**Раздел 2. Расчёт аэродинамических характеристик самолёта и его частей в продольной плоскости при малых углах атаки**

В расчёте принимаются углы атаки для компоновки с крылом малого удлинения. Указанный расчётный диапазон углов атаки соответствует линейной зависимости коэффициентов подъёмной силы , момента тангажа , от угла атаки.

**Глава 2. Определение коэффициента подъёмной силы самолёта**

Производная коэффициента подъёмной силы самолёта определяется по соотношению

где – производные коэффициентов подъёмной силы по углу атаки, соответственно, изолированного фюзеляжа (п. 2.1), консольных частей крыла и горизонтального оперения (п. 2.2), изолированных мотогондол и других элементов конструкции самолёта, при обтекании которых может возникать подъёмная сила.

– коэффициенты, учитывающие интерференцию крыла и горизонтального оперения с фюзеляжем (п. 2.3); – коэффициенты торможения потока у крыла, горизонтального оперения, какого-либо элемента конструкции самолёта (п. 2.4); – коэффициенты эффективности крыла и горизонтального оперения, соответственно (п. 2.4).

В этой формуле коэффициент отнесён, согласно ГОСТу, к площади крыла с под фюзеляжной частью – :

Коэффициенты консольных частей отнесены, соответственно, к характерной площади фюзеляжа (площадь сечения миделя - ), площади консольной части крыла - , ГО - . Сложение аэродинамических коэффициентов разных частей самолёта можно проводить в том случае, если они отнесены к одной площади. Поэтому в формуле (2.1) коэффициенты изолированных частей самолёта умножаются, соответственно, на отношения

**2.1. Определение производной коэффициента подъёмной силы фюзеляжа по углу атаки**

При малых углах атаки, на участке линейной зависимости, коэффициент подъёмной силы фюзеляжа можно представить в виде .

Коэффициент нормальной силы фюзеляжа при безотрывном обтекании определяется:

(2.2)

Для малых углов атаки можно считать, что , где можно принять

Тогда

и . (2.3)

Производная зависит от формы фюзеляжа и задаётся для эквивалентного тела вращения

, (2.4)

где – производная носовой части фюзеляжа с учётом интерференции с цилиндрической частью; – производная кормовой части фюзеляжа.

Формула (2.4) используется для расчёта фюзеляжа любого удлинения при дозвуковых и сверхзвуковых скоростях.

В случае заострённой носовой части фюзеляжа коэффициент определяется по графику рис. 2.2 (рис. 2.2 – график для расчёта комбинации оживало-цилиндр).

Производная рассчитывается по формуле

, (2.5)

где – сужение кормовой части; – поправка, учитывающая влияние пограничного слоя.

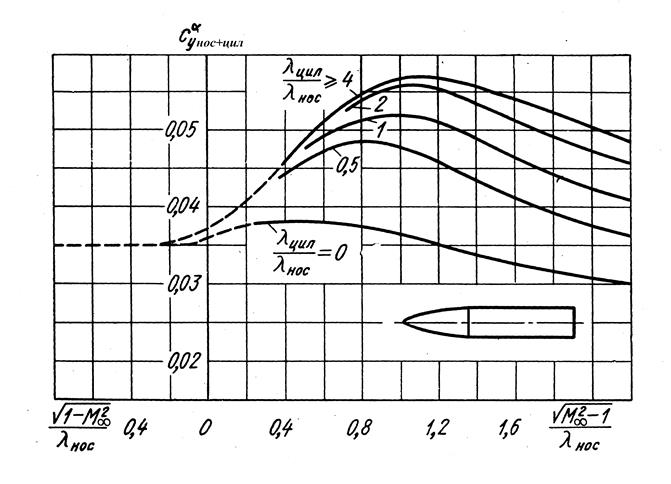


Рис. 1

Найдём :

|  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
|  |  |  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |  |  |

Найдём :

|  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
|  |  |  |  |  |  |  |

**2.2. Определение производной коэффициента подъёмной силы по углу атаки изолированных несущих поверхностей (крыла и горизонтального оперения)**

Коэффициент крыла простой формы в плане определяется во всём расчётном диапазоне чисел Маха по графику рис. 2.8.

Коэффициент горизонтального оперения (ГО) в плане определяется во всём расчётном диапазоне чисел Маха по графику рис. 2.7.

Для крыла имеем:

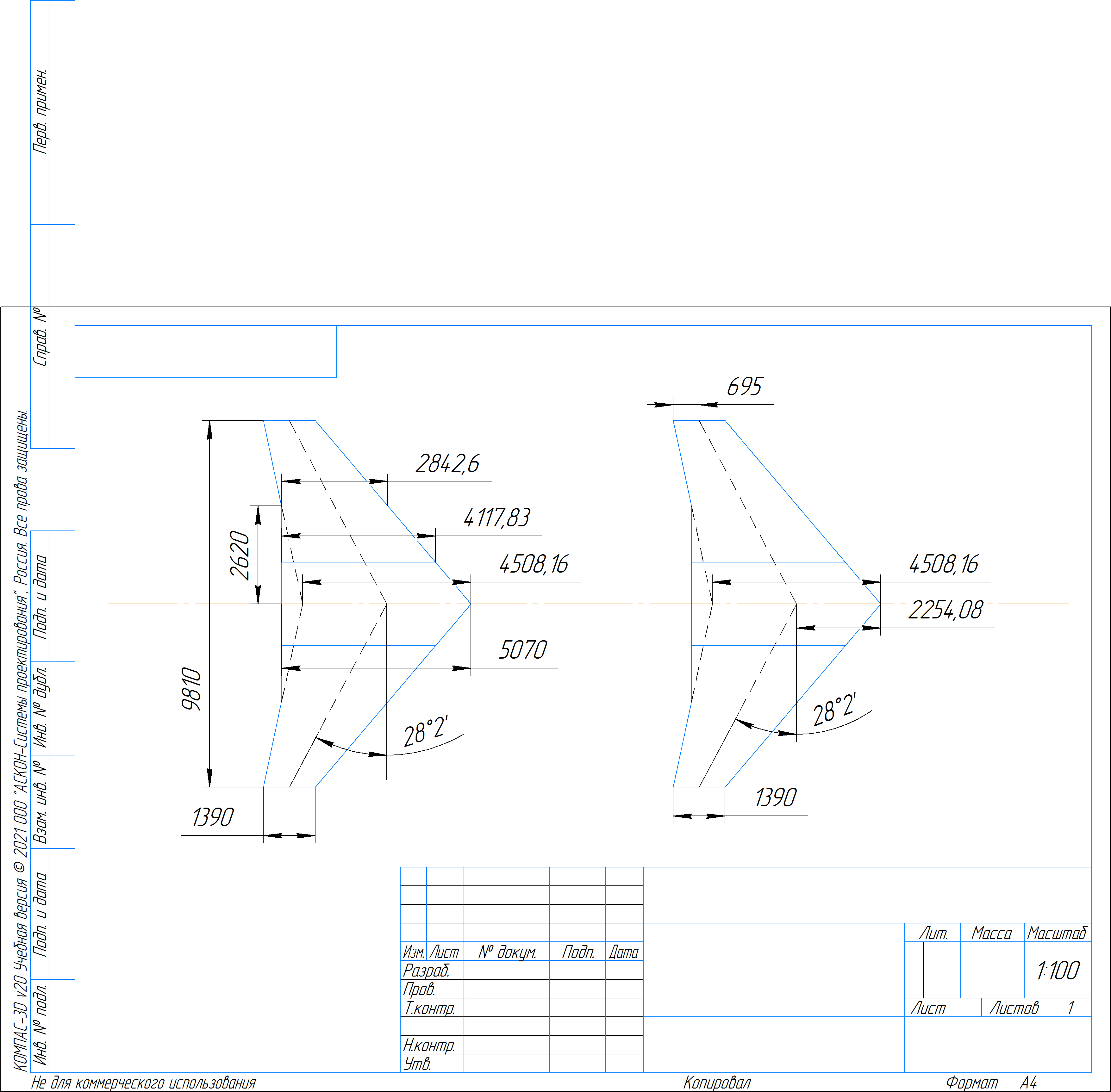
****

Рис. 2 Угол стреловидности средней линии крыла

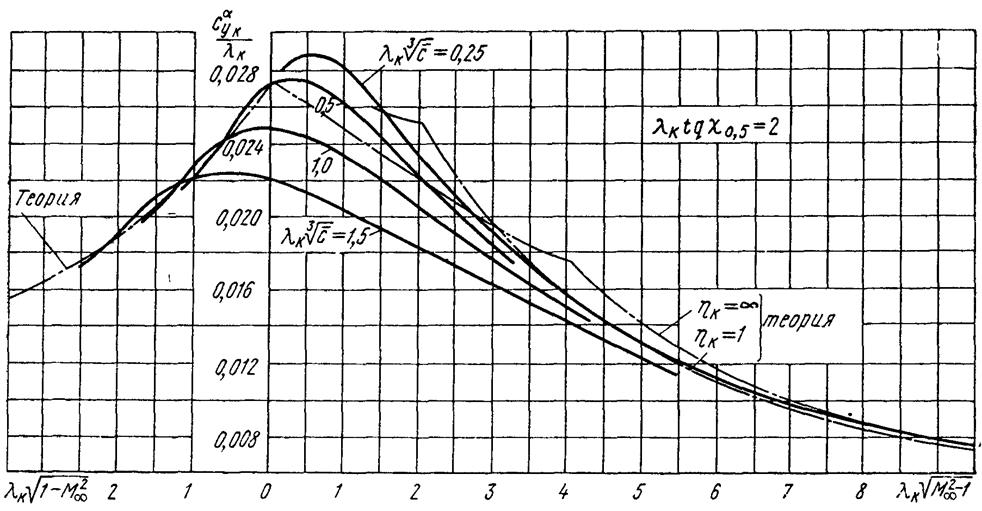


Рис. 3

|  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
|  |  |  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |  |  |

Для ГО имеем:

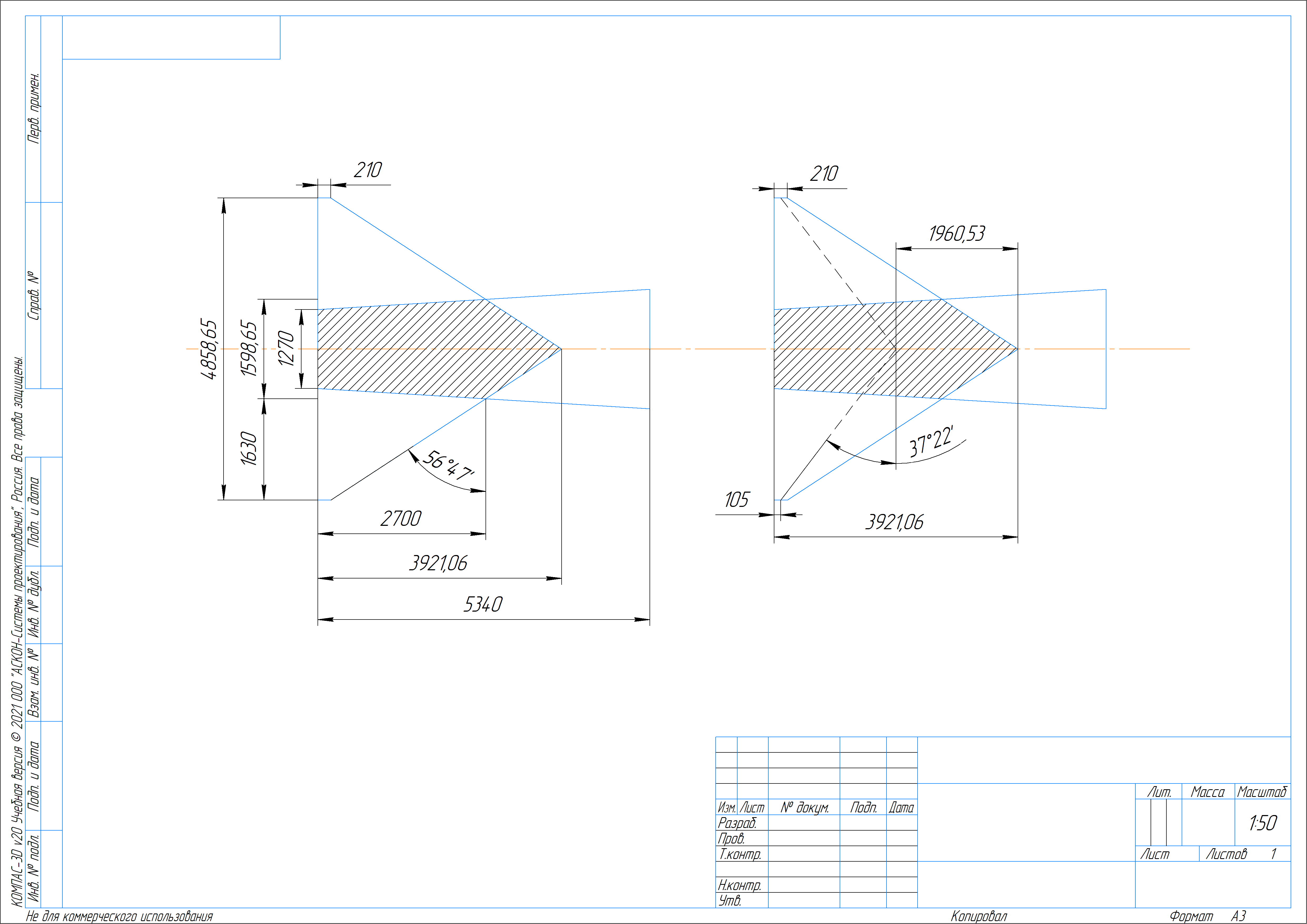


Рис. 4 Угол стреловидности по средней линии ГО

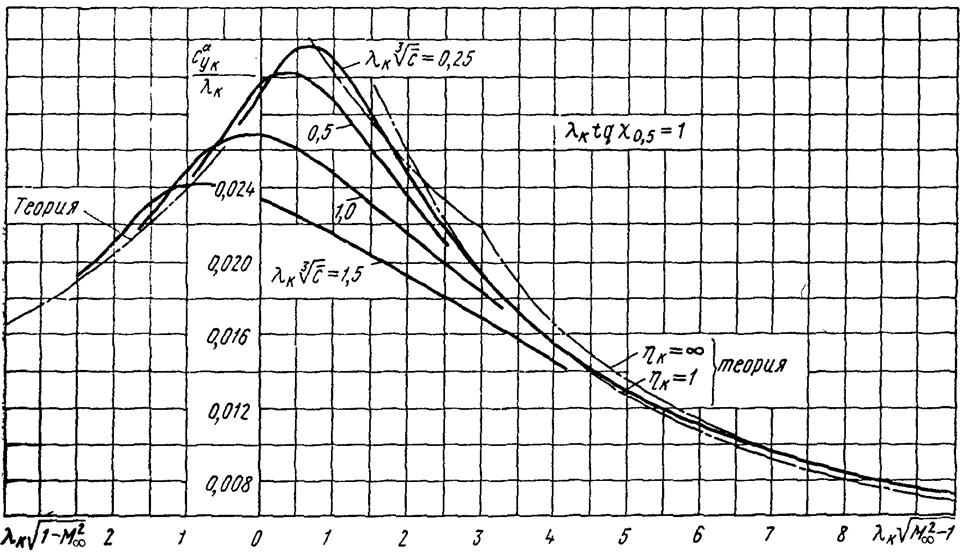


Рис. 5

|  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
|  |  |  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |  |  |

**2.3. Определение коэффициентов интерференции несущих поверхностей и фюзеляжа**

Взаимное влияние несущей поверхности с фюзеляжем определяется коэффициентом интерференции

где – дополнительная подъёмная сила несущей поверхности от присутствия фюзеляжа, – дополнительная подъёмная сила фюзеляжа от присутствия несущей поверхности, – подъёмная сила консольной части несущей поверхности. При этом фюзеляж принимается телом вращения, а форма несущей поверхности на виде сверху не учитывается.

Для аэродинамической компоновки «среднеплан» при дозвуковых и трансзвуковых скоростях коэффициенты и как функция ( – диаметр фюзеляжа, – размах несущей поверхности) определяется по графикам (рис. 2.11).

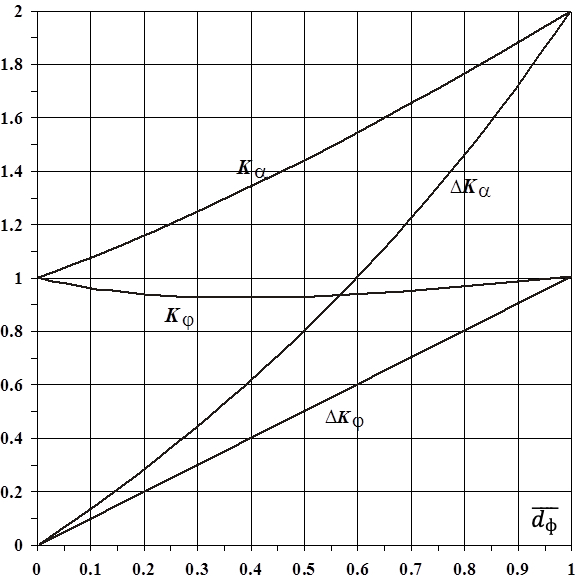


Рис. 6

Для крыла при дозвуковых скоростях имеем:

Для ГО при дозвуковых скоростях имеем:

При сверхзвуковых скоростях области взаимного влияния несущей поверхности и фюзеляжа ограничиваются конусами возмущения, выходящими из передней и задней кромок бортовой хорды.

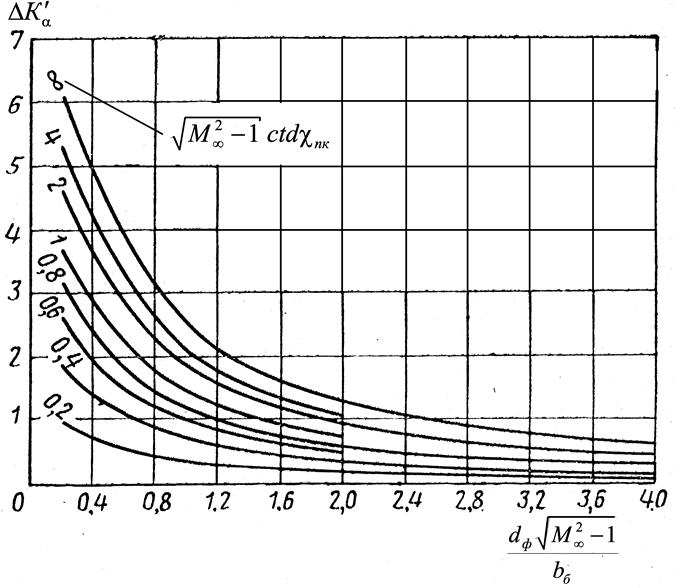
При дозвуковых передних кромках несущей поверхности коэффициент можно принять равным его значению при дозвуковых скоростях . При сверхзвуковых передних кромках несущей поверхности коэффициент изменяется с учётом размеров области влияния фюзеляжа на несущую поверхность;

где – значение коэффициента при сверхзвуковых скоростях; – значение коэффициента при дозвуковых скоростях;

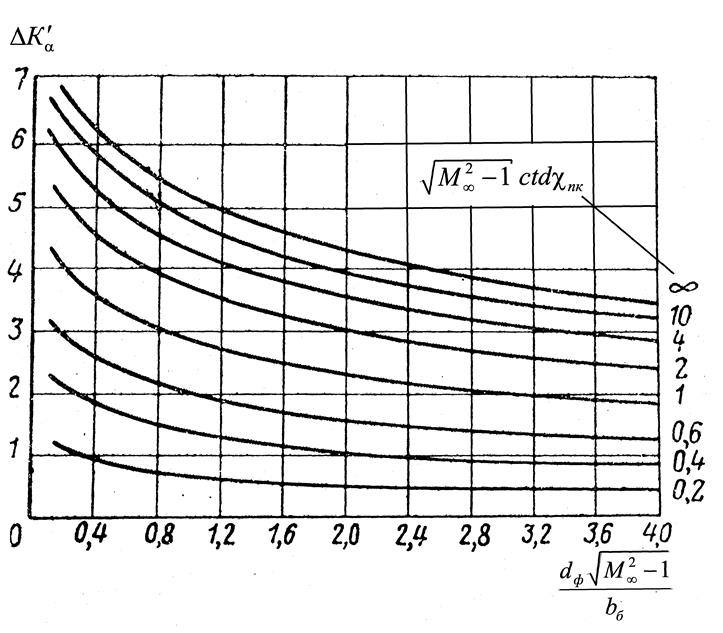
Где – площадь консольной части несущей поверхности; – площадь консольной части несущей поверхности, на которую оказывает влияние фюзеляж; – бортовая хорда.

Учёт изменения коэффициента при переходе к сверхзвуковым скоростям выполняется согласно соотношению

Где значения коэффициента представлены на рис. 2.13, а, б (рис. 2.13, а. Значения , рассчитанные для плоской модели с хвостовой частью; рис. 2.13, б. Значения , рассчитанные для плоской модели без хвостовой части).



а)



б)

Рис. 7

Для крыла при сверхзвуковых скоростях имеем:

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
|  |  |  |  |
|  |  |  |  |
|  |  |  |  |
|  |  |  |  |
|  |  |  |  |
|  |  |  |  |
|  |  |  |  |
|  |  |  |  |

Для ГО при сверхзвуковых скоростях имеем:

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
|  |  |  |  |
|  |  |  |  |
|  |  |  |  |
|  |  |  |  |
|  |  |  |  |
|  |  |  |  |
|  |  |  |  |
|  |  |  |  |

Для определения полной интерференции несущей поверхности и фюзеляжа необходимо оценить:

Влияние формы несущей поверхности в плане по соотношению

где – сужение консоли несущей поверхности, .

Здесь – диаметр фюзеляжа в месте установки несущей поверхности, – размах несущей поверхности. В этом случае принимается, что основное влияние на изменение коэффициента оказывает сужение несущей поверхности.

Влияние толщины пограничного слоя определяется из выражений

где , – расстояние от носа фюзеляжа до его сечения, проходящего через середину бортовой хорды несущей поверхности.

Влияние расстояния от носа фюзеляжа до середины бортовой хорды несущей поверхности учитывается коэффициентом

где – для самолётов первого типа схематизации.

Коэффициенты определяются для не суживающегося (не расширяющегося) фюзеляжа в месте стыка с консолями несущей поверхности (крыла, ГО). В первом приближении произведение коэффициентов можно считать равным единице, так как оно изменяет коэффициенты интерференции не более чем на 5-10 %.

Для крыла имеем:

|  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
|  |  |  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |  |  |

Таким образом,

|  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
|  |  |  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |  |  |

Для ГО имеем:

|  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
|  |  |  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |  |  |

Таким образом,

|  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
|  |  |  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |  |  |

**2.4. Определение коэффициентов интерференции несущих поверхностей, расположенных друг за другом**

Взаимное влияние двух несущих поверхностей, одна из которых расположена в следе за первой, крыло – ГО (нормальная аэродинамическая компоновка), определяется углом скоса потока, обусловленным свободными вихрями, формирующимися на концах впереди стоящей несущей поверхности, и торможением потока в следе за ней.

**Определение коэффициента эффективности несущей поверхности , находящейся в следе за несущей поверхностью , для нормальной аэродинамической компоновки**

Угол скоса потока за изменяет угол атаки , расположенной в следе, до величины истинного угла атаки , где . В диапазоне малых углов атаки угол скоса потока можно представить в виде , где – производная по углу атаки осреднённого по размаху угла скоса потока. Коэффициент эффективности определяется по формуле

Для прямолинейных, без излома передней и задней кромок , производную можно рассчитать по формуле

где – производная по углу атаки среднего угла скоса потока около второй несущей поверхности (); – - консольной части первой несущей поверхности (); – удлинение консольной части ;

– коэффициент интерференции с фюзеляжем; – коэффициент, учитывающий расстояние между и , определяемый по формулам

где – расстояние между фокусами и (рис. 2.14).

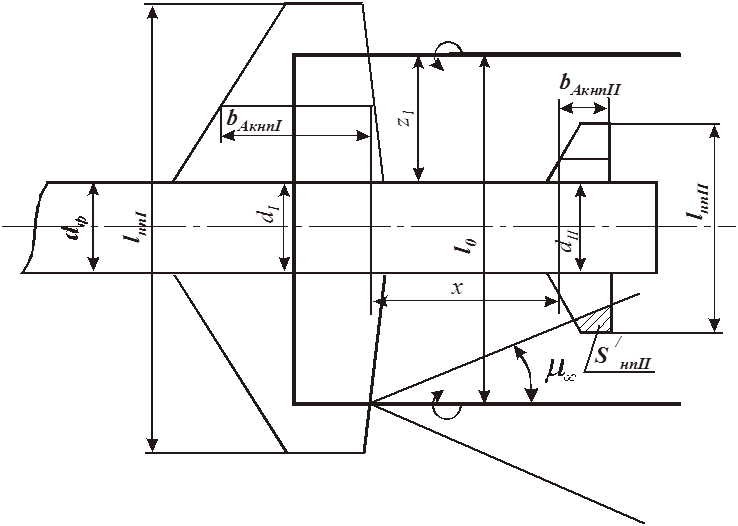


Рис. 8

Если , то величина производной угла скоса потока по углу атаки определяется только свободными концевыми вихрями.

Тогда

где

где – расстояние от оси вихря до центра площади (рис. 2.14); - при сверхзвуковых скоростях часть площади , на которую оказывает влияние впереди стоящая (на рис. 2.14 заштрихованная область ). Для дозвуковых скоростей .

где - угол полу раствора конуса слабых возмущений.

Если подкоренное выражение в формуле для при оказывается отрицательно, то скос потока в области отсутствует, так как оказывается вне зоны влияния .

Коэффициент , учитывающий осреднение угла скоса потока по размаху , определяется по графику рис. 2.15, где – расстояние по оси между и ,

Найдём значения :

|  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
|  |  |  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |  |  |

Найдём коэффициент :

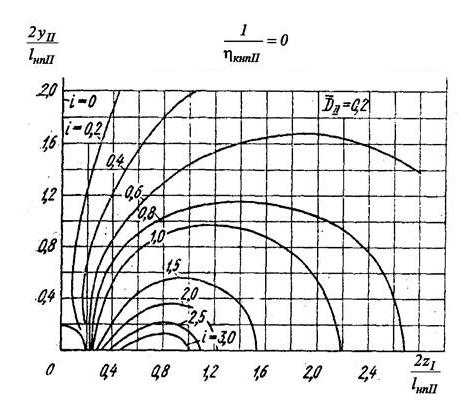
**

Рис. 9

Таким образом,

Найдём :

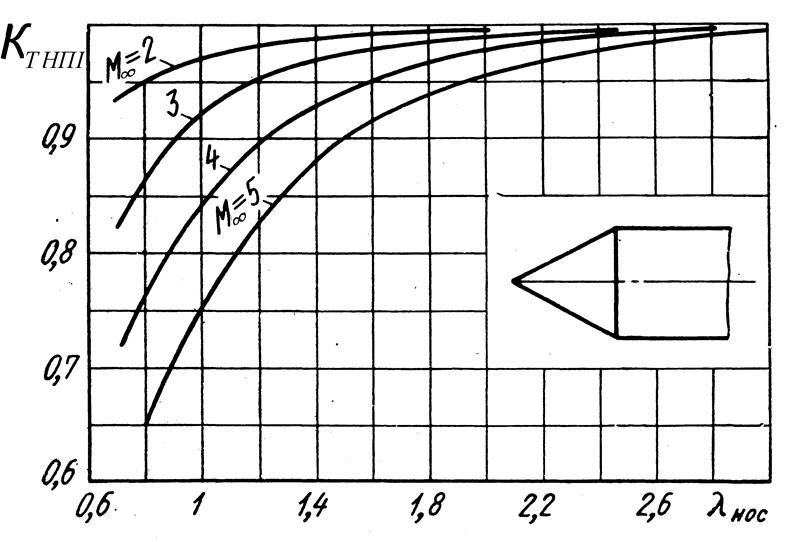
|  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
|  |  |  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |  |  |

**Определение коэффициента торможения потока около первой и второй несущих поверхностей**

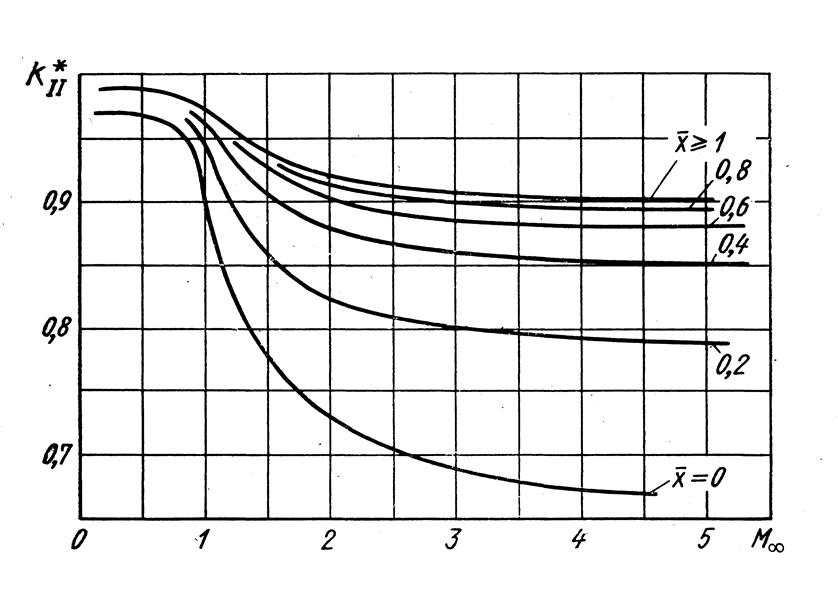
Коэффициент торможения потока определяется как отношение скоростного напора возмущённого потока в рассчитываемой области к скоростному напору невозмущённого потока

где – плотность и скорость возмущённого потока, - плотность и скорость невозмущённого потока.

Коэффициент торможения в области первой несущей поверхности определяется по графикам рис. 2.20. Торможение в этой области вызвано наличием носовой части фюзеляжа, поэтому . При дозвуковых числах Маха торможение определяется трением, при сверхзвуковых числах Маха определяющим является торможение потока за скачком уплотнения. Графики, приведённые на рис. 2.20, *а* определяют коэффициент торможения за скачком, образующимся около остроносого тела.



а)



б)

Рис. 10

Коэффициент торможения потока в области второй несущей поверхности

где

определяется по графикам рис. 2.20, *б*.

где – расстояние между фокусами и (рис. 2.14).

где - при сверхзвуковых скоростях часть площади , на которую оказывает влияние впереди стоящая (на рис. 2.14 заштрихованная область ). Для дозвуковых скоростей .

Для нормальной аэродинамической компоновки .

Найдём и :

|  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
|  |  |  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |  |  |

**Определение коэффициента подъёмной силы самолёта**

Производная коэффициента подъёмной силы самолёта определяется по соотношению

В нашем случае

Тогда,

Найдём:

|  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
|  |  |  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |  |  |

Найдём :

|  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
|  |  |  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |  |  |
|  |  |  |  |  |  |  |

