

Г. И. АНДРЕНКО

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ РЕВЕРСОРА ТЯГИ ТРД

Одним из эффективных способов уменьшения длины пробега при посадке самолетов является использование мощности реактивных двигателей путем применения специальных приспособлений, отклоняющих струю газов двигателя в сторону полета. Эти приспособления называют реверсорами силы тяги или «тормозными соплами».

Теоретический метод в решении задачи реверсирования силы тяги сравнительно прост, а практическое осуществление наталкивается на значительные трудности, связанные с влиянием больших значений величин скорости и температуры газов, выходящих из сопла. Эти условия накладывают определенные требования на конструкцию реверсирующих устройств.

Требования, которые должны быть положены в основу при конструктивной разработке реверсирующего устройства, сводятся к следующему:

1. Наличие реверсора не должно снижать значения величины положительной тяги, развиваемой двигателем.
2. Выбор величины отрицательной тяги зависит от желаемого сокращения длины пути пробега, от типа самолета и конструкции реверсора.
3. Относительный вес реверсора не должен превышать 5% от веса двигателя.
4. Время приемистости, т. е. переход от полной отрицательной к полной положительной тяге, не должно превышать 2÷3 сек.
5. При некоторых режимах полета, как-то: планировании и пикировании, допустимо неполное реверсирование тяги, поэтому желательно иметь непрерывное (плавное) изменение тяги от положительных значений к отрицательным.
6. Реверсор должен иметь простые предохранительные устройства, срабатывающие при заклинении подвижных частей реверсора на режиме отрицательной тяги.
7. Отклоненная струя газов, вытекающих из реверсора не должна портить обшивку самолета.
8. Отклоненная струя газов не должна попадать во всасывающий канал двигателя.
9. Конструкция реверсора должна быть простой, надежной и прочной.
10. Действие реверсора должно быть более эффективным по сравнению с другими видами торможения.
11. Расположение реверсора должно быть принято таким образом, чтобы при его включении не вызывались значительные изменения балансировки самолета.

12. Работа реверсора должна быть регулируемой, что имеет важное значение при многомоторных установках.

Анализ существующих конструкций реверсирующих устройств позволяет сделать вывод, что они применяются главным образом как средство торможения при пробеге самолета. Но этого назначения недостаточно. Желательно иметь такую конструкцию реверсора, которая позволила бы использовать ее как средство для увеличения подъемной силы и торможения при пробеге.

Если конструкция реверсирующего устройства позволит самолету получить дополнительную подъемную силу Y^* , то между посадочной скоростью $V_{\text{пос}}^*$, совершаемой при наличии Y^* , и посадочной скоростью самолета $V_{\text{пос}}$ с механизированным крылом, но без реверсоров будет существовать зависимость

$$\frac{V_{\text{пос}}^*}{V_{\text{пос}}} = \sqrt{\frac{1 - \frac{Y^*}{G}}{1 \pm \frac{\Delta c_y}{c_y}}}$$

где Y^* — дополнительная подъемная сила, создаваемая реверсором;
 G — вес самолета при посадке;
 c_y — значение величины коэффициента подъемной силы при посадке;
 Δc_y — изменение коэффициента подъемной силы, возникающее при работе реверсирующего устройства.

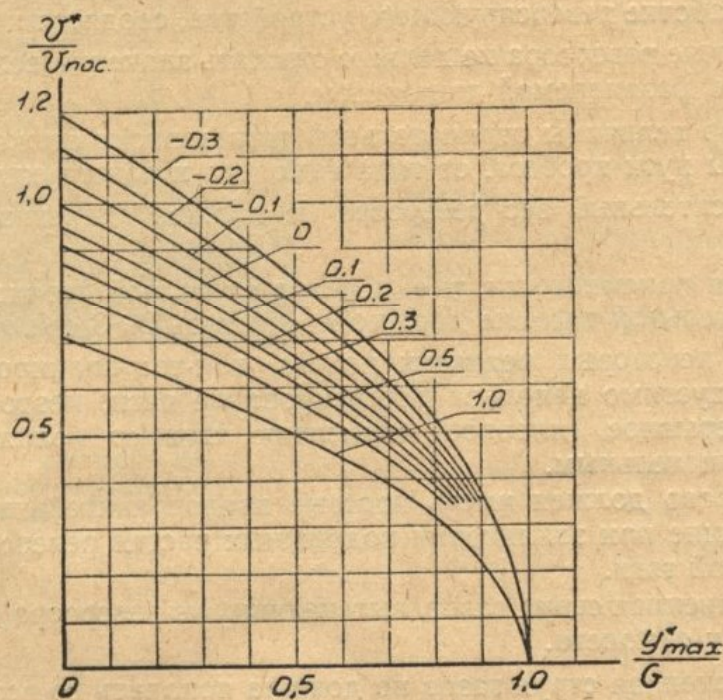


Рис. 1.

На рис. 1 представлено изменение отношения $V_{\text{пос}}^*/V_{\text{пос}}$ в зависимости от Y^*/G для различных значений Δc_y .

Подобное устройство, схема которого показана на рис. 2, было предложено и исследовано как в стендовых условиях, так и на модели самолета в аэротрубе на кафедре аэрогидродинамики Харьковского авиационного института.

тута. Поворот выходящей из двигателя струи газов осуществляется путем поворота цилиндрических створок. При работе двигателя на режиме положительной тяги створки убираются в обтекатель, установленный в реактивном сопле.

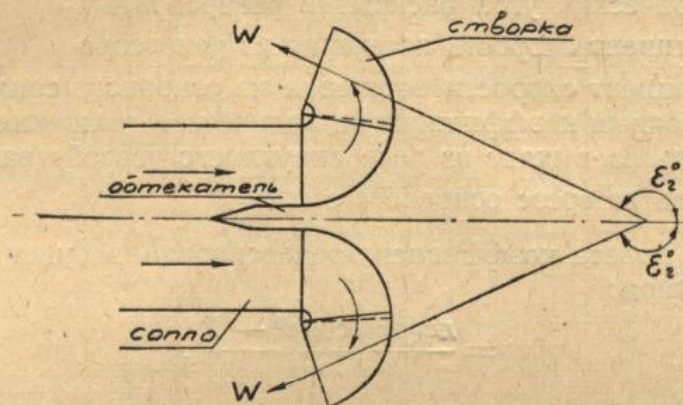


Рис. 2.

Конструкция реверсирующего устройства позволяет осуществлять

а) асимметричное отклонение створок для получения подъемной и тормозящей силы (рис. 3 а);

б) симметричное отклонение створок, при котором можно получить плавное изменение тяги от положительных значений (рис. 3 б) до максимальных отрицательных величин (рис. 3 в).

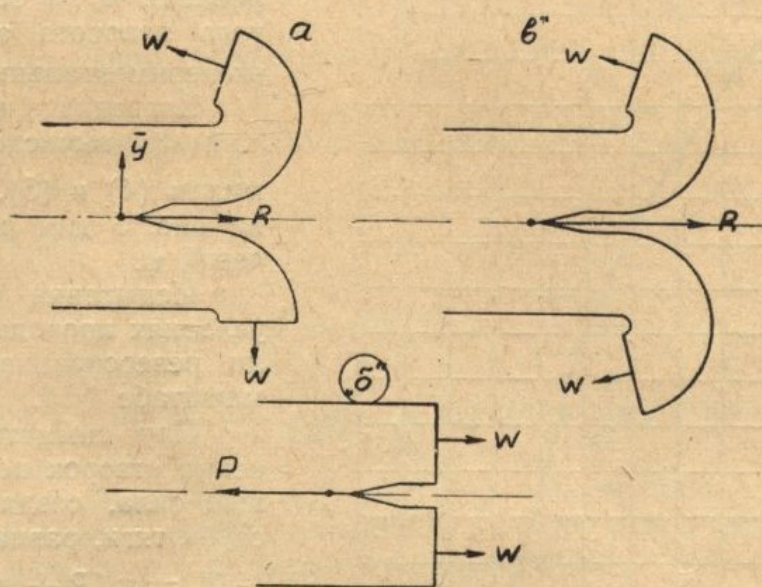


Рис. 3.

Коэффициентом реверсирования называется отношение силы, создаваемой отклоненной реактивной струей, к номинальной статической тяге двигателя

$$\kappa_p = \frac{R}{P}. \quad (1)$$

Коэффициент реверсирования для случая испытания реверсирующих устройств в стендовых условиях (скорость полета равна нулю) определится формулой

$$\kappa_p = \pi \beta \varphi^2 \cos \varepsilon^0. \quad (2)$$

Без учета потерь при повороте струи формулу (2) можно представить так:

$$\kappa_p = \cos \varepsilon_r^0, \quad (3)$$

где ε^0 — истинный угол поворота струи;

ε_r^0 — геометрический угол раскрытия реверсора,

φ — коэффициент скорости истечения из реверсора

β — поправочный коэффициент на количество движения;

n — площадь на выходе из реверсирующего устройства

— площадь на срезе основного сопла

Для случая полета коэффициент реверсирования будет определяться следующим образом:

$$\kappa_\psi = \frac{n\varphi(\beta\varphi\psi \cos \varepsilon^0 - 1)}{\psi - 1}, \quad (4)$$

Без учета потерь при изменении направления струи газов формулу (4) можно записать так:

$$\kappa_\psi^0 = \frac{\psi \cos \varepsilon_r^0 - 1}{\psi - 1}, \quad (5)$$

где $\psi = \frac{\text{скорость истечения из основного сопла}}{\text{скорость полета}}$

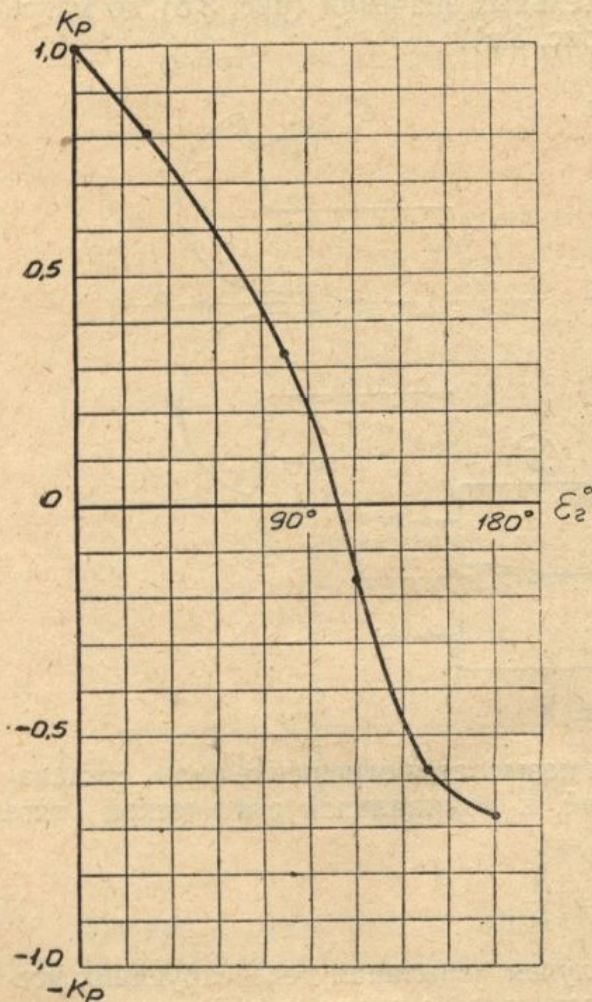


Рис. 4.

На рис. 4 показано изменение коэффициента реверсирования κ_p в зависимости от угла поворота ε_r^0 , полученное экспериментальным путем.

Значения коэффициентов κ_ψ и κ_ψ^0 , вычисленных по формулам (4) и (5), представлены на рис. 5 для различных значений ψ .

Испытания в стендовых условиях проводились на модели реверсора, выполненной в масштабе 1:1.

При симметричном отклонении створок полная тормозящая сила, создаваемая реверсором тяги, равна

$$-T_p = \kappa_p(R + mV) + n\varphi mV + \Delta c_x \frac{\rho V^2}{2} S_{кр}, \quad (6)$$

где R — тяга двигателя;

m — масса воздуха, засасываемая двигателем;

V — скорость полета;

Δc_x — дополнительное сопротивление, вызванное наличием реверсирующего устройства.

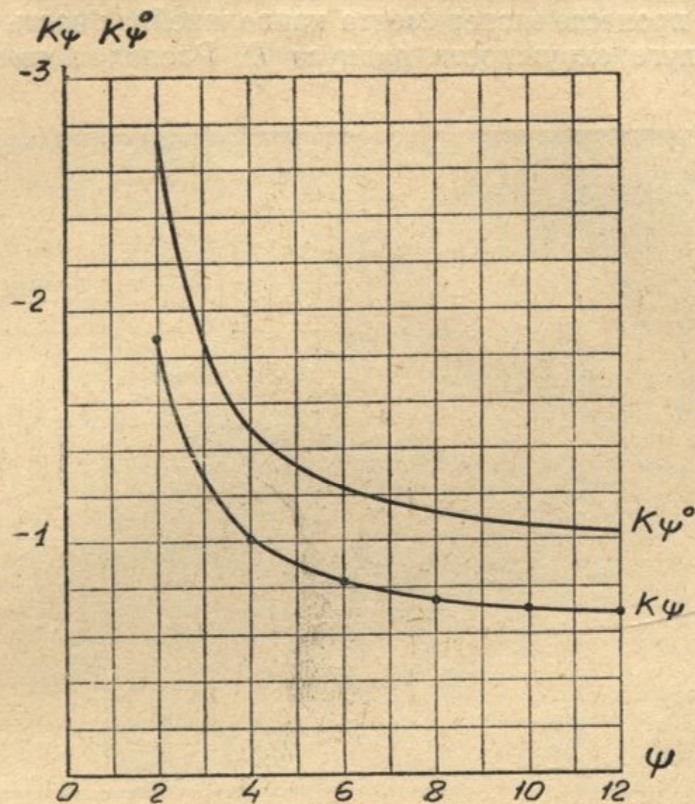


Рис. 5.

При асимметричном управлении створками получим тормозящую силу

$$-T_p^* = \kappa_p^* (P + mV) + n' \varphi' mV + \Delta c_x' \frac{\rho V^2}{2} S_{кр}, \quad (7)$$

вертикальную силу

$$Y_{\max}^* = \kappa (P + mV) \pm \Delta c_y' \frac{\rho V^2}{2} S_{кр}. \quad (8)$$

Коэффициенты κ_p^* , n' , φ' , Δc_x^1 , $\Delta c_y'$, κ определялись из эксперимента.

Определение Δc_x , $\Delta c_x'$ и Δc_y^1 , входящих в формулы 6, 7, 8, производились путем испытания модели самолета с реверсором в аэротрубе. Для выполнения подобия при эксперименте соблюдалось:

- геометрическое подобие модели и натуре;
- равенство отношений скоростного напора струи газов q_p к скоростному напору набегающего потока q_n для модели и натуре

$$\left(\frac{\rho W^2}{\rho V^2} \right)_{\text{натуре}} = \left(\frac{\rho W^2}{\rho V^2} \right)_{\text{модели}} \quad (9)$$

Общий вид установки, расположенной в рабочей части трубы, показан на рис. 6. Из ресивера воздух по специальному трубопроводу подводится к модели реверсора. Подводящий трубопровод проходит внутри модели фюзеляжа или мотогондол.

В целях исключения механических воздействий подводящих трубопроводов на весы в процессе эксперимента криволинейная часть трубопровода выполнена по дуге окружности радиуса R . Расположение центра вра-

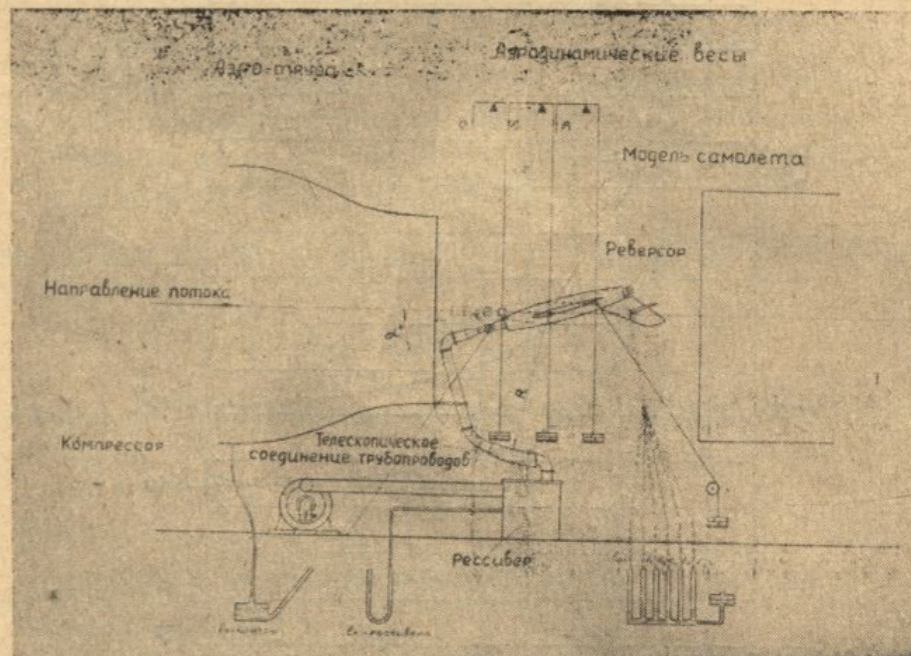


Рис. 6.

щения принято на оси передних державок подвески самолета, что давало возможность изменять углы атаки трубопровода одновременно с изменением углов атаки модели. Это обеспечивало взвешивание сил (действующих на модель) на трех компонентных аэродинамических весах без введения дополнительных поправок.

Дополнительное сопротивление, вызванное реверсирующим устройством, определится как разность между сопротивлением модели самолета с включенным реверсором и сопротивлением самолета с выключенным реверсором, т. е.

$$\Delta c_x = c_x' - c_x.$$

Аналогично

$$\Delta c_y = c_y' - c_y$$

$$\Delta m_z = m_z' - m_z.$$

При определении Δc_x и Δc_y исключались реакция от выхлопа газов и механическое воздействие подводящих трубопроводов на показание весов.

На графиках (рис. 7, 8, 9, 10, 11, 12) показаны результаты испытаний в аэротрубе модели самолета с реверсором тяги.

Испытания проводились при постоянной скорости истечения из реверсора и при различных углах поворота струи ϵ_r^0 . Изменялись скорость потока в трубе и углы атаки модели. Пунктиром показаны исходные значения c_x , c_y , m_z модели без реверсора.

На графиках показаны значения q_p/q_n , принятые при эксперименте.

Как видно из приведенных графиков, значения Δc_y и Δm_z мало изменяются при изменении углов атаки модели и возрастают по абсолютной величине с увеличением отношения q_p/q_n и углов поворота струи ε_r^0 .

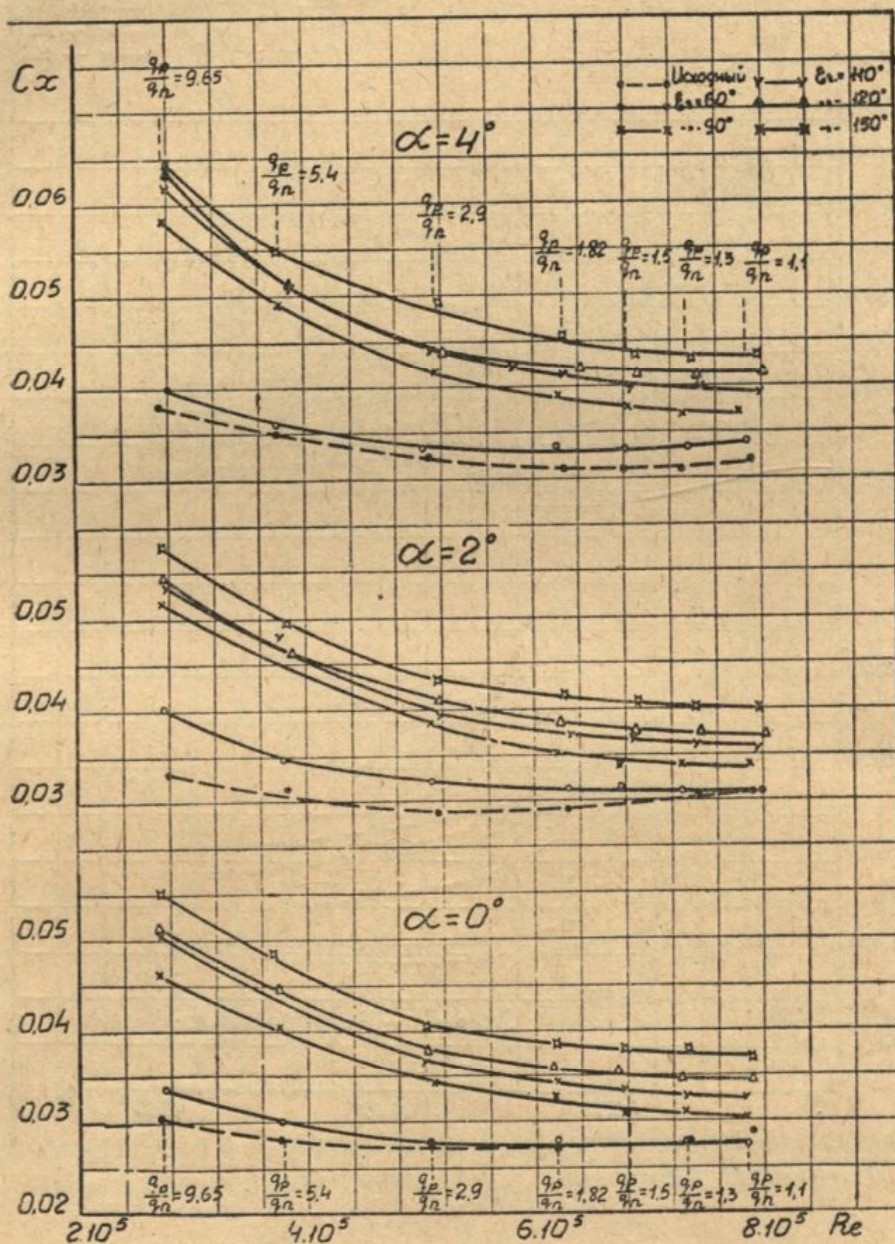


Рис. 7.

Значение Δc_x увеличивается с ростом углов атаки, ε_r^0 и отношения q_p/q_n .

Отсюда можно сделать вывод, что учет этих величин особенно важен при исследованиях режимов посадки самолета (большие значения q_p/q_n).

Увеличение сопротивления модели самолета с включенным реверсором объясняется понижением давления за реверсором при его включении. Это подтверждается и опытом. На рис. 13 представлены результаты измеренных давлений непосредственно за реверсором.

Уменьшение коэффициента c_y и появление кабрирующего момента при включении реверсора можно объяснить торможением потока в области

горизонтального оперения и крыла. Поэтому при увеличении скорости набегающего потока (уменьшение q_p/q_n) уменьшается влияние на аэродинамические коэффициенты струи, вытекающей из реверсора.

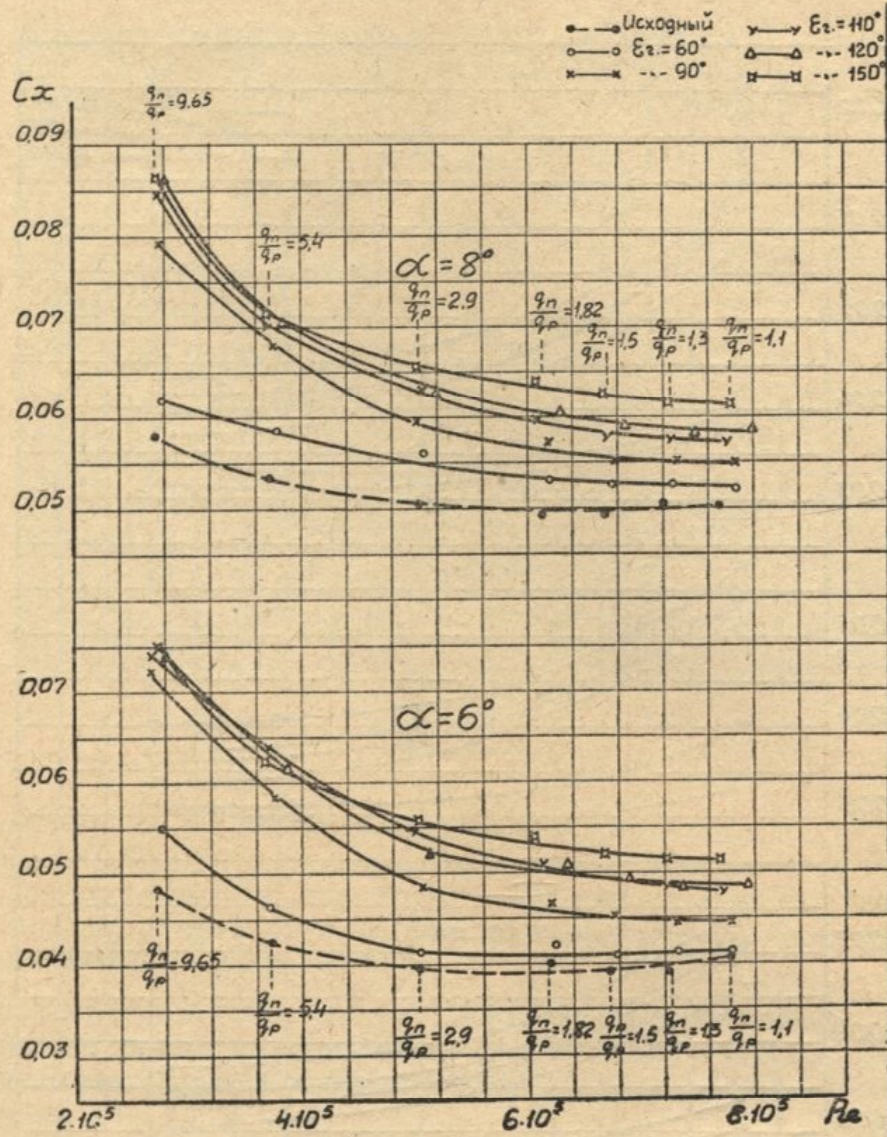


Рис. 8.

Следовательно, полная тормозная сила, действующая при пробеге на самолет с реверсором тяги, будет равна

$$\begin{aligned}
 -T = & (c_x + \Delta c_x) \frac{\rho V^2}{2} S_{кр} + \kappa_p (P + mV) + n \varphi m V + \\
 & + f_{пр} \left[G - (c_y - \Delta c_y) \frac{\rho V^2}{2} S_{кр} \right], \quad (10)
 \end{aligned}$$

где $f_{пр}$ — приведенный коэффициент трения.

Согласно закону Ньютона, ускорение $j = \frac{dV}{dt}$ связано с тормозящей силой на режиме посадки равенством

$$mj = -T. \quad (11)$$

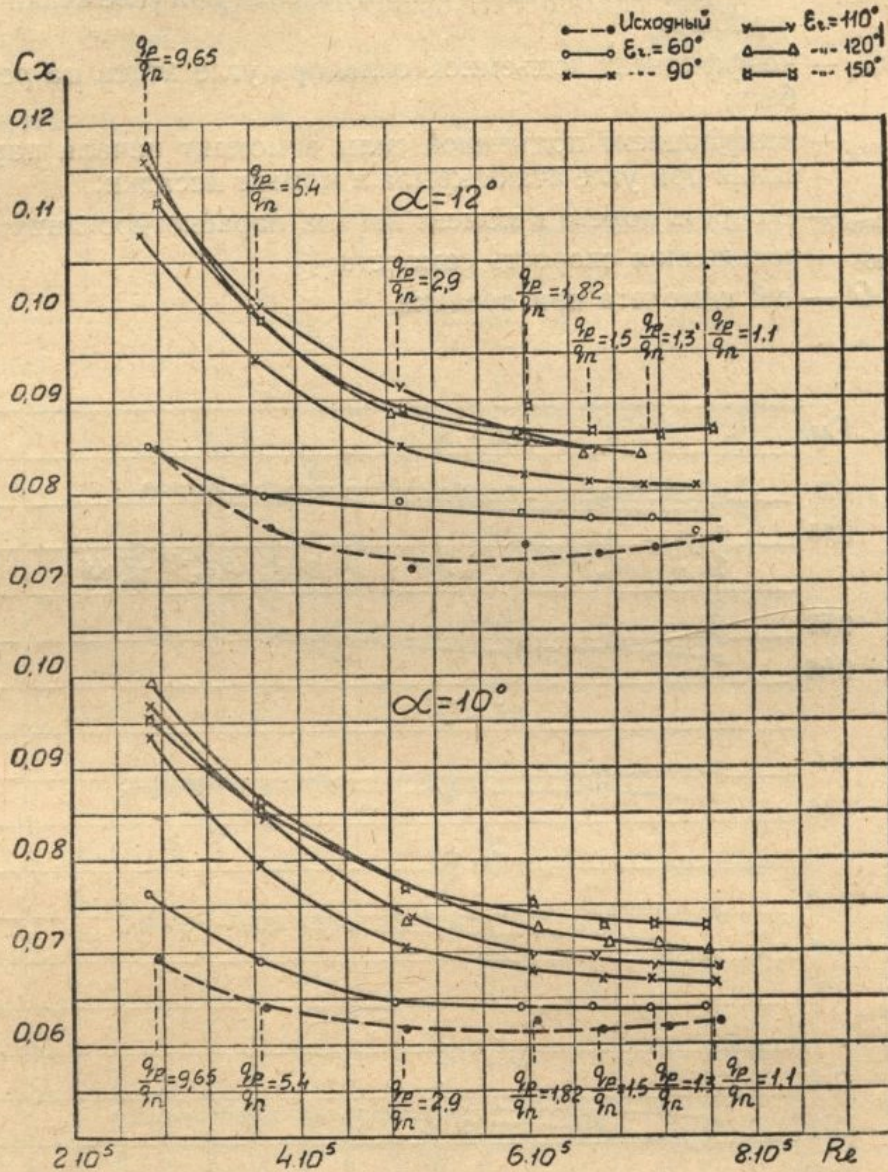


Рис. 9.

Воспользовавшись методом проф. В. П. Ветчинкина, определим время и длину пробега самолета от скорости $V_{\text{пос}}$ до любой скорости V

$$t = \int_V^{V_{\text{пос}}} \frac{m dV}{T} = \frac{1}{g} \int_V^{V_{\text{пос}}} \frac{dV}{aV^2 + bV + c}; \quad (12)$$

$$L_{\text{пр}} = \int_V^{V_{\text{пос}}} \frac{V dV}{j} = \frac{1}{g} \int_V^{V_{\text{пос}}} \frac{V dV}{aV^2 + bV + c}; \quad (13)$$

где

$$a = \frac{1}{V_{\text{пар}}^2} \left[\frac{c_{\text{хпр}} + \Delta c_x}{c_{\text{упар}}} - \frac{f_{\text{пр}}(c_{\text{упр}} - \Delta c_y)}{c_{\text{упар}}} \right]; \quad (14)$$

$$b = \frac{m}{G} (\kappa_p + n\varphi); \quad c = f_{\text{пр}} + \kappa_p \frac{P}{G};$$

- $C_{хпр}$ — коэффициент лобового сопротивления при угле атаки на режиме пробега;
 $C_{впр}$ — коэффициент подъемной силы при угле атаки на режиме пробега;
 $C_{унар}$ — коэффициент подъемной силы в момент начала парашютирования при угле атаки крыла в момент посадки;
 $V_{нар}$ — скорость полета в момент начала парашютирования;
 $V_{пос}$ — посадочная скорость самолета;
 G — вес самолета при посадке.

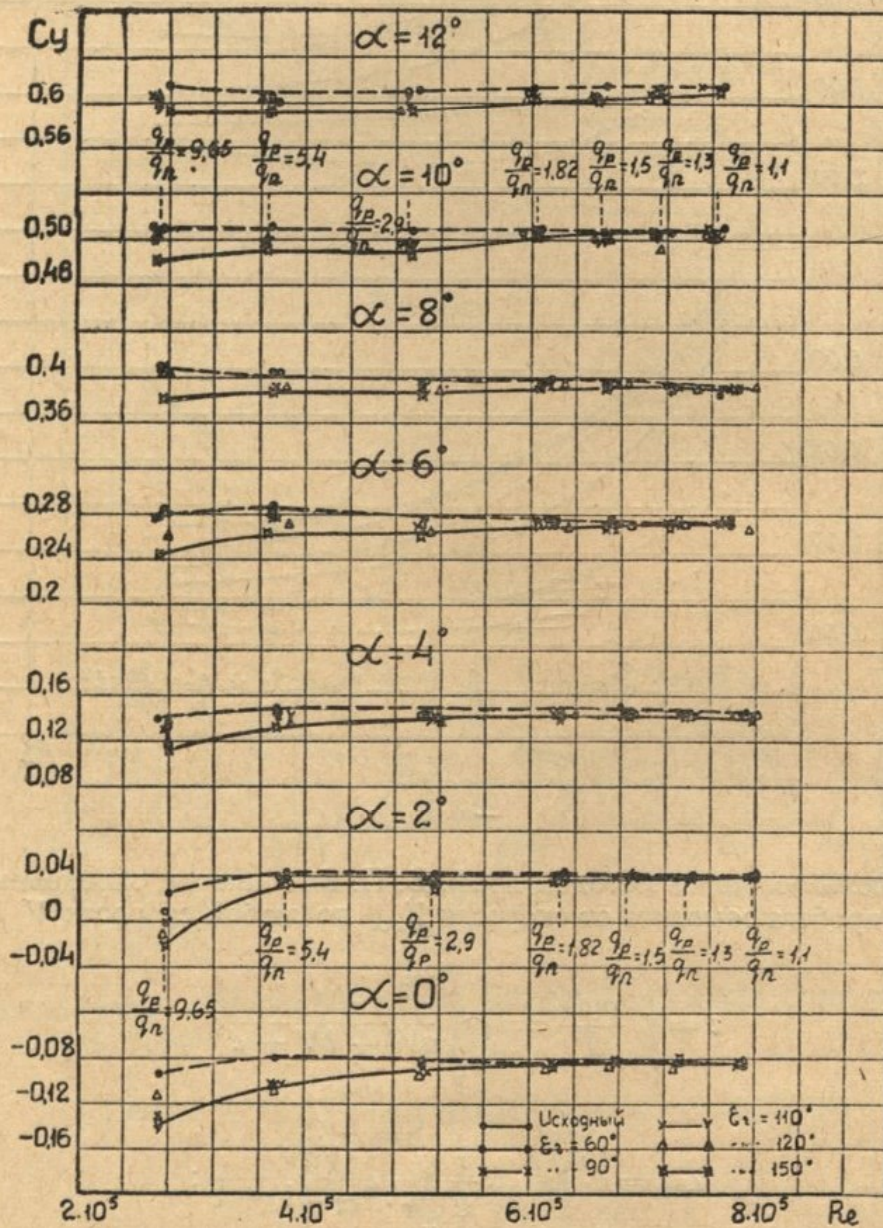


Рис. 10.

Для расчета длины и времени пробега приняты следующие данные:

- а) тяговооруженность $P/G = 0,6; 0,2$ и
 $\kappa_p = 0; 0,2; 0,4; 0,6; 0,8; 1;$

б) приведенный коэффициент трения $f_{пр} = 0,2$ при торможении колесами по бетонированной дорожке и $f_{пр} = 0,05$ для ВПП, покрытой льдом, или при посадке без торможения колесами;

в) посадочная скорость $V_{пос} = 60,50$ м/сек.

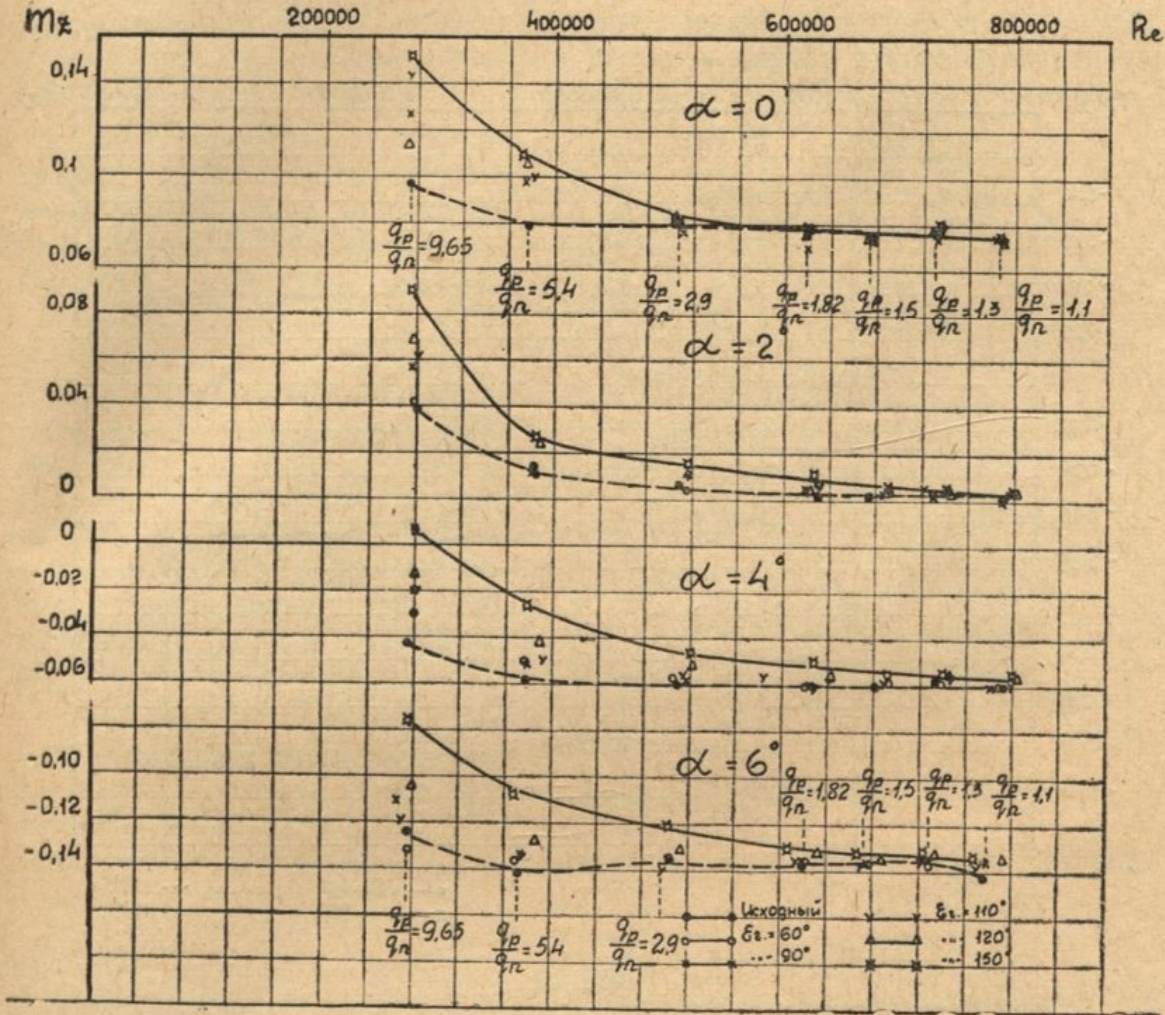


Рис. 11.

При построении графика (рис. 14, 15, 16, 17, 18, 19, 20) по оси абсцисс откладывается величина отношения длины пробега для одного из рассмотренных случаев посадки ($f_{пр} = 0,05$ и $f_{пр} = 0,2$) соответственно к длине пробега по бетонированной полосе с торможением только колесами ($f_{пр} = 0,2$) для самолета без реверсора тяги.

Из приведенных графиков видно, что наиболее эффективное торможение происходит при малых значениях коэффициентов κ_p . Например, если $P/G = 0,6$, то пробег (рис. 14) при различных κ_p составляет

κ_p	0	0,2	0,4	0,6	0,8	1
$\frac{L_{пр}}{L_0}$ 100%	84	55	40	31	26	23

Таким образом, применяя для торможения самолета реверсор с коэффициентом реверсирования 0,8, вместо 0,6 (рис. 14), уменьшим длину про-

бега примерно на 5%, в то время как при $\kappa_p=0,2$ пробег уменьшается на 29%.

Как же отразится увеличение коэффициента реверсирования на конструкции реверсора?

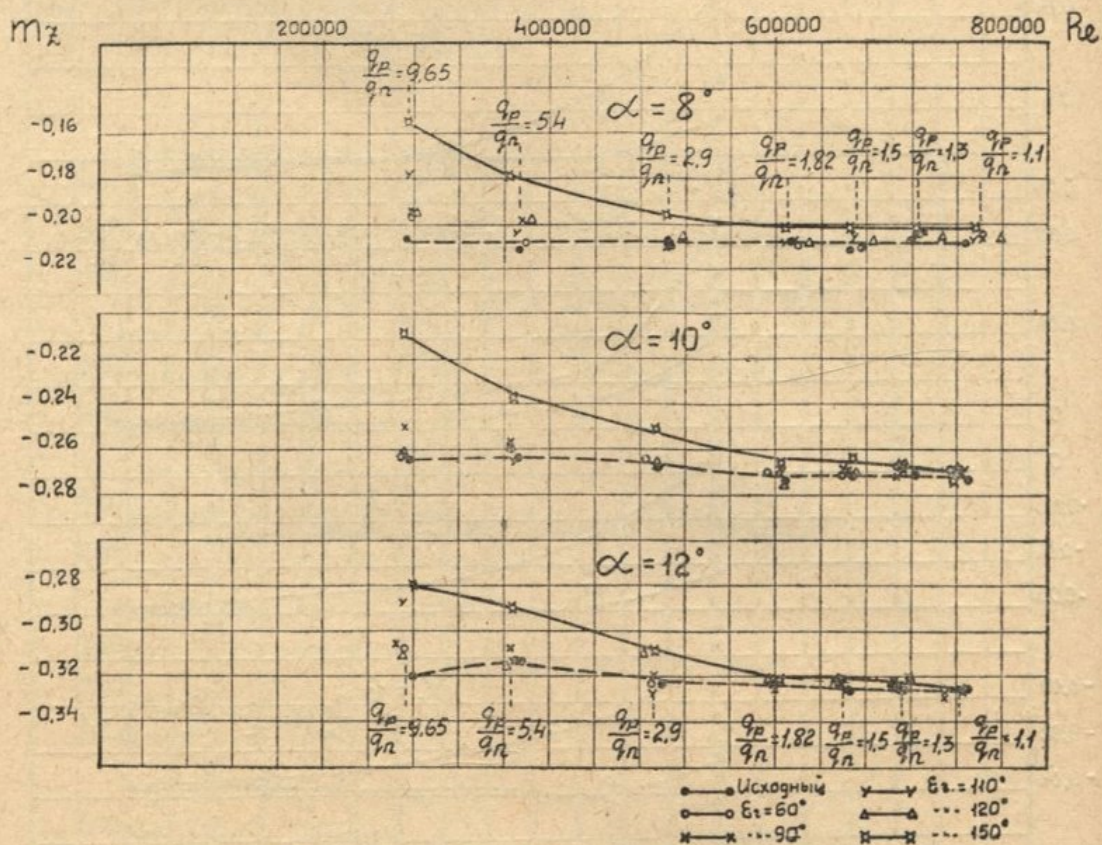


Рис. 12.

Анализ существующих конструкций реверсоров показывает, что с увеличением κ_p усложняется конструкция реверсора, увеличивается его вес, нарушается режим работы двигателя. При этом наибольшие трудности встречаются при получении κ_p , близких к 1,0 т. е. 0,7; 0,8; 0,9.

На основании проведенных экспериментов и расчетов можно рекомендовать для самолетов с тяговооруженностью $P/G \geq 0,4$ коэффициент реверсирования $0,2 < \kappa_p \leq 0,6$, причем меньшие значения соответствуют большим значениям P/G .

Из графика (рис. 14) видно, что с увеличением тяговооруженности пробег при одном и том же κ_p сокращается.

При посадке на дорожку, покрытую льдом, или без торможения колесами ($f_{пр}=0,05$) (рис. 14) наиболее эффективное торможение происходит также при малых значениях κ_p , при этом эффективность более резко выражена по сравнению с предыдущим случаем ($f_{пр}=0,2$).

Характерным является то, что при увеличении тяговооруженности при больших значениях κ_p разность в пробегах между первым ($f_{пр}=0,2$) и вторым ($f_{пр}=0,05$) случаями уменьшается.

Например, в первом случае для $P/G=0,6$ при $\kappa_p=0,6$ $L_{пр}/L_0 \cdot 100\% = 31\%$, а во втором $L_{пр}/L_0 \cdot 100\% = 36\%$, т. е. разность в пробегах составляет 5%, а при $\kappa_p=1$ разность составляет всего 2%; для $P/G=0,2$ при $\kappa_p=0,6$ $L_{пр}/L_0 \cdot 100\% = 55\%$ для первого случая, а для второго — $L_{пр}/L_0 \cdot 100\% = 76\%$, т. е. разность в пробегах составляет 21%. Поэтому для самолетов с большой тяговооруженностью и снабженных реверсом целесообразно совершать пробег с незаторможенными колесами ($f_{пр}=0,05$) и применять торможение колесами только в случае отказа реверсирующего устройства. Это позволит увеличить срок службы покрышек колес.

Для самолетов с относительно малой тяговооруженностью желательно применить одновременное торможение реверсором и тормозами колес.

Однако не исключена целесообразность и в этом случае совершать посадку с торможением только реверсором. Пробег при этом для $\kappa_p=0,6$ и $P/G=0,2$ получается меньше на 24% по сравнению с пробегом самолета без реверсора, совершающего посадку на бетонированную полосу с торможением только колесами.

На рис. 15 и 16 показано влияние посадочной скорости на пробег самолета, имеющего соответственно тяговооруженности $P/G=0,6$ и $P/G=0,2$ при различных значениях κ_p и $f_{пр}$. Как вид-

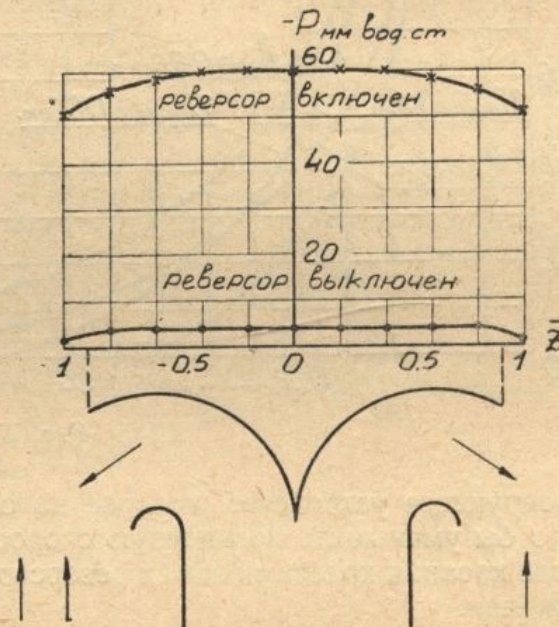


Рис. 13.

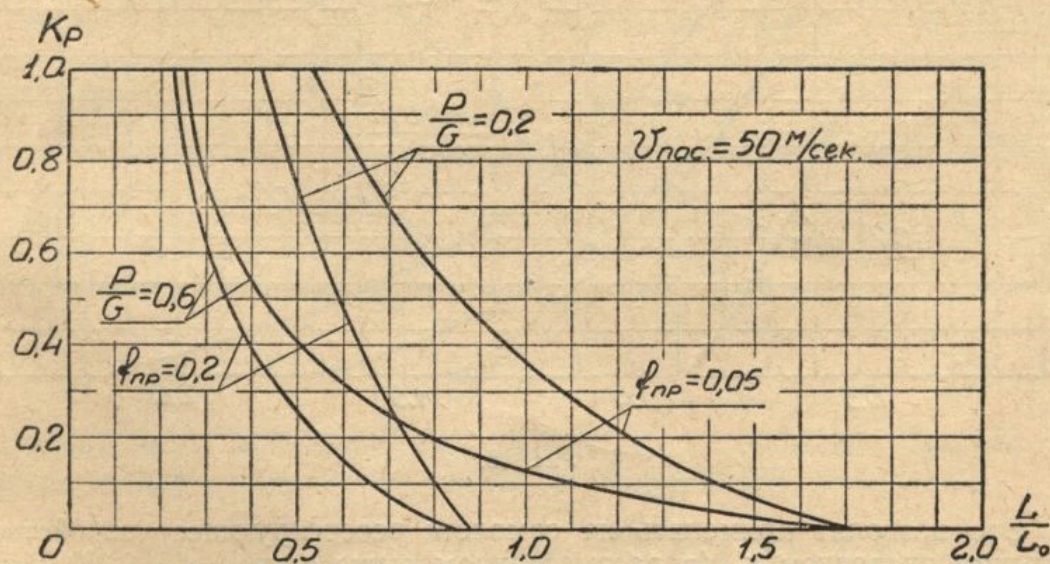


Рис. 14.

но из графика (рис. 15), при $\kappa_p=0,6$ и $V_{пос}=60$ м/сек $L_{пр}/L_0 = 0,44$, что соответствует коэффициенту реверсирования $\kappa_p=0,32$, но для скорости $V_{пос}=50$ м/сек.

С уменьшением P/G разность в коэффициентах реверсирования еще более значительная (рис. 16). Это обстоятельство еще раз подтверждает ранее высказанное предположение о том, что желательно иметь такое ре-

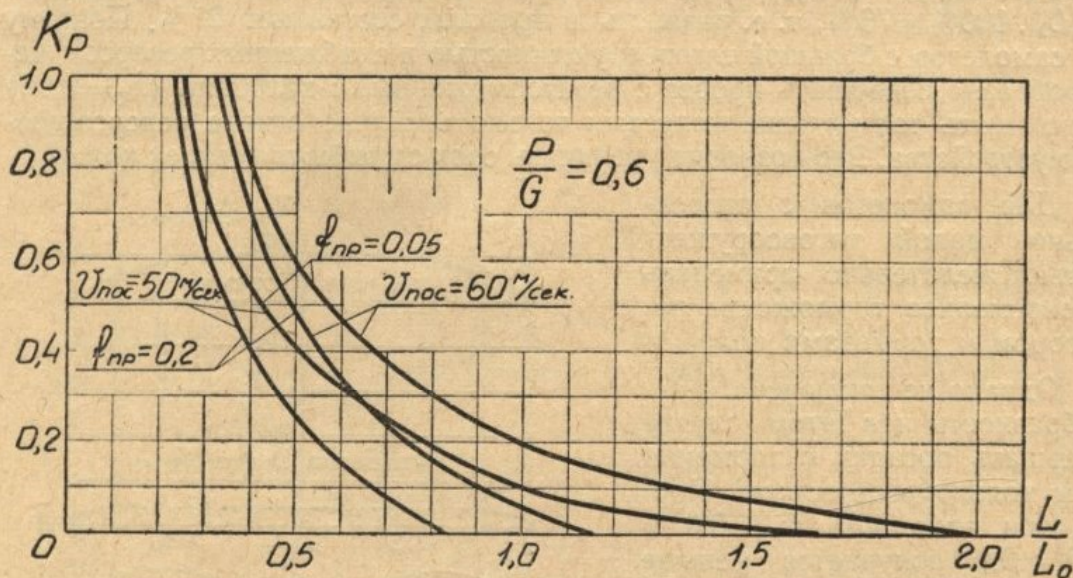


Рис. 15.

версирующее устройство, которое на определенном этапе посадки позволяло бы уменьшить посадочную скорость путем отклонения струи вниз, а после касания колесами земли реверсор устанавливается в положение торможения.

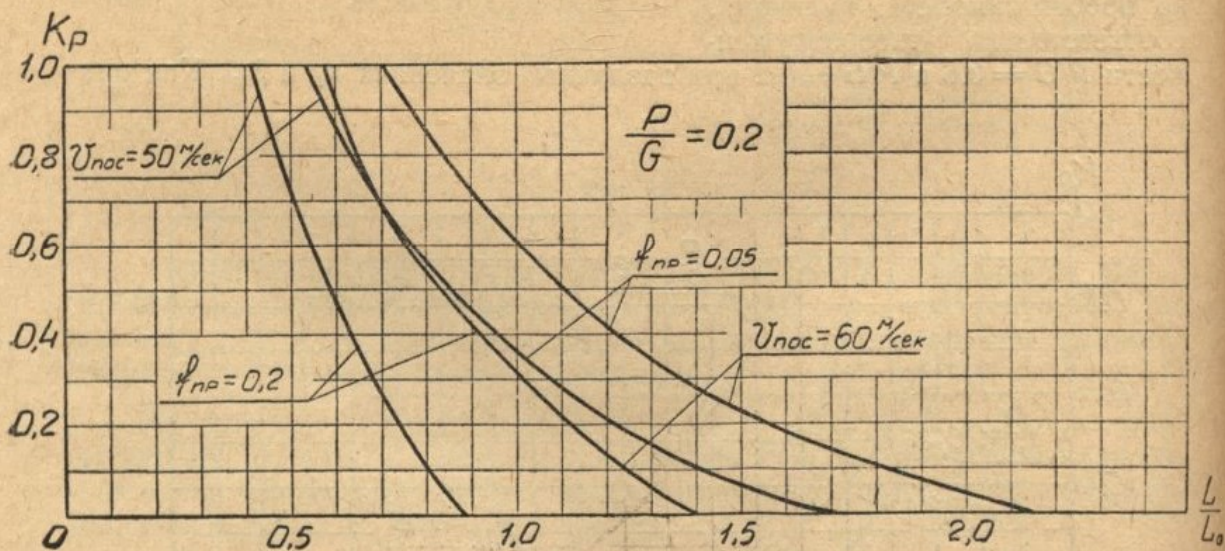


Рис. 16.

Это позволит применять на самолете реверсирующее устройство с меньшим значением k_p (в рассмотренном выше случае $k_p = 0.32$, вместо $k_p = 0.6$).

Однако поворот струи двигателей вниз для создания дополнительной подъемной силы возможен в случае, когда двигатели расположены вблизи центра тяжести самолета и это не вызовет значительной перебалансировки самолета.

На графиках (рис. 17, 18, 19, 20) пунктиром изображены значения относительного пробега без учета дополнительного сопротивления, вызванного реверсирующим устройством. Подобный расчет был вызван тем, что при расчетах пробега с реверсором ограничиваются максимальным

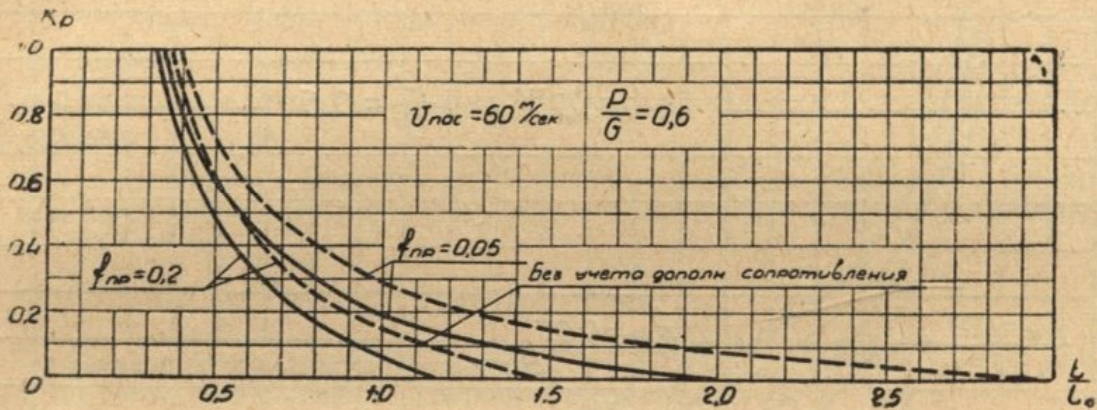


Рис. 17.

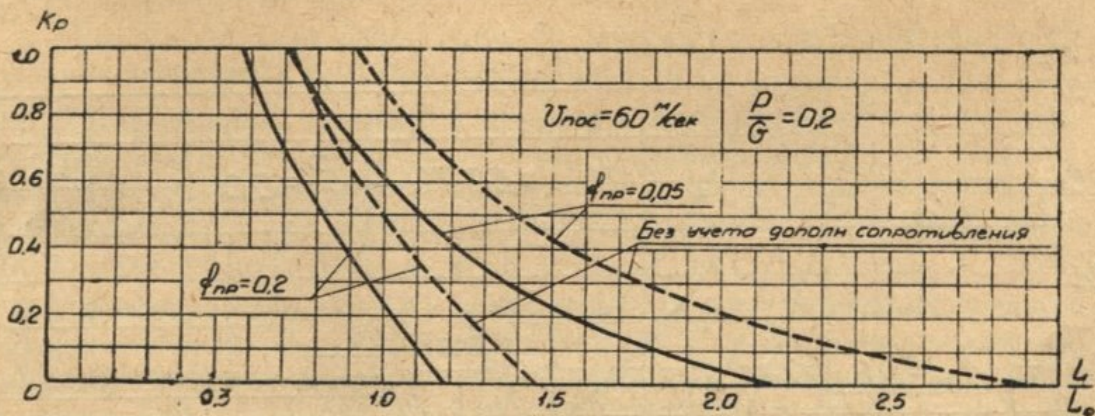


Рис. 18.

коэффициентом реверсирования, полученным в стендовых условиях. Тормозящая сила в этом случае определяется формулой

$$-T' = c_{хпр} \frac{\rho V^2}{2} S_{кр} + f_{пр}(G - (c_{упр} \frac{\rho V^2}{2} S_{кр})) + K_{\rho_{\max}} P \quad (15)$$

Как показали наши расчеты, это приводит к значительным неточностям.

Например, если для данного типа реверсора в стендовых условиях $K_p=0,6$, то при $V_{нос}=60$ м/сек и $P/G=0,6$ относительный пробег без учёта

дополнительного сопротивления при $f_{пр}=0,05$ равен $L_{пр}/L_0 = 0,57$ (рис. 18), а с учетом сопротивления этот пробег получится при $\kappa_p = 0,5$, т. е. $\Delta\kappa_p = 0,6 - 0,5 = 0,1$.

С уменьшением тяговооруженности разность κ_p еще больше выражена. Например, при $V_{пос} = 60$ м/сек и $P/G = 0,2$ при значении $f_{пр} = 0,2$ и $L_{пр}/L_0 = 0,9$ (рис. 20) $\Delta\kappa_p = 0,63 - 0,38 = 0,25$.

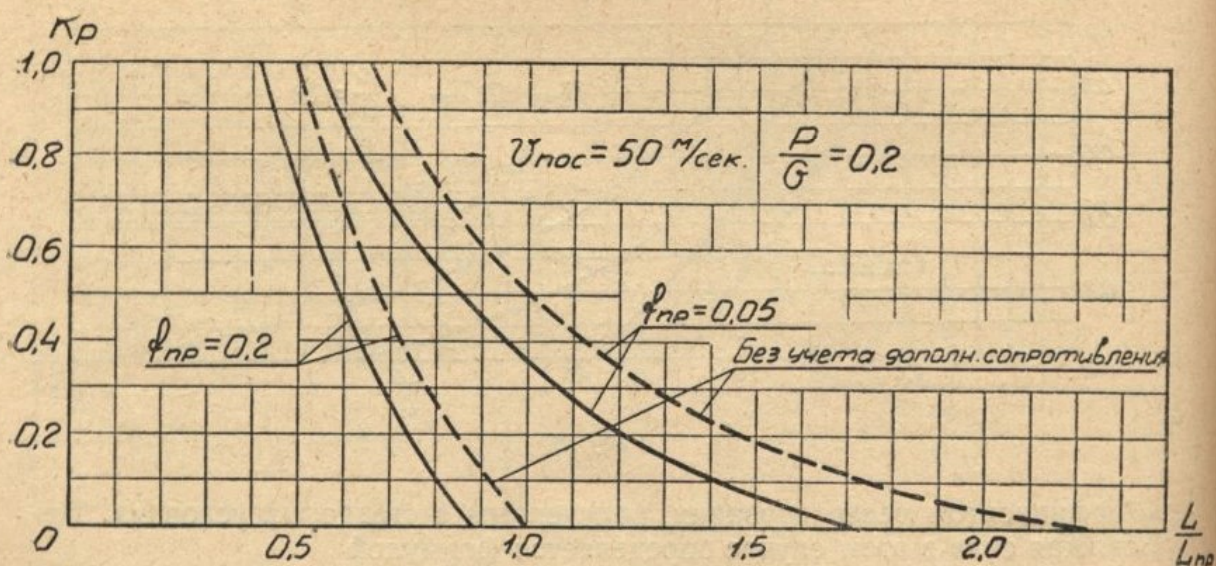
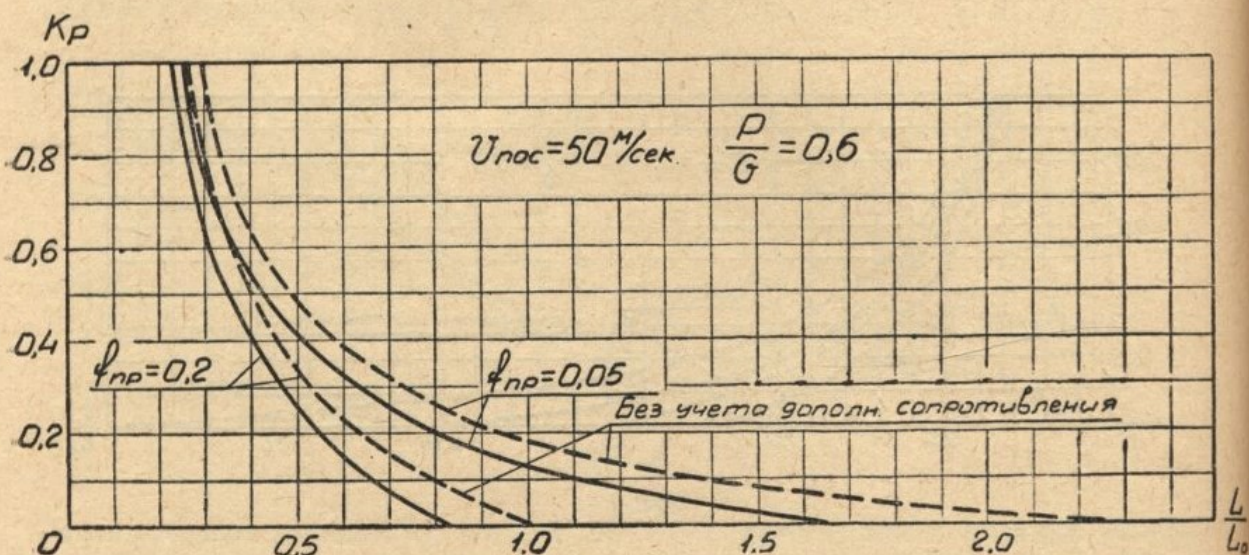


Рис. 20.

Таким образом, испытание модели самолета с реверсором позволяет определить дополнительное сопротивление, а учет последнего при определении пробега позволяет при одном и том же заданном пробеге иметь реверсор с меньшим коэффициентом реверсирования, что упрощает конструкцию реверсора, уменьшает вес его и т. д.

Применение реверсирующих устройств несколько увеличивает стоимость, вес самолета и усложняет его конструкцию. Однако эти недостатки в сравнении с бесспорными выгодами незначительны, так как реверсор тяги позволяет

- 1) значительно сократить длину пробега самолета, независимо от состояния ВПП (сухой бетон, покрытый льдом);
- 2) облегчить заход на посадку и обеспечить возможность вынужденного ухода на второй круг;
- 3) улучшить маневренные качества самолета (торможение и разгон);
- 4) увеличить угол безопасного пикирования;
- 5) улучшить приемистость двигателя;
- 6) увеличить угол при планировании и обеспечить точное приземление самолета;
- 7) самолетам находиться на большой высоте до разрешения посадки, что увеличивает безопасность полета и позволяет экономить горючее.

В ы в о д ы

1. Для современных самолетов одним из наиболее эффективных способов торможения является реверсирование тяги ТРД.

2. Предлагаемая конструкция реверсора позволяет плавно изменять тягу от полной положительной до максимальной отрицательной, а также использовать реверсор для увеличения подъемной силы при посадке и взлете, что делает его более выгодным по сравнению с реверсорами, предназначенными только для торможения.

3. Включение реверсора, в случае расположения его в хвостовой части фюзеляжа, значительно увеличивает c_x (особенно при малых скоростях полета) и незначительно влияет на c_y и m_z .

4. При пользовании реверсором на режиме посадки тормозящую силу следует определять с учетом изменения c_x и c_y .

5. Целесообразно применять реверсоры, которые позволяют не только реверсировать тягу, но и увеличивать подъемную силу, что даст возможность получить меньшую посадочную скорость, а это равносильно применению реверсоров с меньшим коэффициентом реверсирования при одном и том же пробеге.

6. Применение реверсоров с коэффициентом реверсирования большим 0,6 нецелесообразно, а для самолетов с $P/G \geq 0,6$ приемлемым коэффициентом реверсирования будет 0,4÷0,5. Дальнейшее увеличение коэффициента реверсирования незначительно уменьшает длину пробега, но ведет к усложнению конструкции, утяжелению ее и др.

7. С целью увеличения срока службы покрышек колес можно рекомендовать при посадке самолета с реверсором не пользоваться тормозами колес, а применять их только в аварийных случаях.

ЛИТЕРАТУРА

1. Б. Т. Горощенко. Динамика полета самолета. Оборонгиз, 1954.
 2. Техническая информация БНИ ЦАГИ, № 4, 1956.
 3. Новое в зарубежном авиамоторостроении. Техническая информация МАП, № 5.
 4. Экспресс-информация АН СССР, сер. самолетостроения № 13131, 13132, 13103, 3124, 1387, 1382, 1383, 1384 за 1956 г.
 5. Flight, Sept. 30, 68, N 2436, 545—546, 558 (1955).
 6. Aeroplane, 86, N 2230, 466—467 (1954).
 7. American Aviation, 17, N 27, 13—45 (1954).
-