Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана

Факультет: «Ракетно-космическая техника»  
  
Кафедра СМ-1:

«Космические аппараты и ракета-носители»

Домашнее задание № 2

Вариант 10

за 6 семестр

по курсу

"Теория полёта, баллистика и аэродинамика."

«Определение параметров потока при обтекании тела сверхзвуковым потоком»

Выполнил студент группы РКТ2- 61 Серебрянников О. А.

подпись дата

Проверил преподаватель: Луценко Александр Юрьевич

подпись дата

Москва, 2020

# Исходные данные:

Группа РКТ2-61; N = 10:

a = 225 мм, b = 450 мм, c = 35 мм – на рис 1.

; ;

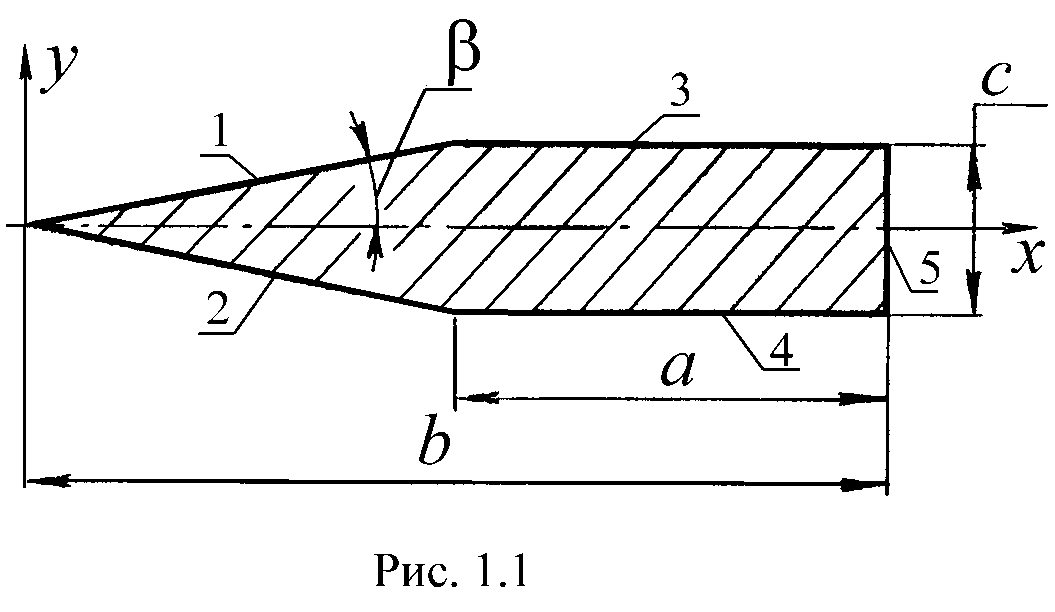


Рис. 1. Геометрические размеры и форма профиля

# Задание

1. Определить параметры стандартной атмосферы на заданной высоте H.
2. Для заданных числа Маха и угла атаки рассчитать параметры течения (скорость Vi, число Маха Mi, статические давление pi, плотность ρi, температуру Ti и соответствующие параметры торможения p0i, ρ0i, T0i) в областях течения 1 –5 на поверхности профиля крыла, а также соответствующие углы наклона скачков уплотнения и линий Маха µi.
3. Проинтегрировать полученное распределение давлений и рассчитать аэродинамические коэффициенты профиля Cx, Cy, mz, Cxа, Cyа, K и коэффициент центра давления .
4. Нарисовать эскиз профиля в масштабе, показав на нём структуру течения и обозначив все характерные углы линий возмущения.

## Определить параметры стандартной атмосферы на заданной высоте H.

На уровне океана(H=0) приняты следующие нормальные условия:

Для простоты расчёта переведём километры в метры H = 7 км = 7000 м

Для малых высот, как в нашем случае, можно воспользоваться простыми формулами:

## Рассчитать параметры течения в областях течения 1 –5 на поверхности профиля крыла, а также соответствующие углы наклона скачков уплотнения и линий Маха µi.

Угол можно найти либо графически, нарисовав схему в масштабе, либо геометрически. По второму варианту (учитывая рис. 1):

Сравним углы:

Тогда наша структура – это структура “а” на рис. 2.

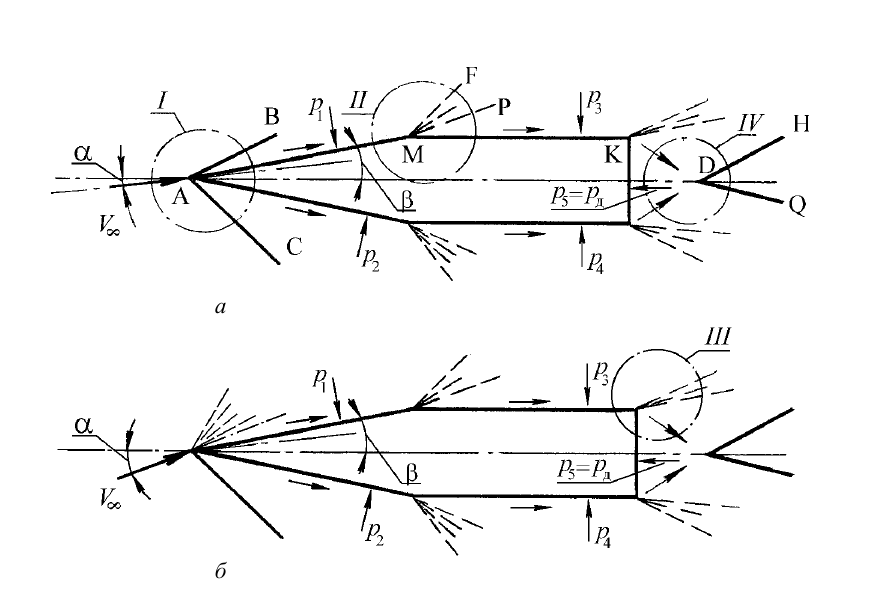


рис. 2

Перед гранями 1 и 2 возникают скачки уплотнения AB и AC. Обтекание клина с углом под углом атаки сопровождается возникновением присоединенного скачка уплотнения с углом наклона . Скорости потока в возмущенной области за фронтом скачка уплотнения направлены вдоль граней 1 и 2. Согласно схеме I, представленной на рис. 3, для первой грани угол отклонения потока , а для второй грани .

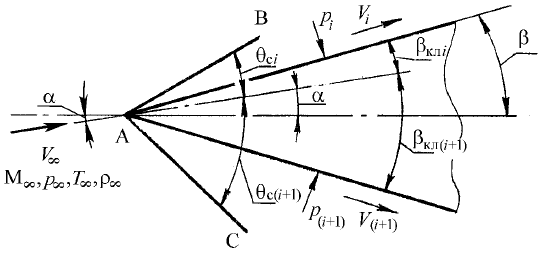


рис. 3

Параметры за скачком уплотнения определяются не только числом Маха и углом , но и углом . Этот угол вычисляем по соотношению

Из уравнения (1) следует, что ;

Если принять, что параметры невозмущенного набегающего потока имеют индекс «∞», то для вычисления давления p, плотности ρ, температуры T и cкорости V за скачком уплотнения, скоростей на гранях 1 и 2 можно воспользоваться соотношениями:

или

Число Маха за скачком уплотнения на соответствующей грани определяется выражением

здесь k – отношение удельных теплоемкостей (i = 1, 2 соответственно для верхней и нижней граней).

А формулы для параметров торможения:

Тогда по уравнениям (2)-(10) мы можем найти нужные параметры за скачком уплотнения. Результаты расчёта представлены в таблице 1.

Таблица 1.

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| № грани | p, Па | ρ,  кг/м^3 | T, К | V, м/с | M | p0, Па | ρ0,  кг/м^3 | T0, К |
| 1 | 46618,1779 | 0,6454 | 251,6780 | 1084,5267 | 3,4105 | 3128923,5497 | 13,0224 | 837,1425 |
| 2 | 76604,4897 | 0,9138 | 292,0784 | 1046,4386 | 3,0546 | 3053543,0456 | 12,7086 | 837,1425 |

Течение, соответствующее структуре потока II, представляет собой обтекание сверхзвуковым потоком тупого угла больше 180°. Расчет параметров потока основан на решении уравнений характеристик в плоскости годографа скорости. Возмущенное течение около такого угла АМК (рис. 4) называется течением Прандтля – Майера и является расширением сверхзвукового потока в веере волн разрежения.

При обтекании угла AMK имеет место расширение потока, которое начинается вдоль линии Маха MF () заканчивается на линии Маха MP (). Эти линии Маха, как и промежуточные линии, являются прямыми, и вдоль них скорости не меняются. В области за разворотом потока течение будет равномерным, со скоростью, большей, чем и соответственно.

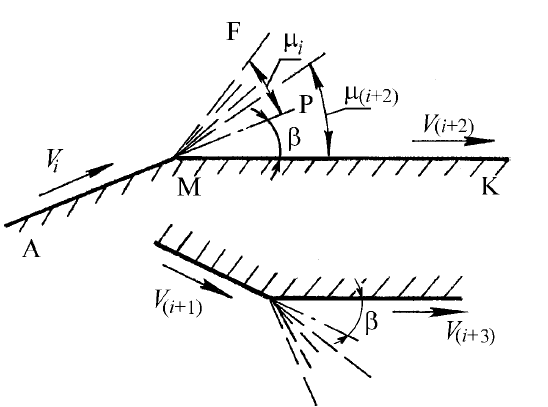


рис. 4

Угол поворота потока β, определяемый геометрическими параметрами профиля, может быть представлен в следующем виде:

где – фиктивные углы, на которые должен повернуться звуковой (M=1) поток, чтобы достичь чисел Маха и соответственно. Эти углы определяются формулой

По формуле (12) получим:

По формуле (11) мы получаем

Из приведенных выше соотношений находим число маха на гранях 3 и 4:

Далее нетрудно вычислить и другие параметры повернувшегося потока. Для этой цели, зная параметры торможения и числа Маха, используем соотношения для изоэнтропического течения:

Как и выше здесь i = 1, 2. Также из формул (13)-(17), можно найти параметры торможения.

Результаты расчёта по формулам (13)-(20) представлены в таблице 2.

Таблица 2.

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| № грани | p, Па | ρ,  кг/м^3 | T, К | a, м/с | M | V, м/с | p0, Па | ρ0,  кг/м^3 | T0, К |
| 3 | 31183,2288 | 0,4842 | 224,3622 | 300,2478 | 3,6954 | 1109,5385 | 3128923,5497 | 13,0224 | 837,1425 |
| 4 | 53250,1334 | 0,7048 | 263,2544 | 325,2316 | 3,3015 | 1073,7510 | 3053543,0456 | 12,7086 | 837,1425 |

Расчет параметров течения по схеме III (см. рис. 1.2)

Если пренебречь влиянием трения, то можно использовать зависимость

Из формул (21) и (22) и известное получим значения Маха:

Углы наклона линий малых возмущений вычисляем по формуле (23):

где . Тогда найдём соответствующие углы:

Так как в областях 5 и 6 – течение Прандтля-Майера, то для параметров справедливы формулы (13)-(20), только индекс нужно заменить на индекс .

Результаты расчёта для областей течений 5-6 представлены в таблице 3.

Таблица 3.

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| Область  течения | p, Па | ρ,  кг/м^3 | T, К | a, м/с | M | V, м/с | p0, Па | ρ0,  кг/м^3 | T0, К |
| 5 | 7620,1858 | 0,1770 | 150,0048 | 245,5035 | 4,7858 | 1174,9296 | 3128923,5497 | 13,0224 | 837,1425 |
| 6 | 7620,1858 | 0,1758 | 151,0537 | 246,3602 | 4,7655 | 1174,0326 | 3053543,0456 | 12,7086 | 837,1425 |

По значениям , определяем значения газодинамических функций () и () по формуле (12):

Углы разворота потока в донном следе за верхней и нижней гранями будут соответственно равны

Далее рассмотрим расчет параметров течений при взаимодействии сверхзвуковых потоков по схеме IV (рис. 2). Результирующий поток (рис 5) направлен по линии тангенциального разрыва DG с углом наклона δ. Этот угол вычисляем методом последовательных приближений, если принять гипотезу о равенстве давлений в возмущенных областях n и n+1

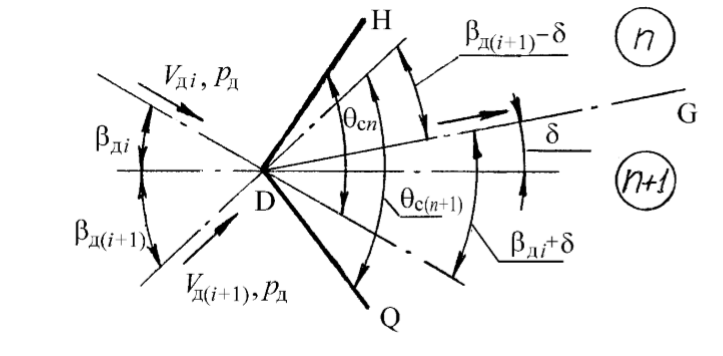


рис. 5

Параметры потока в области возмущений n за скачком уплотнения DH рассчитываем по соотношениям теории скачков уплотнения при условии, что поток с числом Маха направлен на клин, имеющий угол (+ δ). Тогда

Соответственно для области возмущений n +1

Решив систему из 5 уравнений (24)-(28), имея 5 неизвестных, получим:

Соответственно по формулам (3)-(10), заменяя индекс на , находим оставшиеся параметры за скачком уплотнения. Результат расчёта представлен в таблице 4.

Таблица 4.

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| Область течения | p, Па | ρ,  кг/м^3 | T, К | V, м/с | M | p0, Па | ρ0,  кг/м^3 | T0, К |
| n | 38368,3888 | 0,5006 | 267,0469 | 1081,5331 | 3,4536 | 2739273,0134 | 10,5566 | 904,0764 |
| n+1 | 38368,3888 | 0,4971 | 268,9140 | 1060,1923 | 3,3487 | 2356066,4827 | 9,4135 | 872,0306 |

Результаты всех расчётов параметров на поверхности профиля крыла представлены в виде двух таблиц 5 и 6.

Таблица 5.

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| Область течения | p, Па | ρ,  кг/м^3 | T, К | V, м/с | M | p0, Па | ρ0,  кг/м^3 | T0, К |
| 1 | 46618,1779 | 0,6454 | 251,6780 | 1084,5267 | 3,4105 | 3128923,5497 | 13,0224 | 837,1425 |
| 2 | 76604,4897 | 0,9138 | 292,0784 | 1046,4386 | 3,0546 | 3053543,0456 | 12,7086 | 837,1425 |
| 3 | 31183,2288 | 0,4842 | 224,3622 | 1109,5385 | 3,6954 | 3128923,5497 | 13,0224 | 837,1425 |
| 4 | 53250,1334 | 0,7048 | 263,2544 | 1073,7510 | 3,3015 | 3053543,0456 | 12,7086 | 837,1425 |
| 5 | 7620,1858 | 0,1770 | 150,0048 | 1174,9296 | 4,7858 | 3128923,5497 | 13,0224 | 837,1425 |
| 6 | 7620,1858 | 0,1758 | 151,0537 | 1174,0326 | 4,7655 | 3053543,0456 | 12,7086 | 837,1425 |

Таблица 6.

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
| Область  течения | β, град | θс, град | μ, град |
| 1 | 1,4474 | 17,5733 | 17,0506 |
| 2 | 7,4474 | 22,1615 | 19,1093 |
| 3 | 4,4474 | - | 15,7003 |
| 4 | 4,4474 | - | 17,6314 |
| 5 | 13,3165 | - | 12,0609 |
| 6 | 19,392 | - | 12,113 |

## Рассчитать аэродинамические коэффициенты профиля и коэффициент центра давления.

Коэффициенты нормальной силы, продольной силы и момента тангажа вычисляем по известным соотношениям:

Для упрощения вычислений найдём некоторые константы:

Для рассматриваемой конфигурации имеем аэродинамические коэффициенты в связанной системе координат:

Тогда, вычислив их, мы можем найти их соответствующие значения в поточной системе координат:

Аэродинамическое качество профиля:

Коэффициент центра давления:

## 4. Нарисовать эскиз профиля в масштабе, показав на нём структуру течения и обозначив все характерные углы линий возмущения.

