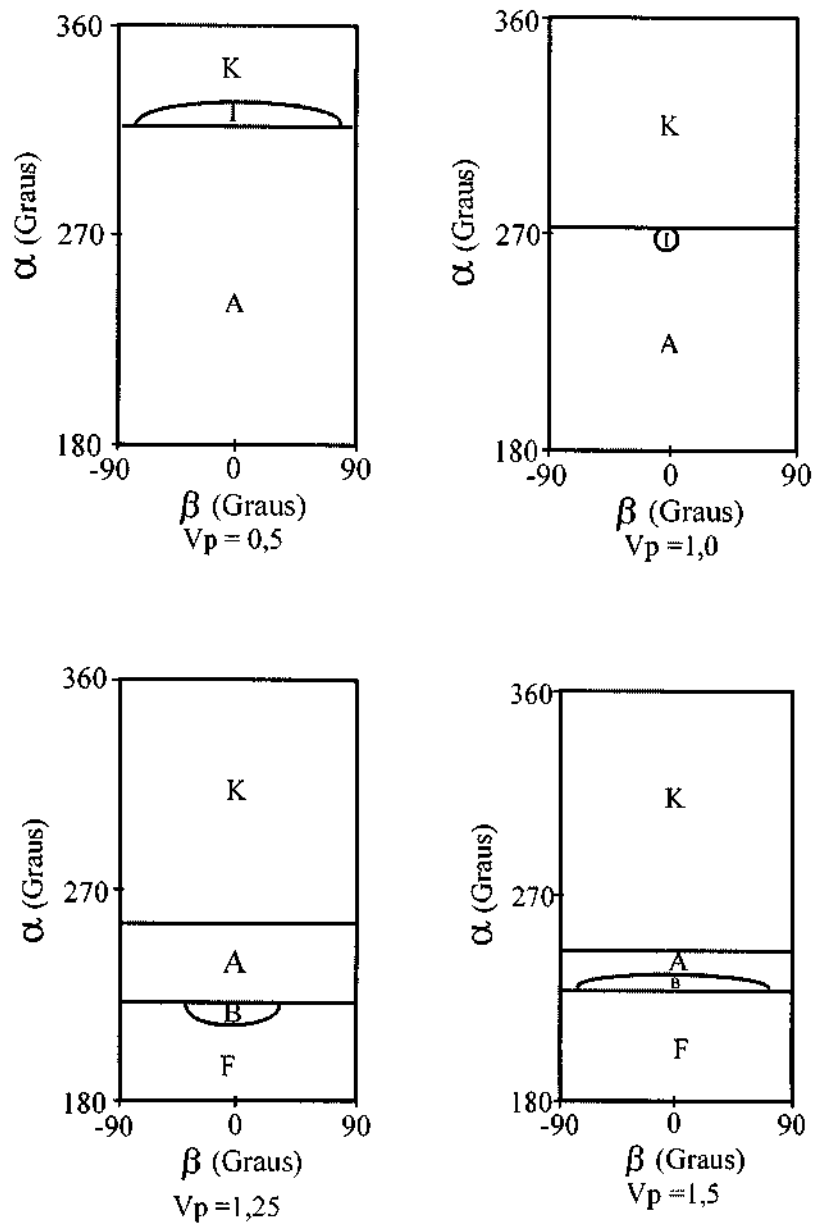


Fig. 8 (Conclusão) - Resultados para o sistema Sol – Marte com $R_p = 1,5 \times R_m$



(Continua)

Fig. 9 - Resultados para o sistema Sol - Marte com $R_p = 2,0 \times R_m$

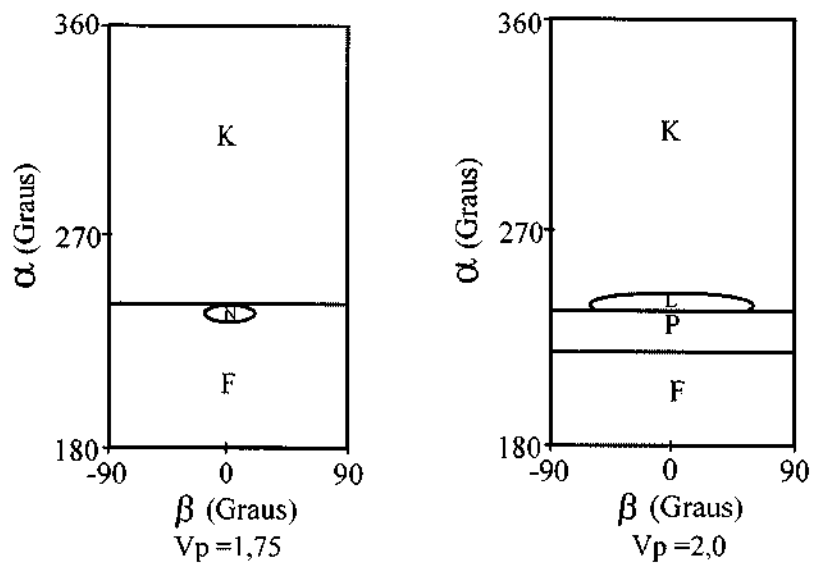
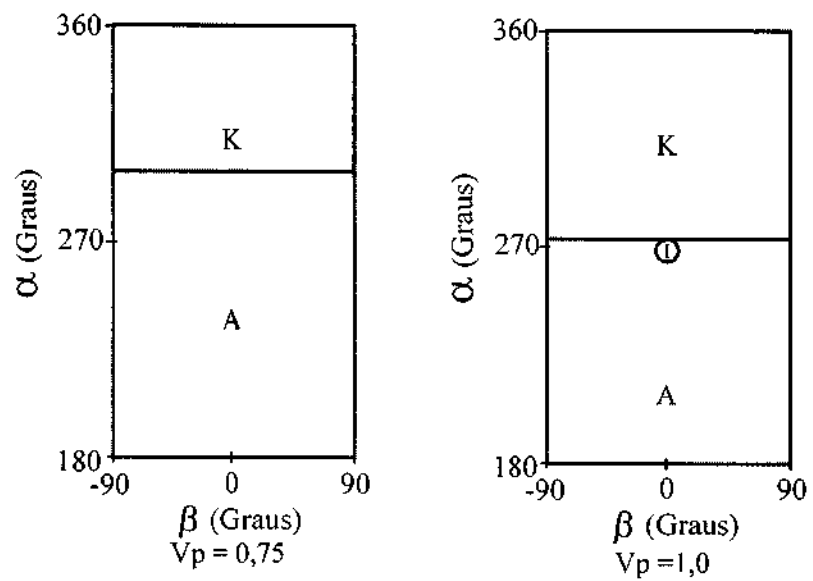


Fig. 9 (Conclusão) - Resultados para o sistema Sol – Marte com $R_p = 2,0 \times R_m$



(Continua)

Fig. 10 - Resultados para o sistema Sol – Marte com $R_p = 5,0 \times R_m$

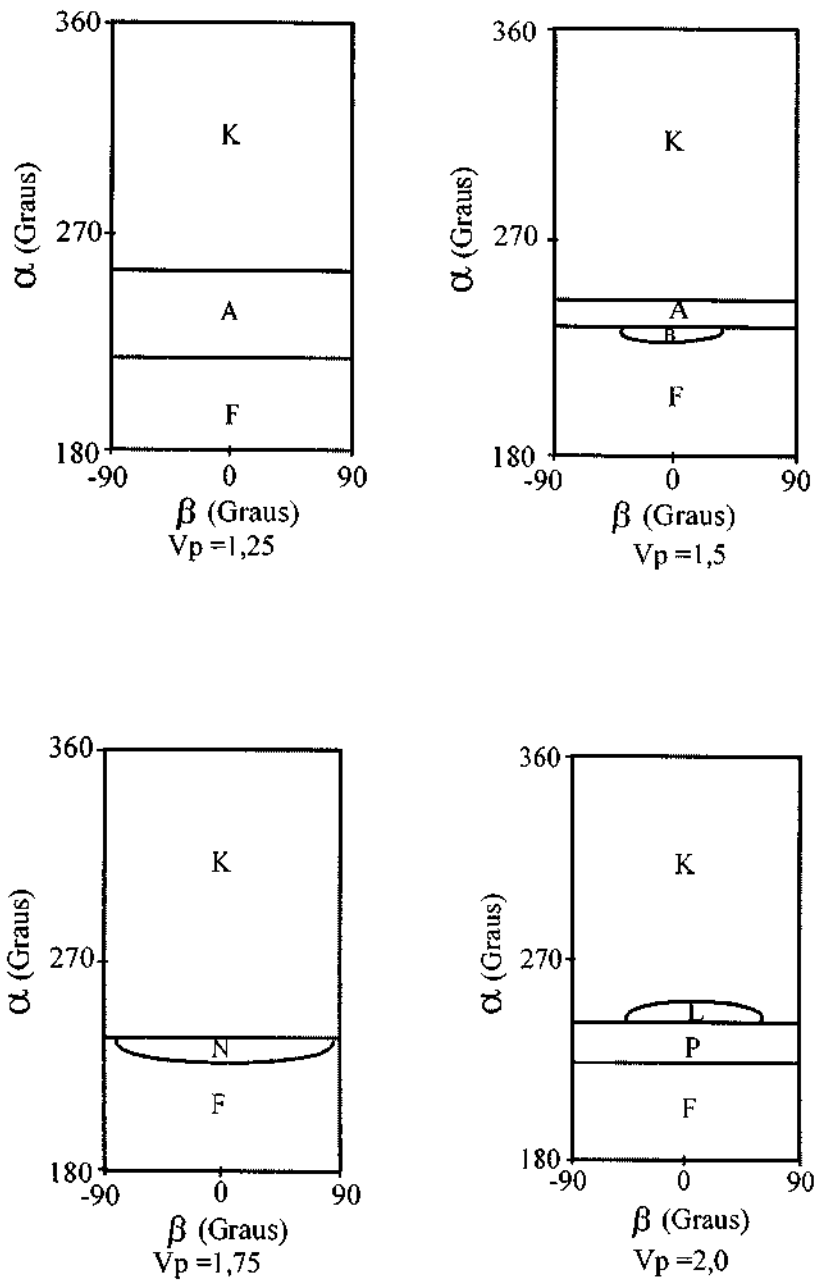
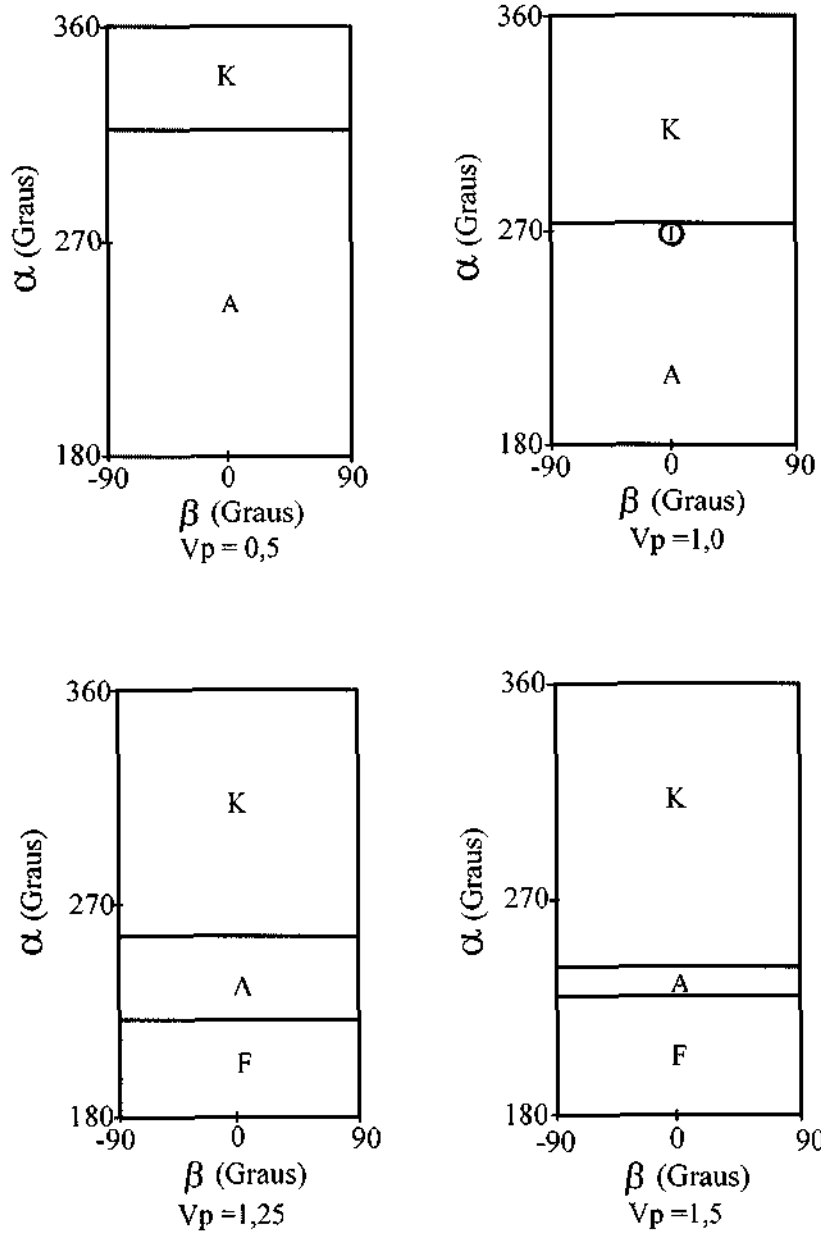


Fig. 10 (Conclusão) - Resultados para o sistema Sol – Marte com $R_p = 5,0 \times R_m$



(Continua)

Fig. 11 - Resultados para o sistema Sol – Marte com $R_p = 10,0 \times R_m$

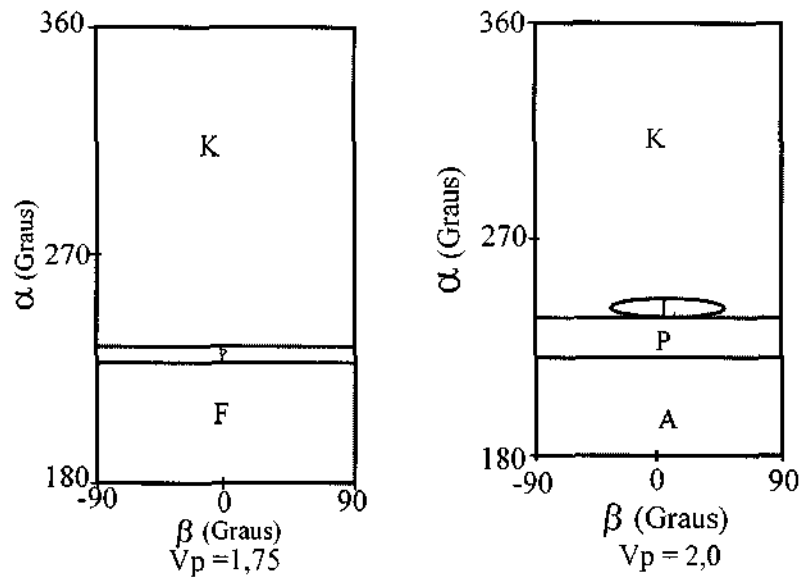
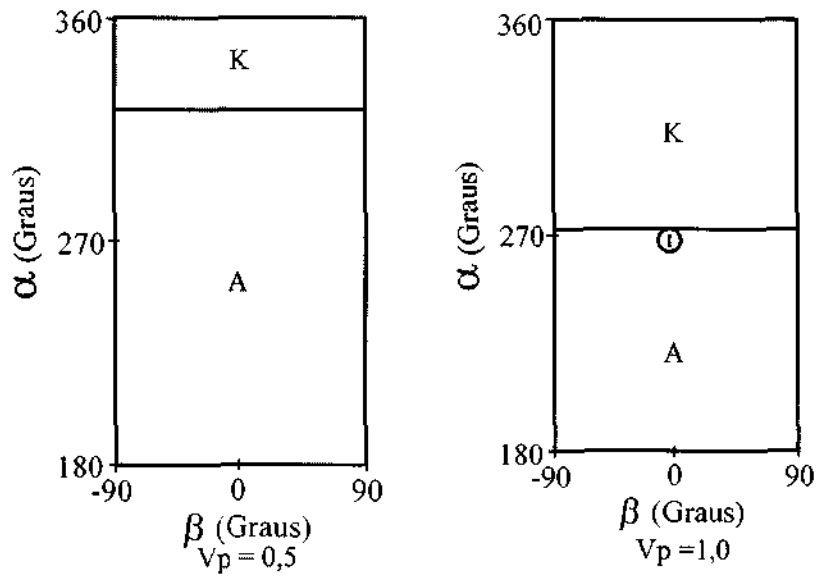


Fig. 11 (Conclusão) - Resultados para o sistema Sol – Marte com $R_p = 10,0 \times R_m$



(Continua)

Fig. 12 - Resultados para o sistema Sol – Marte com $R_p = 50,0 \times R_m$

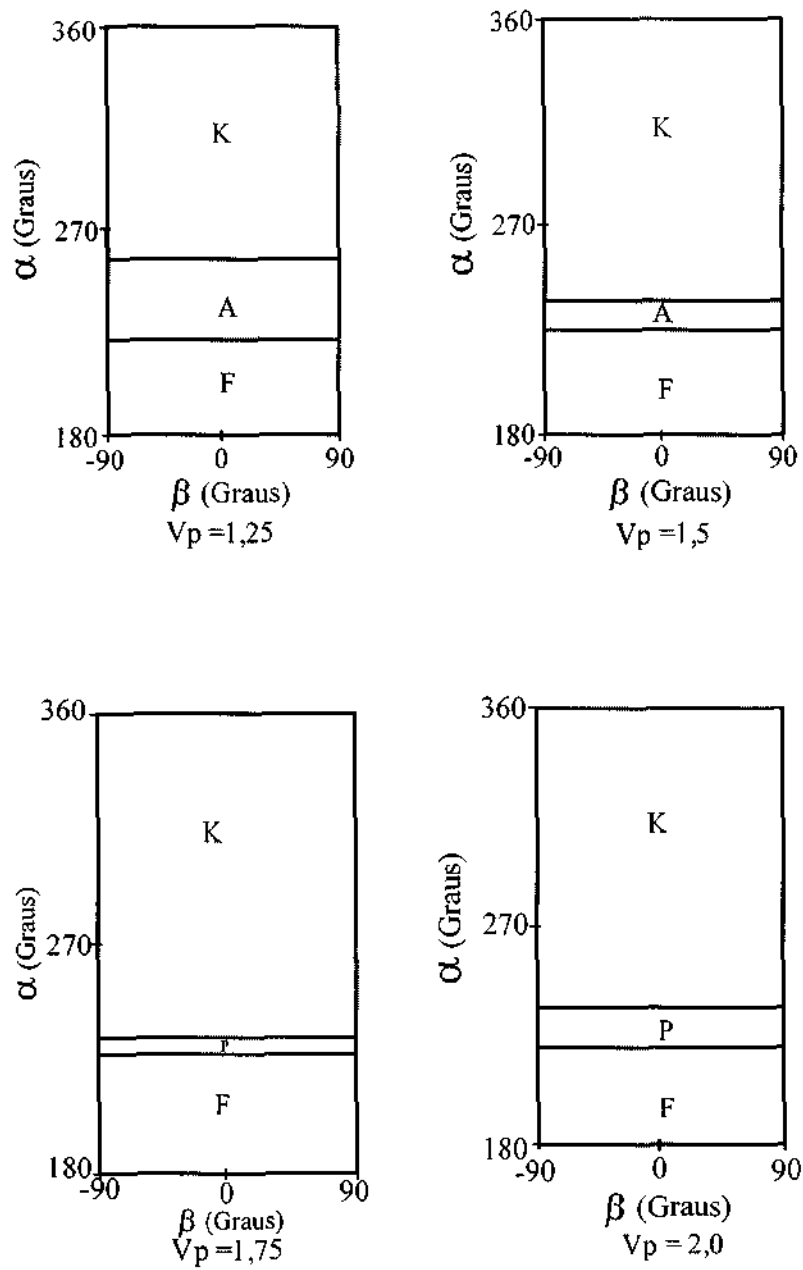
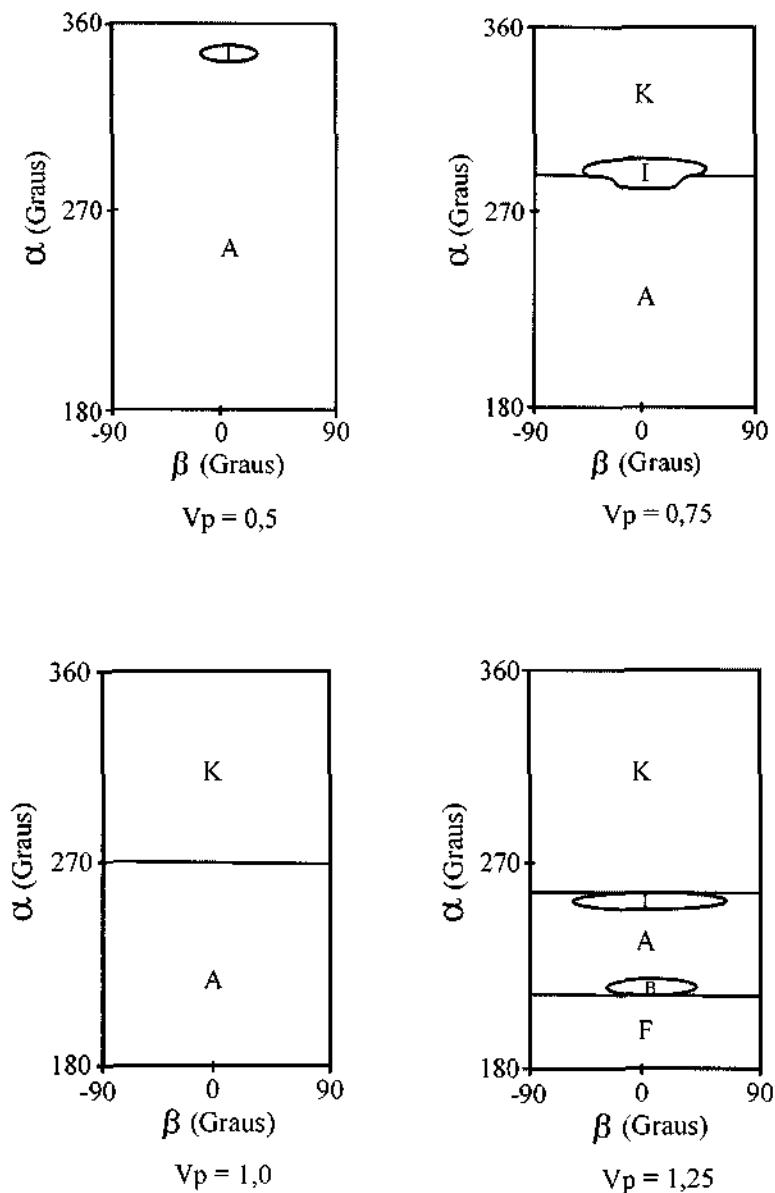


Fig. 12 (Conclusão) - Resultados para o sistema Sol – Marte com $R_p = 50,0 \times R_m$

7 RESULTADOS PARA O SISTEMA SOL – VÊNUS

Nesta seção, são mostrados gráficos de letras para o sistema Sol-Vênus. Os parâmetros utilizados são $\mu = 0,2455 \times 10^{-5}$, raio de Vênus = $R_v = 5,73 \times 10^{-5}$ e variam-se os valores de R_p e V_p conforme mostrados nas Figuras 13 a 18.



(Continua)

Fig.13 - Resultados para o sistema Sol – Vênus com $R_p = 1,1 \times R_v$

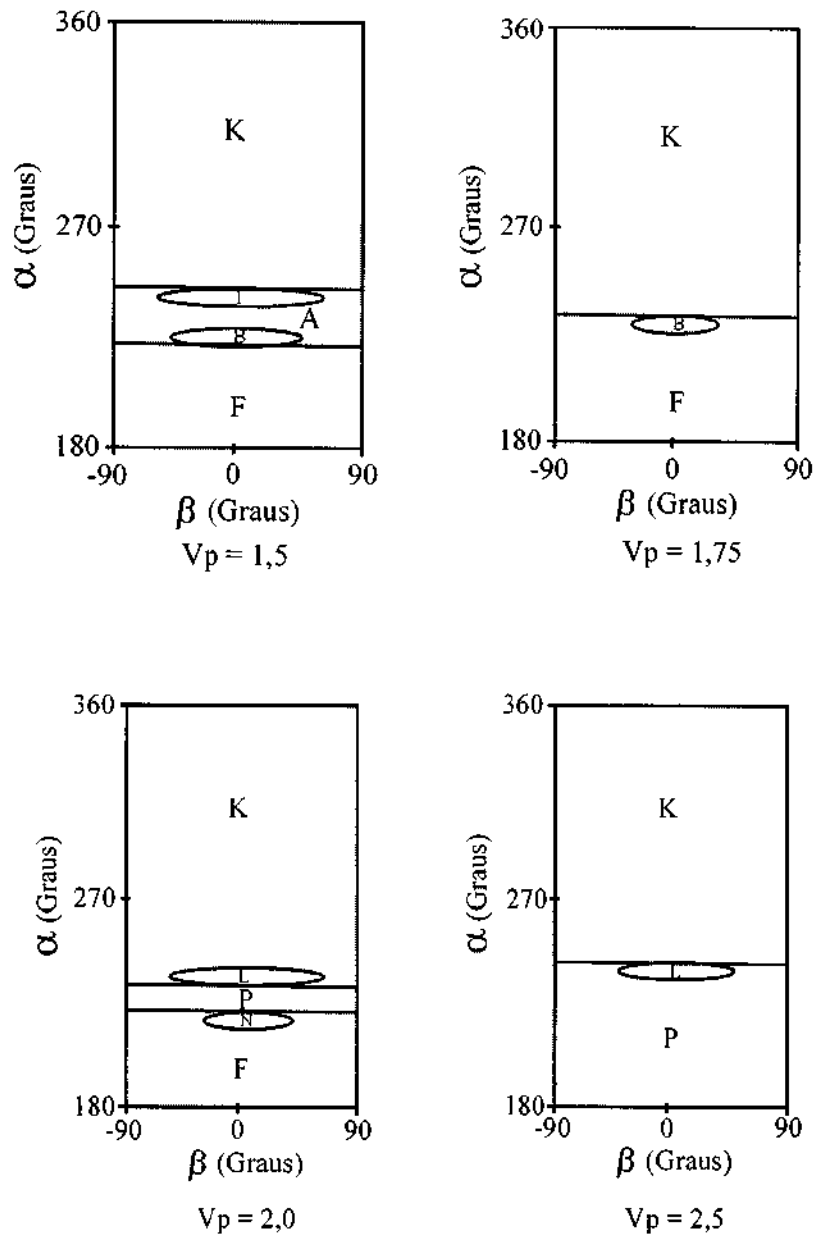
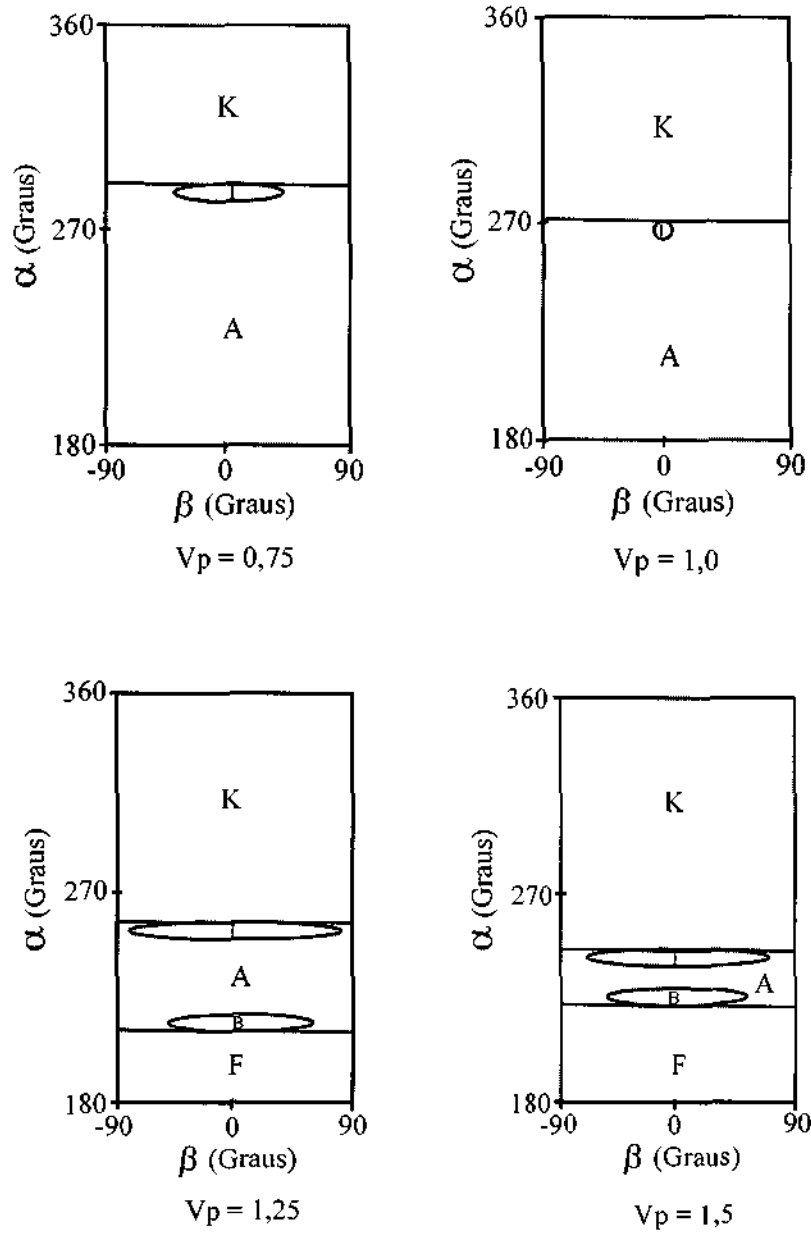


Fig.13 (Conclusão) - Resultados para o sistema Sol – Vênus com $R_p = 1,1 \times R_v$



(Continua)

Fig.14 - Resultados para o sistema Sol – Vênus com $R_p = 1,5 \times R_v$

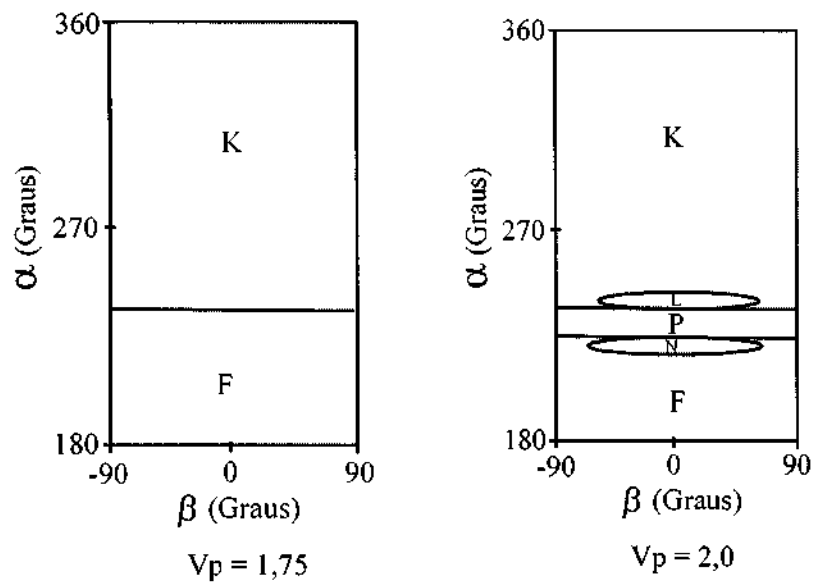
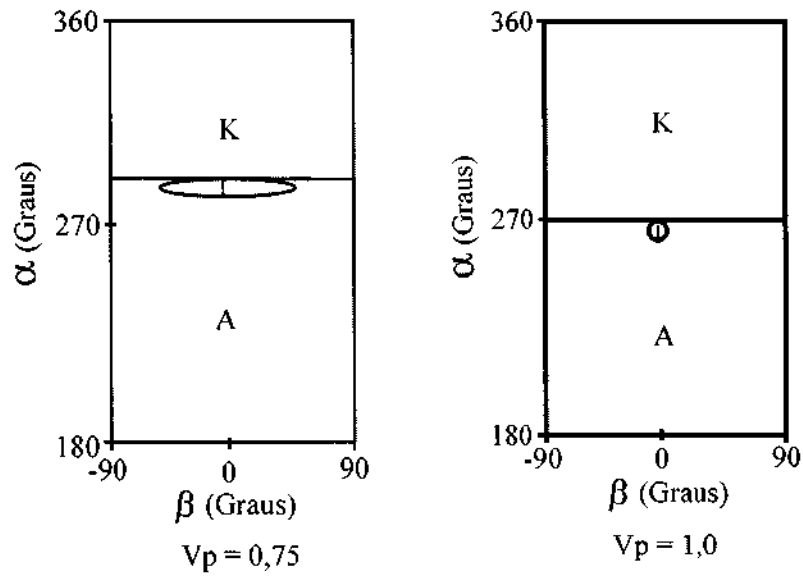


Fig.14 (Conclusão) - Resultados para o sistema Sol – Vênus com $R_p = 1,5 \times R_v$



(Continua)

Fig.15 - Resultados para o sistema Sol – Vênus com $R_p = 2,0 \times R_v$

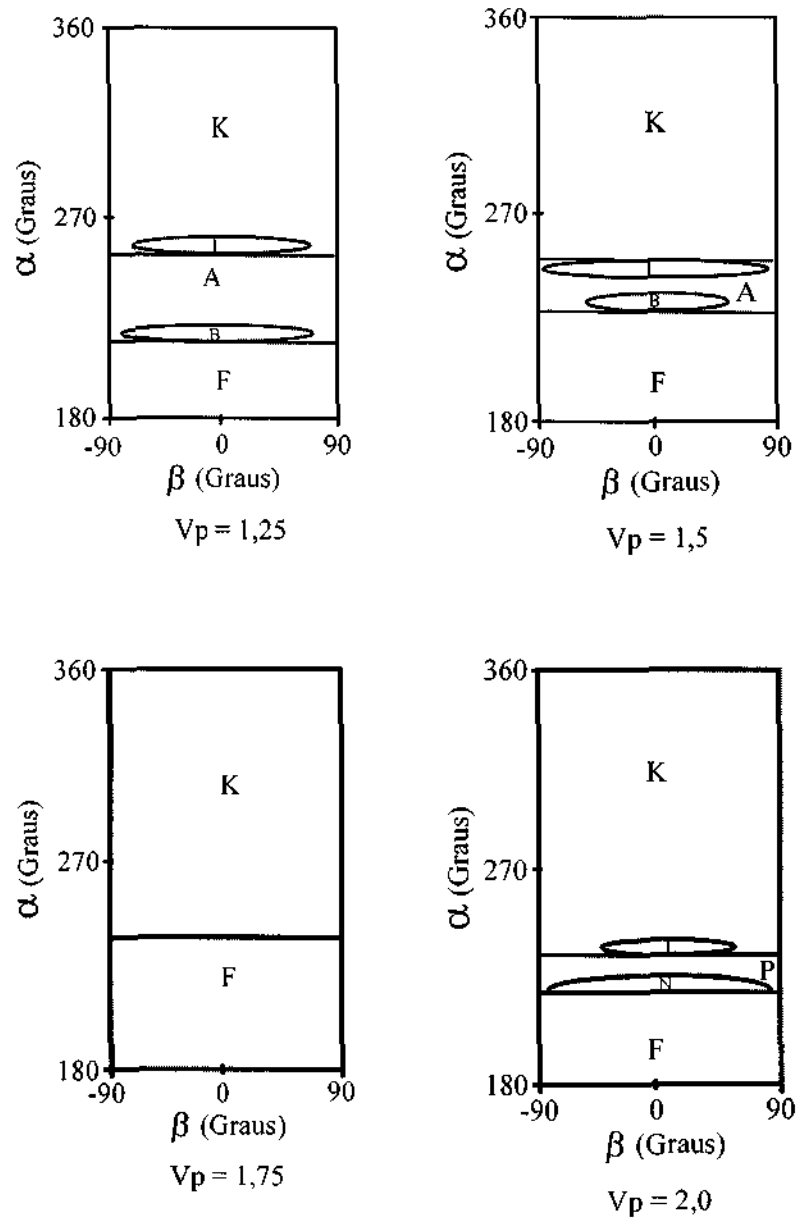
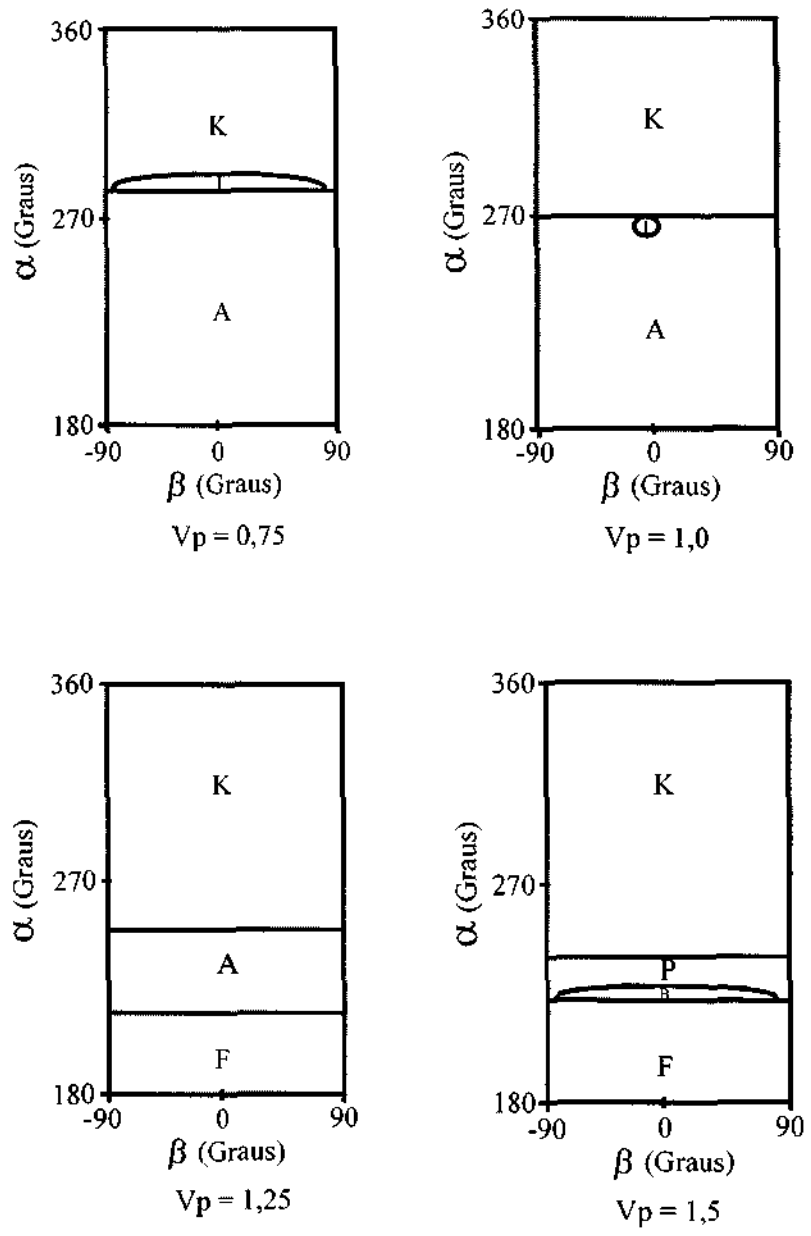


Fig.15 (Conclusão) - Resultados para o sistema Sol – Vênus com $R_p = 2,0 \times R_v$



(Continua)

Fig.16 - Resultados para o sistema Sol – Vênus com $R_p = 5,0 \times R_v$

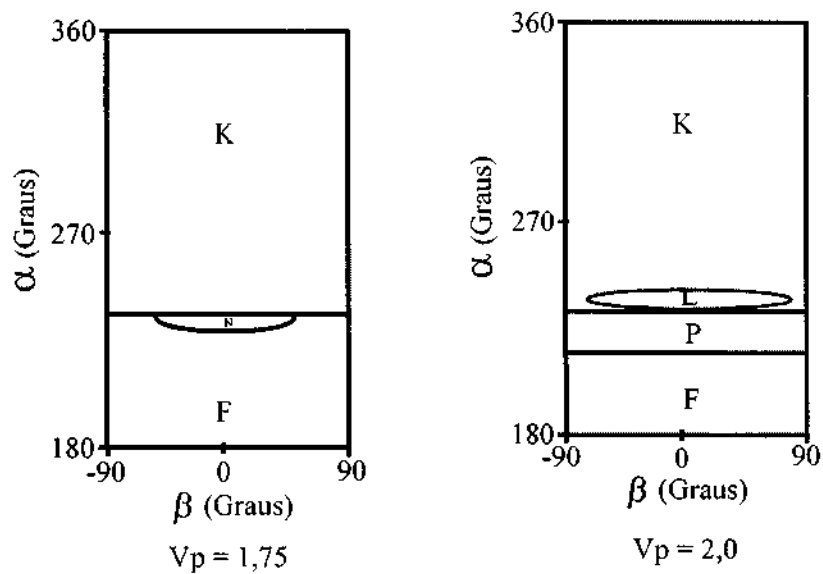
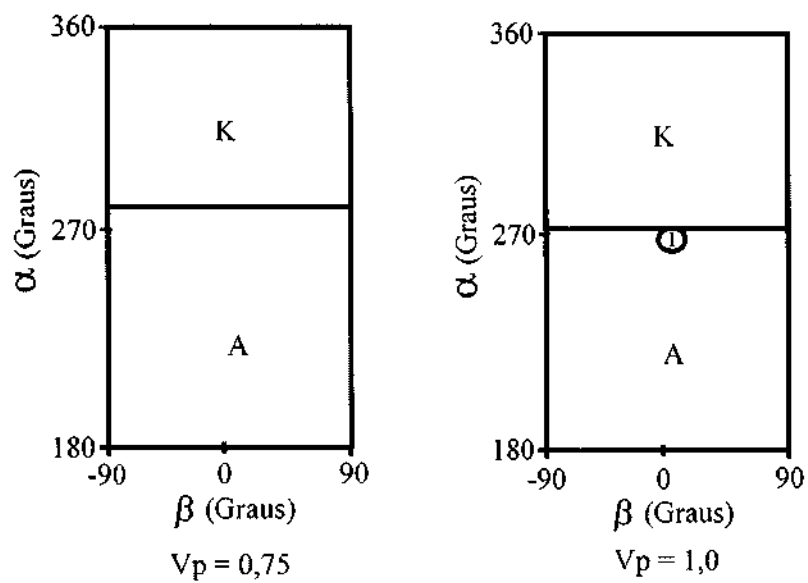


Fig.16 (Conclusão) - Resultados para o sistema Sol - Vênus com $R_p = 5,0 \times R_v$



(Continua)

Fig.17 - Resultados para o sistema Sol - Vênus com $R_p = 10,0 \times R_v$

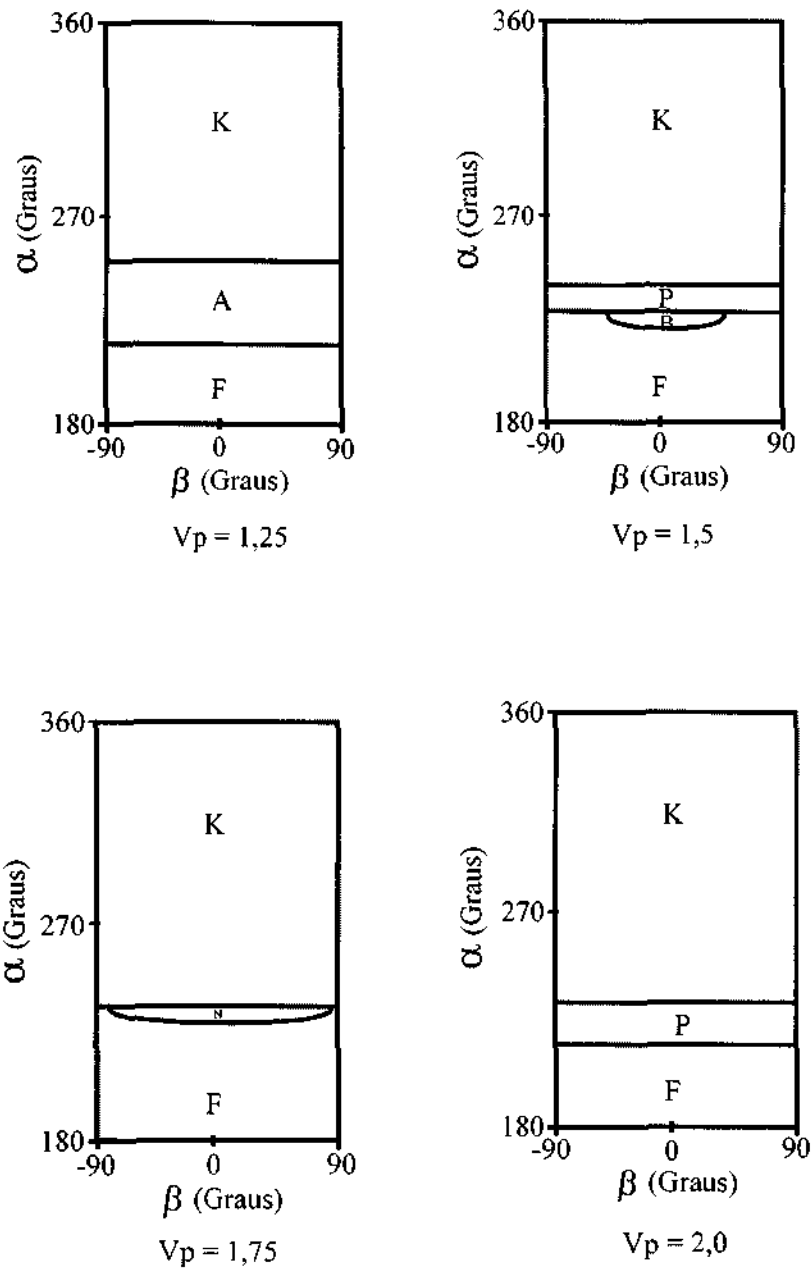
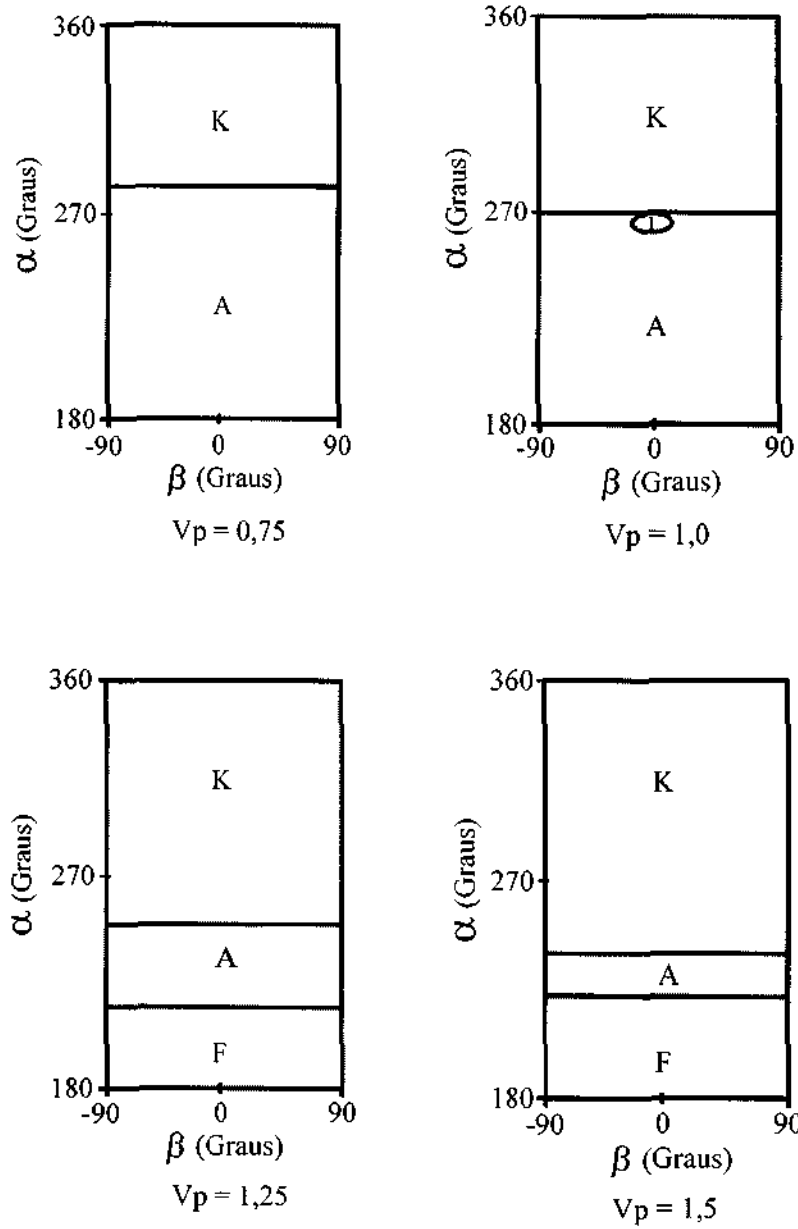


Fig.17 (Conclusão) - Resultados para o sistema Sol - Vênus com $R_p = 10,0 \times R_v$



(Continua)

Fig.18 - Resultados para o sistema Sol - Vênus com $R_p = 50,0 \times R_v$

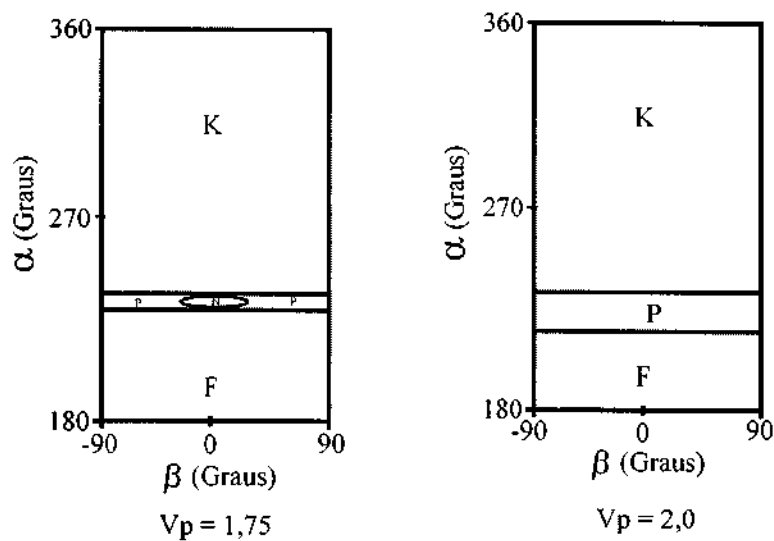
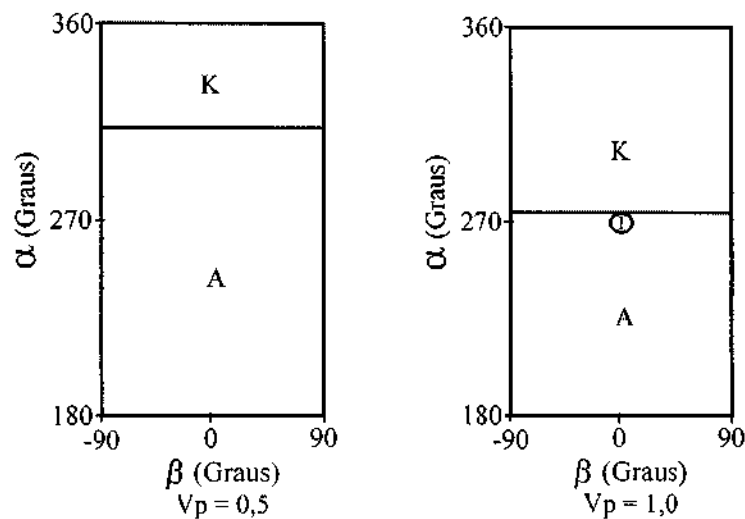


Fig. 18 (Conclusão) - Resultados para o sistema Sol – Vênus com $R_p = 50,0 \times R_v$

8 RESULTADOS PARA O SISTEMA SOL – MERCÚRIO

Nesta seção, são mostrados gráficos de letras para o sistema Sol-Mercúrio. Os parâmetros utilizados são $\mu = 1,68 \times 10^{-7}$, raio de Mercúrio = $R_{me} = 4,18 \times 10^{-5}$ e variam-se os valores de R_p e V_p conforme mostrados nas Figuras 19 a 24.



(Continua)

Fig. 19 - Resultados para o sistema Sol – Mercúrio com $R_p = 1,1 \times R_{me}$

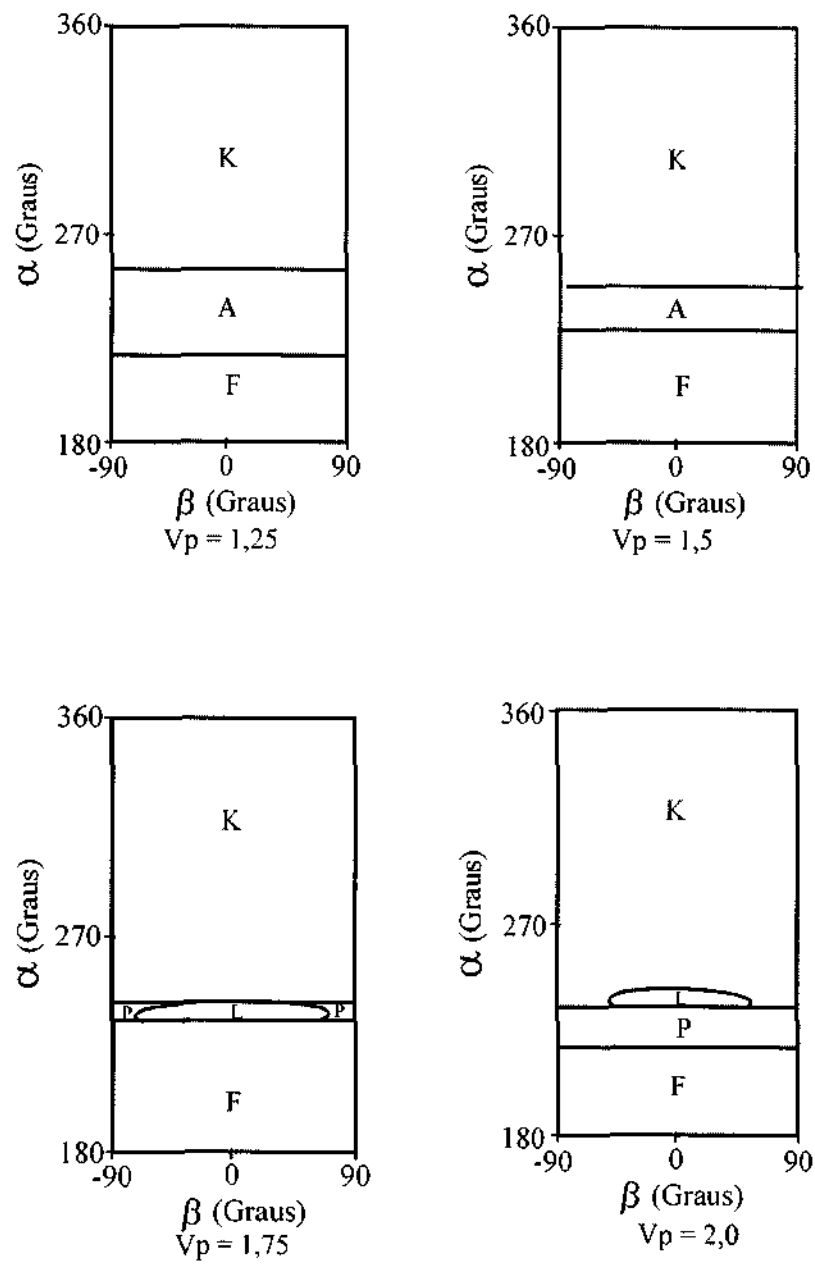
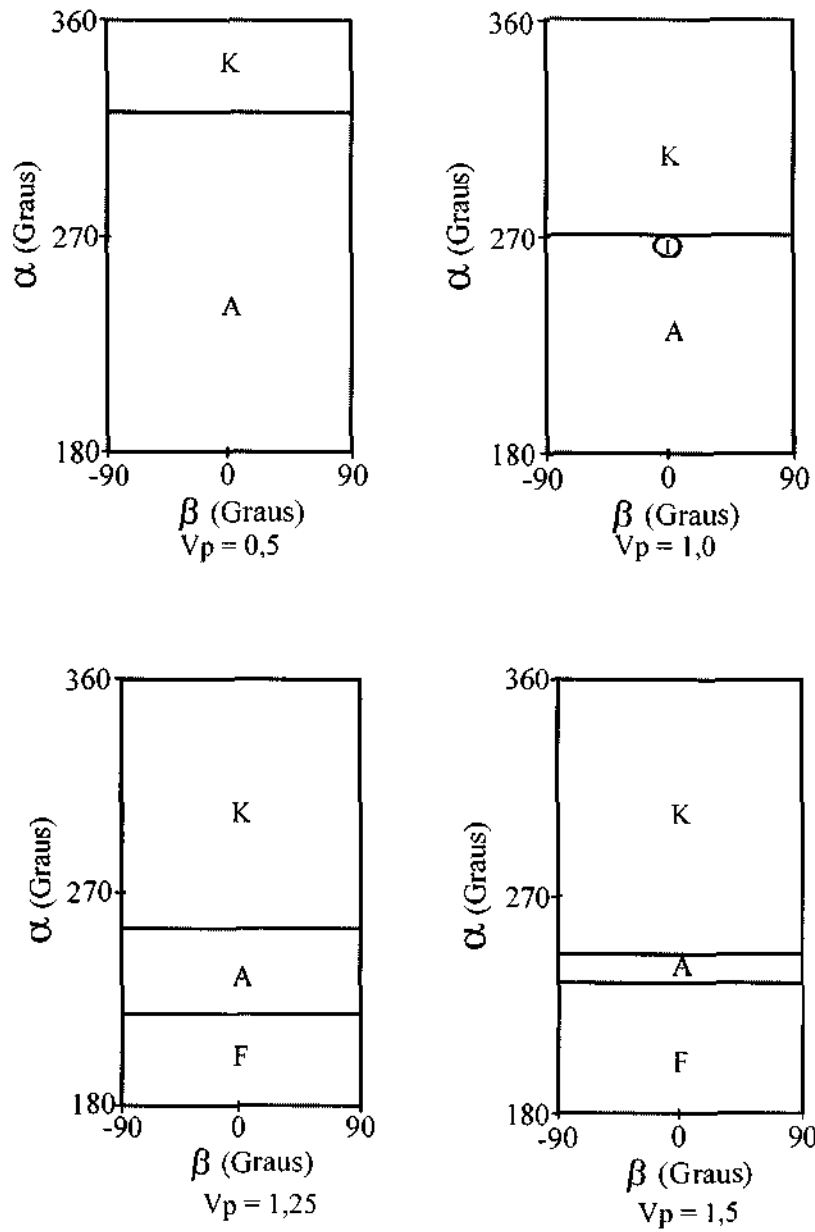


Fig.19 (Conclusão) - Resultados para o sistema Sol – Mercúrio com $R_p = 1,1 \times R_{me}$



(Continua)

Fig.20 - Resultados para o sistema Sol – Mercúrio com $R_p = 1,5 \times R_{me}$

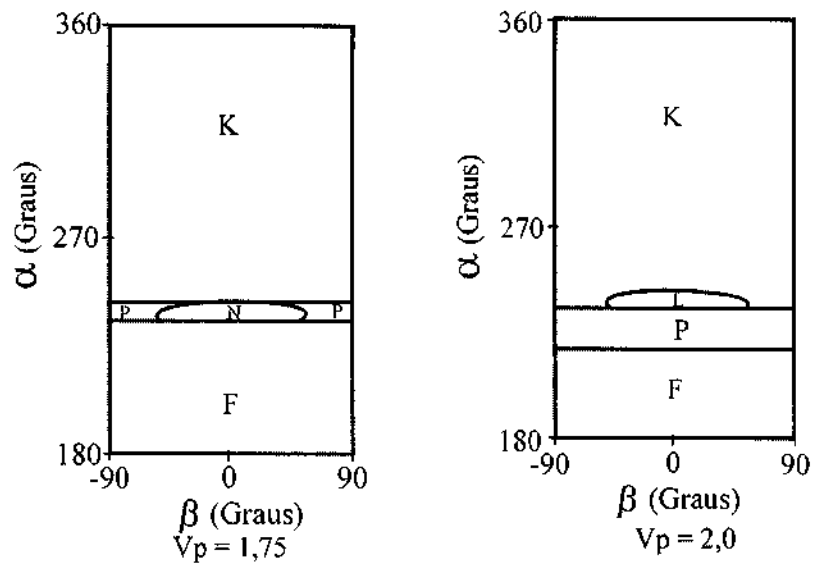
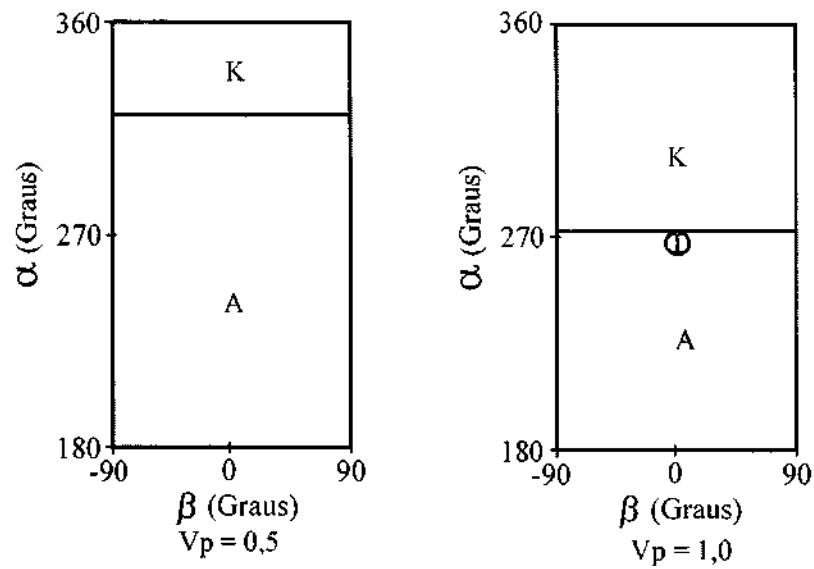


Fig.20 (Conclusão) - Resultados para o sistema Sol – Mercúrio com $R_p = 1,5 \times R_{me}$



(Continua)

Fig.21 - Resultados para o sistema Sol – Mercúrio com $R_p = 2,0 \times R_{me}$

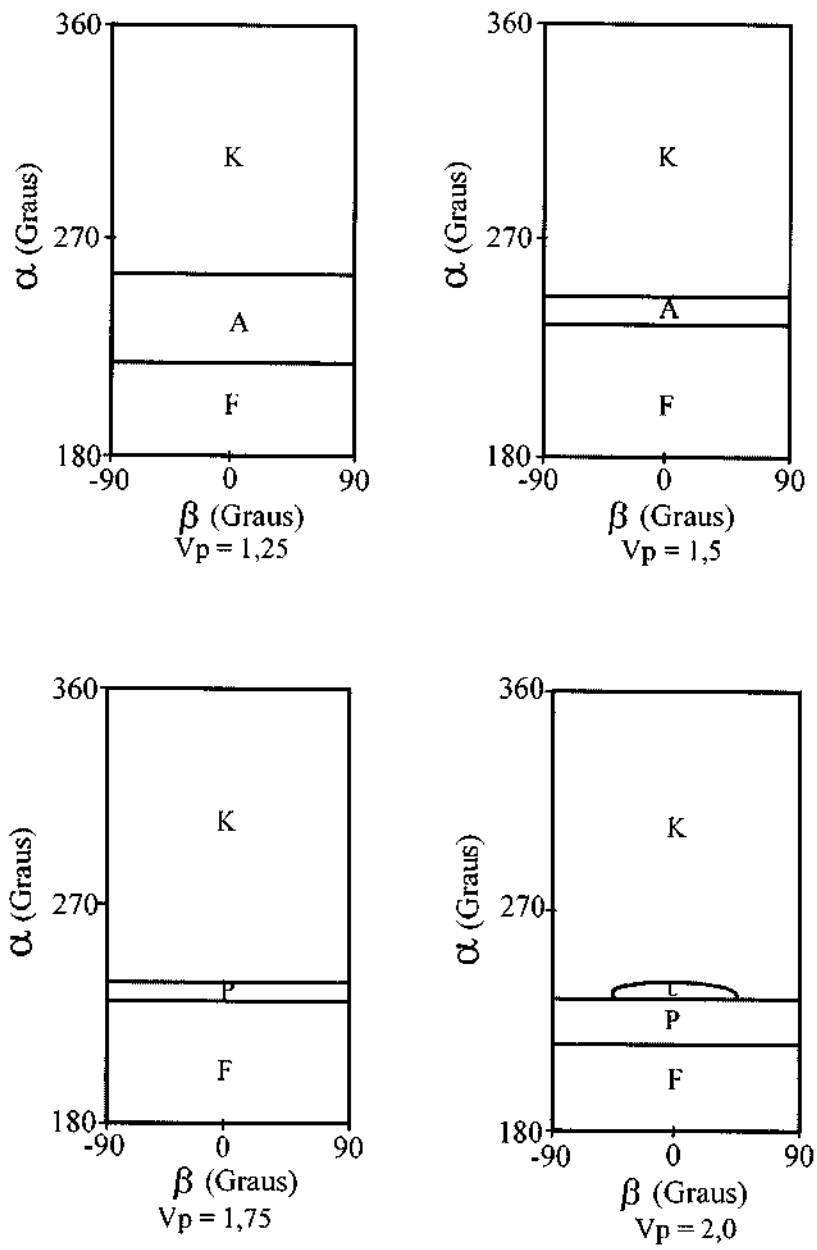
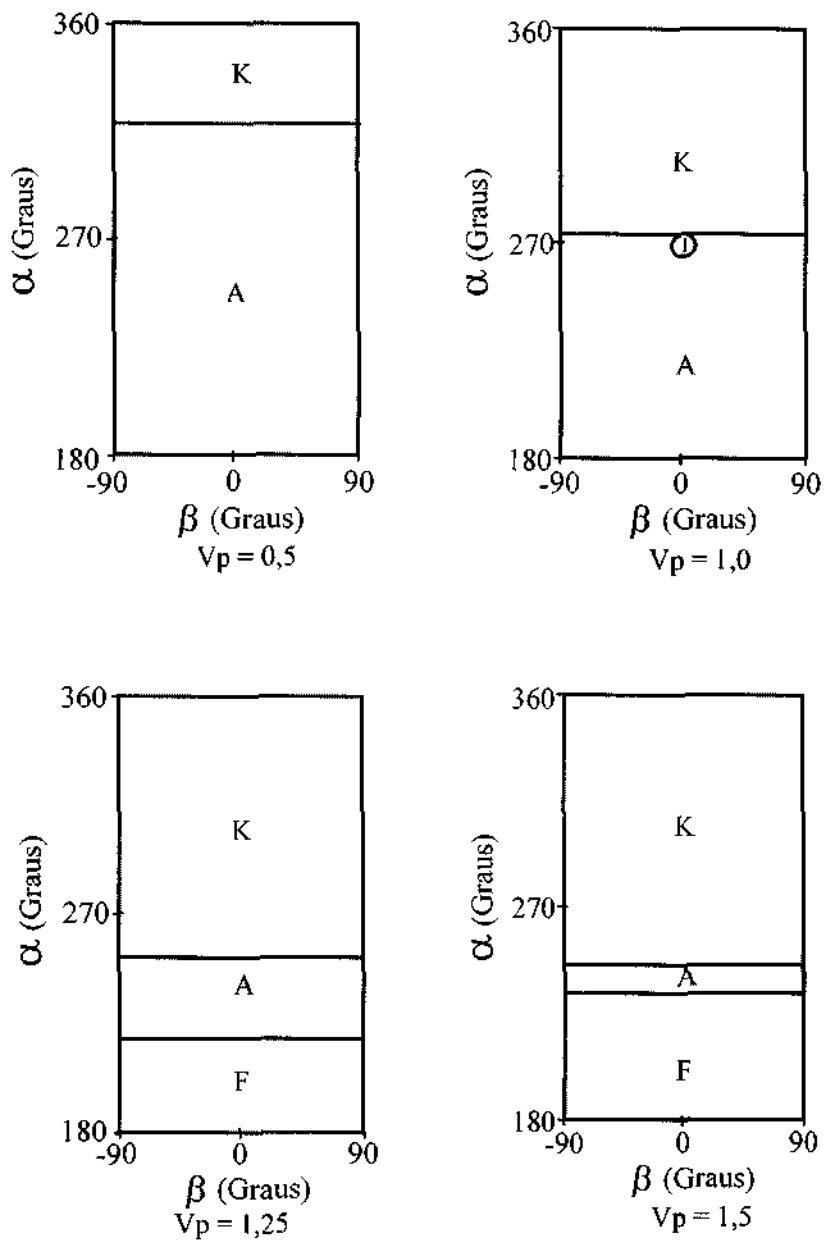


Fig.21 (Conclusão) - Resultados para o sistema Sol – Mercúrio com $R_p = 2,0 \times R_{me}$



(Continua)

Fig.22 - Resultados para o sistema Sol – Mercúrio com $R_p = 5,0 \times R_{me}$

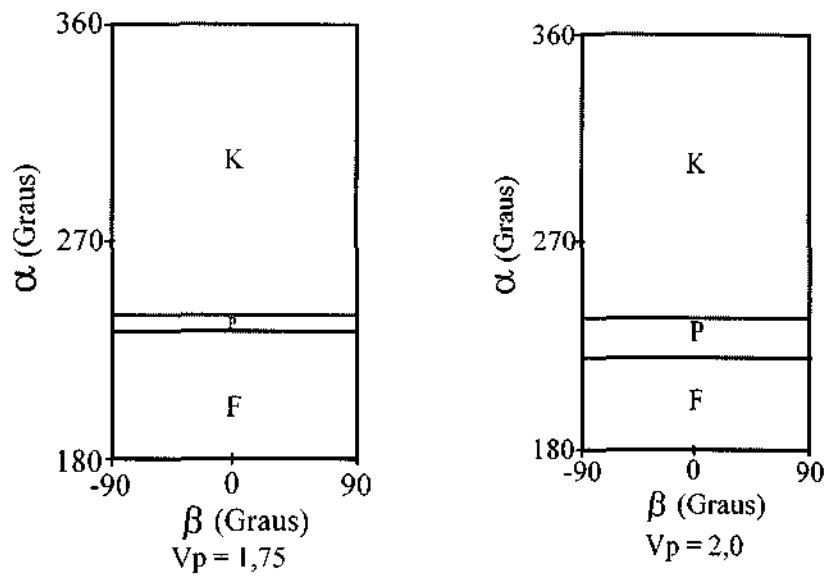
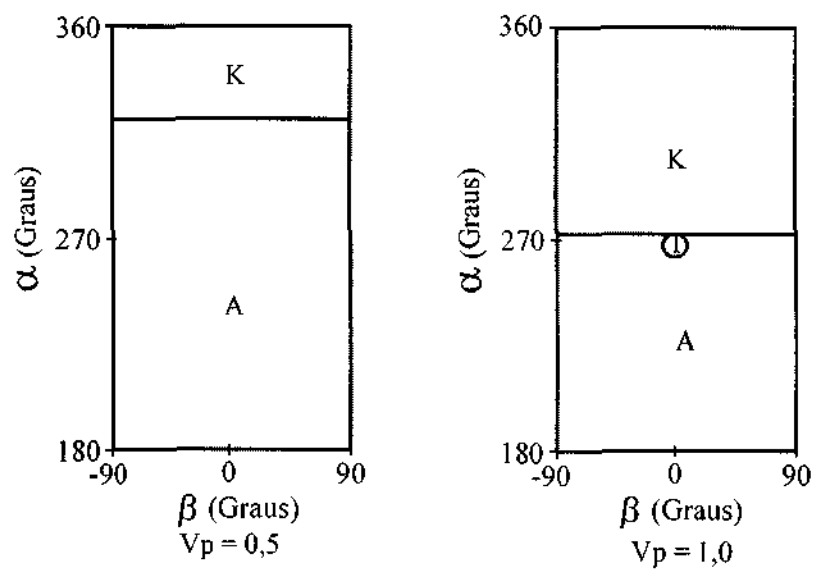


Fig.22 (Conclusão) - Resultados para o sistema Sol – Mercúrio com $R_p = 5,0 \times R_{me}$



(Continua)

Fig.23 - Resultados para o sistema Sol – Mercúrio com $R_p = 10,0 \times R_{me}$

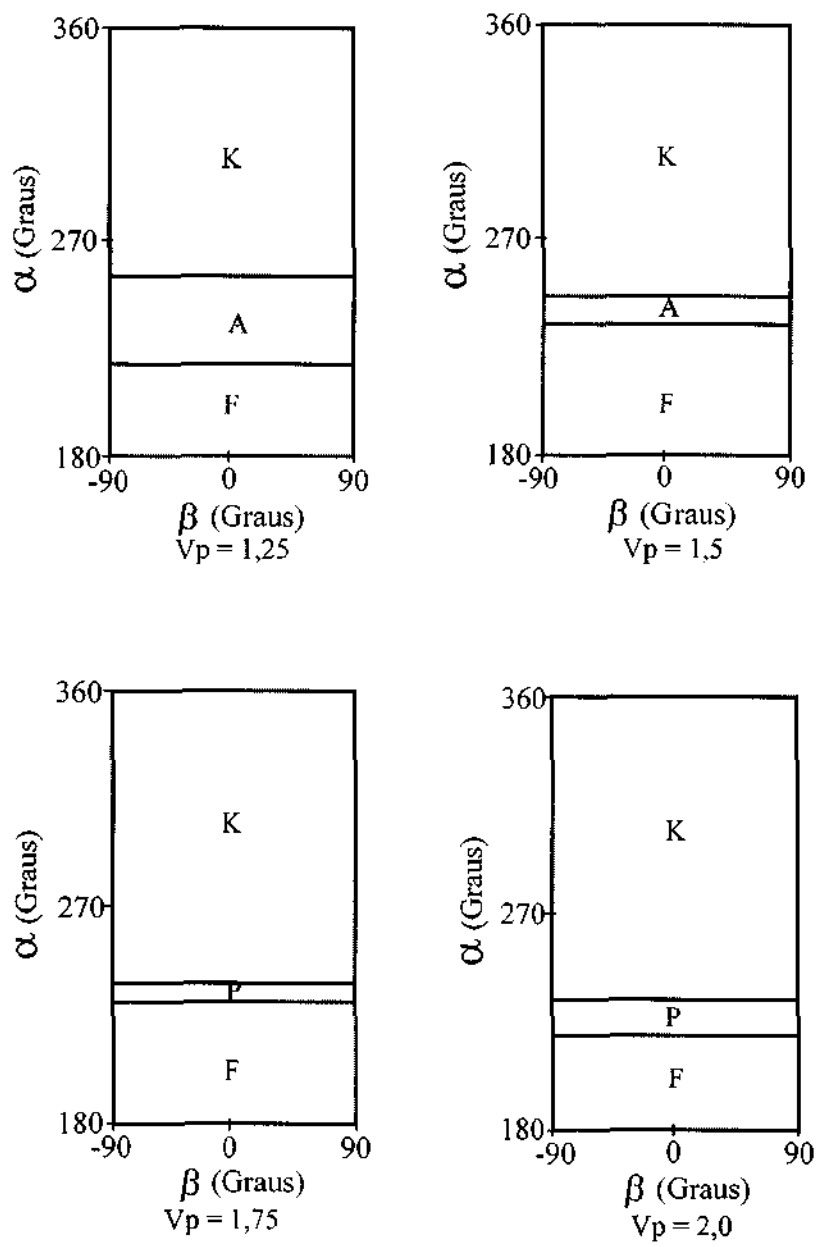
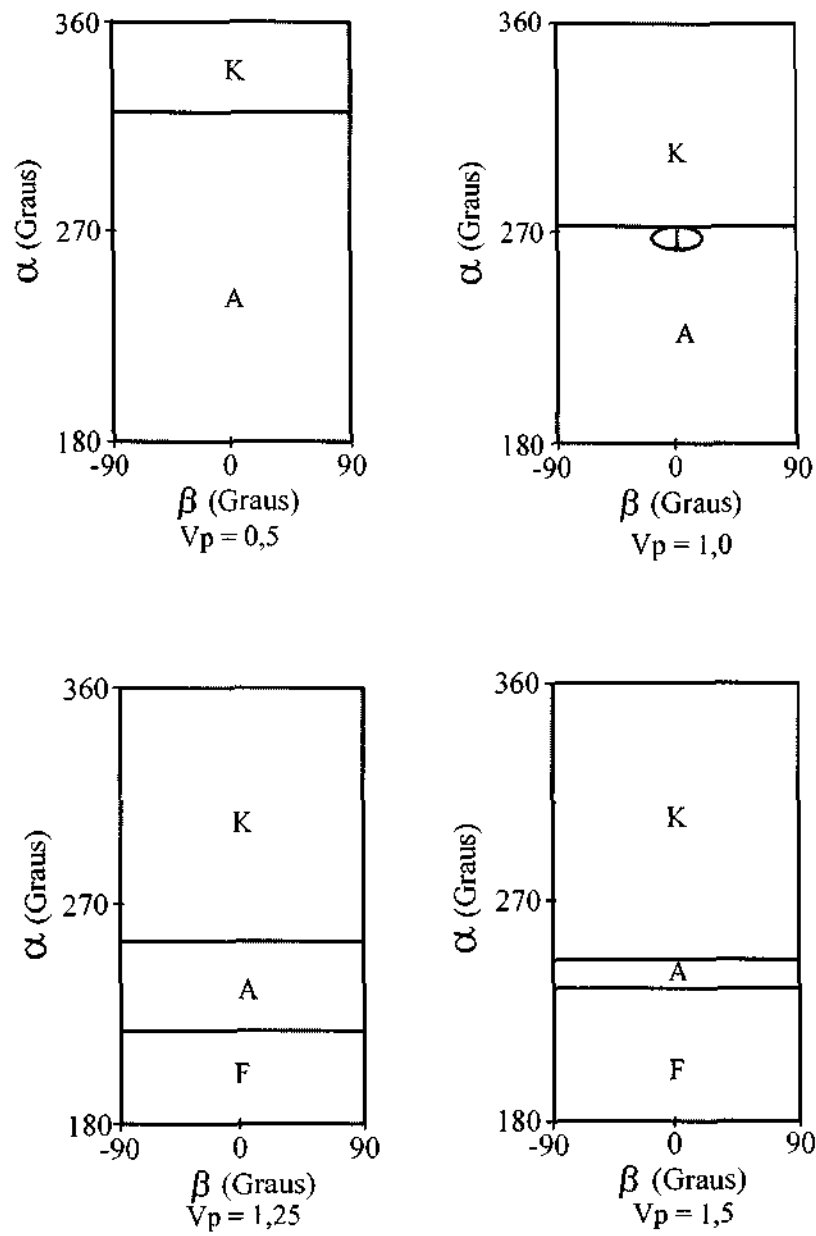


Fig.23 (Conclusão) - Resultados para o sistema Sol – Mercúrio com $R_p = 10,0 \times R_{me}$



(Continua)

Fig.24 - Resultados para o sistema Sol – Mercúrio com $R_p = 50,0 \times R_{me}$

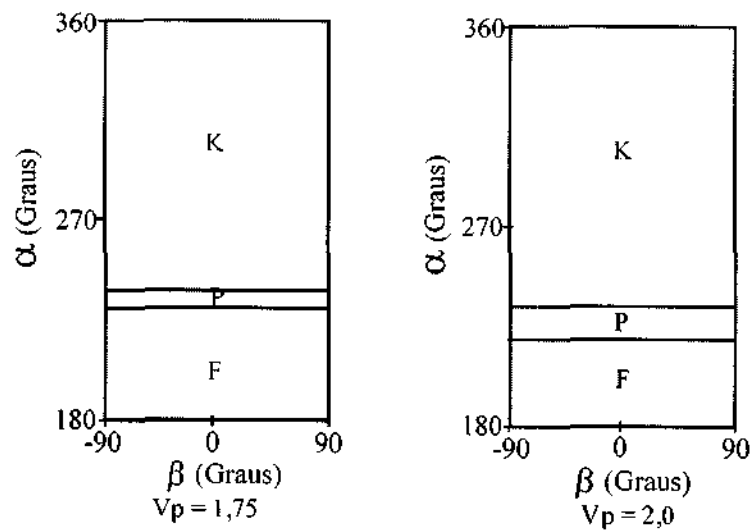


Fig.24 (Conclusão) - Resultados para o sistema Sol – Mercúrio com $R_p = 50,0 \times R_{me}$

9 RESULTADOS PARA O SISTEMA SOL – JÚPITER

Nesta seção, são mostrados gráficos de letras para o sistema Sol-Júpiter. Os parâmetros utilizados são $\mu = 0,955597 \times 10^{-3}$, rio de Júpiter = $R_j = 9,173 \times 10^{-5}$ e variam-se os valores de R_p e V_p conforme mostrados nas Figuras 25 a 30.

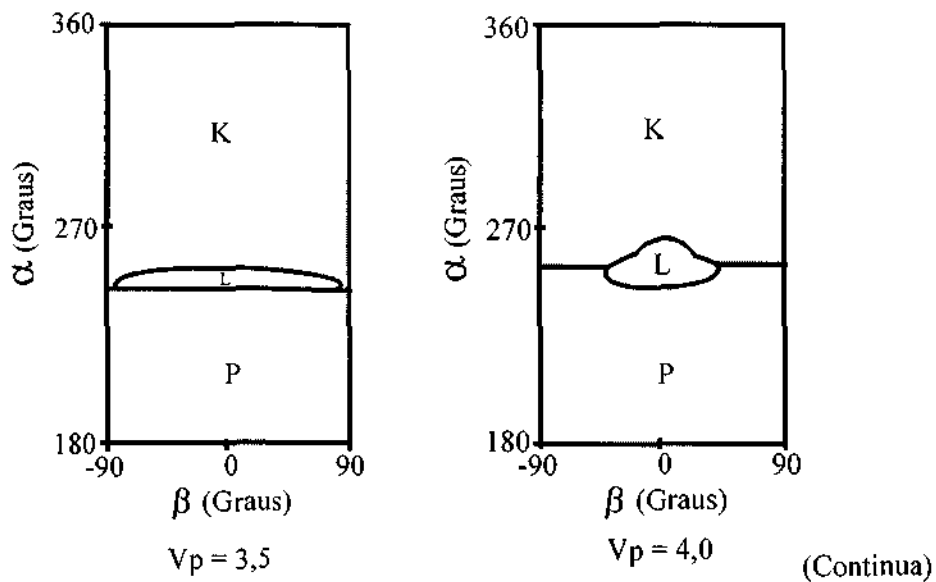


Fig. 25 - Resultados para o sistema Sol – Júpiter com $R_p = 1,1 \times R_j$

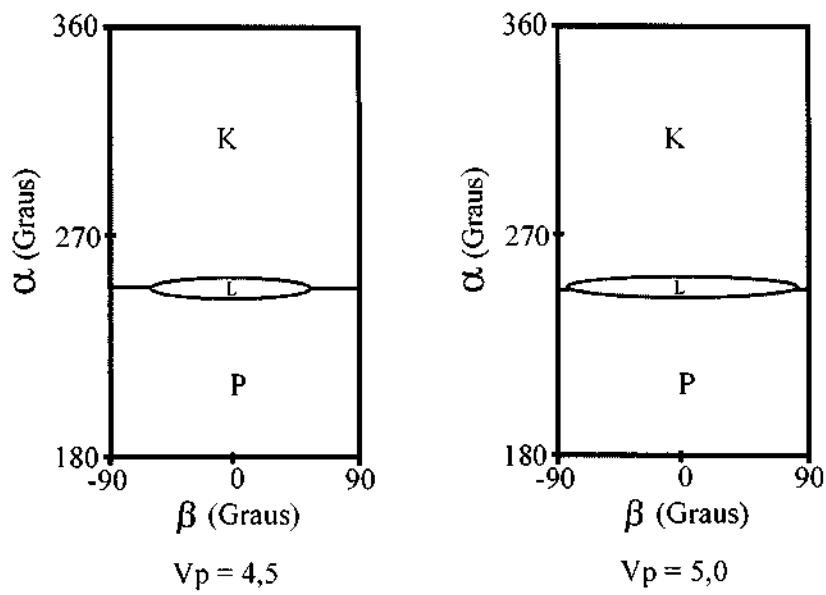
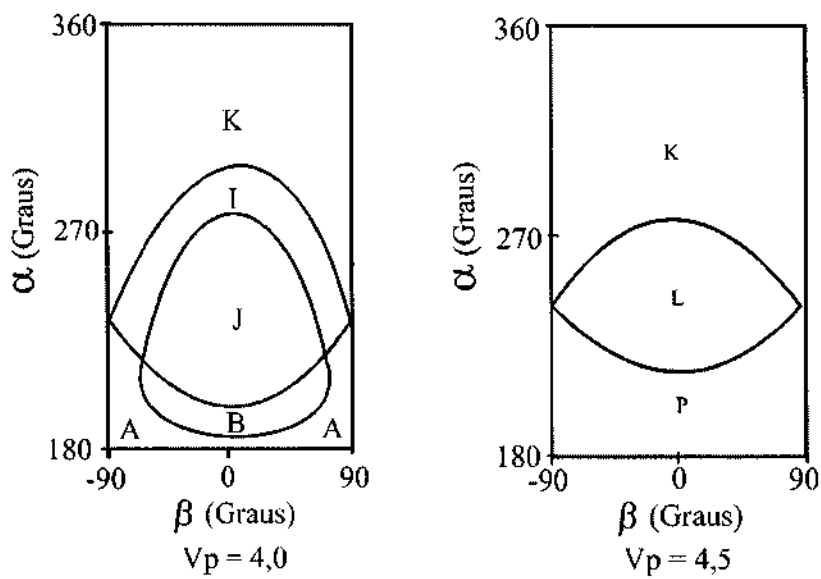


Fig. 25 (Conclusão) - Resultados para o sistema Sol – Júpiter com $R_p = 1,1 \times R_j$



(Continua)

Fig. 26 - Resultados para o sistema Sol – Júpiter com $R_p = 1,5 \times R_j$

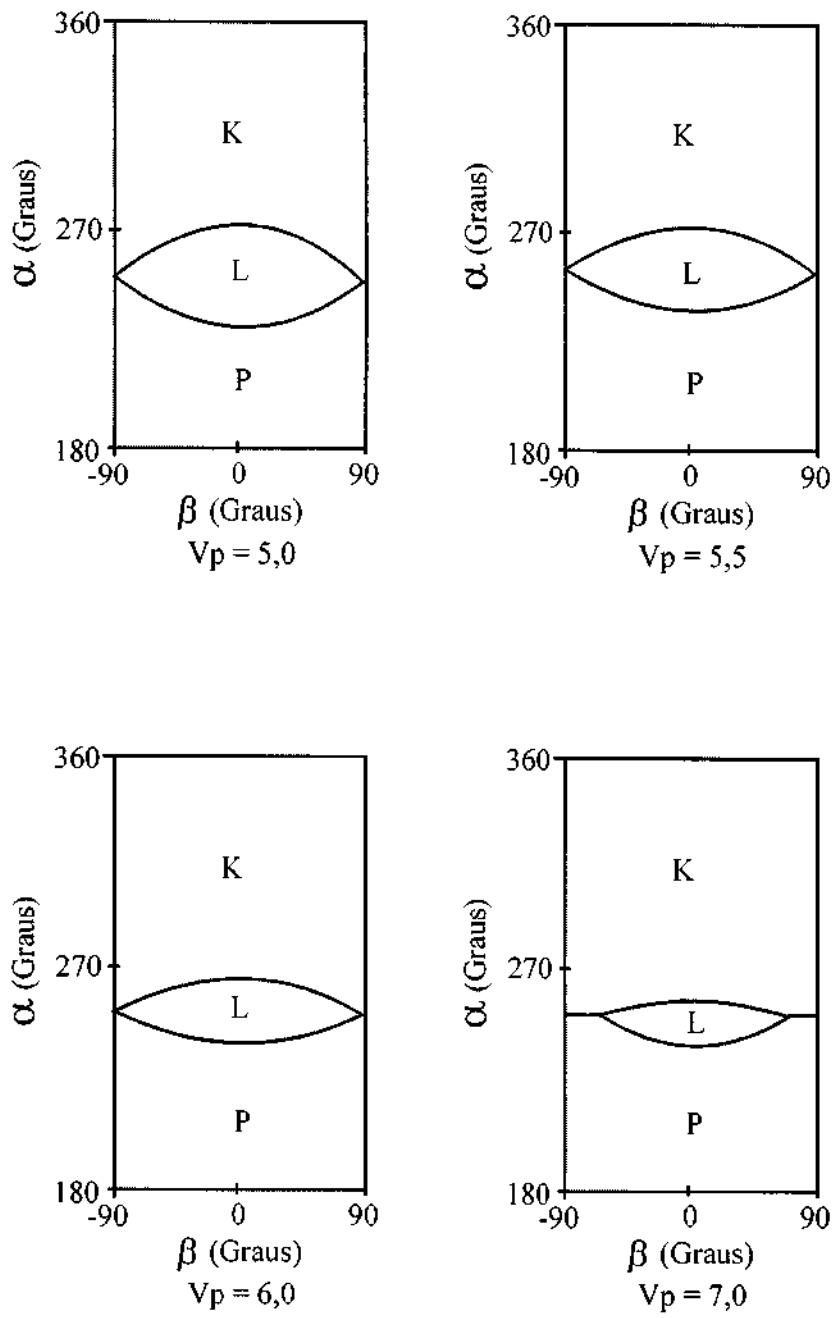


Fig. 26 (Conclusão) - Resultados para o sistema Sol – Júpiter com $R_p = 1,5 \times R_j$

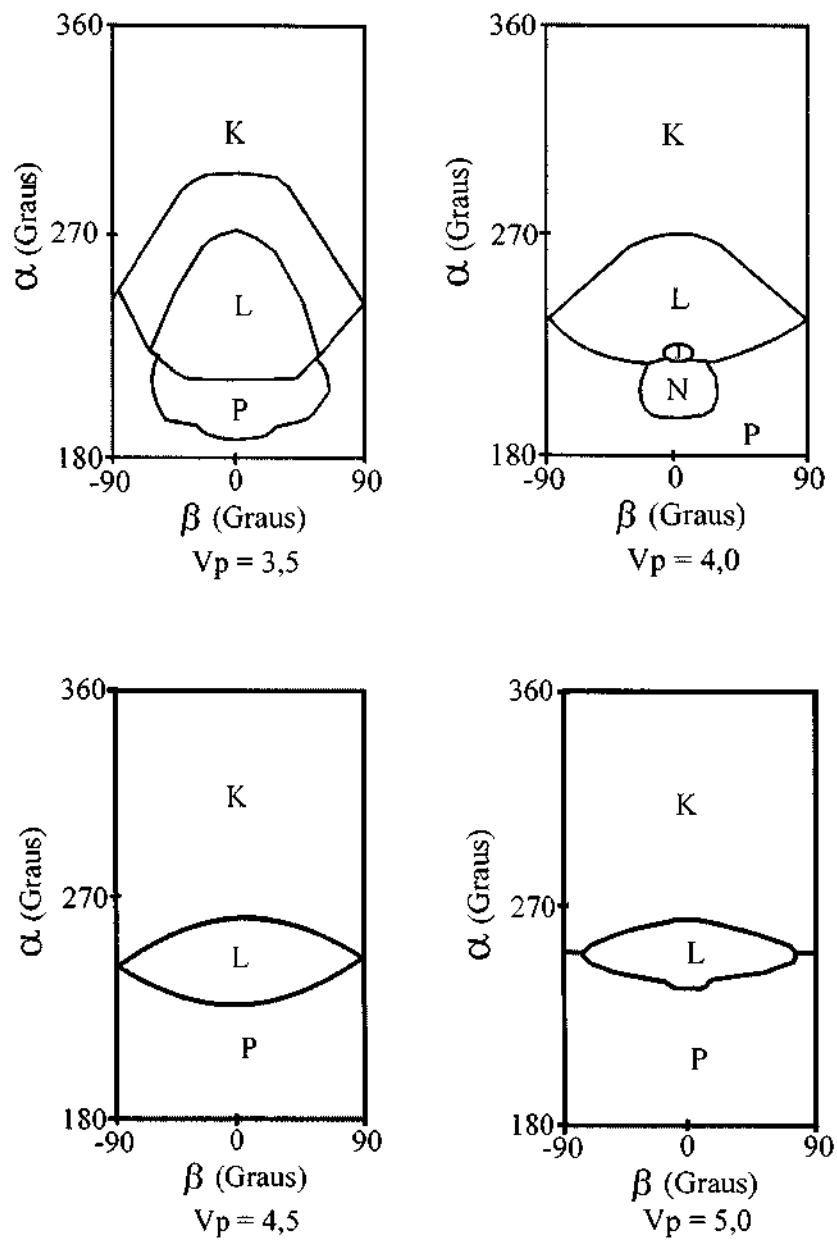


Fig. 27 - Resultados para o sistema Sol – Júpiter com $R_p = 2,0 \times R_j$

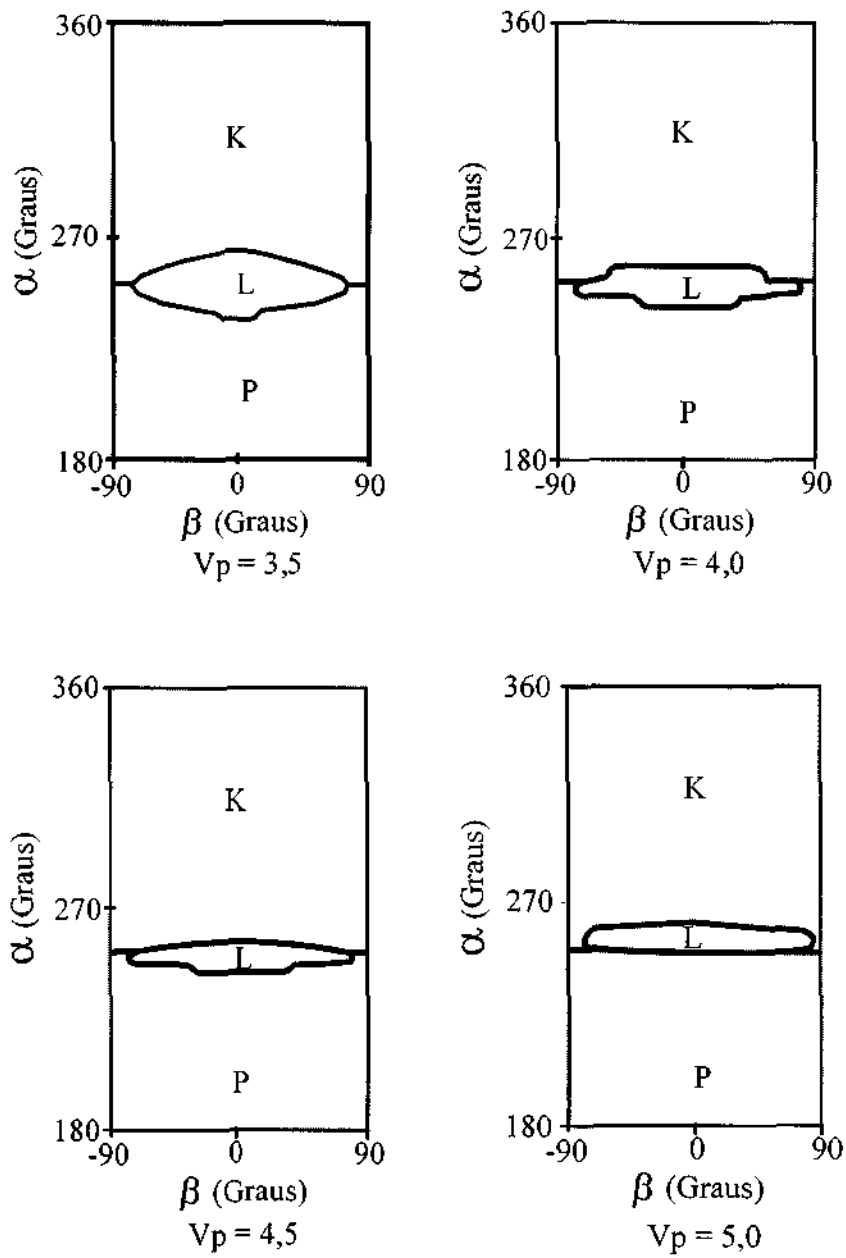


Fig. 28 - Resultados para o sistema Sol – Júpiter com $R_p = 5,0 \times R_j$

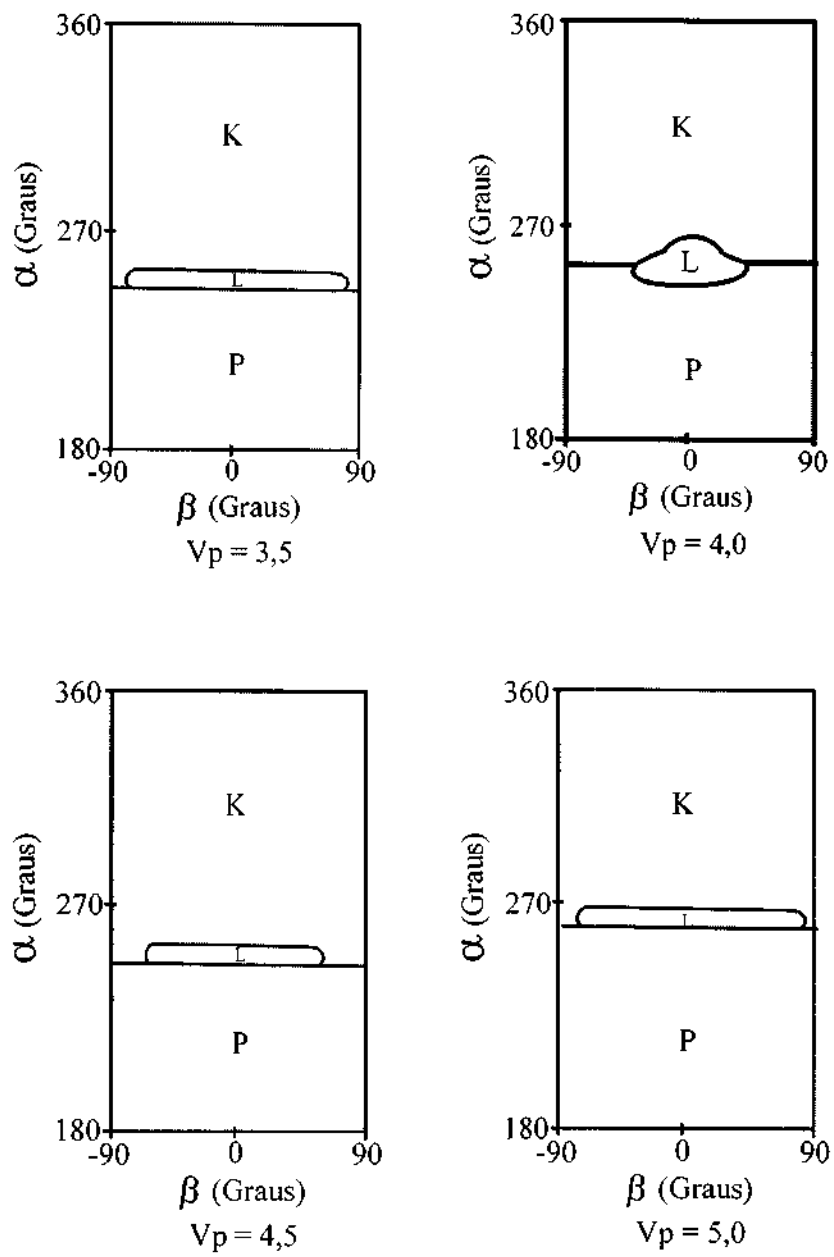


Fig. 29 - Resultados para o sistema Sol – Júpiter com $R_p = 10,0 \times R_j$

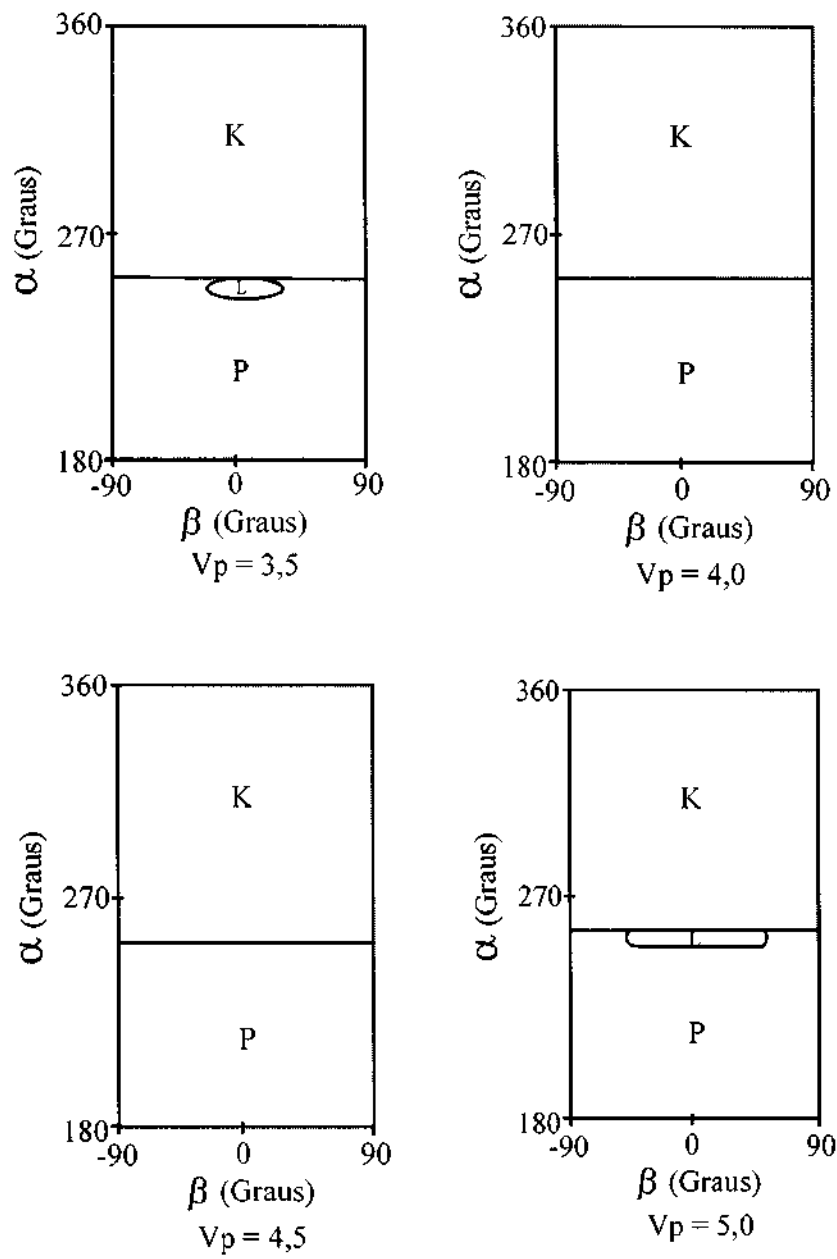


Fig. 30 - Resultados para o sistema Sol – Júpiter com $R_p = 50,0 \times R_j$

10 RESULTADOS PARA O SISTEMA SOL – SATURNO

Nesta seção, são mostrados gráficos de letras para o sistema Sol-Saturno. Para todos os gráficos os parâmetros utilizados são $\mu = 0,286 \times 10^{-3}$, raio de Saturno = $R_s = 4,232 \times 10^5$ e variam-se os valores de R_p e V_p conforme mostrados nas Figuras 31 a 36.

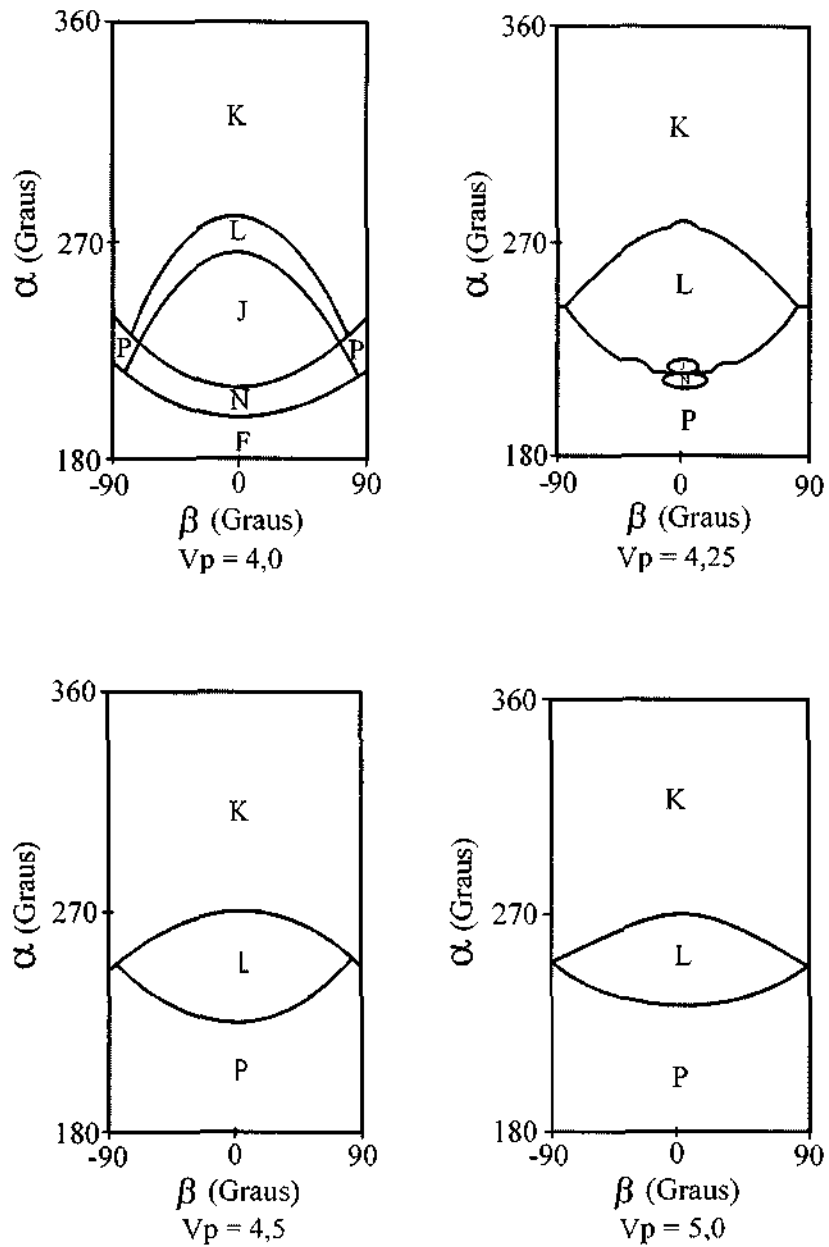


Fig. 31 - Resultados para o sistema Sol – Saturno com $R_p = 1,1 \times R_s$

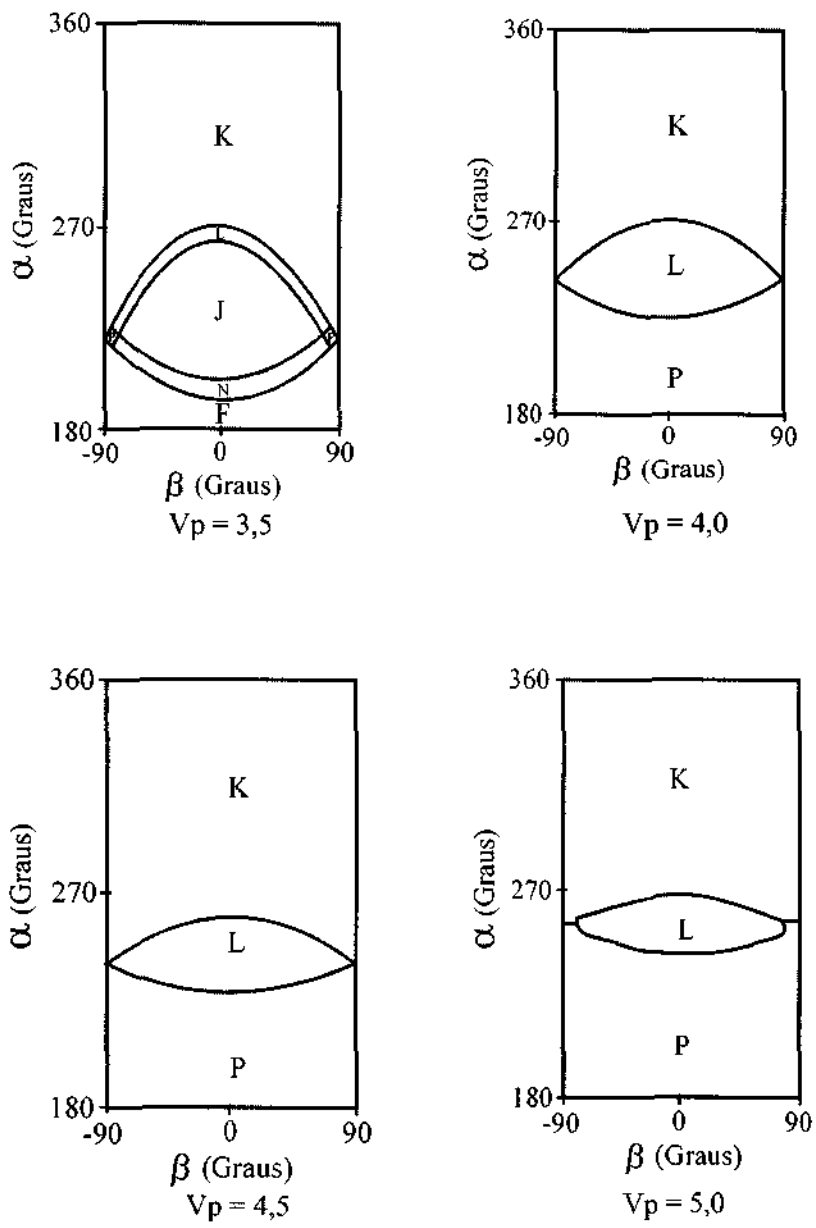


Fig. 32 - Resultados para o sistema Sol – Saturno com $R_p = 1,5 \times R_s$

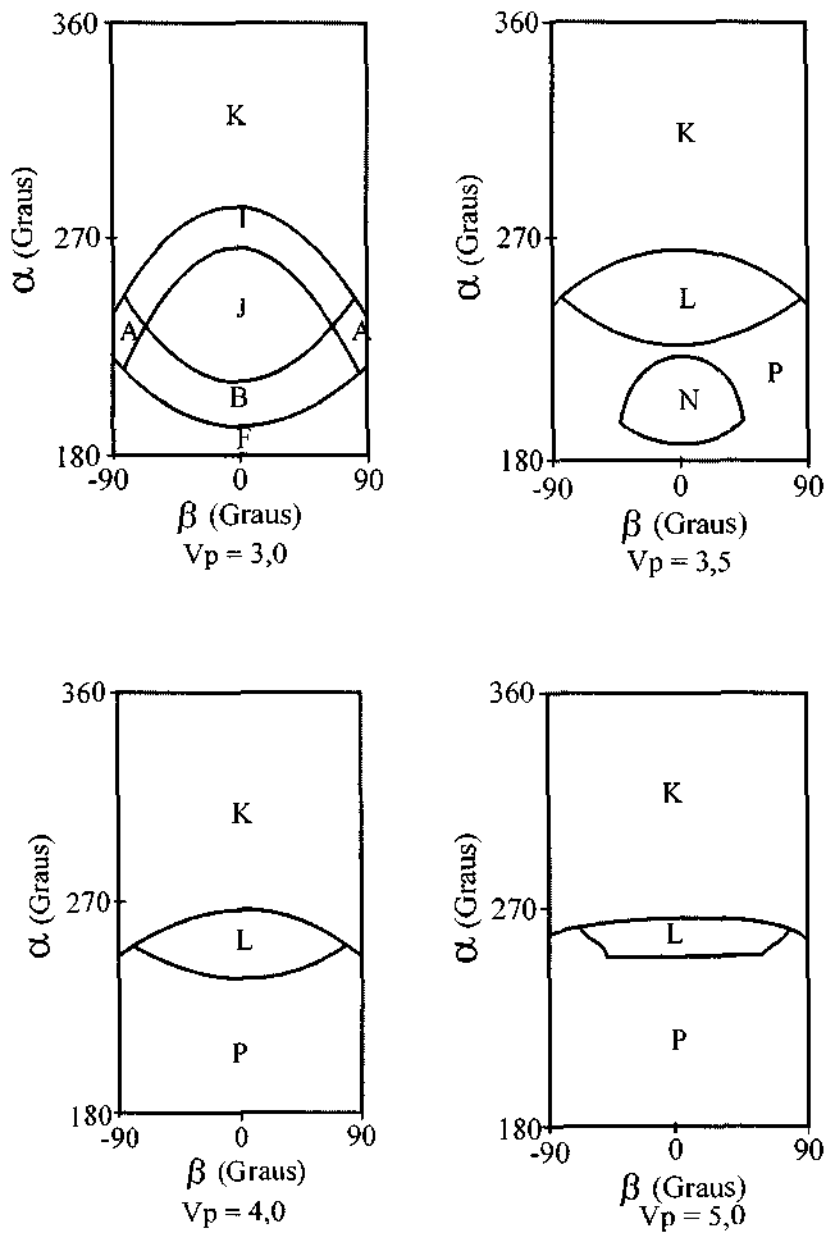


Fig. 33 - Resultados para o sistema Sol - Saturno com $R_p = 2,0 \times R_s$

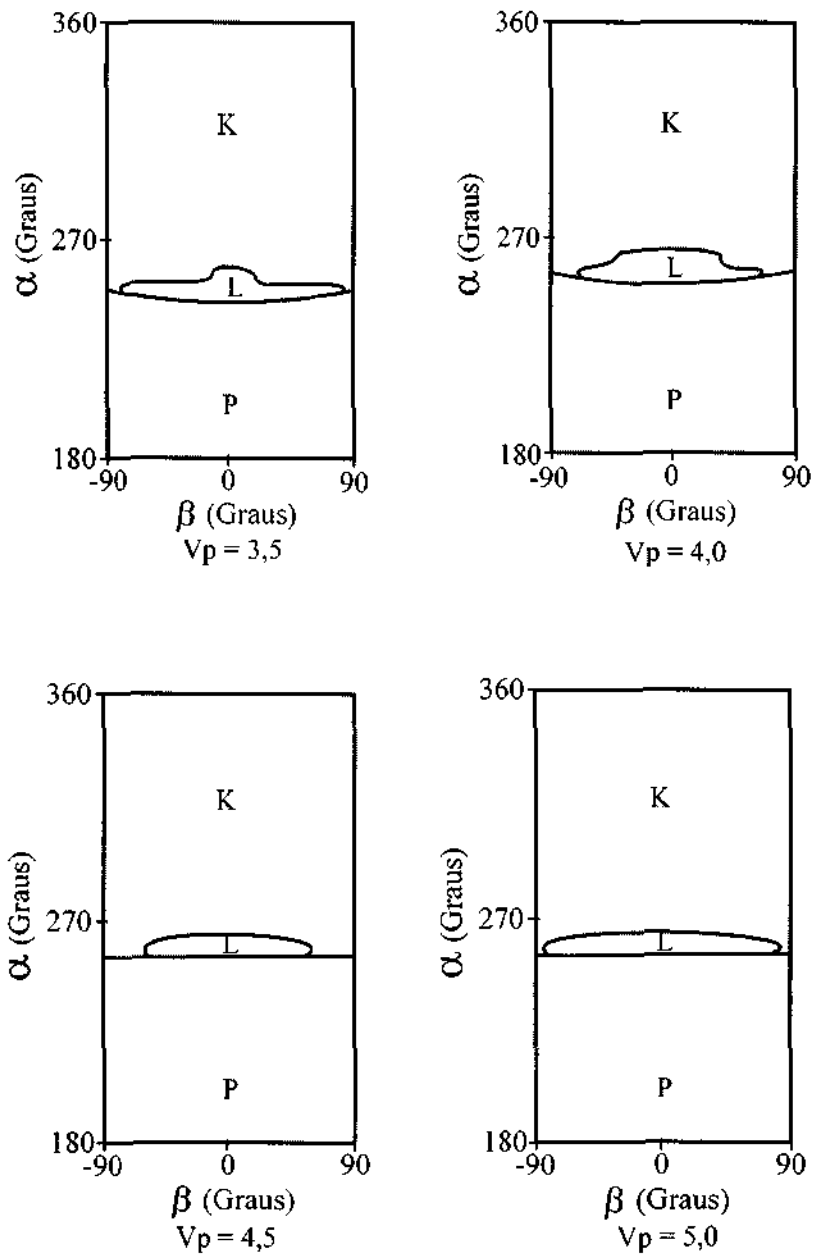


Fig. 34 - Resultados para o sistema Sol – Saturno com $R_p = 5,0 \times R_s$

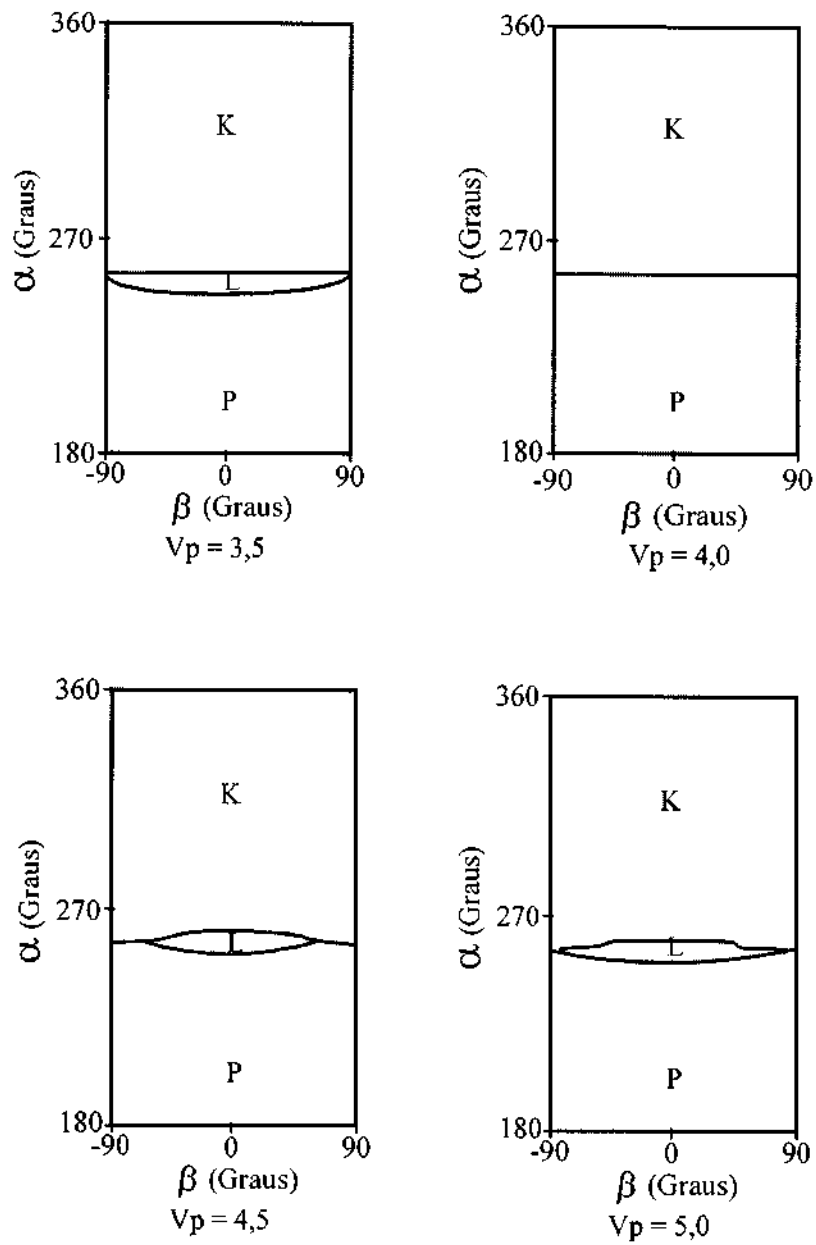


Fig. 35 - Resultados para o sistema Sol – Saturno com $R_p = 10,0 \times R_s$

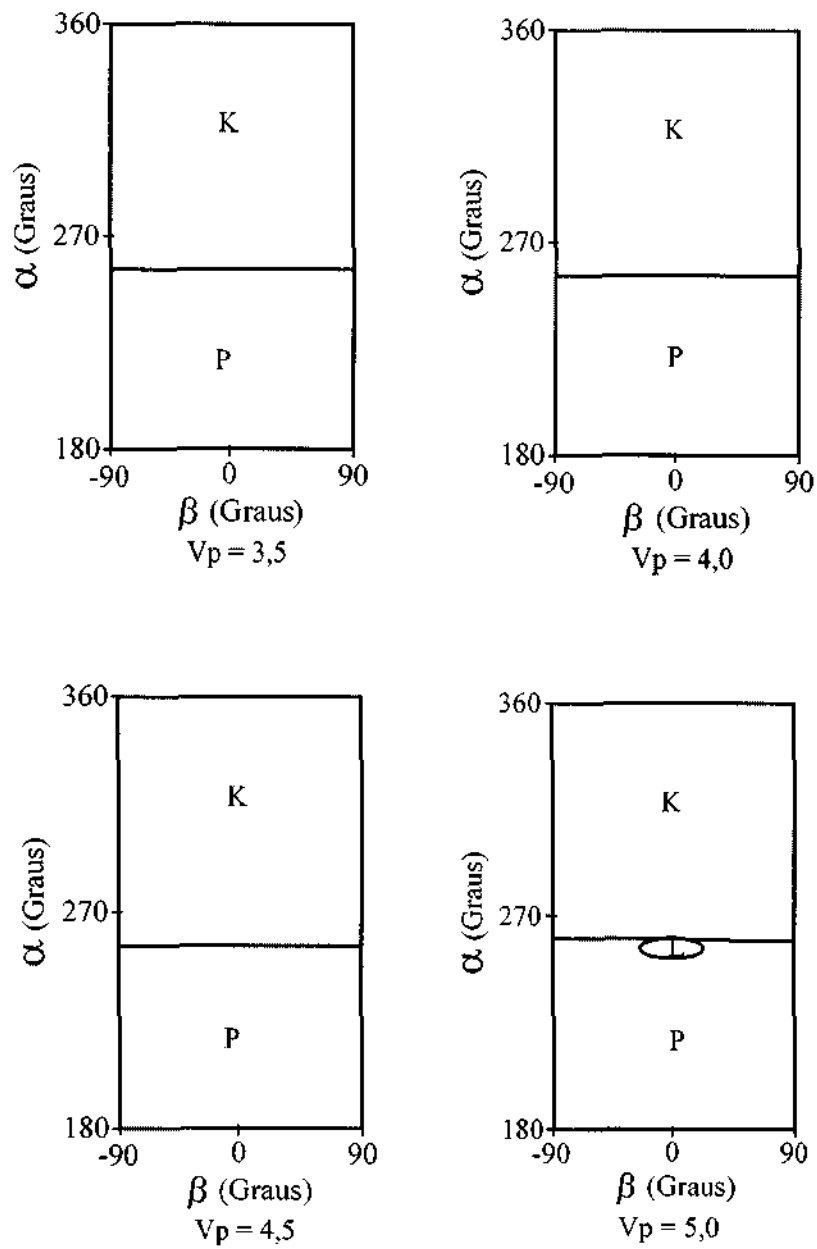


Fig. 36 - Resultados para o sistema Sol – Saturno com $R_p = 50,0 \times R_s$

11 RESULTADOS PARA O SISTEMA SOL – URANO

Nesta seção, são mostrados gráficos de letras para o sistema Sol-Urano. Os parâmetros utilizados são $\mu = 0,4387 \times 10^{-4}$, raio de Urano = $R_u = 8,2 \times 10^{-6}$ e variam-se os valores de R_p e V_p conforme mostrados nas Figuras 37 a 43.

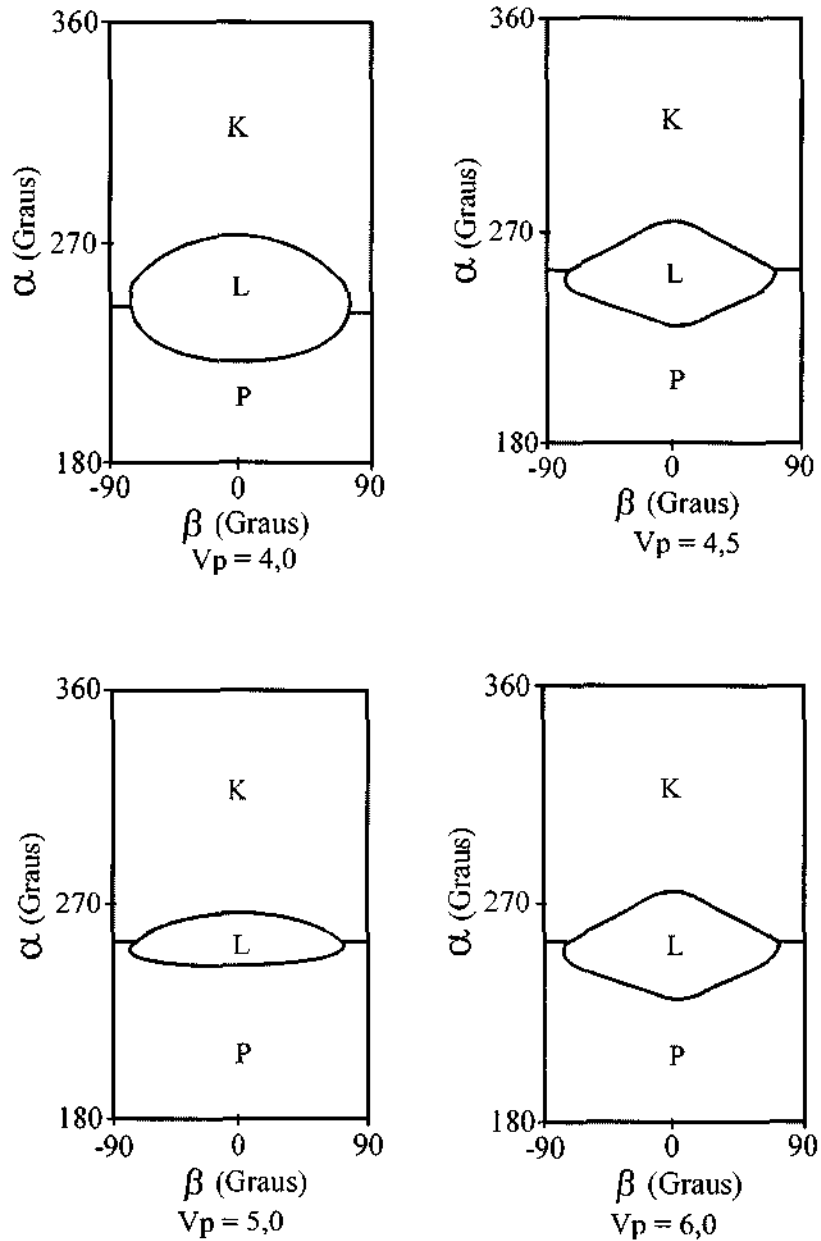


Fig. 37 - Resultados para o sistema Sol – Urano com $R_p = 1,1 \times R_u$

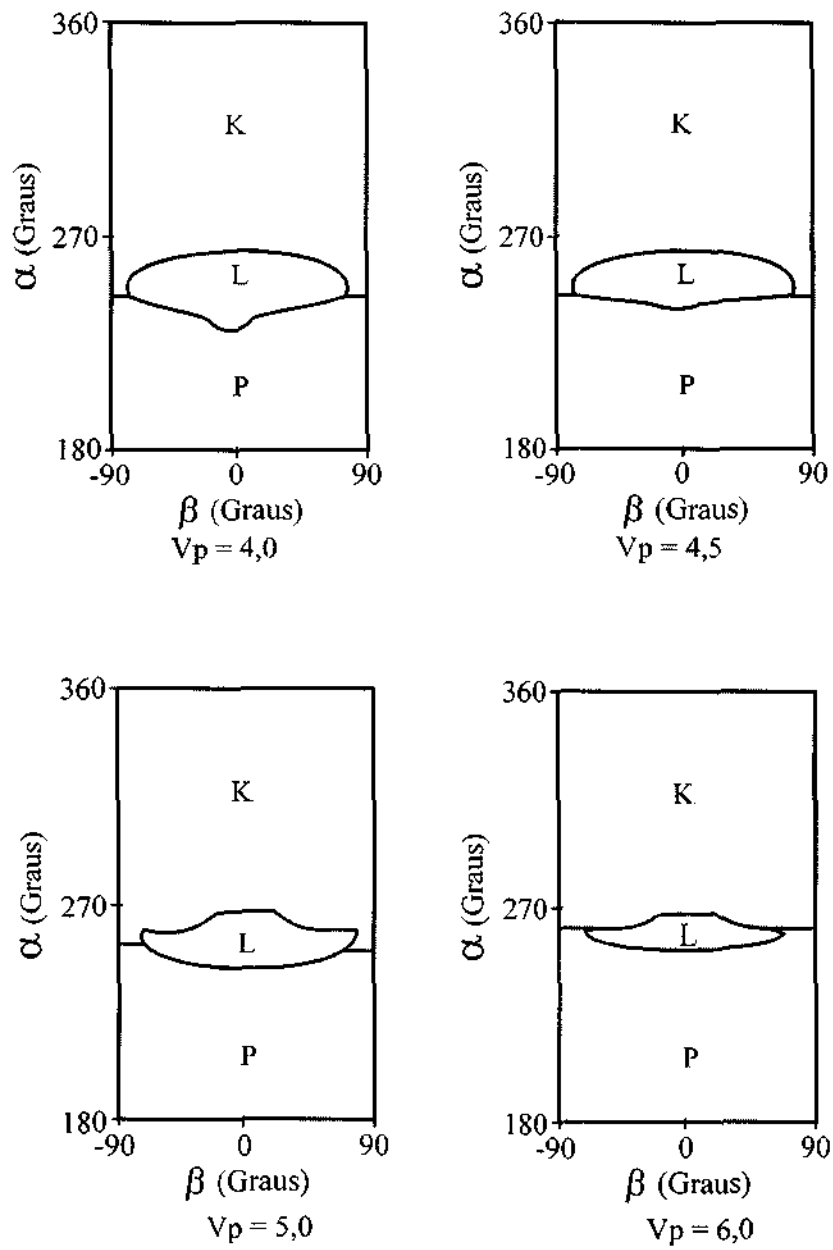


Fig. 38 - Resultados para o sistema Sol – Urano com $R_p = 1,5 \times R_u$

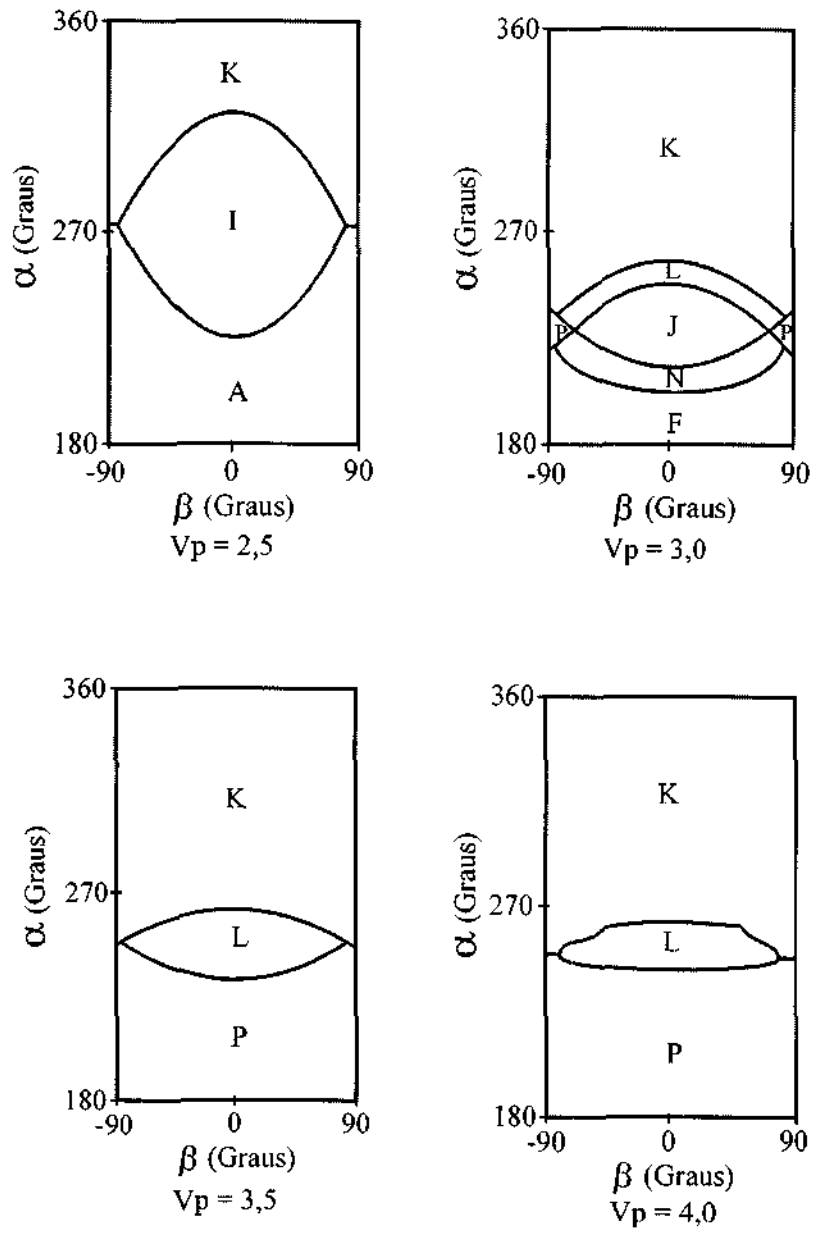


Fig. 39 - Resultados para o sistema Sol - Urano com $R_p = 2,0 \times R_u$

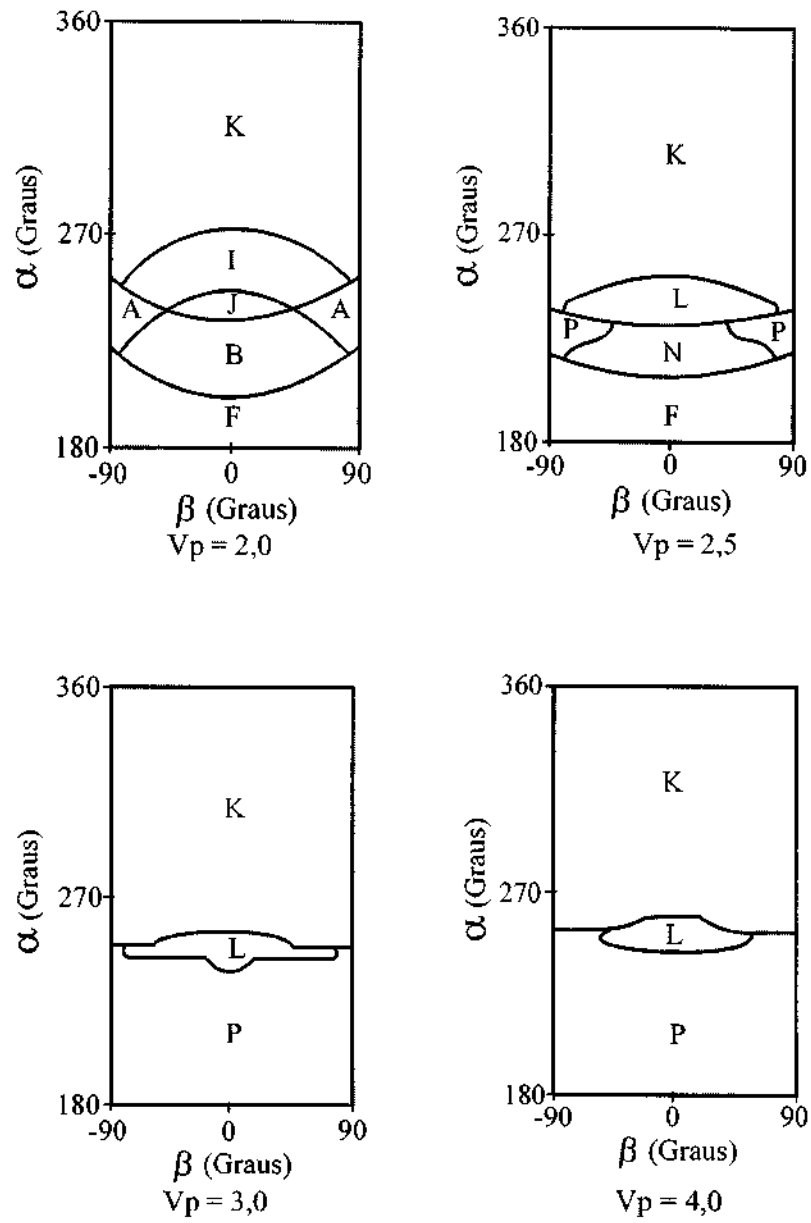


Fig. 40 - Resultados para o sistema Sol - Urano com $R_p = 5,0 \times R_u$

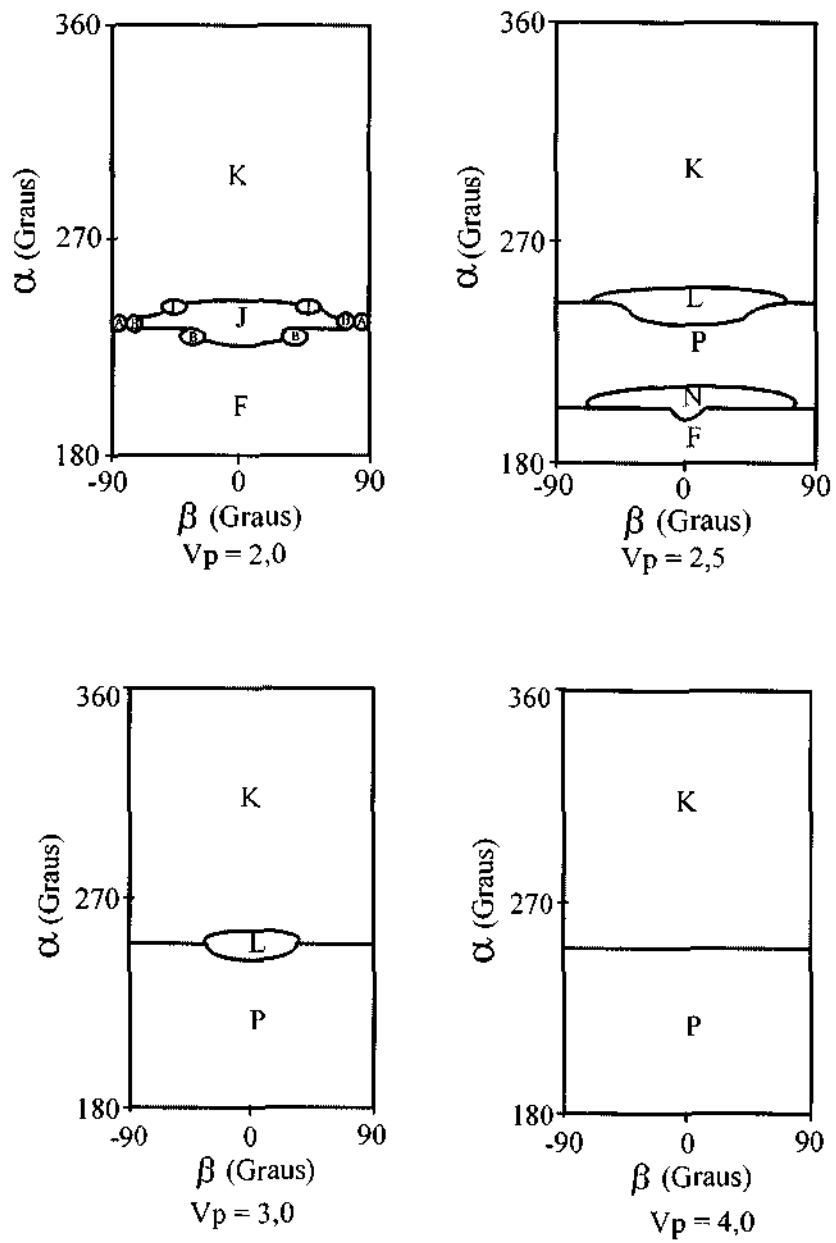


Fig. 41 - Resultados para o sistema Sol - Urano com $R_p = 10,0 \times R_u$

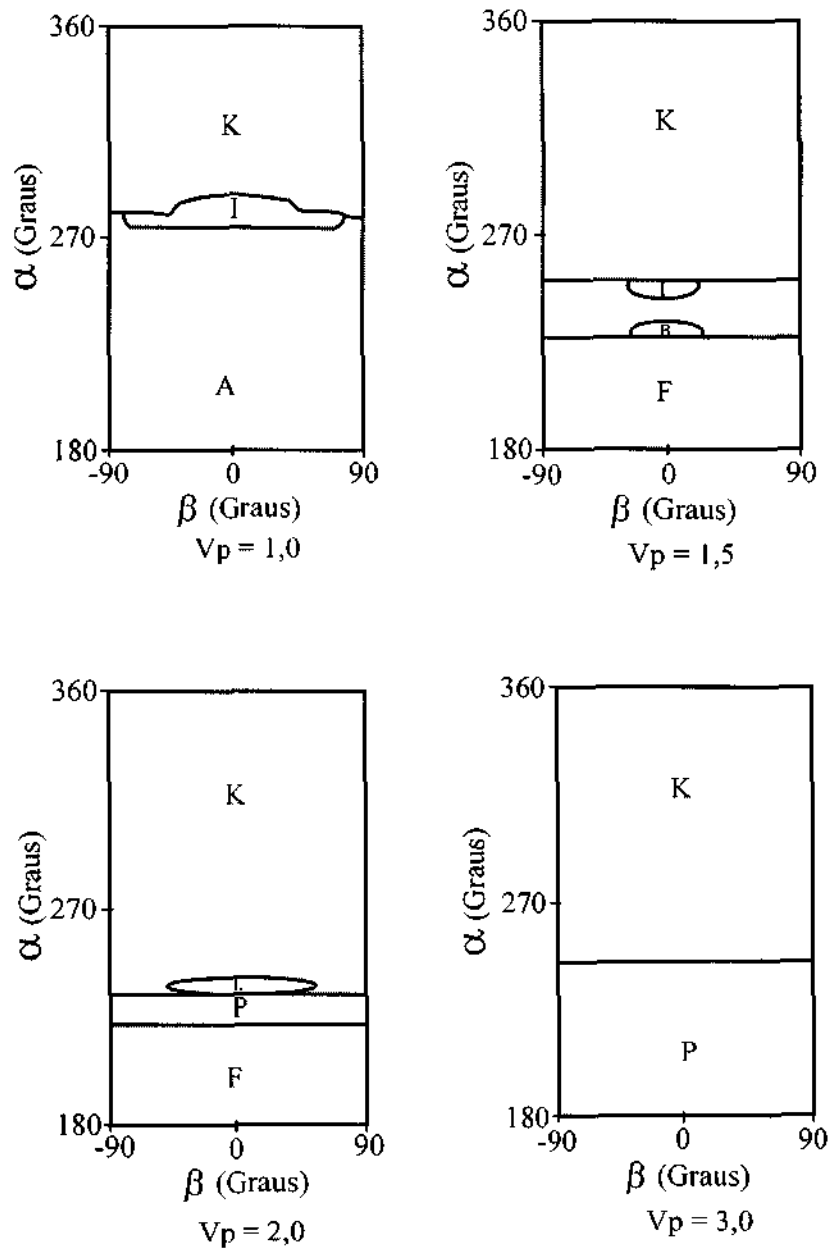
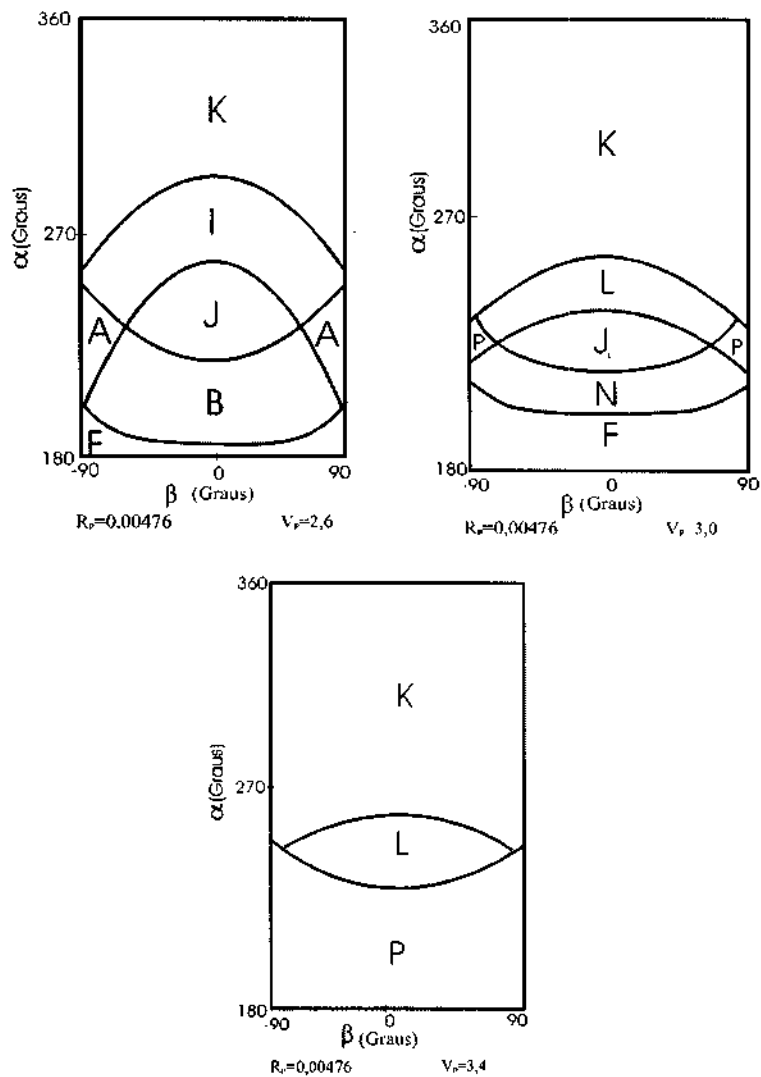


Fig. 42 - Resultados para o sistema Sol - Urano com $R_p = 50,0 \times R_u$

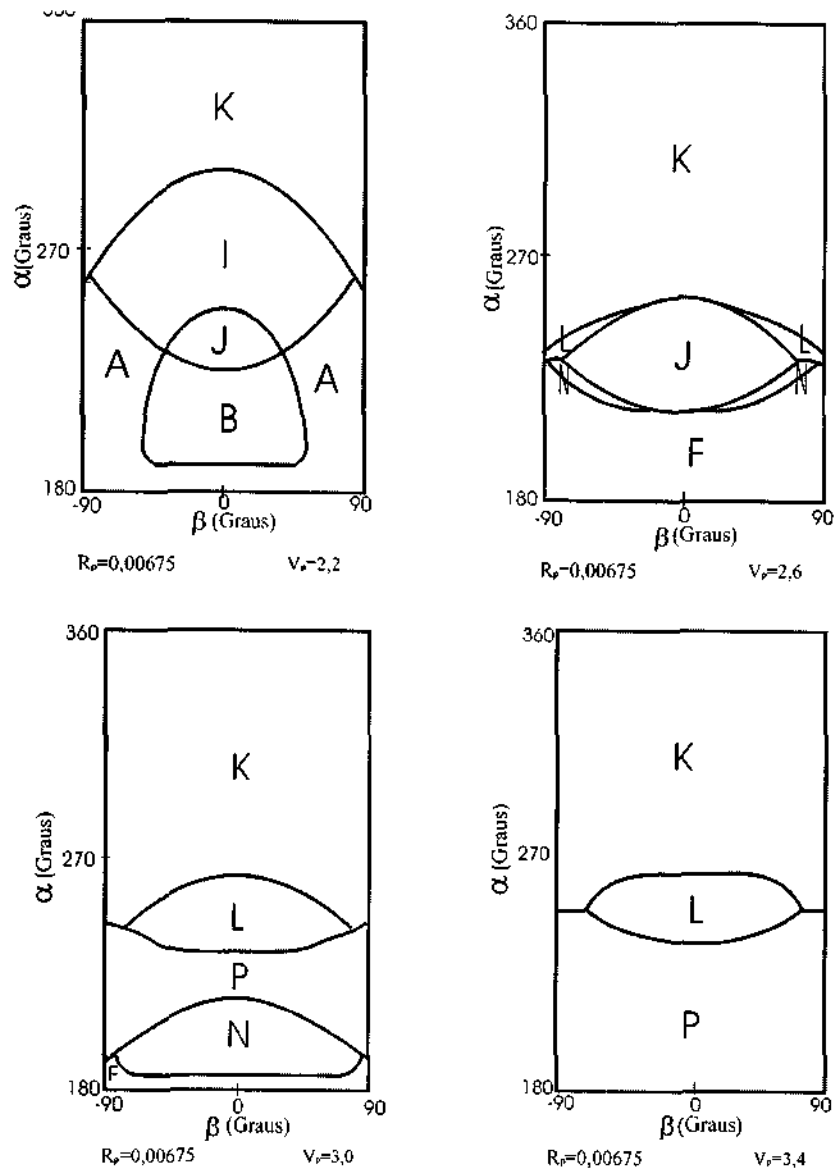
12 RESULTADOS PARA O SISTEMA TERRA - LUA

Nesta seção, são mostrados gráficos de letras para o sistema Terra - Lua. Para todos os gráficos os parâmetros utilizados são $\mu = 0,00121$ e variam-se os valores de R_p e V_p conforme mostrados na Figura 43.



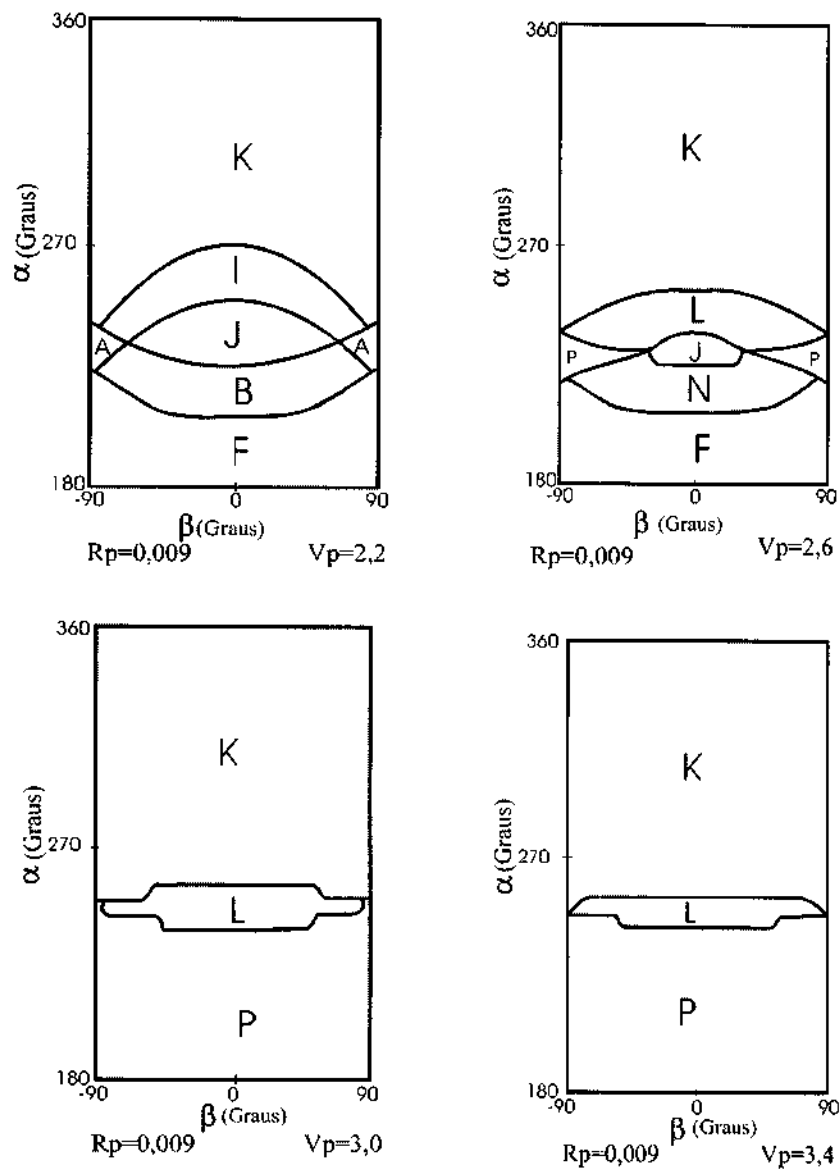
(Continua)

Fig. 43 - Resultados para o sistema Terra-Lua



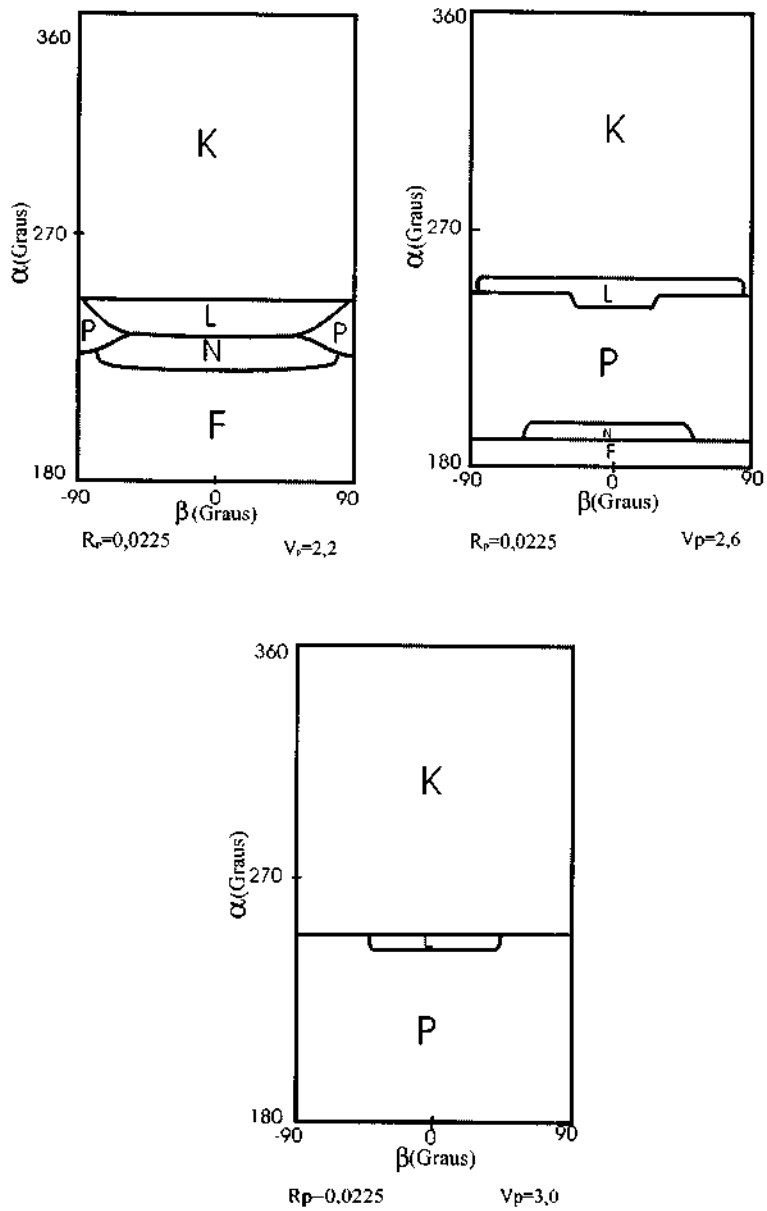
(continua)

Fig. 43 - Resultados para o sistema Terra-Lua



(continua)

Fig. 43 - Resultados para o sistema Terra-Lua



(continua)

Fig. 43 - Resultados para o sistema Terra-Lua

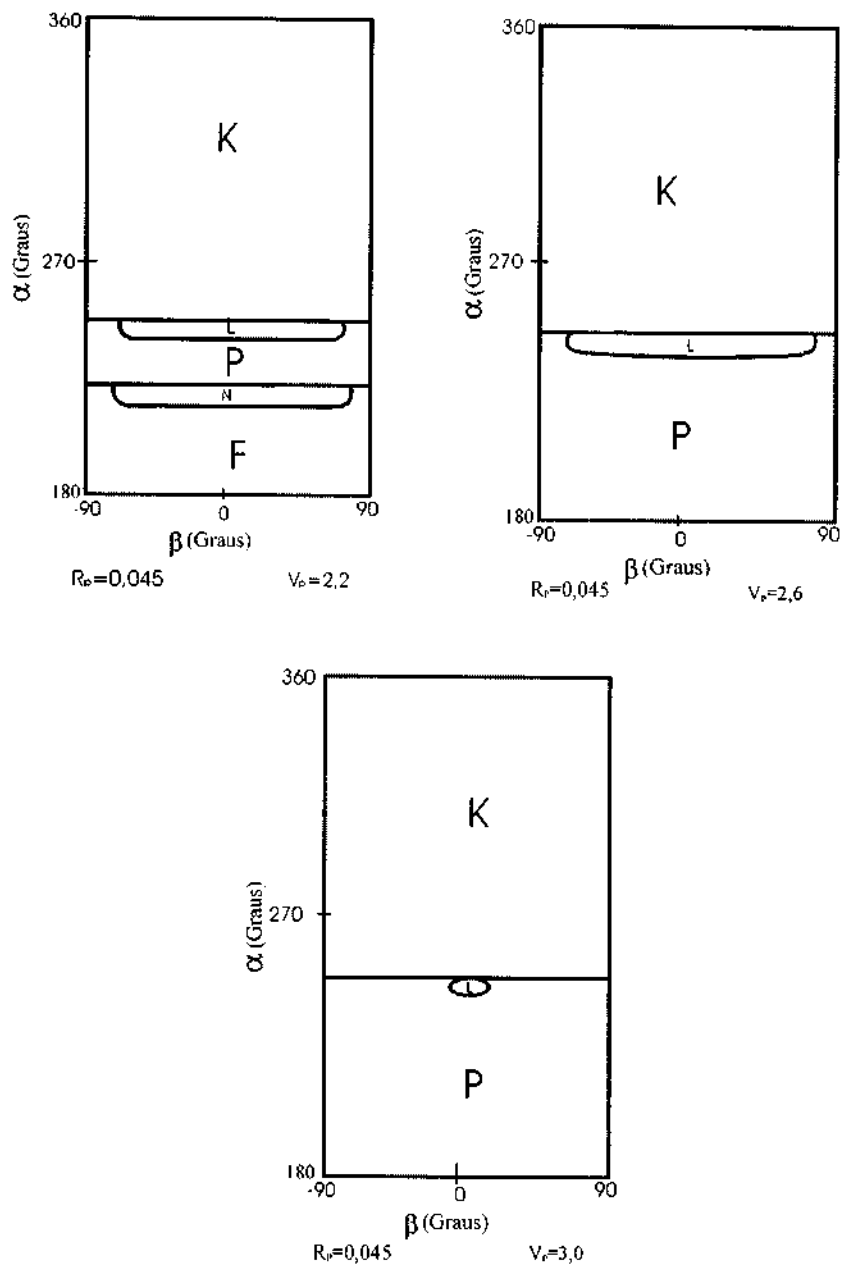


Fig. 43 (Conclusão) - Resultados para o sistema Terra-Lua

13 CONCLUSÕES

Neste trabalho a manobra *Swing-by* do Problema Restrito de Três-Corpos Tridimensional é estudada. Alguns tipos de gráficos de letras são apresentados para representar o efeito de uma máxima aproximação sobre a órbita de um veículo espacial. Em particular, são estudados os efeitos da terceira dimensão nesta manobra. Para isto é mostrado que as órbitas hiperbólicas (família K) dominam a região onde $\alpha > 270^\circ$ e que quando a velocidade aumenta, as famílias K, L e P dominam os gráficos. São mostradas famílias com particularidades, como órbitas parabólicas ou órbitas de momento angular zero que existem nas bordas entre as famílias principais. Em geral, está claro que a terceira dimensão da manobra representa um papel muito importante no problema investigado.



Número
DMC-0052/2000

TÍTULO
Mapeamento de Trajetórias Espaciais em Três Dimensões com a Dinâmica do Problema Restrito de Três Corpos

AUTOR
Gislaine de Felipe

TRADUTOR

EDITOR

ORIGEM	PROJETO	SÉRIE	No. DE PÁGINAS	No. DE FOTOS	No. DE MAPAS
DMC	SPG		68		- 722

TIPO
 RPQ PRE NTC PRP MAN PUD TAE

DIVULGAÇÃO
 EXTERNA INTERNA RESERVADA LISTA DE DISTRIBUIÇÃO ANEXA

PERIÓDICO / EVENTO

CONVÊNIO

AUTORIZAÇÃO PRELIMINAR
 DATA: 10/07/2000
 Assinatura: Antônio J. Bertachini A. Prado
 Carimbo e Assinatura Titular da Unidade

REVISÃO TÉCNICA
 SOLICITADA DISPENSADA
 RECEBIDA 20/06/2000 DEVOLVIDA 10/07/2000
 Assinatura do Revisor: Antônio J. Bertachini A. Prado

REVISÃO DE LINGUAGEM
 SOLICITADA DISPENSADA
 RECEBIDA ____/____/____ DEVOLVIDA ____/____/____
 Assinatura do Revisor

AUTORIZAÇÃO FINAL
 DATA: ____/____/____
 Carimbo e Assinatura Titular de Nível "A"

PALAVRAS-CHAVE
 Astrodinâmica, Problema Restrito de Três Corpos, Mecânica Celeste, Trajetórias Espaciais



SECRETARIA

_ / _ / _ DATA	RECEBIDA _ / _ / _	DEVOLVIDA _ / _ / _
Encaminhado Por _____		Devolvido Por _____

CONTROLE E DIVULGAÇÃO

13/07/00 DATA	RECEBIDO POR: <u>J. Almeida</u>	DEVOLVIDO PARA: _____
PRONTO PARA PUBLICAÇÃO EM: _ / _ / _	INPE - 7681 - NTC / 342	_ / _ / _ DATA
No. _____	QUANT. _____	Assinatura _____

OBSERVAÇÕES

Esse trabalho documenta uma serie de mapeamentos de trajetórias espaciais dentro da dinâmica dada pelo problema restrito de três corpos. Os trabalhos são resultados novos, não disponíveis na literatura. Uma pequena parcela foi publicada pelos autores em congressos, porém nesse tipo de publicação não existe espaço para publicação de todos os gráficos. Sendo assim, considero importante a documentação de todos os resultados na biblioteca.

**PUBLICAÇÕES TÉCNICO-CIENTÍFICAS
EDITADAS PELO INPE**

RELATÓRIOS DE PESQUISA

- Reportam resultados de pesquisa tanto de natureza técnica quanto científica.

PUBLICAÇÕES DIDÁTICAS

- Apostilas, notas de aula e manuais didáticos

NOTAS TÉCNICO-CIENTÍFICAS

- Incluem resultados preliminares de pesquisa, descrição de equipamentos, software, sistemas e experimentos, apresentação de testes, dados e atlas, e documentação de projetos de engenharia.

TESES E DISSERTAÇÕES

- Teses e Dissertações apresentadas nos Cursos de Pós-Graduação do INPE.

MANUAIS TÉCNICOS

- Descrevem normas, procedimentos, instruções e orientações.

PUBLICAÇÕES SERIADAS

- Periódicos Técnico-Científicos: Boletim de Sensoriamento Remoto, Climanálise: Boletim de Monitoramento e Análise Climática.
- Anais de Eventos